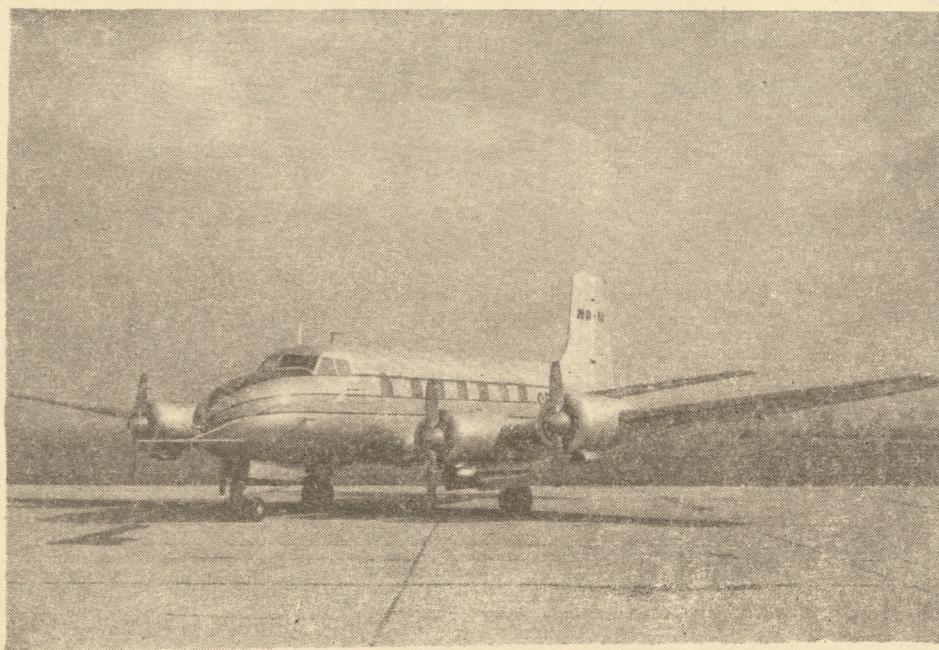


11

# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH  
LISTOPAD 1962



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

## Wpływ gładkości powierzchni na opór aerodynamiczny bryły

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

Opór opływanej bryły zależy w znacznym stopniu od stanu jej powierzchni:

1. Zmienia się opór profilowy, ze względu na zmianę punktu przejścia warstwy przyściennej, laminarnej w burzliwą (im większa szorstkość tym bardziej przesunięty jest do przodu punkt przejścia).
2. Przy dostatecznie wysokich nierównościach powierzchni dodaje się ich opór własny.

### WPŁYW SZORSTKOŚCI POWIERZCHNI NA OPÓR PROFILOWY BRYŁY OPŁYWANEJ POWIETRZEM

Na opór profilowy bryły opływanej składa się opór tarcia i opór kształtu

$$C_{x_p} = C_{x_t} + C_{x_c}$$

gdzie:

$C_{x_p}$  jest współczynnikiem oporu profilowego,

$C_{x_t}$  jest współczynnikiem oporu tarcia,

$C_{x_c}$  jest współczynnikiem oporu kształtu (zależy od rozkładu ciśnień na bryle opływanej).

Ze względu na brak materiału doświadczalnego opracowano metodę określania wielkości współczynnika oporu profilowego za pomocą współczynnika oporu (tarcia) płaskiej płytki

$$C_{x_p} = \eta_k 2C_f$$

gdzie:

$C_f$  jest współczynnikiem tarcia gładkiej, płaskiej płytki odniesionym do całkowitej (obustronnej) powierzchni płytki,

$\eta_k$  jest współczynnikiem proporcjonalności.

Wielkość  $2C_f$  można określić za pomocą zależności

$$2C_f = f(Re)$$

(zależność ta jest podana w 6 zeszyt TL z roku 1960 l.p.1).

Krzywe wyznaczone według wzorów teoretycznych:

1. Dla całkowicie laminarnej warstwy przyściennej

$$C_f = \frac{1,328}{\sqrt{Re}} \text{ — jest to wzór opracowany przez Blasiusa;}$$

2. Dla całkowicie burzliwej warstwy przyściennej współczynnik oporu płaskiej płytki można określić za pomocą trzech wzorów:

$$C_f = 0,455 (\log_{10} Re)^{-2,5} \text{ — wzór opracowany przez Prandtla,}$$

$$\frac{0,242}{\sqrt{C_f}} = \log_{10} (Re C_f) \text{ — wzór opracowany przez Karmana,}$$

$$C_f = \frac{0,074}{5} \frac{1}{\sqrt{Re}} \text{ — wzór opracowany przez Blasiusa.}$$

Wzór Blasiusa zgadza się z wynikami doświadczalnymi w zakresie liczb Reynoldsa mniejszych od  $10^6$ . Dla większych liczb Reynoldsa lepiej stosować wzór opracowany przez Prandtla:

3. Dla określenia charakteru zależności  $C_f = f(Re)$  w zakresie przejściowym (przejście od przepływu całkowicie laminarnego do przepływu całkowicie burzliwego) można postąpić według wzoru

$$a) \quad C_f = 0,074 Re^{-1/2} - (0,074 (Re_p)^{-1/2} - 1,328 (Re_p)^{-1/2}) \frac{Re_p}{Re}$$

wzór ten określony został w oparciu o zależność Blasiusa charakteryzującą warstwę całkowicie burzliwą [ $C_f = 0,074 Re^{-1/2}$ ]:

(dalszy ciąg na str. 344)

### TRESC

	str.
Nowelizacja prawa lotniczego . . . . .	317
E. LEWALSKA — Opory usterzenia . . . . .	318
S. SZULC — Porównanie nowoczesnych i konwencjonalnych sposobów obróbki pod względem oszczędności materiału i pracochłonności . . . . .	320
T. RAJPERT — Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. IV . . . . .	327
Nowości techniczne . . . . .	337
Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	339
Kronika . . . . .	340
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	341
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej . . . . .	okł.

### CONTENTS

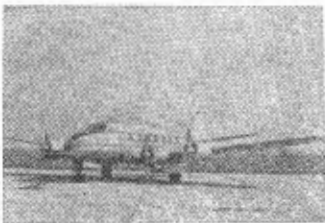
	page
Changes in aeronautical law . . . . .	317
E. LEWALSKA — A drag of a tail-unit . . . . .	318
S. SZULC — Comparison of modern and conventional processing methods with regard to saving material and worktime . . . . .	320
T. RAJPERT — The aspects of the airfield construction regards to the operation of modern aircraft and helicopters, part IV . . . . .	327
Technical News . . . . .	337
From Communication Aviation . . . . .	339
Chronicle . . . . .	340
Aviation Documentation Review . . . . .	341
Designer's Data Sheets — E. LEWALSKA: The influence of surface finish on aerodynamic drag . . . . .	on cover

### СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Нововведение авиационного законодательства . . . . .	317
E. LEWALSKA — Сопrotивления управлений высотного и поворота . . . . .	318
S. SZULC — Сравнение современных и конвенциональных методов обработки в отношении экономии материала и трудоемкости . . . . .	320
T. RAJPERT — Проблемы аэродромного строительства в освещении эксплуатации современных самолетов и вертолетов, часть IV . . . . .	327
Технические новости . . . . .	337
Из коммуникационной авиации . . . . .	339
Хроника . . . . .	340
Документационный обзор авиации . . . . .	341
Конструкторские пособия Авиационной Техники — E. LEWALSKA: Влияние шероховатости поверхности на аэродинамические сопротивления тел. E. LEWALSKA — Сопrotивления мелких деталей . . . . .	(окончание).

### NASZA OKŁADKA

Polski samolot komunikacyjny MD-12



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

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

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

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

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



# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVII

LISTOPAD 1962 R.

ZESZYT 11

## Nowelizacja prawa lotniczego

Uchwała Sejmu o przyjęciu ustawy o prawie lotniczym, podjęta w dniu 31 maja br., zakończyła pierwszy etap wieloletnich prac nad nowelizacją polskiego prawodawstwa lotniczego. Nie wracając do historii prac nad ustawą, warto podać krótką jej charakterystykę\*) oraz poinformować o skutkach, jakie przyniesie ona w postaci przepisów wykonawczych, regulujących praktyczną działalność lotnictwa.

Ustawa składa się z dziewięciu działów. Obok działów regulujących sprawy rzeczowe, a mianowicie sprawy statków powietrznych (II), lotnisk (III), personelu lotniczego (IV), ruchu (V), i przewozów (VI), znajdują się w niej działy, poświęcone sprawom formalno-prawnym (I), odpowiedzialności cywilnej (VII) i sankcjom karnym za naruszenie ustawy (VIII). Ustawa pozbawiona jest — w przeciwieństwie do poprzedniego prawa — szczegółowych, często zmieniających się przepisów technicznych, natomiast szczegółowo rozwiązuje niektóre sprawy, dotyczące interesów obywatela, jak na przykład wielkość odszkodowania za szkody poniesione przy przewozie.

Ustawę cechuje kompleksowość, przy czym chodzi tu o kompleksowość z dwóch punktów widzenia: rozwiązane są w niej sprawy wszystkich rodzajów lotnictwa cywilnego, a także rozwiązane są wszystkie problemy tego lotnictwa.

Jak wspomniano wyżej, uchwalenie ustawy należy uważać tylko za pierwszy etap prac nad nowelizacją prawodawstwa lotniczego. O skuteczności ustawy i efektywnym jej wykorzystaniu decydować będzie więc szybkie wydanie nowych i nowoczesnych przepisów wykonawczych. Sprawa o dużym znaczeniu jest w tej sytuacji koncepcja tych przepisów i pogodzenie w nich międzynarodowych zobowiązań PRL oraz faktycznego stanu naszego lotnictwa.

Dla prac nad przepisami technicznymi (to znaczy przepisami dotyczącymi statków, lotnisk, personelu, ruchu) przyjęto jako podstawę formalną i merytoryczną aneksy do konwencji chicagowskiej. Adaptowanie tych aneksów wymagać będzie:

a) rozstrzygnięcia sprawy, które w aneksach podane są w formie zaleceń, pozostawionych do uznania każdemu państwu,

b) wprowadzenie do nich zmian oraz dodatkowych elementów, wynikających z ustaleń Komisji Transportowej Rady Wzajemnej Współpracy Gospodarczej,

c) wprowadzenia do aneksów zmian i nowych elementów, uwzględniających rzeczowy stan naszego lotnictwa i fakt, że niektóre aneksy (np. aneks 6) poświęcone są tylko transportowi lotniczemu,

d) wprowadzenie do nowych przepisów spraw regulowanych u nas dotychczas normami (np. PN-57/L-49001, PN-57/L-49002 i szereg norm resortowych).

Należy liczyć się z pewnymi trudnościami w realizacji tego zadania. Będzie trzeba naruszyć szereg tradycji, polegających na nadmiernej ingerencji administracji państwowej, na przykład w proces projektowania sprzętu lotniczego, a z drugiej strony — na braku tej ingerencji, na przykład na odcinku wyposażenia sprzętu i personelu w instrukcje eksploatacyjne, metod szkolenia kadr itp.

Jednym ze skutków nowych przepisów będzie prawdopodobnie pozostawienie w niektórych sprawach większej swobody producentom i użytkownikom statków powietrznych, a z drugiej strony — stworzenie bardziej rygorystycz-

nych wymagań w sprawach, mających bezpośredni związek z bezpieczeństwem eksploatacji.

Przechodząc do omawiania nowych rozwiązań, jakie rozpatrywane są przy opracowywaniu przepisów wykonawczych, w niniejszym artykule omówione będą tylko najważniejsze sprawy, związane z technicznymi aspektami działalności lotniczej.

### Statki powietrzne

Najważniejszą sprawą wydaje się stworzenie prawnych warunków do przyspieszenia cyklu projektowania, badania i zatwierdzania nowych konstrukcji oraz wprowadzania do ruchu sprzętu importowanego.

Wydaje się, że ingerencja organów nadzoru (konkretnie KCSP i Instytutu Lotnictwa) powinna być wyraźnie ograniczona do badania dokumentacji i sprzętu tylko w zakresie niezbędnym dla ustalenia, czy sprzęt będzie bezpiecznie pracować w warunkach, dla jakich jest zbudowany. **Trzeba natomiast wykluczyć badanie przez te organy celowości budowy sprzętu i pozostawić tę sprawę producentowi i zamawiającemu.**

Dlatego bardzo ważną sprawą jest zwiększenie tempa prac nad przepisami budowy cywilnego sprzętu lotniczego.

Należy rozważyć, czy nie przyjęć zasady, że w zakresie uregulowanych w.w. przepisami budowy sprzęt jest od początku do końca badany przez producenta, a rola organów nadzoru polega na tym, żeby:

1) sprawdzić, czy dokumentacja spełnia warunki wyznaczone przepisami budowy,

2) zbadać sprawozdanie z prób w celu sprawdzenia, czy wyniki prób potwierdziły przyjęte w dokumentacji założenia i mieszczą się w granicach określonych przepisami budowy.

Oczywiście, organa te musiałyby mieć prawo udziału w próbach i nadzoru nad nimi, a także, w uzasadnionych przypadkach, prawo zlecenia przeprowadzenia dodatkowych lub ponownych prób, prawo przeprowadzania niezbędnych prób we własnym zakresie oraz obowiązek rozstrzygnięcia spraw nie uregulowanych przepisami.

Pozornie wydaje się to bliskie obecnej praktyce. Jednak obecnie organa nadzoru, po próbach fabrycznych, badają sprzęt i ewentualnie rezygnują z niektórych prób. Może słuszniej będzie, aby sprzęt był badany przez wytwórcę, a organa nadzoru sprawdzały prawidłowość badań oraz ich wyniki i ewentualnie powtarzały niektóre próby?

### Lotniska

Nowe elementy sprowadzają się przede wszystkim do ustalenia warunków technicznych dla lotnisk niekomunikacyjnych i stale eksploatowanych tak zwanych terenów przygodnych.

### Personel lotniczy

Rozporządzenie o personelu lotniczym z października 1961 r. zbudowane jest już według gotowych, zgodnych z przepisami międzynarodowymi, zasad. Potrzebna będzie jego nowelizacja i naprawienie kilku błędów i wygórowanych wymagań (np. w stosunku do praktyki instruktora szybowcowego na nowym typie), ustalenie jeszcze jednej

\*) por. „Skrzydłata Polska” nr 21/568 str. 3.

licencji pilota śmigłowcowego oraz wymagań dla operatorów radarowych.

## Ruch lotniczy

Problem unormowania spraw ruchu przedstawia stosunkowo najwięcej trudności.

**W ruchu kontrolowanym** trzeba by zapewnić możliwie dużą ilość maksymalnie prostych korytarzy. Z drugiej strony zbyt duża ilość stałych korytarzy powietrznych utrudnia działania innych rodzajów lotnictwa. Dlatego rozważyć trzeba możliwość stworzenia:

1) sieci wygodnych korytarzy stałych, głównie dla ruchu międzynarodowego z możliwością operatywnego ich wykorzystania przez lotnictwo niekontrolowane za zgodą cywilnej służby ruchu,

2) sieci możliwie prostych tras dla regularnego ruchu krajowego, czynnych w czasie przewidzianym rozkładem lotu, z pełną możliwością korzystania z tych tras, za zgodą odpowiednich organów również dla lotów nieregularnych. W pozostałych okresach trasy te nie przecinałyby i nie blokowały bez potrzeby przestrzeni powietrznej.

**W zakresie ruchu niekontrolowanego** należy próbować zrezygnować z zamawiania lotów i skrócić procedurę użytkowania zgody na loty oraz zmniejszyć zbędną pracę kan-

celaryjną, wykonywaną obecnie przez pracowników służby ruchu. Trzeba rozważyć, czy nie wystarczy zgłaszanie zamówień tylko w takim czasie, jaki jest potrzebny dla ustalenia przez komórkę ruchu, zainteresowane bezpośrednio w przelocie (to znaczy — nadzorujące tę przestrzeń, w której ma się odbyć lot), czy na trasie przelotu nie ma innych działań lotniczych, które mogłyby być niebezpieczne dla tego przelotu, lub dla których przelot byłby niebezpieczny.

Zgoda komórek ruchu (pomijając względy meteorologiczne itp.) powinna opierać się tylko na wyżej wymienionych przesłankach ruchowych faktycznie istniejących, a nie planowanych na 24 godziny wcześniej. Przy tym nie każde działanie na trasie przelotu stwarza niebezpieczną kolizję dla przelotu, natomiast najczęściej wymaga tylko udzielenia pilotowi informacji, ostrzeżenia lub określenia odpowiednich warunków lotu.

Rzeczą przepisów ruchowych jest właśnie ustalenie racjonalnych zasad w tej dziedzinie.

Poświęcając uwagę przede wszystkim problemom, związanym z przepisami wykonawczymi do prawa, artykuł niniejszy ma za zadanie zwrócić uwagi na fakt, że ustawa określa ogólne ramy porządku prawnego w lotnictwie, ustala kompetencje i obowiązki, jednak ogromną rolę do spełnienia mają przepisy, które ustawa nakazuje lub pozwala wydać. One w poważnym stopniu będą decydować o operatywności, o racjonalnej ekonomicznej działalności lotnictwa cywilnego.

Mgr inż. E. LEWALSKA

533.6.013.12:533.691.155

## Opory usterzenia

Do oporów szkodliwych zaliczany jest również opór usterzenia. Dla usterzeń najczęściej stosuje się profile cienkie i symetryczne 0006÷0012 (najczęściej stosowany jest profil 0009). Opór minimalny dla takich profili wynosi 0,005÷÷0,006 (dla profilu 0009 otrzymano z badań tunelowych  $C_{x\min} = 0,0059$ ). Do oporu minimalnego dodaje się 40÷100% ze względu na szczeliny, interferencję między statecznikiem a sterem oraz nierówności powierzchni.

Na podstawie istniejących statystyk można orientacyjnie przyjmować:

dla dolnopłatów jednosilnikowych	— $C_{x\min} = 0,0085$
	do $C_{x\min} = 0,0120$
dla dolnopłatów wielosilnikowych	— $C_{x\min} = 0,0060$
	do $C_{x\min} = 0,0110$
dla górnopłatów wielosilnikowych	— $C_{x\min} = 0,0120$
	do $C_{x\min} = 0,0180$

Dla dokładnego obliczenia oporu usterzenia należy posłużyć się analogicznymi metodami i wzorami, jak w przypadku obliczenia oporu skrzydła. Dla przykładu podać można wzór opracowany przez Dorodnicyna — Łojcjańskiego, zastosowany do usterzenia:

$$C_{xH} = 0,925 \cdot 2C_f \cdot \eta_c + \Delta C_{xH} + \Sigma \Delta C_x$$

gdzie:  $2C_f$  jest podwojonym współczynnikiem tarcia płaskiej płytki,

$\eta_c$  jest współczynnikiem (określonym teoretycznie), zależnym od grubości względnej profilu i od położenia punktu przejścia warstwy laminarnej w burzliwą. W granicach  $Re = 5 \cdot 10^6$  do  $Re = 20 \cdot 10^6$  —  $\eta_c$  praktycznie nie zmienia się.

0,925 stanowi poprawkę, wynikającą z porównania obliczeń teoretycznych z wynikami badań doświadczalnych.

Ze względu na cienkie profile usterzenia (znacznie cieńsze niż profile płatów) wpływ ściśliwości na opór usterzenia jest pomijalny.

Współczynnik  $2C_f$  można określić za pomocą wykresów na rys. 1. Liczbę Reynoldsa określa się za pomocą wzoru:

$$Re_H = \frac{V \cdot C_{srH}}{\nu}$$

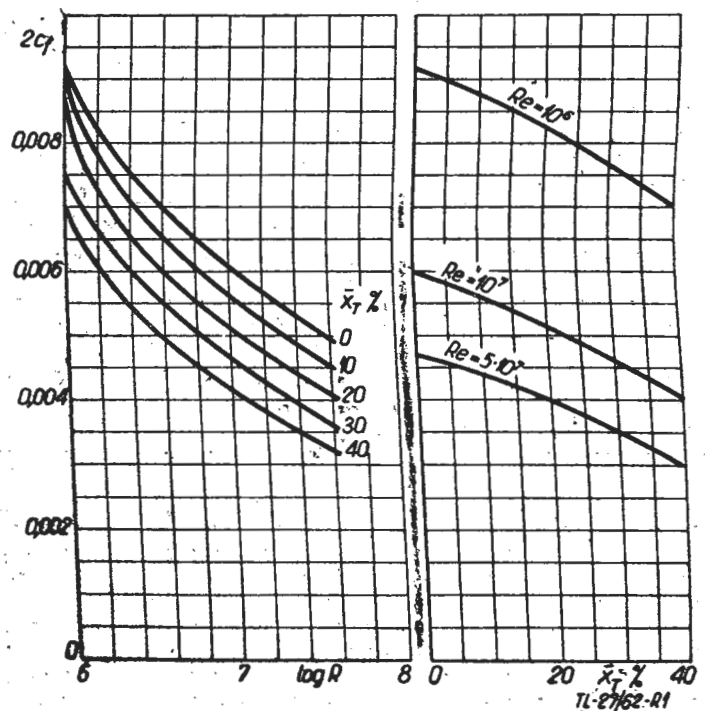
gdzie  $V$  jest prędkością samolotu,

$\nu$  jest kinematycznym współczynnikiem lepkości powietrza,

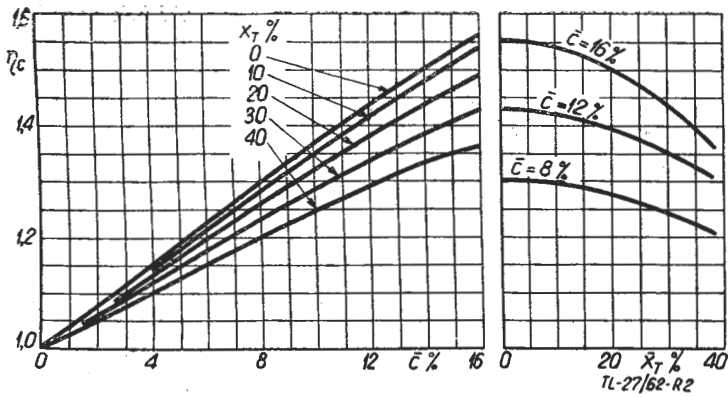
$C_{srH}$  jest zastępczą cięciwą usterzenia

$$C_{srH} = \frac{S_H}{l_H}$$

Punkt przejścia warstwy laminarnej w burzliwą  $\bar{x}_T$  przyjmuje się 0, ze względu na burzliwe działanie warstwy przyściennej w tylnej części kadłuba. Współczynnik  $\eta_c$  można określić za pomocą zależności na rys. 2.



Rys. 1. Zależność współczynnika  $2C_f$  od liczby Reynoldsa i od  $\bar{x}_T$ .



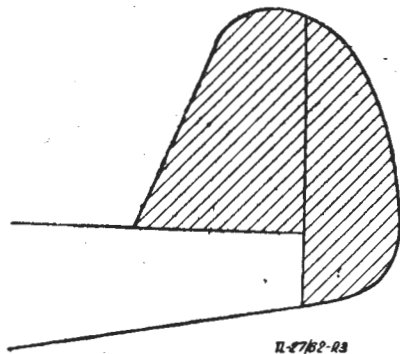
Rys. 2. Zależność współczynnika  $\eta_c$  od grubości względnej profilu  $c\%$  i  $\bar{x}_T$

$\Delta C_{xH}$  określa przyrost współczynnika oporu wywołany szczeliną między statecznikami i sterem. Najczęściej przyjmuje się, że:

$$C_{xH} = 0,002 \div 0,003$$

$\Sigma \Delta C_x$  określa przyrost współczynnika oporu, wywołany różnymi nierównościami (analogicznie jak dla skrzydła).

Często zakłada się, że opór interferencyjny usterzenia i kadłuba zostanie uwzględniony przez przyjęcie odpowiedniej powierzchni odniesienia: cała powierzchnia usterzenia poziomego minus część powierzchni zajęta przez kadłub. Powierzchnię usterzenia pionowego przyjmuje się taką jak zakreskowana na rys. 3.



Rys. 3. Powierzchnia uwzględniania przy obliczeniu współczynnika oporu usterzenia pionowego

Inny wzór, określający współczynnik oporu:

$$C_{xH} = C_{x0H} + \frac{Cz_H^2}{\pi \lambda} + 0,7 \sigma (1 - \sigma) \beta_H$$

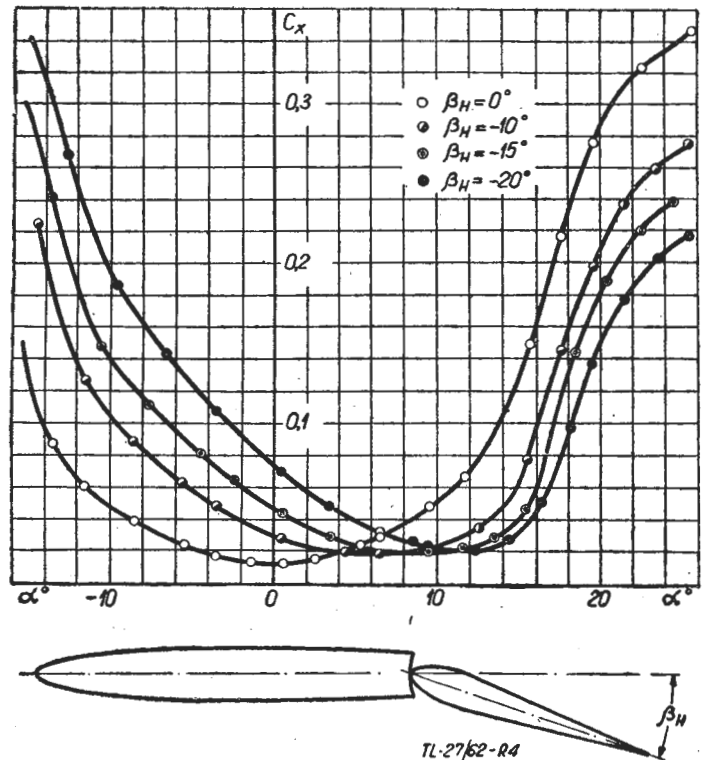
gdzie:  $C_{x0H}$  jest oporem profilowym,

$\frac{Cz_H^2}{\pi \cdot \lambda}$  jest oporem indukowanym,

Pozostały składnik jest funkcją wychylenia steru,

$\sigma = \frac{S_H}{S_H}$  jest stosunkiem powierzchni steru do powierzchni całego usterzenia,

$\beta_H$  — kąt wychylenia steru.



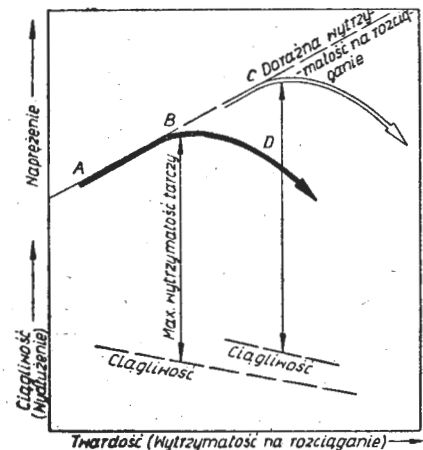
Rys. 4. Zależność współczynnika  $C_{xH}$  od kąta natarcia i kąta wychylenia steru

Dla przykładu można podać zależność współczynnika oporu, izolowanego usterzenia, od kąta natarcia. Usterzenie to o profilu symetrycznym, grubości względnej 8%, wydłużeniu  $\lambda = 3,00$ , powierzchni steru wynoszącej 40% powierzchni całego usterzenia i o trapezowości 2, badano w CAGI. Rys. 4 przedstawia wykres  $C_x = f(\alpha)$ .

### SPROSTOWANIE

W artykule mgra inż. Waleriana Kordzińskiego (zesz. 8/62 „Zagadnienie reprezentatywności wyników prób przeprowadzonych na pojedynczym prototypie silnika turbinowego” błędnie umieszczono podpisy pod rysunkami — podpis spod rysunku 1 powinien znajdować się pod rysunkiem 2, podpis spod rysunku 2 — pod rysunkiem 3 itd. aż do rysunku 8; natomiast podpis pod rysunkiem 1 powinien brzmieć: Wpływ częstości wzbudzenia na naprężenia od drgań [lit. 1]. Poza tym na rysunku 2 nie podano na krzywych oznaczeń A, B, C, D.

W artykule prof. Leszka Dułęby (zesz. 7/62) „Obliczanie momentu żyroskopowego w wierszu 1 i 14 pierwszej szpalty zamiast „dwupłatowe” powinno być „dwułopatowe”, w wierszu 7 pierwszej szpalty zamiast „obwodu” — „obydwu”, w wierszu 8 drugiej szpalty zamiast „prostopadłe” — „prostopadłej” i w wierszu 15 drugiej szpalty zamiast „osię” — „się”.



## Porównanie nowoczesnych i konwencjonalnych sposobów obróbki pod względem oszczędności materiału i pracochłonności

Podstawowym warunkiem przydatności konstrukcji maszyny jest ekonomiczność ich wykonania i eksploatacji. Technologiczne kryteria ekonomiczności wykonania są następujące:

— stopień wykorzystania materiału (określany stosunkiem ciężaru materiału wyjściowego do ciężaru gotowej maszyny),

— pracochłonność wykonania,

— trwałość maszyny (określana ilością godzin jej pracy do remontu, tzw. reurs).

Pracochłonność wykonania maszyn zależy między innymi od technologiczności konstrukcji, która polega na nadaniu jej cech ułatwiających wykonanie w sposób możliwie ekonomiczny dla danych warunków produkcji.

Ważność skutków ekonomicznych dla gospodarki narodowej i szerokie granice wyników zależnych od technologiczności konstrukcji nakazują porównać dotychczas stosowane, konwencjonalne metody technologiczne — z osiągalnymi, przy zastosowaniu nowoczesnej technologii.

Ogólnie, stopień technologiczności konstrukcji, wyrażony powyższymi kryteriami, zależy od sposobu i stopnia dostosowania form konstrukcyjnych do specyfiki poszczególnych metod technologicznych i od rozpiętości między własnościami i postacią materiału wyjściowego a gotową częścią. Im ta rozpiętość jest mniejsza, tym lepsze jest wykorzystanie materiału, mniejsza pracochłonność wykonania i krótszy proces technologiczny.

Technologiczność konstrukcji jest jednakże własnością względną, bowiem zależy ona od dostosowania form konstrukcyjnych do konkretnej metody technologicznej, ta zaś z kolei zależy w dużej mierze od środków, to jest od wyposażenia produkcyjnego. Stopień technologiczności danej konstrukcji może więc być różny w zależności od dostosowania jej do posiadanego wyposażenia produkcyjnego, zaś — niezależnie od tego — od wielkości zamierzonej produkcji danej maszyny.

Dominująca w naszym przemyśle technologia konwencjonalna opiera się na obróbce skrawaniem, zakończonej w większości przypadków szlifowaniem, wyjątkowo — docieraniem. Typowe granice dokładności wymiarowej leżą obecnie w rzędzie klas IT-8, zaś dokładności powierzchni — w rzędzie klas 7—8, wyjątkowo klas 9—10.

Porównanie wzrostu typowych dokładności wykonania w naszym przemyśle i w przemysłach przodujących, oraz jej wpływ na pracochłonność wykonania metodami konwencjonalnymi podaje rys. 1.

Wiadomo że na tle aktualnego stanu technologii ani obróbka wiórowa nie stanowi w większości przypadków wyjątkowego, ekonomicznie uzasadnionego sposobu, ani obróbka ścierna nie zawsze zapewnia możliwości nadania obecnie osiągalnego stopnia własności części, którą można uzyskać innymi, nowoczesnymi sposobami obróbki. Te ujemne cechy technologii konwencjonalnej wynikają z wprowadzonych po wojnie nowych sposobów obróbki, znacznie korzystniejszych zarówno z uwagi na własności użytkowe części, jak i na efekty ekonomiczne produkcji.

Ważność dla gospodarki narodowej wymienionych na początku czynników ekonomicznych nakazuje zanalizować ekonomię technologii, opartej na obróbce wiórowej i porównać ją ze stosowanymi nowymi metodami.

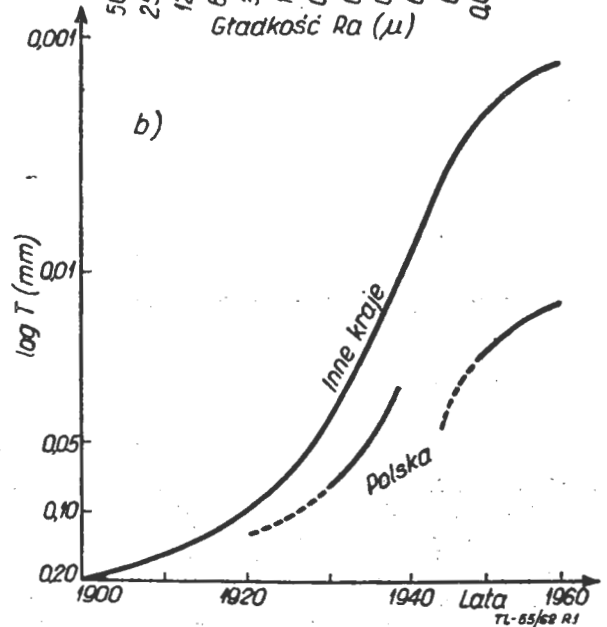
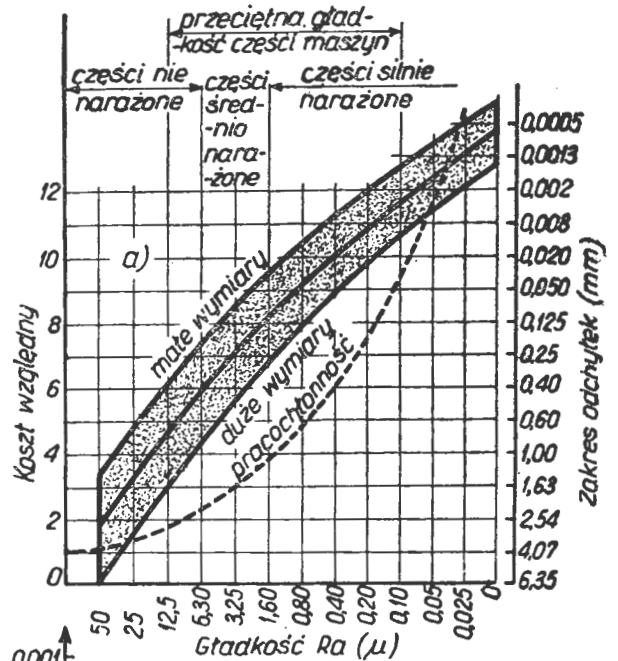
### 1. Pracochłonność i wartość odpadu materiału, spowodowane obróbką skrawaniem

Poniżej uwzględniono tylko straty na odpad, związane z nadawaniem kształtów za pomocą obróbki wiórowej.

Obliczenia strat na odpad dokonano na podstawie przeciętnych wartości dla całego przemysłu ciężkiego. Wyniki tą drogą uzyskane mają charakter szacunkowy, określają więc tylko rząd wielkości, jednak w dostatecznym przybliżeniu, żeby z nich móc wysnuć odpowiednie wnioski. Wyniki te wykazują analogię z wynikami przemysłów obcych, z zastrzeżeniem proporcji wielkości przemysłów porównawczych.

Przyjęty sposób określania kosztów materiału i obróbki na jednostkę produktu nie daje obrazu strat, wynikających z nieprawidłowości konstrukcji i metod technologicznych; obraz ten staje się dopiero jasny przez odniesienie tych kosztów do jednostki odpadu materiału.

Poniżej podano jako przykład obliczenie szacunkowe kosztu odpadu 1 tony wiórów stali o średniej zawartości



Rys. 1a. Wpływ dokładności wykonania i gładkości powierzchni na pracochłonność dla konwencjonalnych sposobów obróbki  
Rys. 1b. Wzrost dokładności seryjnej produkcji w Polsce i w krajach uprzemysłowionych w okresie lat 1900—1960

węgla. W obliczeniu tym poczyniono następujące założenia:

— uwzględniono tylko część obrabiarek zainstalowanych w przemyśle ciężkim, mianowicie: skrawających „dużym wiórem”, jak na przykład tokarki, frezarki, strugarki, z pominięciem obrabiarek skrawających „małym wiórem”, jak szlifierki, przeciągarki itp. Udział tych ostatnich w od-

padzie materiału w całym przemyśle jest minimalny, dlatego odpad z nich pochodzący nie ma wpływu na wyniki obliczenia;

— z szeregu kosztów uwzględniono obliczeniem tylko robocizną bezpośrednią wykonania części skrawaniem oraz wartość materiału zamienionego na wióry, natomiast inne koszty z tym związane ujęto w postaci narzutu robocizny.

Przyjęto następujące założenia:

a) średnia objętość materiału skrawanego jest rzędu  $15 \text{ cm}^3/\text{KM}/\text{min}$ , średnia moc rzeczywista skrawania wynosi 2 KM. Stąd średnia wydajność skrawania wynosi  $15 \times 2 \times 60 = 1800 \text{ cm}^3/\text{godz}/\text{obrabiarkę}$ ;

b) przyjęto średnią ilość godzin pracy obrabiarki równą 2100 godzin/rok, średnie obciążenie obrabiarki = 0,75 ilości godzin, rzeczywisty czas pracy ostrza = 0,65 ilości godzin, co daje  $2100 \times 0,75 \times 0,65 = 1000 \text{ godz}/\text{rok}$  efektywnej pracy skrawania/obrabiarkę. Stąd średni ciężar materiału zamienionego na wióry przez jedną obrabiarkę w roku wynosi:

$$\frac{1800 \text{ cm}^3/\text{godz} \times 7,86 \text{ gr}/\text{cm}^3 \times 1000 \text{ godz}/\text{rok}}{1000 \text{ gr}/\text{kG} \times 1000 \text{ kG}/\text{tonę}} =$$

$$= 14,2 \text{ tony wióra}/\text{rok}/1 \text{ obrabiarkę} \quad [1]$$

Średni roczny koszt wytwarzania tej ilości wiórów wynosi na jedną obrabiarkę:

a) robocizna:

$$\begin{aligned} \text{średnio } 10 \text{ zł}/\text{godz} \times 2100 \text{ godz}/\text{rok} &= 21\,000,- \text{ zł} \\ \text{inne koszty średnio } 350\% &= 73\,500,- \text{ zł} \\ \hline &= 94\,500,- \text{ zł} \end{aligned}$$

b) wartość materiału zamienionego na wióry:

$$\begin{aligned} 14 \text{ t}/\text{rok} \times 6,50 \text{ zł}/\text{kG} \times 1000 \text{ kG}/\text{tonę} &= 90\,000,- \text{ zł} \\ \text{średni narzut } 5\% \text{ od } 90\,000 &= 4\,500,- \text{ zł} \\ \hline &= 94\,500,- \text{ zł} \end{aligned}$$

mniej wartość wióra oddanego na przetop, tj.

$$10\% \text{ od } 90\,000 \text{ zł} = 9\,000,- \text{ zł} \quad 85\,500,- \text{ zł}$$

Stąd koszt odpadu rocznego z jednej

obrabiarki jest rzędu  $180\,000,- \text{ zł}$

Koszt „wytwarzania” 1 tony wiórów wynosi zatem

$$\frac{180\,000 \text{ zł}}{14 \text{ ton}/\text{obr.}} = \text{ok. } 13\,000 \text{ zł}/\text{tonę} \quad [2]$$

Ponieważ przyjęte założenia mogą się wydawać niesłuszne, jako nie dające się stwierdzić statystycznie, a oparte tylko na analogii z warunkami innych przemysłów, podano poniżej wyniki oparte na założeniach niższej wydajności ostrza, ale dłuższego efektywnego czasu pracy obrabiarki.

Otrzymano analogicznym obliczeniem dla wydajności ostrza  $8 \text{ cm}^3/\text{KM}/\text{min}$  i rzeczywistego czasu pracy  $1500 \text{ godz}/\text{rok}$ :

średni ciężar wióra rzędu  $11 \text{ ton}/\text{obrabiarkę}/\text{rok}$ ,  
koszt odpadu rzędu  $161\,000 \text{ zł}/\text{obrabiarkę}/\text{rok}$ ,  
koszt 1 tony wióra rzędu  $14\,500 \text{ zł}/\text{tonę}$ .

Przyjmując, że 75% obrabiarek w przemyśle skrawa „dużym wiórem”, straty przemysłu przy oparciu technologii na obróbce skrawaniem, wynoszą:

$200\,000 \text{ szt. obrabiarek} \times 0,75 \times 14 \text{ ton} = 2,1 \text{ mln ton}/\text{rok}$  względnie  $1,65 \text{ mln ton}/\text{rok}$ ;  
 $13\,000 \text{ zł}/\text{t} \times 2,1 \text{ mln ton} = 27,3 \text{ mld zł}/\text{rok}$  względnie  $24 \text{ mld zł}/\text{rok}$ .

Powyższe wyniki można uważać za przeciętne przy obecnym stosowaniu konwencjonalnych metod, bowiem — średnia wydajność skrawania przy zastosowaniu nowoczesnych chłodziw i materiałów ostrzy ma tendencję wzrostu, a zatem i odpad wzrasta, — przyjęty narzut nie uwzględnia w pełni wszystkich kosztów (np. koszt energii itp.),

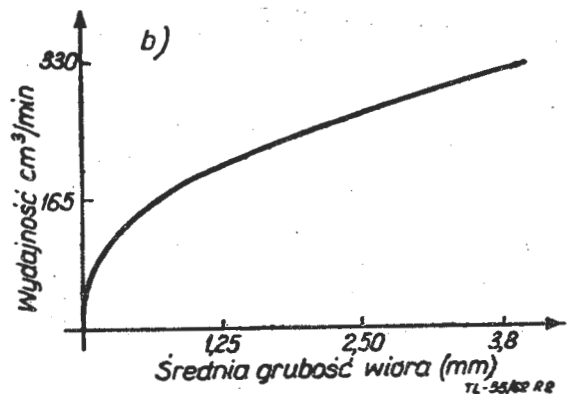
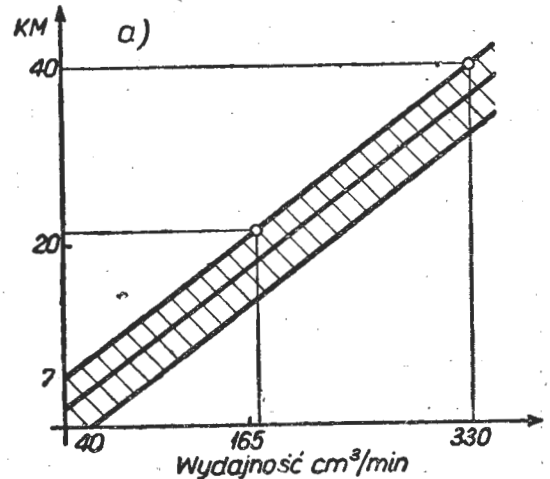
— nadatki obróbkowe odlewów i odkuwek są wyższe w porównaniu z innymi przemysłami, stosującymi metody postępowe ich wykonania,

— stosunek ilości obrabiarek wykańczających do skrawających dużym wiórem jest w naszym przemyśle niekorzystny, gdyż ilość obrabiarek skrawających dużym wiórem jest stosunkowo duża,

— wprowadzie akcja normowania czasów wpłynęła na zmniejszenie pracochłonności, z drugiej jednak strony coraz szersze stosowanie obróbki wielonarzędziowej wpływa na stałe zwiększenie ilości odpadu w roku.

Jeżeli więc wpływ czynników korzystnych pozwala przypuszczać, że przeciętny koszt rocznego odpadu z jednej obrabiarki może być niższy od obliczonego, to jednak wzrost wydajności skrawania i lepsze wykorzystanie obrabiarek nakazuje przypuszczać, że przy niedoinwestowaniu w obrabiarki wykańczające może wyniknąć tendencja wzrostu kosztu ponad obliczoną wartość. Wskazują na to wykresy na rys. 2a i b.

Przytoczony przykład dotyczy strat spowodowanych skrawaniem stali średniowęglowej. Wobec braku danych co do wpływu materiałów o wyższej wartości, podano poniżej wskaźnik kosztu tych materiałów w stosunku do stali 0,25 C,



Rys. 2a, b. Wzrost mocy obrabiarek ze wzrostem średniej grubości wióra i wydajności skrawania

1,0 Mn, której wskaźnik przyjęto równy 1,0, mianowicie: stal niskostopowa (1,2 Cr) — 1,0, stal wysokostopowa 3,0. Wskaźnik ten wzrasta dla nowoczesnych materiałów konstrukcyjnych.

Jako drugi środek orientacyjny może posłużyć wskaźnik kosztu składników stopowych, zestawiony względem kosztu stali podanej wyżej, przyjętego za 1,0:

Mo — 7,5 x    Ta — 375 x  
Ti — 40 x    Cb — 1250 x  
Zr — 125 x

Wpływ tych składników na wskaźnik kosztu materiału jest wyraźny dla wysokostopowych materiałów, jak na przykład stale nierdzewne kwaso-, ognio- i żaroodporne.

## 2. Wpływ skrawalności

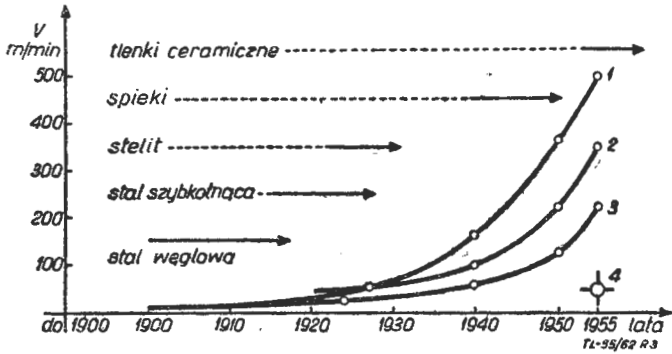
Jest rzeczą znaną, że na ogół skrawalność materiałów konstrukcyjnych jest tym gorsza, im więcej dodatków stopowych one zawierają. Z tym wiąże się spadek skrawalności

nowych materiałów konstrukcyjnych, który przewyższa wzrost własności skrawanych nowoczesnych materiałów ostrzy. W wyniku tego wzrastają znacznie opory skrawania, a maleje szybkość skrawania. Wyraża się to — między innymi — malejącym stosunkiem ścierności ostrza względem rosnących własności ściernych materiału skrawanego i jego podatnością na utwardzenie plastyczne. Tego spadku nie równoważy postęp w nowoczesnych środkach chłodzących i smarujących w odpowiednim stopniu.

Wypadkowy spadek szybkości skrawania w wyniku rozwoju materiałów konstrukcyjnych i materiałów na ostrza w okresie ostatnich 60 lat przedstawia rys. 3.

Porównanie przeciętnych szybkości skrawania w latach 1930 do 1955 r. wskazuje na to, że ich wzrost, spowodowany polepszeniem własności skrawanych materiałów ostrzy, sięga wprawdzie rzędu 1000%, jednakże w miarę stosowania nowych, coraz gorzej skrawalnych materiałów konstrukcyjnych, rzeczywiście stosowalne szybkości skrawania maleją równocześnie tak, że wydajność skrawania stopów nowoczesnych spadła w 1955 r. do rzędu wydajności osiągalnej przed 25 laty dla stali miękkiej. Taki spadek wydajności, łącznie ze wzrostem kosztu nowych materiałów powoduje, że ustalony wyżej koszt odpadu na wióry będzie wykazywać tendencję stałego wzrostu znacznie ponad obliczone wartości. Przyczyny tego przedstawiono w tabeli 1 i na rys. 4.

Z powyższych danych wynika, że ekonomia budowy maszyn i postęp w konstrukcji zależą w wysokim stopniu od



Rys. 3. Wpływ rozwoju materiałów konstrukcyjnych i materiałów ostrzy na prędkość skrawania. Oznaczenie krzywych: 1—stopy lekkie, 2—stale węglowe, 3—stale stopowe, 4—stopy specjalne, nierdzewne, kwasoodporne, żaroodporne itp. i stale o  $R_r > 150 \text{ kg/mm}^2$

„wyścigu” między skrawalnością materiałów a skrawalnością ostrza. W obecnej chwili własności materiału ostrzy nie nadążają wymaganiami, stąd zjawisko silnego spadku ekonomii skrawania jako metody technologicznej.

Tabela 1

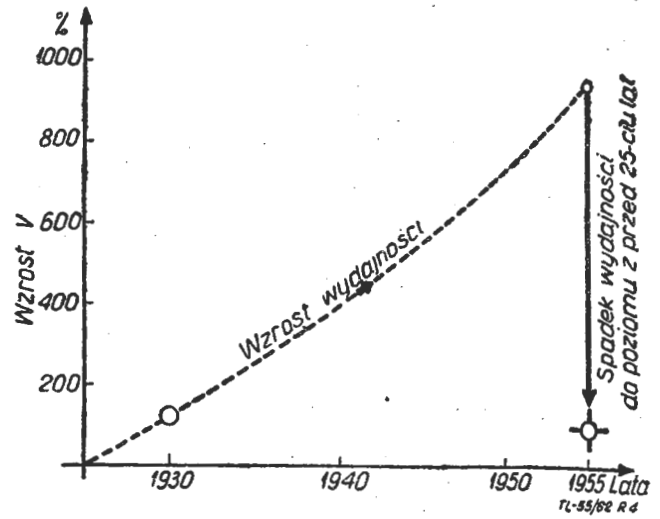
Porównanie prędkości skrawania na przestrzeni 25 lat

Materiał	Rok 1930	Rok 1955
Stal miękka	$V = 20 \text{ m/min}$	$V_{\text{śr}} = 200 \text{ m/min}$
Stal stopowa średnia	15 „	150 „
Stal nierdzewna	10 „	100 „
Brąz twardy	13 „	130 „
Stop Al	50 „	500 „
Stale specjalne $R_r > 150 \text{ kg/mm}^2$		12—20 „

### 3. Porównanie strat materialnych, wynikających z obróbki wiórowej i bezwiórowej

Wiadomo że większość strat na odpad występuje w pierwszej fazie procesu podczas nadawania częściom kształtów podstawowych obróbką zgrubną, w tej fazie bowiem zostaje usunięty prawie w całości nadatek obróbkowy; reszta nadatku usuwana obróbką wykańczającą jest tak mała, że nie wpływa na stopień wykorzystania materiału.

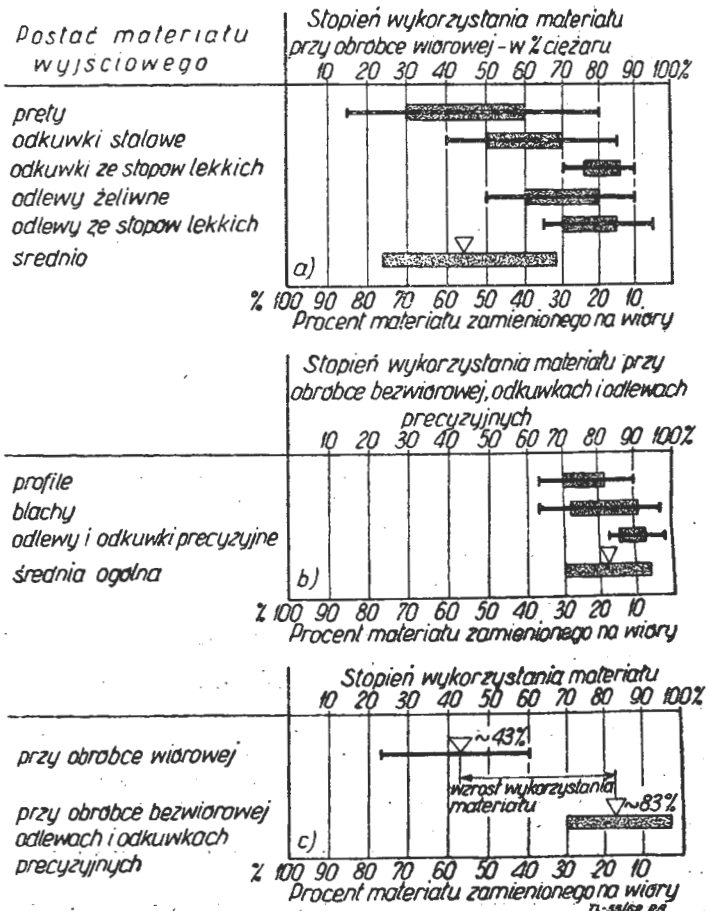
Rys. 5a — c przedstawia porównanie odpadu w przypadku obróbki wiórowej o nadatkach konwencjonalnych (rys. 5a), obróbki bezwiórowej (plastycznej) i obróbki wiórowej o małych nadatkach (rys. 5b), zaś rys. 5c daje porównanie ogólnych średnich z rys. 5a i b. Pełnymi liniami oznaczono na wykresach całkowity zakres stopnia wyko-



Rys. 4. Wpływ wzrostu prędkości skrawania na wydajność skrawania w okresie 1930—1955

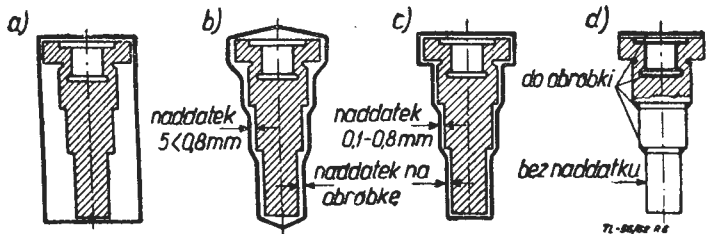
zystania materiału, pola zakreskowe oznaczają w rys. 5a — c granice zakresu najczęściej występującego, znak trójkąta oznacza ogólną średnią dla poszczególnych przypadków a i b.

Z wykresów rys. 5a — c porównawczo opłacalność poszczególnych sposobów obróbki. Widoczne jest, że przeciętny ogólny stopień wykorzystania materiału jest w przypadku obróbki bezwiórowej o około 100% korzystniejszy od obróbki wiórowej, to jest wzrasta on z około 43% na około 83%.



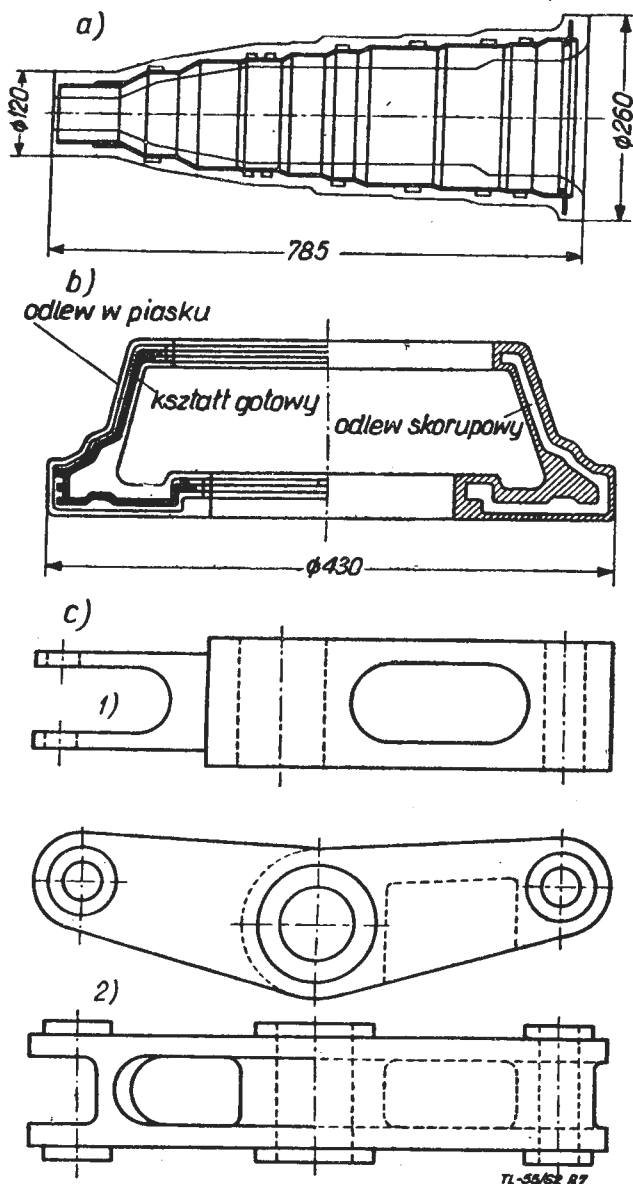
Rys. 5a—c. Porównanie stopnia wykorzystania materiału dla obróbki wiórowej i bezwiórowej



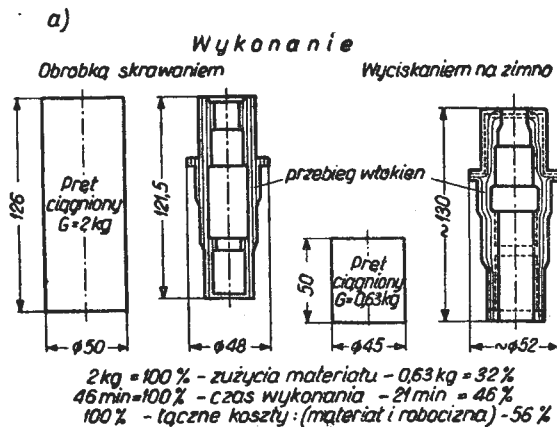


Rys. 6. Obniżenie pracochłonności tej samej części przez zbliżenie postaci materiału wyjściowego do gotowej części: a—pręt, b—odkuwka foremnikowa z dużym naddatkiem, c—odkuwka precyzyjna, d—przedmiot wyciskany z pręta

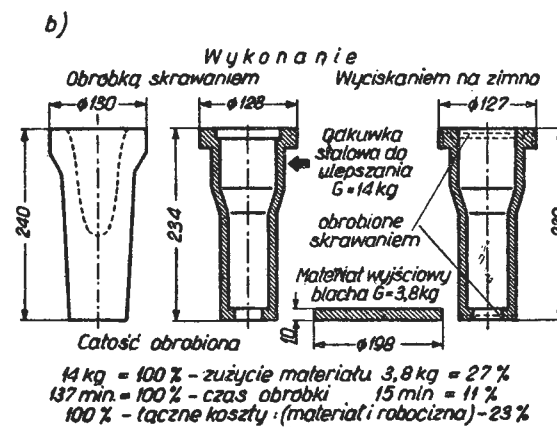
Poniżej podano szereg przykładów oszczędności materiału i zmniejszenie pracochłonności wykonania przez dobór właściwego sposobu wykonania materiału wyjściowego w celu zbliżenia go pod względem kształtu i wymiarów do gotowej części (rys. 6 i 7a — c) oraz przez dobór ekonomicznego sposobu obróbki rys. 8a — f).



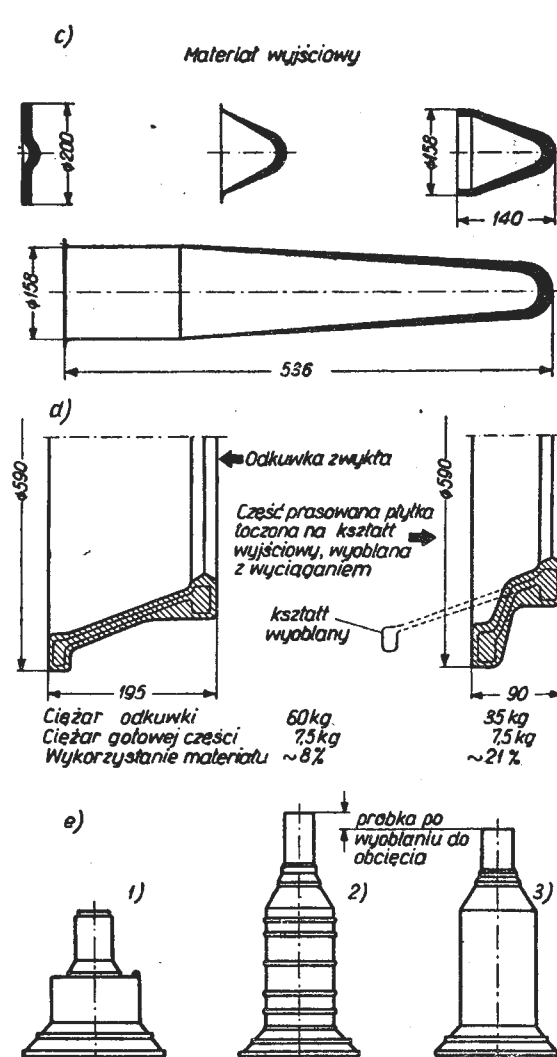
Rys. 7. Oszczędność materiału i pracochłonności przez zmianę sposobu kucia lub lania: a—wał sprężarki osiowej; 1—wykonanie pierwotne — odkuwka pełna, 2—po racjonalizacji odkuwka rurowa, młotkowana. Oszczędność na ciężarze odkuwki 32%. Wykorzystanie materiału wzrosło z 9,5% na 14% (tj. o 47%). Czas obróbki spadł o 60%. Ponadto własności mechaniczne odkuwki z otworem okazały się znacznie lepsze. b—korpus; 1—przed racjonalizacją odlew w piasku, 2—po racjonalizacji odlew skorupowy. Wykorzystanie materiału wzrosło z 11% do 30%. Oszczędność materiału 69%. c—dźwignia; 1—przed racjonalizacją, pręt ciągniony  $45 \times 65 \times 250$  mm, 2—po racjonalizacji odlew precyzyjny. Wykorzystanie materiału wzrosło z 31% do 80%. Oszczędność na ciężarze 22%. Oszczędność kosztów wykonania około 69%. Przykład obejmuje zmianę kształtów w celu ich dostosowania do specyfiki obróbki



2 kg = 100% - zużycia materiału - 0,63 kg = 32%  
46 min = 100% - czas wykonania - 21 min = 46%  
100% - łączne koszty: (materiał i robocizna) - 56%



14 kg = 100% - zużycie materiału 3,8 kg = 27%  
137 min = 100% - czas obróbki 15 min = 11%  
100% - łączne koszty: (materiał i robocizna) - 23%



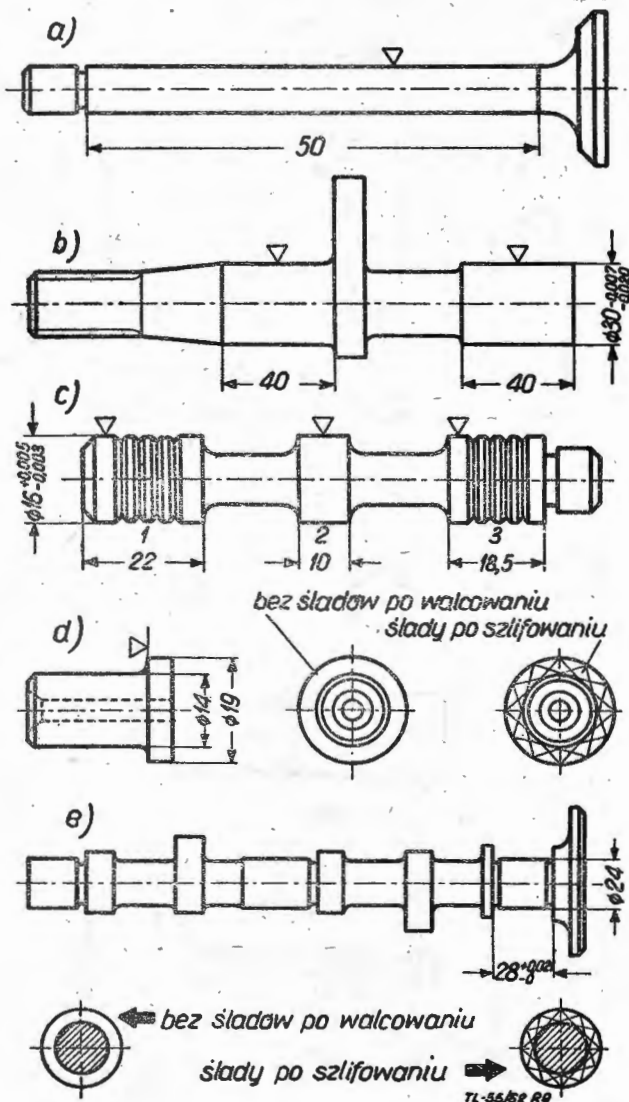
Ciężar odkuwki 60 kg  
Ciężar gotowej części 7,5 kg  
Wykorzystanie materiału ~ 8%

35 kg  
7,5 kg  
~ 21%

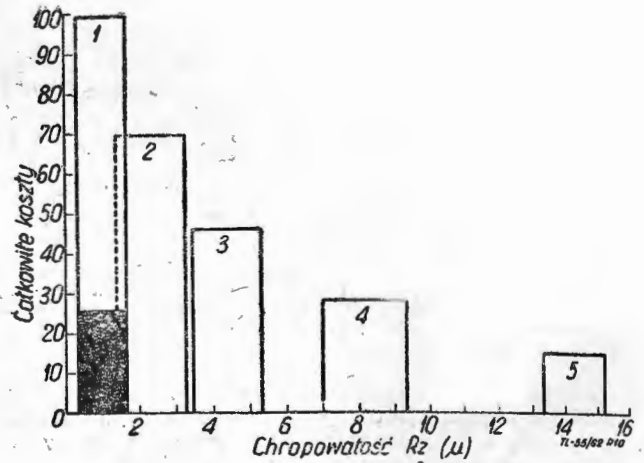
Rys. 8. Przykłady wykorzystania materiału i zmniejszenia pracochłonności wykonania przez zastosowanie racjonalnych sposobów obróbki: a—tuleja, b—wał, c—stożek wyoblany z wyciągnięciem, d—korpus, e—wał; 1—materiał wyjściowy odkuwka płytka,

dó wyoblania z wyciskaniem, 2 — wał cienkościenny wyoblany z wyciskaniem, gotowy do wykończenia, 3 — odkuwka rurowa, konwencjonalna, oskórowana po kuci, do dalszej obróbki. Stosunek kosztów materiału i obróbki = 1,0, 2 — część wyoblana z kształtu (1) — łączny koszt obróbki i wyoblania = 1,03, 3 — odkuwka rurowa — koszt odkuwki konwencjonalnej, seryjnie wykonanej, oskórowanej = 3,15 w stosunku do kosztu (2). Zastosowanie wariantu (2) zmniejszyło czas obróbki o 14 godzin w porównaniu z odkuwką konwencjonalną

Spśród wielu sposobów obróbki, zmniejszających pracochłonność wykonania przy równoczesnym zwiększeniu własności użytkowych części, przytoczono dwa najmniej znane, a mianowicie: zastosowanie obróbki wykańczającej walcowaniem w stanie zimnym oraz obróbkę elektrochemiczną, której wariantem jest znane szlifowanie anodowe (rys. 9—14).



Rys. 9. Przykłady walcowania na gładkość; a — trzonek zaworu — stal Cr-Si. Obróbka wstępna — szlifowanie  $R_z = 4 \mu$ , naddatek —  $4 \mu$ . Gładkość po walcowaniu  $R_z = 0,2 \mu$ . Czas walcowania 4 sek/50 mm długości. Siła docisku 60 kG. Walcowanie wyzwała naprężenie — dlatego wymagana obróbka odprężająca. Odprężenie może być dokonane walcowaniem, wówczas odpada żarzenie i stabilizacja. Zmniejszenie zużycia w eksploatacji o ok. 25%. b — wałek sterujący. Obróbka wstępna — szlifowanie  $R_z = 4 \mu$ , naddatek —  $4 \mu$ . Gładkość po walcowaniu  $R_z = 0,2 \mu$ . Czas walcowania 18 sek/80 mm. Siła docisku — 500 kG. Hartowanie zastąpiono walcowaniem. Wzrost odporności na ścieranie ok. 20%. Odpada hartowanie i docieranie. c — tłoczek sterujący, stal MnCr. Wskutek zwiększenia dokładności kształtów walcowaniem odpada szlifowanie wykańczające i lapping. Gładkość  $R_z = 4,0,0,2 \mu$ , czas — 10 sek/50 mm. Siła docisku 1 — 600 kG, 2 — 400 kG, 3 — 800 kG; d — walcowanie czola sworzni — stal na łożyska toczne. Obróbka wstępna — szlifowanie  $R_z = 4 \mu$  bez naddatku, po walcowaniu  $R_z = 0,2 \mu$ . Czas — 2 sek, siła docisku 50 kG. Walcowanie usuwa promieniowe ślady szlifowania na czole — możliwość uszczelnienia na czole przez silny wzrost udziału nośnego, e — wałek rozrządczy, stal Mn-Si. Walcowanie czopa i bocznych czół zapobiega zużyciu boków panewek wałka. Gładkość  $R_z = 8/20 \mu$ , czas — 4 sek/28 mm. Docisk 400 kG. Walcowanie eliminuje jedno szlifowanie wykańczające



Rys. 10. Porównanie kosztów różnych sposobów obróbki i ich typowego zakresu gładkości z kosztem i zakresem obróbki walcowania na gładkość; 1 — docieranie, polerowanie, 2 — gładkie szlifowanie, 3 — zwykłe szlifowanie, 4 — toczenie wykańczające, 5 — toczenie zgrubne. Pole zacieniowane oznacza walcowanie na gładkość

Z uwagi na specyficzny charakter walcowania, który łączy w sobie korzyści ekonomiczne i zarazem powoduje wzrost szeregu własności użytkowych części, ten sposób obróbki zasługuje na szersze omówienie.

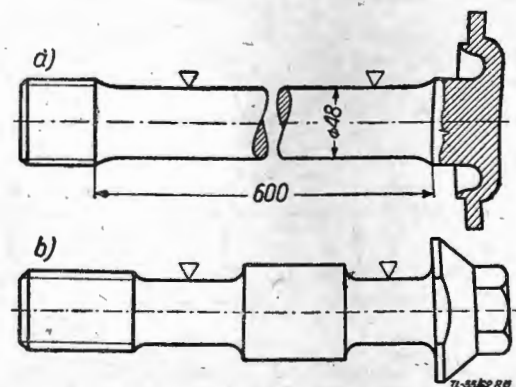
Zastosowanie walcowania nie daje oszczędności materiału, natomiast powoduje bezpośrednie zmniejszenie pracochłonności dzięki szybkiemu przebiegowi, jak również przez to, że walcowanie zastępuje często obróbkę cieplną i szereg obróbek wykańczających wiórowych. Ponadto walcowanie pośrednio wpływa również dodatnio na ogólną pracochłonność części przez zmniejszenie ilości operacji i skrócenie cyklu procesu technologicznego.

W odniesieniu do własności użytkowych, walcowanie nadaje materiałowi zgniot, dzięki czemu zwiększa jego twardość, odporność na ścieranie, zmęczenie i uderzenia oraz zwiększa równocześnie udział nośny powierzchni obrobionej.

Walcowanie stosuje się do powierzchni cylindrycznych, odsadzeń, stożków, łuków, podcięć i rowków.

W technice walcowania stosuje się odmienne parametry obróbki: dla nadania gładkości i dla nadania własności mechanicznych. Różnice w tych przypadkach polegają na doborze gładkości wstępnej obróbki, naddatków i siły docisku.

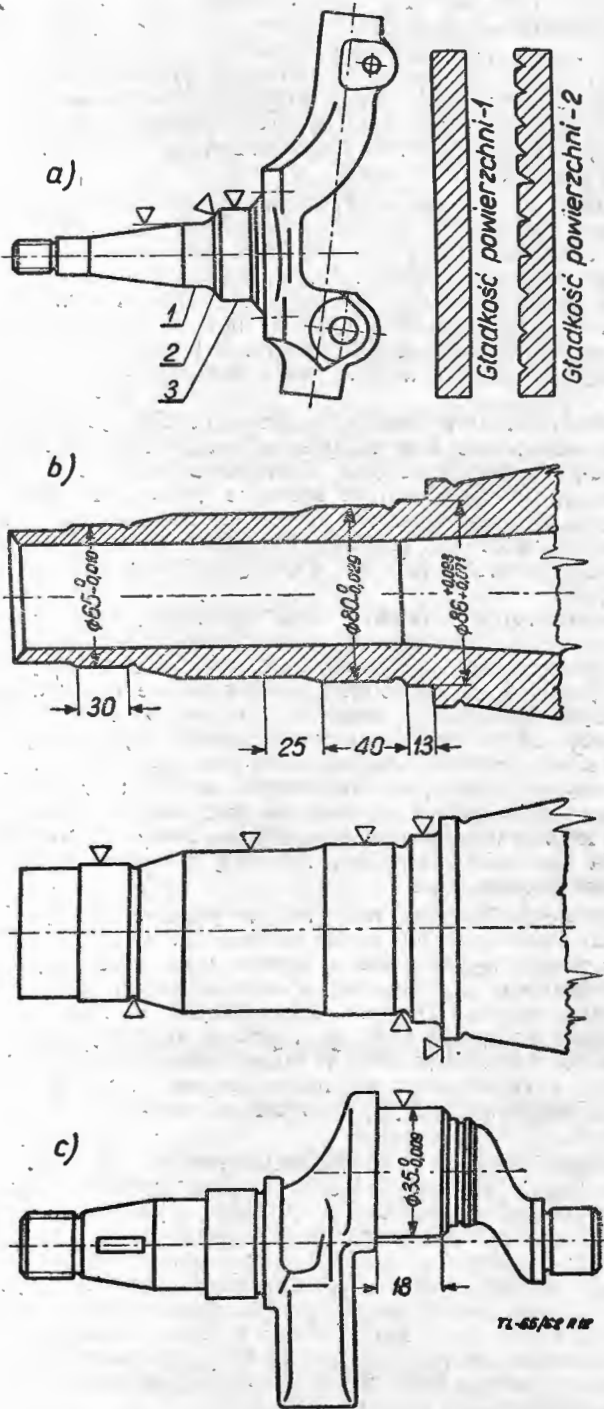
Z uwagi na korzystne własności techniczne i ekonomiczne, walcowanie jest stosowane w budowie silników, samolotów, sprzętu lotniczego, elektrycznego, urządzeń do sterowania hydraulicznego, maszyn włókienniczych, biurowych, gospodarstwa domowego itp.



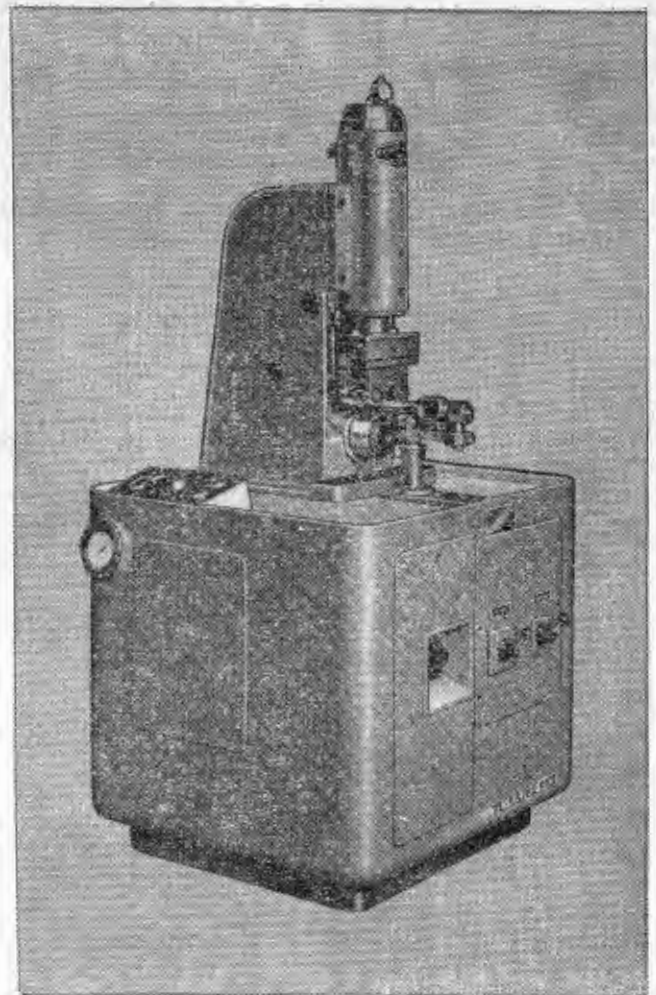
Rys. 11. Przykłady walcowania na wytrzymałość: a — sworzень, mat. stal Cr, średnica i promienie przejścia, wstępne toczenie  $R_z = 20 \mu$ , bez naddatku, po walcowaniu  $R_z = 1 \mu$ , czas 2 min/600 mm. Docisk 4000 kG. Naprężenie od zgniotu do głębokości 5 mm. Wzrost wytrzymałości na skręcanie o 50%. Wzrost wytrzymałości zmęczeniowej gładkiej 100%. Odpada szlifowanie wykańczające; b — śruba narażona na rozciąganie — stal SiMnNiMo,  $R = 160-180$  kG/mm<sup>2</sup>,  $R_z = 20/1 \mu$ , czas 20 sek/45 mm. Głębokość zgniotu 4 mm. Wzrost wytrzymałości na skręcanie 50%. Wzrost wytrzymałości zmęczeniowej 80%. Docisk wałka 300 kG, wzrost twardości do 480-540 H<sub>v</sub>

Zakres wyników, uzyskanych w produkcji, zestawiono w poszczególnych przykładach, z których widoczne są cechy dodatnie procesu.

Innym sposobem obróbki bezwiórowej kształtującej jest kształtowanie elektrochemiczne. Sposób ten polega wyłącznie na działaniu elektrochemicznym prądu stałego w obecności elektrolitu. Katodą są elektrody, anodą — przedmiot obrabiany. Zasadę działania przedstawia rys. 14. Czoła katod mają kształt negatywu powierzchni obrabianej, anoda — przedmiot może mieć początkowo kształt dowolny, naj-

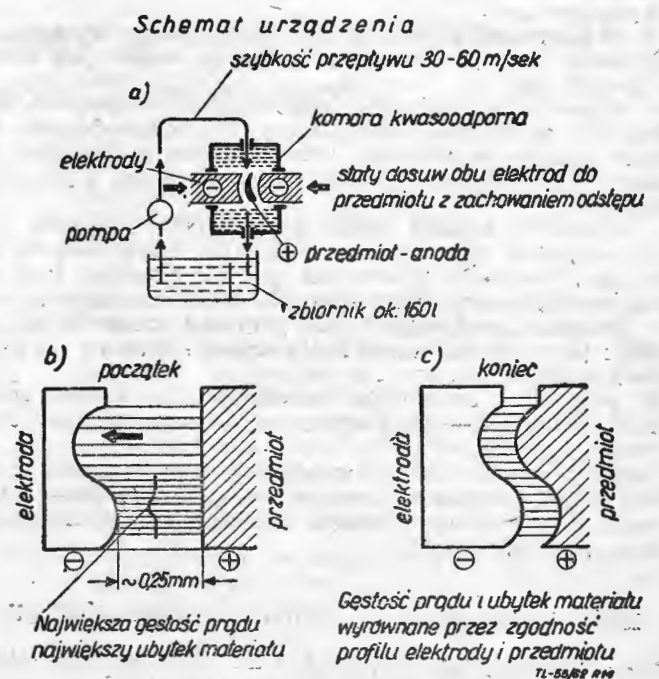


Rys. 12. Przykłady walcowania na gładkość i wytrzymałość; a — oś skrzetu samochodu, materiał — stal Cr. Gładkość 1.  $R_z = 4-0,2 \mu$ , docisk 600 kG, 2 —  $R_z = 15/0,12 \mu$ , docisk 1000 kG, 3 —  $R_z = 15/0,2 \mu$ , docisk 300 kG. Nośność — 90%. Np.: wzrost wytrzymałości zmęczeniowej o 60%. Wzrost trwałości pierścienia pracującego z powierzchnią 2 i 3 — 10-krotny. Skrócony czas szlifowania. Czas walcowania 30 sek.; b — oś tylna samochodu. Walcowanie średnie promieni i czoła. Stal — 0,5 C. 1. Obróbka wstępna — toczenie kopio-we,  $R_z = 15-20 \mu$ , nadatek  $20 \mu$ , docisk 800 kG. 2. Szlifowanie  $R_z = 4 \mu$ , nadatek  $4 \mu$ , docisk 300 kG. Łączny czas walcowania 60 sek/108 mm. Siła docisku na wytrzymałość 800 kG, na gładkość 300 kG. Wysoki udział nośny czopów łożysk. Wzrost wytrzymałości zmęczeniowej o ok. 60%; c — wał korbowy — stal CrMo.  $R_z$  czopa =  $30/0,2 \mu$ , docisk 2800 kG. Czas 18 sek/18 mm. Odpada hartowanie, szlifowanie i docieranie.



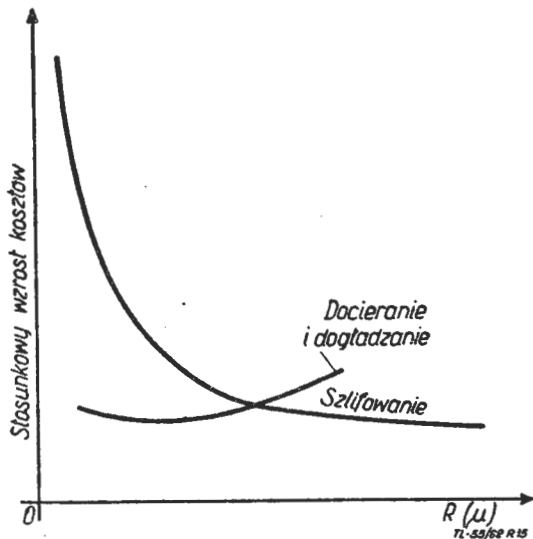
Rys. 13. Maszyna do walcowania zgniotem na zimno

częściej zbliżony do kształtu ostatecznego, lub płaski. Ubytek materiału anody jest początkowo niejednakowy, naj-silniejszy w miejscach najmniejszego odstępu anody od katod. Stała odległość katod od anody jest utrzymywana posuwem ciągłym katod tak, żeby odstęp ten wynosił około 0,2 mm. W miarę dosuwu katody następuje wyrównanie ubytku anody na całej powierzchni, aż przyjmie ona kształt



Rys. 14. Schemat urządzenia do kształtowania powierzchni obróbką elektrochemiczną oraz początkowa i końcowa faza procesu

odwzorowanej katody, a gęstość prądu i ubytek materiału anody stają się równomierne na całej jej powierzchni. Ażeby zapobiec osadzeniu się cząstek anody na katodzie, które spowodowałyby zdeformowanie kształtu katody i ewentualnie zwarcia, stosuje się wyplukiwanie ubytku anody za pomocą silnego strumienia elektrolitu z szybkością 30—60 m/sek. Charakterystyka procesu jest następująca: szybkość dosuwu elektrod rzędu 0,15 mm/min, gęstość prądu rzędu kilkudziesięciu A/cm<sup>2</sup> przy 7—12 V. Wydajność procesu wynosi 0,25—1,6 cm<sup>3</sup>/min, penetracja w głąb wynosi



Rys. 15. Porównanie przebiegu kosztów obróbki szlifowaniem i obróbką ścierną powierzchniową w zależności od gładkości powierzchni obrabianej

1—1,25 mm/6—8 min. Gładkość  $R_z = 0,25\mu$ . Schemat urządzenia podaje rys. 14a.

#### Zalety procesu:

- bezstykowa obróbka nie powoduje nacisku na przedmiot, co pozwala na obróbkę bardzo cienkich przedmiotów,
- nie tworzą się zadziory, krawędzie przedmiotu są czyste, lekko zaokrąglone,
- dokładność kształtu przedmiotu  $\pm 0,025$  mm,
- czas obróbki elektrochemicznej wynosi około  $\frac{1}{7}$  czasu obróbki na gotowo tej samej powierzchni części ze stopu żaroodpornego,
- proces jest zimny, jego temperatura nie przekracza temperatury wrzenia elektrolitu, nie powoduje zatem zmian struktury materiału obrabianego.

#### Wady procesu:

- zjonizowany elektrolit koroduje silnie. Wymaga to wykonania ze stali nierdzewnej szeregu części, jak komora, pompy itp.,
  - konstrukcja wymaga zapewnienia równomierności przepływu elektrolitu przez zastosowanie odpowiednich kanałów w komorze roboczej. Nierównomierny przepływ powoduje błędy kształtu obrabianej powierzchni i jej chropowatość,
  - inhibitory korozji obniżają wydajność procesu.
- Zastosowanie tego procesu obejmuje kształtowanie powierzchni trudnych do obróbki, jak na przykład koła zębate, łopatki maszyn wirnikowych, drażnienie otworów, małych promieni, zaokrąglenia, na przykład krawędzi spływu łopatek ( $R = 0,8—0,12$  mm), kształtowanie rowków na kliny, wielowypustów itp.

W przypadku materiałów wrażliwych na ciepło proces elektrochemiczny — jako zimny — ma wyższość nad elektroiskrowym.

Opisany sposób kształtowania elektrochemicznego jest nowy, u nas dotychczas nie stosowany. Wprowadzenie tego sposobu do produkcji wymaga bliższego zaznajomienia się z jego właściwościami.

### Role obróbki wiórowej w nowoczesnej technologii

Rozwój technologii wprowadził — obok obróbki wiórowej — dwa nowe kierunki obróbki bezwiórowej, mianowicie: zgniotem na zimno i elektryczną. Wszystkie te trzy kierunki, tj. obróbka wiórowa, zgniotem i elektryczna, są

równorzędnie stosowane do nadawania kształtów, dokładności, gładkości oraz własności powierzchniowych.

Wiadomo że obróbkę wiórową cechuje większa praconość, mniejsza wydajność, znacznie większy odpad materiału, gorsze własności powierzchniowe niż osiągalne w przypadku obróbki bezwiórowej. Ta cecha obróbki wiórowej jest związana z niższą ekonomicznością procesów technologicznych na niej opartych, albowiem wymaga dodania obróbkę powierzchniową dla podwyższenia własności użytkowych części funkcjonalnie ważnych, przez co wydłuża cykl procesu. W przeciwieństwie do tej charakterystyki obróbki wiórowej, procesy oparte na obróbce bezwiórowej odznaczają się znacznie mniejszą ilością operacji, a to z tego powodu, że obróbkę bezwiórową można określić jako „wielocelową”, to znaczy, że nadaje ona jednocześnie więcej niż jedną własność powierzchni obrabianej, w przeciwieństwie do obróbki wiórowej, która zasadniczo jest ograniczona do nadawania tylko jednej własności, przeważnie geometrycznej.

Zmniejszenie ilości operacji w procesie występuje także i z tego powodu, że w wielu przypadkach obróbka bezwiórowa łączy w sobie własności niektórych sposobów obróbki powierzchniowej (gładkościowej, zgniotem, a nawet cieplnej) i czyni ją zbędną. W związku z tym oraz w połączeniu z dużą wydajnością obróbki bezwiórowej, ekonomiczność procesów technologicznych na niej opartych jest znacznie wyższa aniżeli w przypadku konwencjonalnej technologii.

Jakkolwiek nowoczesna technologia stosuje beznaddatkowe odkuwanie lub odlewanie, nadawanie kształtów za pomocą obróbki zgniotem, elektrochemicznej lub elektroiskrowej, nie jest jednak możliwe w każdym przypadku zastąpić obróbkę wiórową, mimo jej wielu ujemnych cech. Wskazane więc jest omówić przypadki, w których obróbka wiórowa pozwala lub nie daje się zastąpić obróbką bezwiórową.

Wykonywanie odkuwek lub odlewów bez naddatków obróbkowych (tzw. precyzyjnych) względnie z naddatkami tak nieznacznymi, że obróbka skrawaniem staje się zbędna lub ogranicza się do ścierniej, jest możliwe tylko w zakresie części drobnych i średnich, to jest do części o ciężarze leżącym w granicach stosowalności tej metody kucia i lania. Na przykład dla odlewów precyzyjnych górną granicę ciężaru części stanowi ciężar wytopu; w przypadku wytopu próżniowego granica ta jest bardzo niska (rzędu kilku kG). Natomiast w przypadkach koniecznego pozostawiania naddatków obróbkę wiórową zastępuje kształtowanie elektrochemiczne.

Zastąpienie obróbki wiórowej w przypadku części obrotowych może nastąpić przez wyciskanie na zimno na prasie z pręta, wytłaczanie z blachy oraz przez wyciskanie z wyoblaniem z odkuwek o uproszczonym kształcie lub z grubej blachy. W tych przypadkach obróbka zgniotem na zimno zastępuje obróbkę wiórową zgrubną dla nadania kształtów zasadniczych. W przypadku wałów, wałków i tarcz, obróbkę wiórową może również zastąpić obróbka „elektroanodowa”, będąca odmianą obróbki elektrochemicznej.

Granicę zastępowania obróbki wiórowej w omówionych przypadkach stanowi między innymi wielkość produkcji. Z wymienionych sposobów obróbki zgniotem, wyciskanie na prasie z pręta i z odkuwek sworzni, śrub i tulei może współzawodniczyć z obróbką wiórową na automatach prętowych dopiero powyżej kilku tysięcy sztuk/miesiąc. Wyciskanie obrotowe pierścieni, tulei, garnków jest natomiast opłacalne już przy małej serii. Kucie i lanie precyzyjne są sposobami ekonomicznymi w dużej produkcji, natomiast elektrochemiczne kształtowanie części jest ekonomiczne już przy małoseryjnej produkcji.

We wszystkich wymienionych przypadkach pozostaje jednak nieunikniona obróbka skrawaniem drobnych szczegółów, jak np. małe otwory, gwinty, podcięcia, rowki, obcięcie odpadu po wyciskaniu itp. Ta obróbka nie powoduje jednak tak zasadniczych strat czasu i materiału jak skrawanie dużych naddatków na dużych powierzchniach podczas konwencjonalnej obróbki zgrubnej wiórowej.

Najważniejsze przypadki, w których obróbka wiórowa nie może być zastąpiona bezwiórową, są między innymi następujące:

- zastosowanie agregatów obrabiarkowych w wielkiej produkcji. Częściowe uniknięcie obróbki może nastąpić tylko przez stosowanie odlewów lub odkuwek bez naddatków,

— zastosowanie obrabiarek sterowanych numerycznie do małej i średniej produkcji,

— wysoka skrawalność materiału obrabianego — i o ile dozwala ona na tak znaczne podniesienie wydajności skrawania (np. stopy lekkie lub tworzywa sztuczne), że inwestowanie urządzeń do obróbki bezwiórowej może nie być dostatecznie uzasadnione,

— mała plastyczność materiału obrabianego nie pozwala stosować obróbki zgniotem,

— krótkie czasy  $t_m$  w porównaniu do czasów  $t_{pz}$  nie stwarzają korzystnych warunków dla zastosowania obróbki bezwiórowej.

Z powyższej charakterystyki obróbki wiórowej i bezwiórowej oraz z porównania celowości technicznej i ekonomicznej ich stosowania, wynikają następujące wskazania:

1. Obróbka wiórowa powinna być zastąpiona względnie pominięta w zależności od:

— możliwości wykonania odkuwek i odlewów bez naddatków z uwagi na ich ciężar, wymiary, kształty i ilość,

— rodzaju materiału obrabianego i jego kujności, lejuści, plastyczności i przewodności elektrycznej,

— stosunku sztywności części do siły wywartej podczas obróbki,

— kompleksowej opłacalności obróbki bezwiórowej w stosunku do wielkości produkcji i do oszczędności materiału (odpadu).

W szczególności należy unikać obróbki wiórowej w następujących przypadkach:

— obróbki zgrubnej w ogóle, a zwłaszcza obróbki dużych powierzchni i dużych naddatków,

— możliwości wykorzystania własności obróbki zgniotem: równoczesnego nadawania kształtów powierzchni i własności użytkowych oraz ich równomierności,

— możliwości wykonywania (drażeniem elektroiskrowym) dużej ilości drobnych otworów, zwłaszcza o przekroju profilowym oraz w przypadku zawiłych kształtów (jeżeli ciepło obróbki nie wywiera ujemnego wpływu).

2. Obróbka wiórowa okazuje się nie do zastąpienia przy obecnym stanie technologii maszynowej w zakresie obróbki przejściowej i wykańczającej, głównie jako obróbka drobnych szczegółów, nie objętych podstawowymi kształtami danej części (np. otwory, podcięcia, rowki itp.).

3. Obróbka konwencjonalna (szczególnie szlifowanie) wykańczająca, wysokich dokładności i gładkości, powinna być zastąpiona przez obróbkę powierzchniową ścierną bez względu na wielkość produkcji (docieranie, dogładzanie), w

pierwszym rzędzie przy wykonywaniu części funkcjonalnie istotnych, poza tym — w zależności od porównania ekonomiczności wariantów obróbki wiórowej i bezwiórowej.

Z powyższych wskazań wynika, że dotychczasowy wszechstronny charakter obróbki wiórowej — z uwagi na jej rodzaj — ulega zasadniczej zmianie, zależnie od charakteru operacji. W przypadku procesów opartych o skrawanie stosowana jest obróbka zgrubna dla nadawania podstawowych kształtów, przejściowa — doprowadzająca poszczególne wymiary pod wykończenie.

W procesach opartych na obróbce kształtującej bezwiórowej obróbka wiórowa zgrubna zostaje zastąpiona obróbką zgniotem lub elektrochemiczną, obróbka przejściowa ogranicza się do szlifowania pod obróbkę powierzchniową i wykonania drobnych szczegółów skrawaniem (o ile nie są one wykonalne obróbką bezwiórową), obróbka wykańczająca ogranicza się do powierzchniowej gładkościowej lub zgniotem, o ile skutki obróbki kształtującej (np. zgniotem) nie czynią jej zbędną. Natomiast wykończenie szlifowaniem nie nadaje się do powierzchni funkcjonalnie istotnych.

Z powyższego schematycznego porównania układów procesów konwencjonalnych i nowoczesnych wynika ograniczenie zakresu obróbki wiórowej do obróbki małym wiórem i obróbki szlifierskiej do kl. IT7 i do kl. 9 gładkości. Wpływa to dodatnio na ujednoczenie typu obrabiarek, na względne podwyższenie ich sztywności wskutek ograniczenia obróbki do małych przekrojów wióra, na zwężenie skali wymiarów stosowanych narzędzi, zmniejszenie kosztów ostrzenia itp. Wynikie stąd ograniczenie wielkości i typów obrabiarek powinno być połączone z wydatnym podwyższeniem zakresu ich obrotów, wymaganym dla obróbki lekkiej.

Charakterystyczną cechą obróbki powierzchniowej gładkościowej jest, w przeciwieństwie do metod konwencjonalnych, oddzielenie szlifowania na wymiar od obróbki gładkościowej (która nie powinna powodować zmian wymiaru, przekraczających pole tolerancji: walcowanie na gładkość, docieranie itp.). W ten sposób szybka obróbka powierzchniowa powinna zastępować dotychczasowe szlifowanie na gładkość, osiągając przez to skrócenie czasu wykańczania. Jest to warunek ekonomiczności obróbki powierzchniowej, jednakże warunkiem uzyskania prawidłowych wyników tej metody jest taki stan obrabiarek, aby zapewniły one prawidłową dokładność kształtów już w fazie obróbki przejściowej.

Mgr inż. T. RAJPERT

656.71

## Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców

cz. IV

*W dalszym ciągu rozważań nad problemami budownictwa lotniskowego, w numerze bieżącym omówiono: urządzenia paliwowe, hangary lotnicze oraz naziemne zabezpieczenie lotów*

### Urządzenia paliwowe

Wprowadzenie samolotów turboodrzutowych i turbośmigłowych dla potrzeb lotnictwa komunikacyjnego i wojskowego odbiło się również na urządzeniach lotniskowych, służących do zaopatrywania samolotów w niezbędne materiały pędne.

Pierwszy i zasadniczy problem stanowiły ilości materiałów pędnych, tankowanych jednorazowo do zbiorników samolotu odrzutowego, a zwłaszcza ciężkich odrzutowych samolotów bombowych, transportowych i komunikacyjnych. Ilości jednorazowego poboru materiałów pędnych w nowych typach samolotów wersji wojskowej i cywilnej stale wzrastają, co się wiąże bezpośrednio ze zwiększeniem prędkości i ciężaru oraz zasięgu samolotów, jak również maksymalnego pułapu przelotowego. Powszechnie stosowany w 1946 r. samolot w komunikacji pasażerskiej, Douglas

DC-3 „Dacota C-47”, używany w czasie drugiej wojny światowej i po jej zakończeniu również w lotnictwie wojskowym, posiadał pojemność zbiorników zaledwie 3100 litrów. Pojemność jednorazowego poboru materiałów pędnych TU-104 — w porównaniu z Il-14 — wzrosła mniej więcej o 40 razy. Obecnie wielkie samoloty odrzutowe posiadają pojemność zbiorników paliwowych dochodzącą do około 90 000 l. W tabeli 7 podano pojemności zbiorników paliwowych niektórych współczesnych samolotów komunikacyjnych.

O masowym zużyciu materiałów pędnych świadczy to, że na przykład dla dokonania przelotu czterosiłnikowym samolotem odrzutowym typu Boeing-707, względnie Douglas DC-8, z kontynentu amerykańskiego do Europy przez Atlantyk zużywa się minimum 50 000 litrów paliwa. Ilości i koszty materiałów pędnych i smarów zużywanych w czasie jednej godziny lotu przez współczesny myśliwski samo-

lot z jednym silnikiem turboodrzutowym są mniej więcej takie same jak samolotu bombowego, wyposażonego w cztery silniki tłokowe.

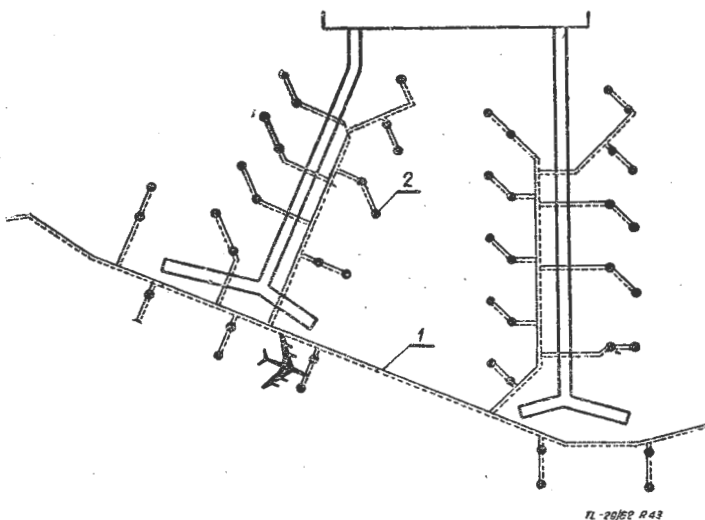
W londyńskim porcie lotniczym w 1958 roku rozchodowano około 200 tys. m<sup>3</sup> materiałów pędnych, przy czym w okresie najbardziej natężonych prac (letni okres szczytowy), dobowy rozchód materiałów pędnych osiągał prawie 910 m<sup>3</sup>. Zakłada się, że rozchód materiałów pędnych w tym porcie lotniczym w 1962 roku zwiększy się dwukrotnie, a w 1966 r. trzykrotnie w stosunku do poziomu obecnego.

Drugi problem stanowi szeroki wachlarz stosowanych materiałów pędnych i smarów dla potrzeb lotnictwa, które muszą być dostarczone i ewentualnie przechowywane w porcie lotniczym. Wyłania się w związku z tym dodatkowa trudność w organizacji zaopatrzenia, związana — oprócz konieczności magazynowania dużych ilości materiałów pędnych — z potrzebą rozdzielania poszczególnych odmian od siebie. Tak więc na przykład do odmiennych rodzajów materiałów pędnych, wymagających oddzielnego transportu i przechowywania, należy zaliczyć benzyny lotnicze, materiały pędne stosowane w silnikach odrzutowych, których jest kilka odmian różniących się między sobą, materiały pędne stosowane w silnikach śmigłowych i materiały pędne eksperymentalne.

Zaopatrywanie portów lotniczych i samolotów w materiały pędne może odbywać się za pomocą:

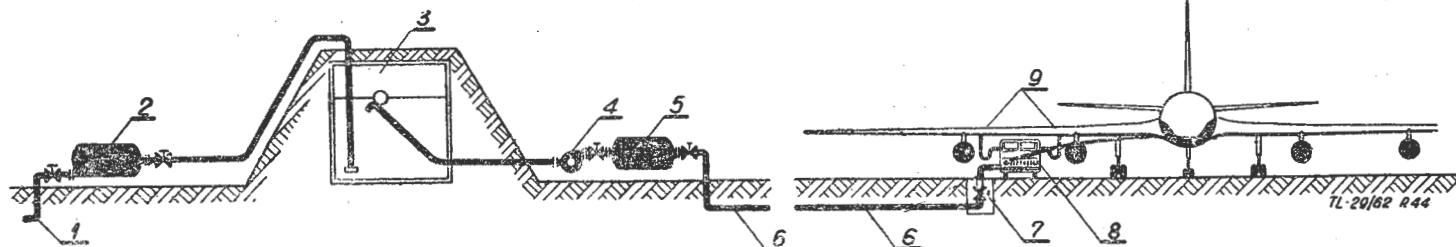
- urządzeń stacjonarnych,
- urządzeń ruchomych,
- specjalnych środków zaopatrywania.

System stacjonarnego zaopatrywania portów lotniczych w materiały pędne składa się z:



Rys. 43. System stacjonarny tankowania samolotów w porcie lotniczym Kopenhaga-Kastrup (por. rys. 28). 1 — sieć rurociągów paliwowych, 2 — hydranty paliwowe

- układu rurociągów zewnętrznych ze stacjami pomp;
- układu rurociągów wewnętrznych;
- bazowych zbiorników paliwowych ze stacją pomp i urządzeniami technicznymi;
- stałych punktów wydawania materiałów pędnych;
- technicznych urządzeń pomocniczych, urządzeń łączności i sygnalizacyjno-alarmowych.



Rys. 44. Schemat systemu stacjonarnego tankowania w porcie lotniczym Kopenhaga-Kastrup. 1 — rurociąg doprowadzający (zewnątrzny), 2 — urządzenia filtracyjne, 3 — paliwowy zbiornik hydrantowy, 4 — pompa paliwowa, 5 — urządzenie filtracyjne, 6 — rurociąg wewnętrzny rozprowadzający materiał pędny do hydrantów paliwowych, 7 — hydrant, 8 — wózek dystrybucyjny, 9 — tankowanie samolotu na miejscu postoju

Tabela 7  
Pojemności zbiorników paliwowych niektórych samolotów komunikacyjnych

Typy samolotów		Maks. załadunek materiału pędnego 1	Możliwość tankowania l/min
Samoloty turboodrzutowe	Boeing 707-320	89 800	5690
	Convair 880	40 950	4540
	De Havilland Comet 4	40 900	1810
	Douglas DC-8	82 700	5320
	Sud Aviation SE 210 Caravelle	18 550	1810
	Tupolew TU-104	34 000	—
Samoloty turbośmigłowe	Bristol Britania	39 100	1360
	Lockheed Electra	21 090	1360
	Super Constellation	35 400	—
	Tupolew TU-114	75 000	—
	Vickers Vanguard	23 200	2730
	Vickers Viscount 800	8900	1810

Rurociągi zewnętrzne (magistralne) łączą lotniskowe zbiorniki z bazą materiałów pędnych, bardzo często odległą od zaopatrywanych portów lotniczych o setki kilometrów. Rurociągi te służą do przesyłania (transportu) materiału pędnego z baz paliwowych do portu lotniczego. W Hiszpanii w 1958 r. ułożono rurociąg długości 780 km, doprowadzający materiały pędne do lotniska, wyposażony w specjalne podziemne zbiorniki rezerwowe. Koszt budowy rurociągu z wyposażeniem wynosił 400 mln dolarów.

Zadanie rurociągów wewnętrznych polega na rozprowadzaniu materiałów pędnych ze zbiorników lotniskowych do punktów poboru, wykonywanych w postaci hydrantów, lokalizowanych na płytach przeddworcowych, na których odbywa się tankowanie. Cechą charakterystyczną tych rurociągów jest to, że przebiegają one bardzo często pod nawierzchniami, co stanowi ujemną stronę stacjonarnego systemu zaopatrzenia.

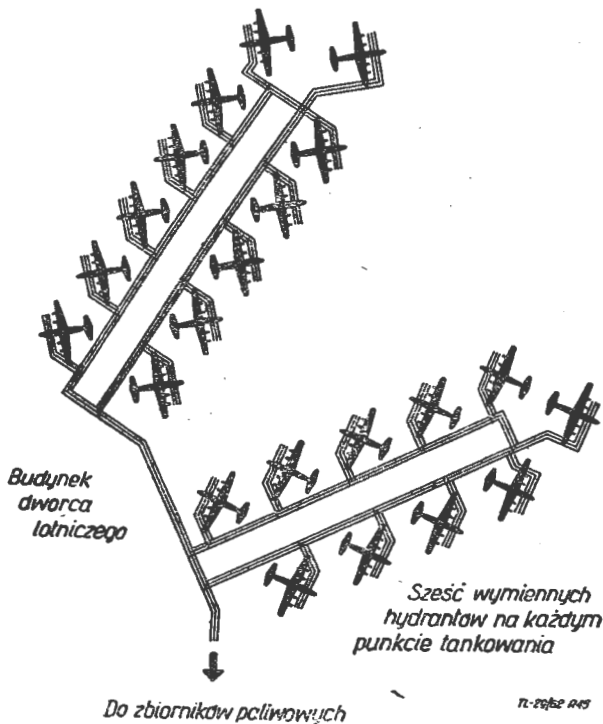
Współczesne układy wewnętrznego systemu stacjonarnego tankowania samolotów podzielono na dwie podstawowe grupy.

Do grupy pierwszej zalicza się układ, posiadający jedną zasadniczą baterię zbiorników paliwowych, z której materiał pędny jest transportowany od razu za pomocą jednego rurociągu do punktu poboru, względnie transport materiału pędnego z baterii zbiorników paliwowych następuje najpierw do rurociągu pierścieniowego, z którego z kolei za pomocą rurociągów transportowany materiał pędny jest doprowadzony do punktu poboru — hydrantów paliwowych.

Do grupy drugiej zalicza się układ, posiadający jeden lub kilka pośrednich zbiorników paliwowych, z których materiał pędny jest transportowany do punktów poboru. Takie rozwiązanie jest podyktowane tym, że duże długości rurociągów paliwowych nie pozwalają na bezpośrednie transportowanie materiału pędnego z zasadniczej baterii zbiorników paliwowych do punktów poboru. Praktyka wykazuje, że zbiorniki pośrednie nie są konieczne dla rurociągów łączących zbiorniki zasadnicze z punktami poboru nie przekraczających długości 1000 m.

Układ wewnętrzny rurociągów w stacjonarnym systemie tankowania samolotów zależy przede wszystkim od przyjętego rozwiązania płyt peronowych i budynku dworca lotniczego. Na rys. 43 przedstawiono układ wewnętrzny rurociągów do stacjonarnego tankowania samolotów, zastosowany w porcie lotniczym Kopenhaga — Kastrup (rozwiązanie dworca i płyt przeddworcowych przedstawiono na rys. 28). Wykonano tu swojego rodzaju rurociąg magistralny, do którego podłączono kilka miejsc postoju samolotów na płycie peronowej. Od wspomnianego rurociągu podstawowego odprowadzono dwa rurociągi boczne biegnące wzdłuż odgałęzień budynku dworcowego (tzw. palców), które z kolei połączono z pozostałymi miejscami postoju samolotów. Sposób tankowania przedstawiono schematycznie na rys. 44. Opisany system umożliwia równoczesne tankowanie materiałem pędnym czterech samolotów typu DC-8 z ogólną wydajnością 22 000 l/min.

Towarzystwo komunikacji lotniczej Eastern Air Lines w roku 1958 zakończyło w jednym z portów lotniczych USA budowę podziemnego układu rurociągów paliwowych, służących do zaopatrywania w materiały pędne samolotów, rozmieszczonych na płycie peronowej również wzdłuż odgałęzień zasadniczego budynku dworcowego. System ten, przedstawiony na rys. 45, pozwala przeprowadzić równo-



Rys. 45. System tankowania zastosowany przez Eastern Air Lines

czniejsze tankowanie 22 samolotów z silnikami śmigłowymi i odrzutowymi.

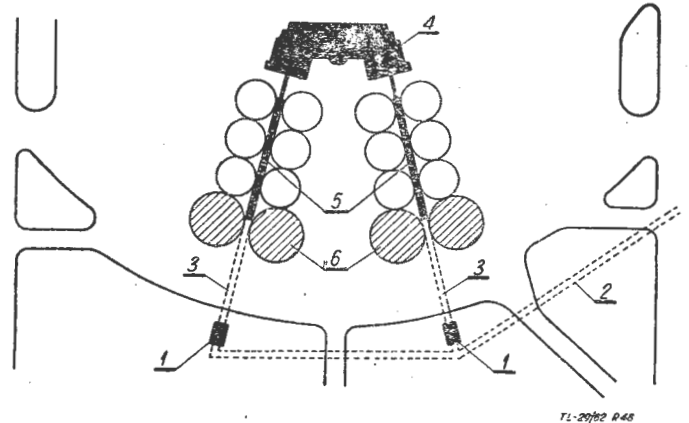
Na rys. 46 przedstawiono nieco inne rozwiązanie stacjonarnego tankowania materiałem pędnym na płycie peronowej przy budynku dworcowym typu palczastego. System ten (przykład jednego z pierwszych rozwiązań tego typu) zabezpiecza tankowanie równocześnie czterech samolotów umieszczonych w specjalnych strefach tankowania, oznaczonych na rys. liczbą 6.

W lotniskowych zbiornikach paliwowych przechowuje się materiał pędny do czasu zatankowania nim samolotów, przy czym pojemność zbiorników nie jest opróżniona poniżej określonych (odrębnie dla każdego portu lotniczego) wartości, stanowiących pewien zapas lotniskowy.

W poruszonym systemie, tankowanie samolotów nie następuje bezpośrednio z sieci rurociągów paliwowych, lecz za pośrednictwem specjalnych wózków dystrybucyjnych (rys. 44 i 47), nazywanych również wózkami hydrantowymi, wyposażonych w liczniki określające ilość wydanej paliwa, filtry i elastyczne węże oraz bardzo często w środki łączności radiowej lub telefonicznej.

W czasie tankowania samolotów wózek dystrybucyjny łączy się za pomocą węża z hydrantem paliwowym (rys. 44 i 47) oraz z urządzeniem umieszczonym na zbiorniku

samolotowym, umożliwiającym przyłączenie węża za pomocą szybko rozłączalnych nakrętek. W celu skrócenia okresu tankowania samolotu, materiał pędny podaje się równocześnie do dwóch zbiorników, co jest możliwe dzięki przystosowaniu wózków hydrantowych do takiej pracy oraz wyposażeniu ich w dwie szpule z elastycznym węzem.



Rys. 46. System tankowania w specjalnie wyznaczonych strefach. 1 — zbiornik materiałów pędnych, 2 — rurociąg doprowadzający, 3 — rurociągi rozprowadzające materiał pędny, 4 — główny budynek dworcowy, 5 — odgałęzienia palczaste, 6 — strefy tankowania samolotów

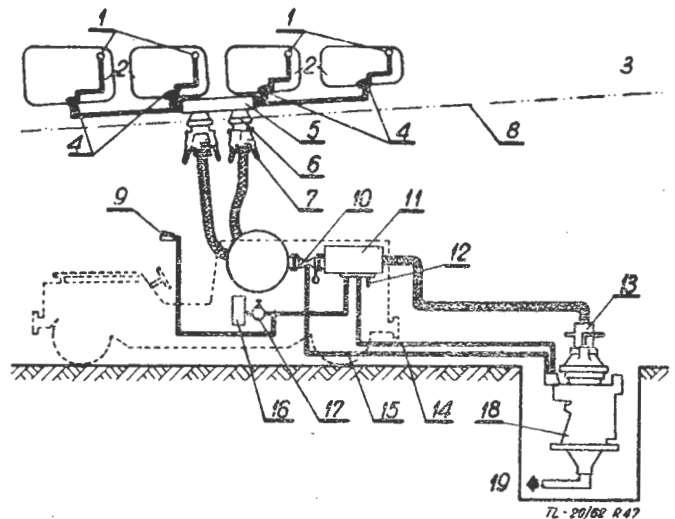
Wężę łączące należy chronić przed działaniem pyłów oraz ziaren piasku, żeby zapobiec przedostawaniu się tego rodzaju zanieczyszczeń do tankowanego materiału pędnego.

W wózkach dystrybucyjnych starszego typu filtry miały za zadanie jedynie oczyszczenie paliwa od zanieczyszczeń natury mechanicznej, gdy w nowszych typach wyposażenie wózka składa się z filtrów — oddzielaczy wody, o zdolności przepustowej do 136 m<sup>3</sup>/h. Całość wyposażenia nowoczesnego wózka dystrybucyjnego montuje się na podwoziu pospolitego, lekkiego samochodu.

Najnowsze wózki dystrybucyjne posiadają filtry z urządzeniami do automatycznego wyrzucania oddzielonej wody do lotniskowego systemu odwadniającego.

Zastosowanie filtrów-oddzielaczy wody wiąże się z tym, że materiał pędny do napędu silników odrzutowych utrzymuje wodę w stanie związanym przez znaczny okres, gdyż

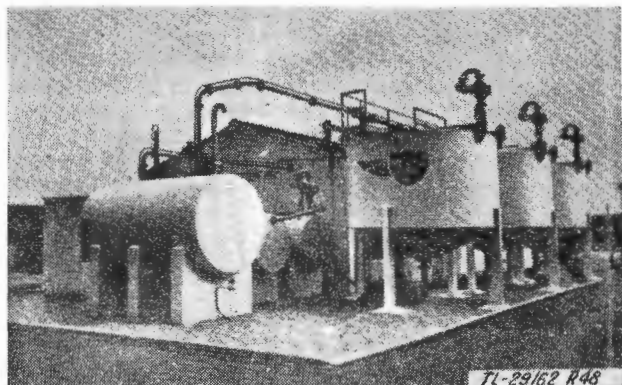
Rys. 47. Stacjonarny system tankowania samolotów, opracowany przez firmę Parker Aircraft Co. 1 — pływak regulujący poziom materiału pędnego, 2 — samolotowe zbiorniki paliwowe, 3 — skrzydło samolotu, 4 — wentyl zamykający, 5 — urządzenie rozdzielające materiał pędny, 6 — zbiorniki do tankowania z dołu, 7 — końcówka węża przyłączona do odbiornika, 8 — dolna krawędź skrzydła, 9 — urządzenie do sterowania podawanego materiału pędnego, 10 — przyrząd do mierzenia ilości podawanego materiału pęd-



nego, 11 — urządzenie filtrujące materiał pędny przed podaniem go do zbiorników samolotowych, 12 — kranik do spuszczenia oddzielonej wody od materiału pędnego w urządzeniach filtrujących, 13 — zawór regulujący ciśnienie, 14 — wąż do podawania sprężonego powietrza, 15 — wąż ciśnienia podawanego materiału pędnego, 16 — źródło zasilania sprężonym powietrzem, 17 — regulator sprężonego powietrza, 18 — hydrant, 19 — rurociąg doprowadzający materiał pędny z lotniskowych zbiorników paliwowych i pomp

jest ono cięższe i posiada dużą lepkość, w porównaniu z benzyną lotniczą.

Firma Parker Aircraft Co opracowała nową odmianę stacjonarnego systemu tankowania materiałem pędym dużych samolotów odrzutowych, zastosowaną w porcie lotniczym Los Angeles, wymagającą specjalnego wózka dystrybucyjnego. W systemie tym, w specjalnej studzience umieszczono hydrant paliwowy ze zbiorniczkiem o pojemności 0,028 m<sup>3</sup>, który połączono ze zbiornikiem dużej pojemności i pompą paliwową. Urządzenie hydrantowe podłącza się za



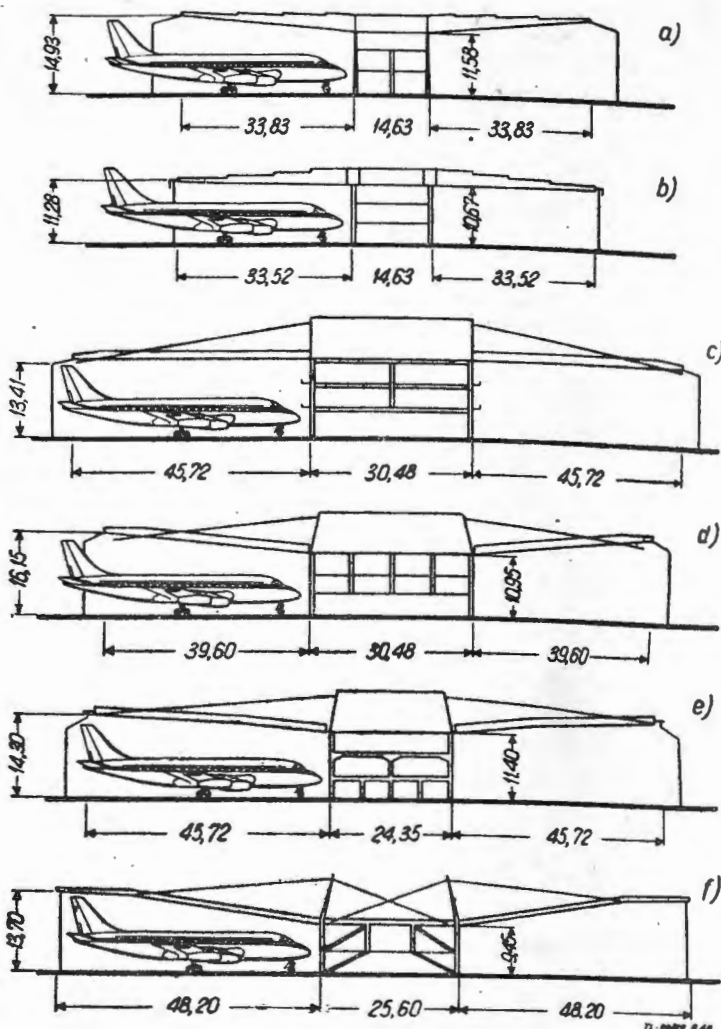
Rys. 48. Fotografia lotniskowej stacji oczyszczania materiałów pędnych

pomocą trzech węży z wózkiem dystrybucyjnym (rys. 47), a wózek dystrybucyjny za pomocą dwóch węży ze zbiornikami samolotowymi. Jeden z węzów łączących hydrant z wózkiem dystrybucyjnym, o średnicy 76–102 mm, służy do podawania paliwa odbieranego przez filtr (11), który jest wyposażony w specjalny kranik (12) do spuszczenia wody oddzielonej od podawanego materiału pędym. Drugi wąż (14), o mniejszej średnicy, podaje do hydrantu sprężone powietrze, którego ciśnienie (2,0–3,5 kG/cm<sup>2</sup>) powoduje,

Tabela 8

Wymiary zewnętrzne niektórych współczesnych samolotów

Typy samolotów	Wymiary samolotów			
	Rozpiętość samolotu m	Wysokość samolotu m	Długość samolotu m	
Samoloty turbodozujące	Boeing 707-320	43,4	12,7	46,6
	Boeing 720	39,9	12,6	41,6
	Convair 880	36,6	11,2	39,4
	De Havilland Comet 48	32,8	9,0	36,0
	Douglas DC-8	43,4	12,9	45,9
	Sud-Aviation SE 210 Caravelle	34,3	—	32,1
	Tupolew TU-104	35,0	—	37,5
	Tupolew TU-110	37,5	—	38,3
	Vickers VC-10	42,6	11,9	48,4
	Vickers Super VC-10	44,5	12,1	56,7
Samoloty turbośmigłowe	Antonow AN-10	38,0	—	34,0
	Amnstrong-Whitworth Argosy	35,1	8,25	26,4
	Bristol-Britania 310	43,5	11,4	37,8
	Bristol-Britania 320	43,4	11,2	38,0
	Iljuszyn Il-18	37,5	10,1	35,7
	Lockheed Elektra	30,2	10,0	31,9
	Tupolew TU-114	57,0	15,8	47,2
	Vickers-Vanguard	36,0	10,9	37,5
Vickers Viscount 810	28,6	8,15	26,2	



Rys. 49. Przekroje poprzeczne hangarów lotniczych wybudowanych w USA; a — Mohawk Air Lines, Utica, New York; b — National Air Lines, Miami; c — TWA, Kansas City; d — PAA, New York City (Idlewild); e — TWA, New York City; f — PNYA, New York City

że materiał pędym jest transportowany ze zbiornika podziemnego do zbiorników samolotowych. Trzeci wąż (15) służy do przekazywania ciśnienia na paliwo.

Na rys. 47 przedstawiono schematycznie tankowanie samolotu Boeing 707 za pomocą opisanego systemu z wydajnością roboczą 2270 l/min (wydajność maks. dochodzi do 4400 l/min).

Prace budowlane, związane z zakładaniem rurociągów, są całkowicie zmechanizowane, począwszy od wykopów pod rurociąg, wykonywanych za pomocą specjalnych koparek. Do układania rur w wykonanych wykopach używa się podnośników, montowanych przeważnie z boku na ciągnikach gąsienicowych, posiadających udźwig na wysięgniku, dochodzący do 100 ton. Rurociągi wykonywane są przeważnie z rur długości do 18 m, łączonych pomiędzy sobą za pomocą spawania. Coraz częściej na budowach tego typu stosowane są maszyny uniwersalne, w których — dzięki możliwości szeroko zakrojonej wymiany osprzętu — można wykonywać wszelkie niezbędne czynności. Maszyny wyposaża się w osprzęt koparki, podnośnika, spycharki, szufli samoladującej itp.

Za pomocą specjalnych urządzeń montowanych na ciągnikach gąsienicowych, można w wypadku zmian trasy rurociągu, w trakcie wykonywania prac, odpowiednio wygiąć rury.

Na ostatnio zorganizowanej wystawie maszyn do budowy rurociągów o dużych średnicach przez Amerykański Instytut Inżynierów Naftowców (IPE) zademonstrowano między innymi:

- urządzenia do mechanicznego wykonywania izolacji rur, wśród których był eksponat maszyny do ułożenia izolacji ze smoły epoksydowej, łącznie z katalizatorem przyspieszającym wysychanie izolacji;
- maszyny do wykonywania izolacji wewnętrznej rur;



— maszyny do prostowania wgniecionych rur oraz szereg innych maszyn.

W celu ułatwienia odprowadzenia wody i innych zanieczyszczeń, rurociągi posiadają w najniższych punktach studzienki i są układane z nachyleniem 1:500. Rurociągi odprowadzane od zasadniczego rurociągu do punktów poboru paliwa posiadają nachylenie w kierunku do rurociągu zasadniczego. Średnica rurociągów jest różna i zależy od:

- żądanej zdolności przepustowej rurociągu;
- długości rurociągu zasadniczego (magistralnego);
- warunków zabezpieczenia przed obciążeniami wibracyjnymi w rurociągu zasadniczym;
- warunków zabezpieczenia przed obciążeniami uderzeniowymi w rurociągu zasadniczym;
- innych okoliczności.

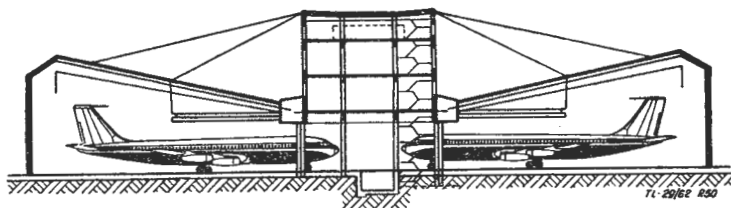
W rurociągach stacjonarnego systemu tankowania samolotów powinny być przewidziane środki ochrony przed hydraulicznym uderzeniem, jakie może powstać przy szybkim zamknięciu zaworów.

Długowieczność eksploatacji przewodów rurowych stacjonarnego systemu tankowania samolotów wynosi około 20 lat.

Do projektowania długich tras rurociągów, a zwłaszcza rurociągów magistralnych, wykonywanych w trudnych terenach, wykorzystywane są zdjęcia lotnicze, które bardzo często, po odpowiednim rozpracowaniu fotogrametrycznym, stanowią jedną z podstaw projektowania. W pracach projektanckich są często wykorzystywane także liczące maszyny elektronowe.

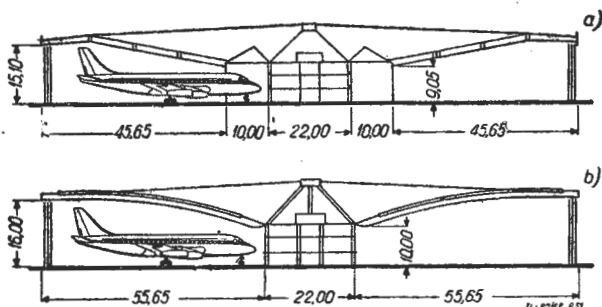
W odróżnieniu od przytoczonej wyżej metody, system ruchomego zaopatrywania portów lotniczych i samolotów w materiały pędne polega na tym, że są one dostarczane do portu lotniczego za pomocą ruchomych środków transportowych i po dostarczeniu — magazynowane w bazowych zbiornikach paliwowych. Ze zbiorników materiały pędne są z kolei transportowane za pomocą specjalnych samochodów, zwanych dystrybutorami do miejsc tankowania samolotów, a następnie z dystrybutorów podawane bezpośrednio do samolotowych zbiorników paliwowych.

Na rys. 48 przedstawiono fotografię lotniskowej stacji oczyszczania materiałów pędnych (szczególnie oddzielania wody), wykonaną przez Air BP. Stacja ta może być stosowana w stacjonarnym i ruchomym systemie zaopatrywania samolotów w materiały pędne.



Rys. 50. Przekrój poprzeczny hangaru lotniczego, wybudowanego w porcie lotniczym Stockholm-Arlanda

W licznych portach lotniczych, zaopatrywanych w materiały pędne za pomocą systemu ruchomego, wprowadza się często system mieszany, w którym zaopatrujące bazy paliwowe łączy się rurociągami magistralnymi z bazowymi lotniskowymi zbiornikami paliwowymi, z których materiały pędne do samolotów dostarcza się przy pomocy dystrybutorów. Na przykład na lotnisku londyńskim, jak już



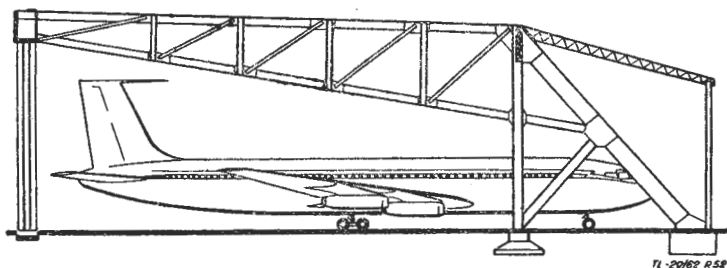
Rys. 51. Przekrój poprzeczny hangarów lotniczych projektowanych dla portu lotniczego Frankfurt; a — jeden z wariantów konkursowych; b — wariant zrealizowany

wspomniano, w 1966 roku rozchód materiałów pędnych wzrosło trzykrotnie i w tych warunkach, dla uzyskania niezbędnych zapasów w okresie najbardziej natężonych prac, należałoby codziennie kierować do portu lotniczego 150 samochodów-cystern, każda o pojemności 18 000 litrów. To doprowadziłoby do przeciążenia dróg dojazdowych nie tylko wewnątrz portu lotniczego, ale również i poza jego granicami. W związku z tym, zaprojektowano ułożenie z bazy paliwowej do portu lotniczego dwóch nici przewodów rurowych o średnicy 6 cali, przeznaczonych do zaopatrywania portu w materiały pędne, które na terenie portu lotniczego będą transportowane za pomocą dystrybutorów.

### Hangary lotnicze dla współczesnych samolotów

Wykorzystywanie samolotów o napędzie turboodrzutowym i czterosiłnikowych samolotów turbośmigłowych, charakteryzujących się bardzo dużymi wymiarami zewnętrznymi, zmusiło kierownictwa portów lotniczych do budowy nowych hangarów lotniczych.

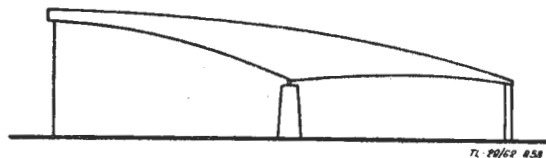
Od wielkości wymiarów zewnętrznych, podanych dla niektórych współczesnych samolotów w tabeli 8, zależy wielkość hangarów, a przede wszystkim wymiary gabarytowe hangaru, powierzchnia robocza, ilość i wielkość bram hangarowych, których właściwe rozwiązanie stanowi jed-



Rys. 52. Przekrój poprzeczny hangaru lotniczego wybudowanego w porcie lotniczym Paris-Orly

ną z trudności budownictwa hangarowego, wyposażenie hangaru, rozwiązanie konstrukcyjne hangaru i bram hangarowych itp.

Głównym problemem, rozwiązania konstrukcyjnego jest konieczność uzyskania dużych przestrzeni bezpodporowych, przeznaczonych do hangarowania samolotów, umożliwiających ustawienie samolotu o bardzo dużej długości. Ostatnio spotykane rozwiązania konstrukcyjne w praktyce budownictwa hangarowego dla współczesnych potrzeb lotniskowych przyjęły zupełnie nową formę, niespotykaną w poprzednim okresie, zabezpieczającą w maksymalnym stopniu potrzeby związane z naprawą i obsługą dużych samolotów odrzutowych. Współczesne hangary (rys. 49—53), uważane ostatnio za typowe, posiadają w większości wypadków przykrycie dachowe lekkiej konstrukcji wsporniko-

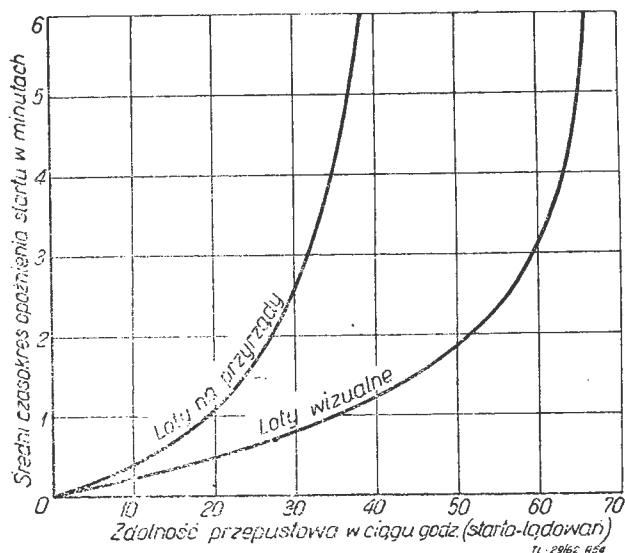


Rys. 53. Schematyczny przekrój poprzeczny hangaru lotniczego w porcie lotniczym Berlin-Schönefeld

wej. Zasadniczą konstrukcją nośną w tych rozwiązaniach jest centralna część hangaru, na której wspierają się wspornikowe dźwigary konstrukcji dachowej, podwieszane na stalowych linach do konstrukcji nośnej. Centralną część hangaru stanowi konstrukcja szkieletowa, żelbetowa lub stalowa. Jest ona przeznaczona na pomieszczenia administracyjne, magazyny zapasowych i zaplecze hangaru oraz w części tej urzędzą się często biura. Omawiane rozwiązania, oprócz wymienionych, mają szereg innych zalet, a między innymi:

- możliwość stosowania lekkich materiałów wypełniających przestrzeń pomiędzy dźwigarami nośnymi konstrukcji dachowej;

- szeroką możliwość stosowania całej gamy materiałów budowlanych, a szczególnie żelbetu w różnych odmianach, stali, aluminium i innych (jako ciekawostka — w porcie lotniczym Roma-Fiumicino wykonano hangar na cztery samoloty typu DC-8 ze stalowych konstrukcji rurowych, z bramami o szerokości w świetle 50,3 m, objętość hangaru 324 500 m<sup>3</sup> bez pomieszczeń administracyjnych i magazynowych oraz warsztatów remontowych);
- możliwość przeszklenia dużych powierzchni konstrukcji dachowych, zapewniając w ten sposób dobre dzienne oświetlenie górne hangaru;
- możliwość całkowitego wyeliminowania słupów, co zwiększa powierzchnię użytkową hangaru;
- możliwość wyeliminowania konieczności stosowania ścian w sensie konstrukcji nośnej;
- możliwość stosowania lekkich ścian w bardzo dużym stopniu przeszklonych, co zapewnia również dobre dzienne oświetlenie boczne — w większości wypadków ściany boczne są całkowicie przeszklone;
- możliwość zwiększenia głębokości hangaru (powierzchni użytkowej) przez wykorzystanie pomieszczeń części nośnej hangaru (rys. 50 i 50a), w której umieszcza się dziobową część samolotu;
- możliwość zwiększenia głębokości hangaru (powierzchni użytkowej) przez wykonanie specjalnej konstrukcji bram hangarowych, które zamiast powszechnie stosowanych bram prostych (pionowych) są w górnej części załamane i posiadają w przekroju poprzecznym profil kątowy (rys. 49a, c, d, e, rys. 50);
- możliwość dalszej rozbudowy hangarów, polegającej na ich wydłużeniu.



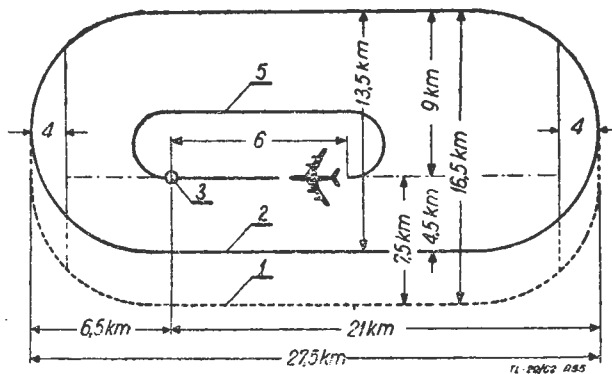
Rys. 54. Zależność przepustowości dróg startowych od lotów dokonywanych na przyrządy i wizualnie

Dla zobrazowania obecnie stosowanych za granicą rozwiązań w budownictwie hangarowym, na rys. 49—53 przedstawiono przekroje poprzeczne hangarów wykonanych:

- w USA (rys. 49). Największy z nich hangar (rys. 49f), o konstrukcji szkieletowej-stalowej, posiada ogólną szerokość 122 m i długość 155,55 m (powierzchnia ogólna 18 977 m<sup>2</sup> ≈ 1,9 ha odpowiada małorolnemu gospodarstwu rolniczemu). Powierzchnia użytkowa w obu skrzydłach bocznych wynosi około 15 000 m<sup>2</sup> (1,5 ha) i jest wykorzystywana przez towarzystwa lotnicze: BOAC, Air France, KLM, Luft-hansa i Sabena. Całkowity ciężar konstrukcji stalowej 3500 ton, czas budowy około 2 lat, koszt budowy około 10 mln dolarów, całkowita powierzchnia terenu, związana z hangarem i jego zapleczem, wynosi 201 000 m<sup>2</sup>;
- w Szwecji, w porcie lotniczym Stockholm-Arlanda (rys. 50), obsługującym samoloty odrzutowe transkontynentalnych linii lotniczych. Wymiary hangaru: długość 94 m, szerokość 57 m. Może on równocześnie pomieścić 4 samoloty odrzutowe, czterosiłnikowe. Do 1963 roku przewiduje się rozbudowę hangaru, polegającą na zwiększeniu powierzchni użytkowej dla dalszych czterech samolotów podanego typu. Hangar posiada konstrukcję żelbetową. Rozwiązanie charakteryzuje się zastosowaniem bardzo dużej

ilości elementów prefabrykowanych, a szczególnie w konstrukcji dachowej.

— w NRF, w porcie lotniczym Frankfurt. Na rys. 51a przedstawiono przekrój poprzeczny hangaru jednej z propozycji konkursowych, przewidującej konstrukcję stalową oraz wykorzystanie specjalnych przybudówek w części nośnej konstrukcji, przeznaczonych — między innymi — do umieszczenia przedniej części kadłuba samolotowego. Na rys. 45b przedstawiono przekrój poprzeczny hangaru wybudowanego w tym porcie lotniczym, konstrukcji żelbetowej. Wymiary hangaru: długość 170,88 m, szerokość 133,30 m, powierzchnia użyteczna  $2 \times 0,94 = 1,88$  ha, powierzchnia oszklenia górnego (w konstrukcji dachowej) 4900 m<sup>2</sup>. Jed-



Rys. 55. Elementy i wymiary strefy oczekiwania. 1 — granica strefy oczekiwania przy wykorzystaniu bezkierunkowej radiolatarni (radiostacji prowadzenia — linia przerywana); 2 — granice strefy oczekiwania przy wykorzystaniu radiolatarni kierunkowej; 3 — radiolatarnia; 4 — strefa buforowa o szerokości około 2 km; 5 — pas tła oczekiwania; 6 — odcinek wymagający 2 mił. lotu przy prędkości 280 km/h

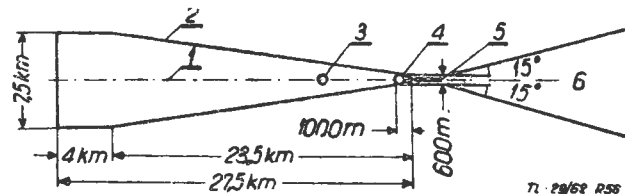
no skrzydło hangaru przeznaczone dla samolotów turbośmigłowych (5 stanowisk), zaś drugie — dla samolotów turboodrzutowych (3 stanowiska). W części środkowej hangaru (część konstrukcji nośnej) na parterze i pierwszym piętrze mieszczą się warsztaty i magazyny, na drugim piętrze biura, z których jest widoczna pozostała część wewnętrzna hangaru.

— we Francji, w porcie lotniczym Paris-Orly (rys. 52). Hangar ten, konstrukcji stalowej, posiada zupełnie inne rozwiązanie od rozwiązań przedstawionych powyżej. Przykrycie dachowe w tym przypadku rozwiązano również jako wspornikowe lecz nie podwieszane, przy czym rozstaw dźwigarów nośnych jest taki, że zapewnia ustawienie części dziobowej większych samolotów pomiędzy dźwigarami. Powierzchnia użytkowa hangaru wynosi 16 300 m<sup>2</sup>.

— w NRD, w porcie lotniczym Berlin-Schönfeld (rys. 53). Tu zastosowano jeszcze inne rozwiązanie konstrukcyjne, również wspornikowe, zrealizowane w żelbecie, ściany boczne hangaru wykonano ze stali profilowej, całkowicie przeszklone. Dźwigary nośne konstrukcji dachowej osadzone na specjalnych słupach za pośrednictwem łożysk stosowanych w budownictwie mostowym, wytwarzając w ten sposób przeguby.

### Naziemne zabezpieczenie lotów przy dużych prędkościach startu i lądowania

Wprowadzenie do eksploatacji w lotnictwie komunikacyjnym i wojskowym dużych i szybkich samolotów szczególnie odbiło się w lotniskowych urządzeniach związanych z naziemnym zabezpieczeniem startu i lądowania, a zwłaszcza w złych warunkach meteorologicznych. Dodatkowe trudności w tej dziedzinie powstały w wyniku ko-



Rys. 56. Strefy podejścia i wznoszenia oraz ich wymiary w systemie ILS. 1 — oś drogi startowej i strefy podejścia; 2 — granice strefy podejścia; 3 — dalsza radiostacja prowadząca; 4 — bliższa radiostacja prowadząca; 5 — droga startowa; 6 — strefa wznoszenia do ponownego podejścia do lądowania

nieczności sprowadzenia samolotu do portu lotniczego z dużych wysokości przelotowych, przy dużych prędkościach lądowania dokładnie na oś drogi startowej. Niezależnie od powyższego, wyłonił się problem kierowania i kontroli ruchu lotniczego w przestrzeni, a zwłaszcza w rejonie przylotniskowym przy dużym nasileniu wykonywanych lotów (startów i lądowań).

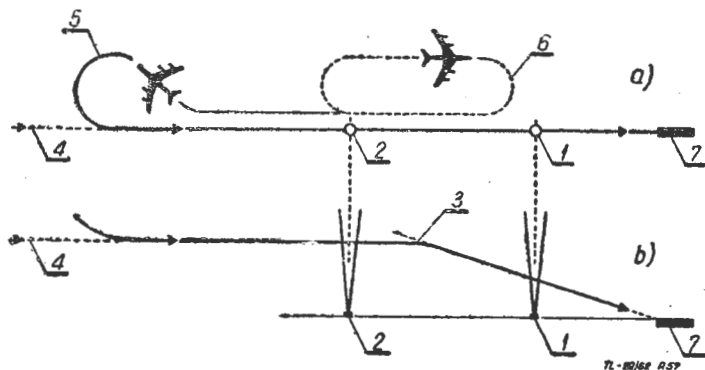
Poniżej omówiono poszczególne elementy i urządzenia ziemnego zabezpieczenia lotów stosowane w różnych portach lotniczych.

**Systemy lądowania samolotów na przyrządy, tzw. systemy ślepego lądowania.** Główną przyczyną wprowadzenia urządzeń do lądowania było zapewnienie jak najdalej idącego bezpieczeństwa. Jednak nie była to jedyna przyczyna. Drugą przyczyną, dla której wprowadzono do eksploatacji tego typu urządzenia i w ostatnich latach szczególnie unowocześniono, było zwiększenie przepustowości portów lotniczych. Przedstawiony na rys. 54 wykres ilustruje zdolność przepustową drogi startowej przy lotach dokonywanych na przyrządy i wizualnie.

Śród systemów lądowania samolotów na przyrządy, zalecanych przez ICAO, rozpatrzono systemy najczęściej stosowane w międzynarodowych portach lotniczych oraz w lotnictwie wojskowym. Podstawowym elementem przeprowadzenia lądowania na przyrządy jest właściwe wykonanie lotu w zasadniczych strefach, charakteryzujących wszystkie systemy ślepego lądowania, a mianowicie w strefie oczekiwania, w strefie dolotu i w strefie lądowania łącznie z przyziemieniem.

Głównym urządzeniem naziemnym strefy oczekiwania jest radiolatarnia (rys. 55), którą umieszcza się na osi drogi startowej w odległości 7–10 km od jej krawędzi bocznej (początku drogi startowej) lub też z boku od kierunku naprowadzenia do lądowania. Radiolatarnia naziemna współpracuje z urządzeniami pokładowymi na samolocie. W czasie współpracy wykorzystuje się z urządzeń pokładowych radiokompas lub też — jeżeli na ziemi zainstalowana jest radiostacja UKF — radiolatarnia pokładowa (przyrząd systemu VOR).

Minimalna wysokość lotu w strefie oczekiwania wynosi wg zaleceń ICAO 300 m nad najwyższą przeszkodę natu-



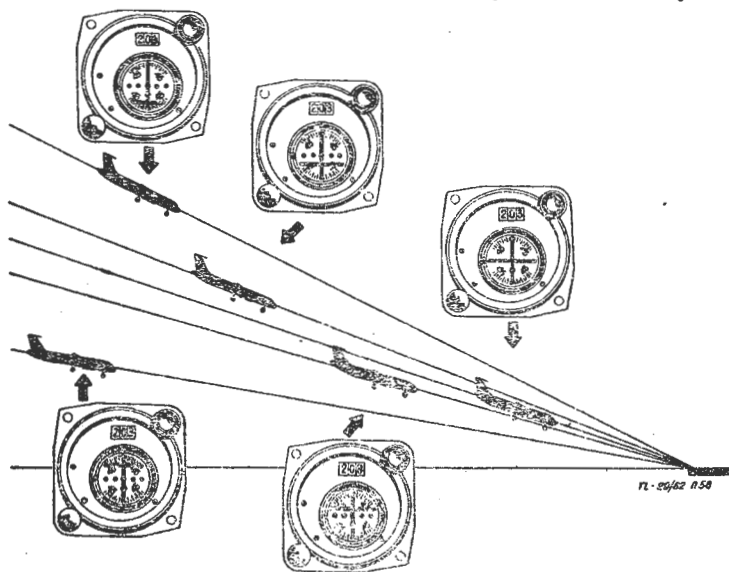
Rys. 57. Schemat podejścia do lądowania według systemu ILS. 1 — bliższa radiostacja prowadząca; 2 — dalsza radiostacja prowadząca; 3 — tor lądowania; 4 — wariant pierwszy — lądowanie z prostej; 5 — wariant drugi — lądowanie ze strefy oczekiwania — pętla wyjścia ze strefy; 6 — pętla oczekiwania; 7 — droga startowa; a — plan lotów w strefie oczekiwania i w czasie lądowania; b — profil lotów według systemu ILS

ralną (np. górą) lub sztuczną (np. kominem fabrycznym), znajdującą się w strefie.

W dużych portach lotniczych może równocześnie oczekiwać na zezwolenie lądowania kilku samolotów. Są one wówczas szeregowane w przestrzeni powietrznej strefy oczekiwania w odległościach co 300 m jeden nad drugim i otrzymują kolejno zezwolenia na podejście do lądowania. Elementy i wymiary strefy oczekiwania przedstawiono na rys. 55, obliczone dla prędkości własnej 150 węzłów (około 275 km/h) i dla największej prędkości różnokierunkowego wiatru 60 węzłów (około 100 km/h).

**System ILS.** Najpopularniejszym systemem lądowania na przyrządy jest system ILS. Strefę podejścia do lądowania, strefę wznoszenia w celu dokonania nowego podejścia do lądowania oraz rozmieszczenie urządzeń systemu ILS podano na rys. 56. System ten zapewnia podejście do lądowania i wykonanie lotu po torze lądowania do wysoko-

ści 60 m. Końcowy etap lądowania i przyziemienie pilot wykonuje wzrokowo. Jeżeli port lotniczy jest wyposażony w system światła podejść (lądowania) dostatecznie daleko widocznych, zezwala się na korzystanie z systemu ILS przy mgłę poniżej 60 m. Minimalna wysokość, do jakiej zezwala się wykonywać przebijanie chmur przy wykorzystaniu omawianego systemu, zależy przede wszystkim od wysokości miejscowych przeszkód naturalnych i sztucznych.



Rys. 58. Wskaźnik pokładowy toru lądowania według systemu ILS

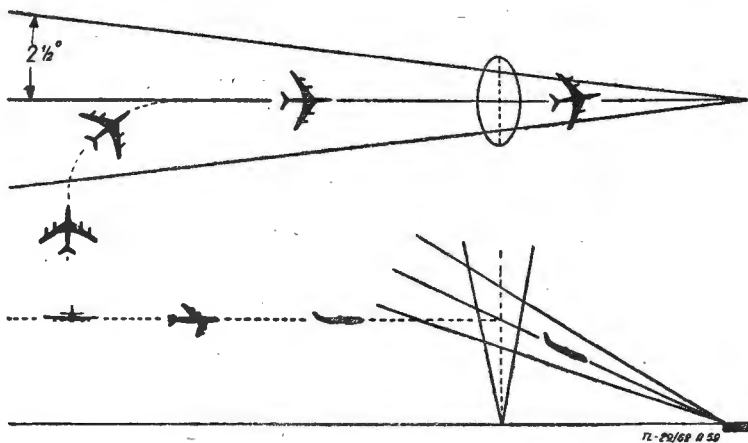
Wysokość ta powinna być kilka razy wyższa od wysokości przelotu nad bliższą radiostacją prowadzącą. W instrukcji ICAO przyjęto minimalną wysokość przebijania chmur za pomocą systemu ILS nie mniejszą niż 30 m nad najwyższą przeszkodą terenową.

System lądowania ILS szczególnie rozwinął się w USA i np. w 1959 roku 170 kompletów urządzeń tego typu było zabudowanych na lotniskach komunikacyjnych, a 50 na lotniskach wojskowych. W latach następnych zabudowano dalszych 45 kompletów. W roku 1958 dokonano 1 000 000 lądowań według omawianego systemu.

W systemie ILS możliwe jest podejście samolotu do lądowania z prostej lub też ze strefy oczekiwania. W wariantcie pierwszym (lądowanie z prostej), rys. 57, pilot w czasie lotu podchodzi do strefy radiolatarni kierunkowej (tzw. radiolatarni kursu) i po wejściu w strefę radiolatarni toru lądowania, przed przekroczeniem dalszej radiostacji prowadzącej, zaczyna obniżać lot. W wariantcie drugim (lądowanie ze strefy oczekiwania) pilot w czasie podejścia do lądowania najpierw dokonuje oddalenia się od radiolatarni strefy oczekiwania, względnie od dalszej radiostacji prowadzącej, dokonuje lotu kursem odwrotnym do kursu lądowania, a następnie wykonuje skręt w prawo o 45° i z kolei w lewo o 180° (pętla zaznaczona 5 na rys. 57), wchodząc w ten sposób w strefę radiolatarni kierunkowej. Po wejściu w strefę radiolatarni toru lądowania pilot rozpoczyna obniżenie lotu. W czasie lądowania na przyrządy systemu ILS specjalne urządzenie pokładowe na podstawie sygnałów odbieranych z urządzeń naziemnych wskazuje położenie samolotu w stosunku do osi drogi startowej i toru lądowania. Na rys. 58 przedstawiono wskazanie urządzenia pokładowego, informujące pilota o położeniu samolotu w odniesieniu do właściwego toru lądowania, a na rys. 59 zasięg kątowy wskazań urządzeń. Wysyłane promienie informujące o kursie i torze lądowania w systemie ILS są skierowane tak, że przechodzą one nad bliższą radiostacją prowadzącą na wysokości 60 m. System ILS w lotnictwie komunikacyjnym jest zabudowany na stałe (system stacjonarny) w odpowiednich pomieszczeniach budowanych specjalnie w tym celu. W lotnictwie wojskowym system ten często jest używany w postaci urządzeń, zabudowanych na specjalnych samochodach i przyczepach samochodowych (system ruchowy).

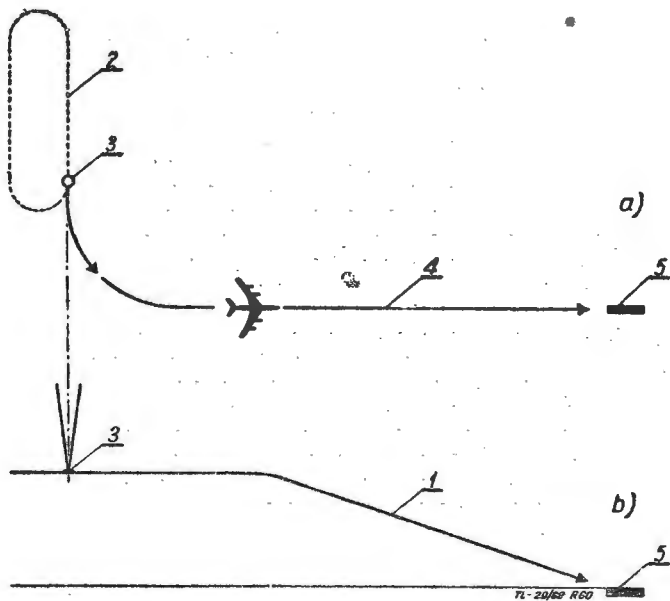
Istniejący system ILS posiada szereg ujemnych stron całkowicie ograniczających strefę roboczą i bramę wejściową, a między innymi, że:

— pomiędzy możliwym odchyleniem od lądowania i sygnałem zabezpieczającym właściwy tor lądowania istnieje



Rys. 59. Zasięg kątowy wskazań urządzeń naziemnych w czasie lądowania na przyrządy według systemu ILS

- poważna rozbieżność — system zabezpiecza tor lądowania tylko w ograniczonym zasięgu kąta;
- po zabudowaniu urządzeń nie jest możliwa zmiana toru lądowania;
- następuje bardzo często skażenie wysyłanych fal sygnałowych przez urządzenia naziemne na wysokościach poniżej 60 m;
- istnieje bardzo krótki okres czasu do przejścia z pilotowania wg przyrządów na pilotowanie wzrokowe.



Rys. 60. Schemat podejścia do lądowania według systemu GCA. 1 — tor lądowania; 2 — pętla oczekiwania; 3 — radiolatarnia początku manewru; 4 — kurs lądowania; 5 — droga startowa; a — plan lotów w strefie oczekiwania i w czasie lądowania; b — profile lotów według systemu GCA

Ostatnio firma Standart Telephones and Cables (Anglia) opracowała nową odmianę systemu ILS nazwaną ILS-STAN 7/8. System ten charakteryzuje się dużą dokładnością i składa się ze stacji STAN 7 kierującej dokładnie samolot wzdłuż osi drogi startowej i stacji STAN 8 kierującej samolot dokładnie po torze lądowania. Urządzenia systemu ILS-STAN 7/8 zabudowano w komunikacyjnym porcie lotniczym Londynu (droga startowa nr 1 i nr 2). Zakłada się, że będą one wykorzystane w automatycznym systemie ślepego lądowania BLEU.

**System GCA.** W USA równocześnie z systemem ILS stosuje się system lądowania na komendy podawane z ziemi, nazwany ostatnio w lotnictwie wojskowym GCA, a w lotnictwie cywilnym PAR. System GCA i PAR jest wykorzystywany w postaci systemu stacjonarnego i ruchomego. Na pokładzie samolotu, oprócz przyrządów służących do ślepego lądowania, znajduje się nadawczo-odbiorcza stacja

radiotelefoniczna. Schemat podejścia do lądowania wg systemu GCA przedstawia rys. 60.

W systemie GCA całkowicie kierowanie lądowaniem przeprowadza się z ziemi na podstawie danych radiolokatora. W pierwszym etapie, polegającym na doprowadzeniu samolotu, z ekranu radiolokatora obserwacji okrężnej wybiera się samolot prowadzony, z którym nawiązuje się łączność radiową. Podaje się pilotowi zmiany kursu lub też pelenkuje się samolot, a następnie przy pomocy wydawanych dyspozycji sprowadza się samolot do strefy lądowania. Z kolei przychwytyuje się prowadzony samolot przez radio-



Rys. 61. Fotografia radiolokatora obserwacji okrężnej dalekiego zasięgu w porcie lotniczym Frankfurt

lokator lądowania. Na podstawie wskazań radiolokatora lądowania kierujący lotami podaje pilotowi właściwe kursy, wysokości, pozostałą odległość do początku drogi startowej oraz boczne odchylenia.

Lądowanie na przyrządy w systemie GCA, podobnie jak w systemie ILS, w końcowym etapie (przyziemienie) przeprowadza się wzrokowo. Instrukcja ICAO zaleca stosowanie systemu GCA do przebijania chmur do minimalnej wysokości wynoszącej 36 m ponad miejscowe przeszkody naturalne lub sztuczne.

Na rys. 61 przedstawiono fotografię radiolokatora obserwacji okrężnej, dalekiego zasięgu, pracującego na fali długości 23 cm, zlokalizowanego 40 km od portu lotniczego Frankfurt. Oprócz wspomnianego radiolokatora lotnisko to

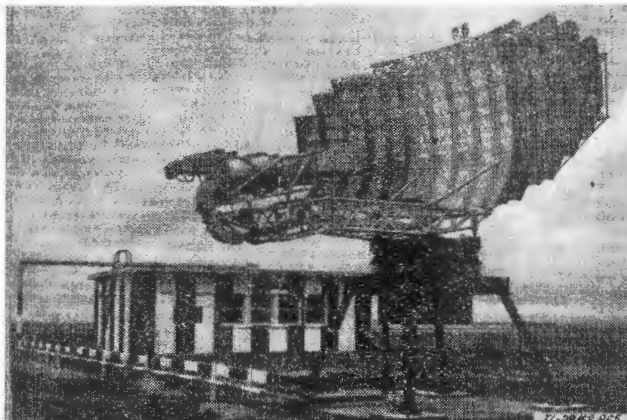


Rys. 62. Fotografia radiolokatora obserwacji okrężnej bliskiego zasięgu (strefa przylotniskowa) w porcie lotniczym Frankfurt

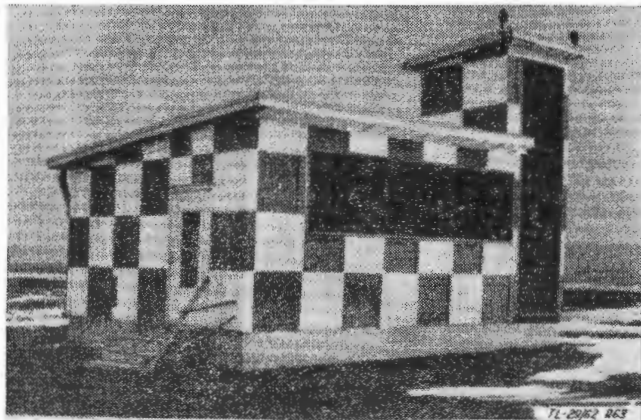
wyposażono w radiolokator obserwacji okrężnej w strefie przylotniskowej (rys. 62) oraz radiolokator lądowania z urządzeniem PAR-2 (rys. 63).

Na rys. 64 przedstawiono antenę radiolokatora obserwacji okrężnej Marconi S-264 zabudowanego w porcie lotniczym Fiumicino. Jego promień działania wynosi 74 lub 296 km i pracuje on na falach długości 50 cm. Na rys. 65 przedstawiono antenę radiolokatora obserwacji okrężnej CSF zabudowanego w porcie lotniczym Paris-Orly, z którego korzystają między innymi samoloty PLL „Lot”. Radiolokator ten pracuje na falach długości 23 cm.

W precyzyjny radiolokator lądowania PAR-3 wyposażono nowo otwarty port lotniczy Fiumicino pod Rzymem. Na



Rys. 65. Fotografia anteny radiolokatora obserwacji okrężnej CSF w porcie lotniczym Paris-Orly



Rys. 63. Fotografia radiolokatora lądowania z urządzeniem PAR-2 w porcie lotniczym Frankfurt

rys. 66 przedstawiono ogólny widok urządzenia antenowego radiolokatora PAR-3, a na rys. 67 jego zasadnicze elementy składowe.

**System AGCA.** W oparciu o system GCA w drugiej połowie 1958 roku w USA na jednym z poligonów sił powietrznych były przeprowadzone badania zrealizowanego wariantu systemu automatycznego lądowania na komendy z ziemi, nazwanego AGCA (AN/MSN-3). System ten polega na tym, że radiolokator lądowania określa współrzędne samolotu (odległość i kąt) przekazując je na odpowiednie urządzenia, w których są one porównywane z idealnym torem lądowania. W urządzeniu tym wyliczane są również sygnały omyłki. Współrzędne i sygnały omyłki po ich zakodowaniu są podawane do urządzeń przekazywania danych, które przesyłają je na pokład samolotu. W aparaturze pokładowej uzyskane dane są przekształcane w odpo-



Rys. 66. Widok ogólny urządzenia antenowego precyzyjnego radiolokatora PAR-3 w porcie lotniczym Fiumicino



Rys. 64. Fotografia anteny radiolokatora obserwacji okrężnej Marconi S-264 w porcie lotniczym Fiumicino

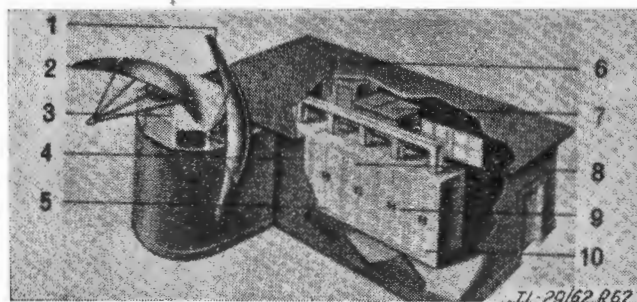
wiednią formę analogową i wprowadzane do automatycznego pilota, a także wskazywane na odpowiednich urządzeniach pokładowych. System AGCA przystosowano do równoczesnej obsługi sześciu samolotów lądujących w odstępach co 30 sek. Doprowadzenie samolotu do strefy radiolokatora lądowania odbywa się przy pomocy radiolokatora obserwacji okrężnej w sposób podobny jak w systemie GCA.

W dużych portach lotniczych często stosowane są równocześnie dwa systemy lądowania, tj. ILS i GCA i w chwili obecnej takie rozwiązanie jest uważane za najwłaściwsze.

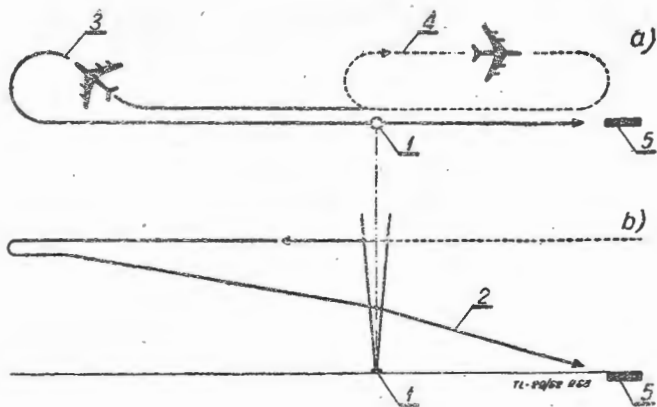
**System VOR.** System ten posiada cały szereg możliwych wariantów zastosowania. Na rys. 68 przedstawiono najbardziej rozpowszechniony wariant stosowania VOR. W wa-

na żądanej wysokości. W czasie lądowania pilot wykorzystuje wyposażenie samolotowe systemu VOR i wysokościomierz.

Według instrukcji ICAO w systemie lądowania VOR, w zależności od odległości pomiędzy radiolatarnią i początkiem drogi startowej wymagana jest minimalna wy-



Rys. 67. Podstawowe elementy radiolokatora PAR-3 (rys. 66). 1 — antena określająca wysokość; 2 — antena określająca kurs; 3 — kabina antenowa; 4 — źródło zasilania; 5 — urządzenie nadawczo-odbiorcze; 6 — główne urządzenie zasilania; 7 — regulator napięcia; 8 — blok sterowniczy; 9 — drugie urządzenie nadawczo-odbiorcze; 10 — drugie źródło zasilania



Rys. 68. Schemat podejścia do lądowania według systemu VOR. 1 — radiolatarnia systemu VOR; 2 — tor lądowania; 3 — typowa pętla; 4 — pętla oczekiwania; 5 — droga startowa; a — plan lotów w strefie oczekiwania i w czasie lądowania; b — profil lotów według systemu VOR

sokość nad miejscowymi przeszkodami sztucznymi i naturalnymi (od 60 do 150 m).

Oprócz przytoczonych systemów w lotnictwie komunikacyjnym i wojskowym stosuje się za granicą cały szereg innych a między innymi: system automatycznego lądowania opracowany przez firmę Bell Aircraft Co (rys. 69), system REGAL, system TACAN, system powstający z połączenia systemów VOR i TACAN nazwany systemem VORTAC, nowy system DIAN przedstawiający sobą połączenie systemów Decca/Dectra z doplerowskim radiolokatorem, system firmy Gilfillan i inne.



Rys. 69. Fotografia automatycznie lądującego samolotu Boeing 707 na przyrządy firmy Bell Aircraft Corporation (wersja ruchoma). Widoczny sprzęt naziemny obejmuje: 1 — osprzęt radiolokacyjny do mierzenia odległości, wysokości, prędkości i kursu podchodzenia samolotu; 2 — przelicznik bez przerwy porównujący powyższe dane z danymi standardowymi w celu uzyskania jak najlepszego podejścia do lądowania; 3 — nadajnik radiowy wysyłający sygnały korygujące do automatycznego systemu kierowania lotem (automatycznego pilota), znajdującego się na pokładzie samolotu

Istnieją porty lotnicze wyposażone równocześnie w kilka systemów lądowania na przyrządy. Europejskim przykładem takiego rozwiązania jest port lotniczy Fiumicino posiadający systemy ILS, GCA i VOR.

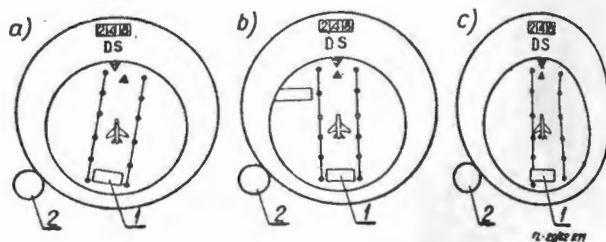
Jako ciekawostkę podam, że ostatnio przez U.S. Navy zastosowano urządzenie optyczne służące do lądowania samolotów na lotnisku stacjonarnym, przedstawione na rys. 70, które do niedawna były stosowane wyłącznie na lotniskowcach.



Rys. 70. Urządzenie optyczne do lądowania samolotów na lotnisku stacjonarnym

**Start samolotów na przyrządy.** Jeszcze do niedawna myślało jedynie o unowocześnieniu naziemnych środków zabezpieczających możliwość wykonania lądowania na przyrządy, a w ostatnich latach nawet o stworzeniu całkowicie automatycznego systemu lądowania przy pomocy urządzeń naziemnych i pokładowych.

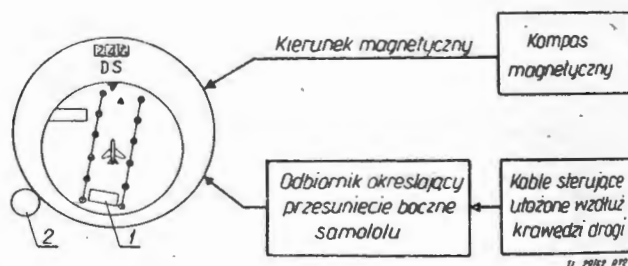
Eksploatowane obecnie duże samoloty odrzutowe charakteryzują się znaczną długością i prędkością rozbiegu. Przy starcie takiego samolotu poważną trudność przedstawia utrzymanie kierunku w czasie rozbiegu wzdłuż osi drogi startowej. Zagadnienie to komplikuje się dodatkowo tym, że długość dróg startowych stale wzrasta, natomiast ich szerokość nie ulega zmianie. Stosowane lekkie samoloty o długości rozbiegu wynoszącej np. 300 m utrzymują kierunek startu w granicach 4°, posługując się zwykłymi samolotowymi pokładowymi urządzeniami. Podane odchylenie na tak krótkiej długości rozbiegu nie grozi wyjściem samolotu w czasie rozbiegu z nawierzchni drogi startowej. Odrzutowe samoloty transportowe, posiadające długości rozbiegu w czasie startów w granicach 2100—2450 m i więcej nie mogą mieć większego odchylenia od osi drogi startowej niż 0,5°—1,0°, by zapewnić bezpieczne dokonanie



Rys. 71. Wskaźnik pokładowy informujący pilota o położeniu samolotu w stosunku do drogi startowej w czasie startu samolotu. 1 — sygnały świetlne; 2 — rączka ustawiania kierunku drogi startowej; a — odchylenie kierunku ruchu samolotu w lewo; b — właściwy kierunek ruchu samolotu; c — odchylenie kierunku ruchu samolotu w prawo

startu w granicach drogi startowej. Osiągnięcie tak dokładnego startu w złych warunkach atmosferycznych, przy pomocy standardowego wyposażenia pokładowego jest niemożliwe. W celu zapewnienia wykonywania startów w dowolnych warunkach atmosferycznych, konieczne stało się wyposażenie samolotów i lotnisk w specjalne przyrządy umożliwiające wykonanie takiego zadania.

W celu prowadzenia samolotu po drodze startowej w czasie realizowania startu na pokładzie niektórych samolotów zamontowany jest w kabine pilota specjalny wskaźnik (rys. 71). Jest to przyrząd wykonany na podstawie pa-



Rys. 72. Zasada działania wskaźnika pokładowego w czasie startu samolotu

noramicznego wskaźnika odchyłek Sperry R-1. Kierunek magnetyczny drogi startowej ustawia się w przyrządzie przy pomocy rączki regulującej (2).

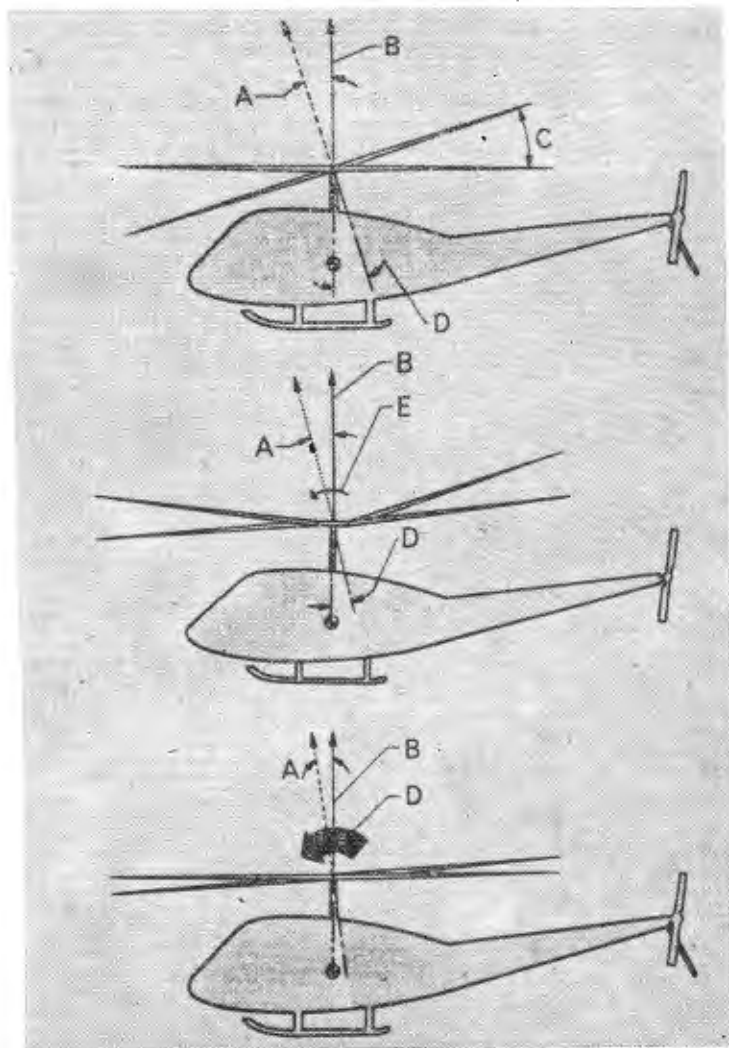
Czarny obracający się ekran służy za tło dla specjalnego ruchomego białego wskaźnika z naniesionymi granicami drogi startowej (DS), który połączony jest z miernikiem ruchu, zamontowanym za ekranem. Na szkło przyrządu umieszczono małą, nieruchomą sylwetkę samolotu. W czasie pracy sygnał żyromagnetycznego kompasu przekazywany jest do przyrządu, powodujący ruch ekranu odpowiednio do zmiany ruchu samolotu. Zasadę działania przedstawiono schematycznie na rys. 72.

Wskaźnik bocznego przemieszczenia samolotu w czasie startu wprowadza się w ruch przy pomocy systemu przewodów elektrycznych, zakopanych wzdłuż krawędzi drogi startowej.

## SZTYWNE ZAMOCOWANIE ŁOPAT WIRNIKA ŚMIGŁOWCA

Konstruktorzy zakładów Lockheed już od dłuższego czasu zajmowali się zagadnieniem budowy lekkiego, ekonomicznego w eksploatacji i mogącego spełniać najrozmaitsze zadania samolotu, dopiero jednak postęp w dziedzinie techniki pionowego startu i lądowania stworzył realne możliwości skonstruowania statku latającego, który odpowiadałby tym wymaganiom, wykazując równocześnie bardzo dużą stateczność i sterowność, dobre własności lotne, możliwość pionowego startu i lądowania, prostotę budowy, dużą pewność pracy i łatwość pilotażu. Szczególną uwagę poświęcono śmigłowcom, które wprowadzić tylko w małej części spełniają wymienione wymagania, nie można jednak pominąć ich poważnych zalet, jakimi są własności pionowego startu i lądowania, możliwość zawisu oraz bezpieczeństwo w przypadku uszkodzenia silników. Natomiast do podstawowych wad śmigłowców należy trudność zapewnienia stateczności i sterowności, skomplikowana budowa i w związku z tym trudna obsługa oraz duże koszty użytkowania. Inżynierowie zakładów Lockheed, studiując historię rozwoju śmigłowców, zainteresowali się zaniechanym swego czasu projektem śmigłowca ze sztywnym zamocowaniem łopat wirnika. Analiza własności dynamicznych, a szczególnie stateczności różnych rodzajów wirników wykazała, że wirnik ze sztywnym zamocowaniem łopat jest pod tym względem najkorzystniejszy. Dzięki dużym momentom sterującym wirnik ten zapewnia wysoką stateczność własną przy równoczesnej dobrej sterowności.

Na rysunku 1 pokazano zasadę powstawania momentów sterujących trzech rodzajów wirników: 1) wirnika z pół-



Rys. 1



Rys. 2

sztywnym zamocowaniem łopat (układ ten polega na sztywnym zamocowaniu łopat do wspólnego przegubu umieszczonego w osi wirnika); 2) wirnika z przegubowym zamocowaniem łopat; 3) wirnika ze sztywnym zamocowaniem łopat. Na rysunku tym oznaczono przez: A — pochylenie wektora ciągu; B — wektor ciągu; C — pochylenie osi wirnika; D — moment sterujący; E — moment powstający na piąście wirnika. W przypadku półsztywnego zamocowania łopat moment sterujący powstaje wyłącznie wskutek przemieszczenia się wektora ciągu względem środka ciężkości śmigłowca, przy czym pochylenie wektora ciągu następuje w związku z pochyleniem płaszczyzny wirowania łopat, co jest spowodowane okresową zmianą skoku łopat. Na piąście wirnika momenty nie powstają, ponieważ łopaty są zamocowane w przegubie znajdującym się w osi wirnika. Również w przypadku przegubowego zamocowania łopat moment sterujący jest przede wszystkim wynikiem pochylenia wektora ciągu, podczas gdy piasta daje stosunkowo niewielki moment wywołany umieszczeniem przegubów w pewnej odległości od osi wirnika. Inaczej przedstawia się pod tym względem wirnik ze sztywnym zamocowaniem łopat, w którym piasta przejmuje prawie cały moment sterujący; pochylenie wektora ciągu jest bardzo małe i jest spowodowane elastycznością łopat. Z obliczeń wynika, że w przypadku sztywnego zamocowania łopat momenty sterujące, odniesione do okresowej zmiany skoku łopat są dziesięciokrotnie większe niż w przypadku półsztywnego zamocowania łopat i trzykrotnie większe niż w przypadku przegubowego zamocowania łopat (przy odległości przegubów od osi wynoszącej 6% długości łopat). Tak duże momenty sterujące tłumaczą dużą stateczność własną i sterowność opisywanego wirnika. Dalsze zwiększenie stateczności można otrzymać, stosując pomocniczy wirnik ustateczniający.

Obliczenia wytrzymałościowe wykazały, że wbrew poprzednim poglądom można uzyskać małe naprężenia i niski poziom drgań w łopatach i wale wirnika przy niedużym ciężarze wirnika. Do zmniejszenia naprężeń przyczynia się w pewnym stopniu fakt, że sztywne zamocowanie łopat powoduje zmniejszenie przyspieszeń Coriolisa i dodatkowych momentów gnących, wywołanych siłami odśrodkowymi.

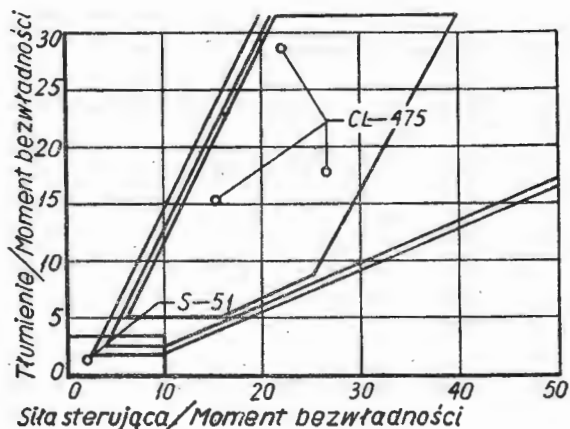
Dzięki temu, że łopaty są zamocowane do piasty wirnika w sposób sztywny, bez przegubów, umożliwiające jedynie zmianę skoku, konstrukcja wirnika jest znacznie prostsza i łatwiejsza w obsłudze. Poza tym, w związku z niskim poziomem drgań, nie ma potrzeby stosowania elastycznego sprzęgła między silnikiem a głowicą wirnika.

Po przeprowadzeniu prób ze zdalnie sterowanymi modelami i badań tunelowych (wirnik modelu użytego do badań tunelowych był zbudowany zgodnie z prawami podobieństwa odnośnie rozkładu mas i sztywności, dzięki czemu własności dynamiczne i aerospężyste modelu odpowiadały własnościom rzeczywistego śmigłowca) zbudowano dwumiejscowy śmigłowiec doświadczalny CL-475 (rysunek 2). Wirnik śmigłowca, zaopatrzonego w pomocniczy wirnik ustateczniający, ma średnicę 9,74 m i jest napędzany silnikiem o mocy 140 KM z prędkością obrotową 300 obr/min.

Łopaty mają profil NACA 0012. Ciężar całkowity śmigłowca wynosi około 900 kG, prędkość jest ograniczona ze względu na moc silnika do 145 km/h. Na łopatach wirnika umieszczono tensometry, mierzące rozkład naprężeń wzdłuż rozpiętości, a w kadłubie — czujniki drgań.

W czasie przeprowadzania prób szczególną uwagę zwrócono na sterowność, na stateczność w zawisie i w locie poziomym, na zachowanie się śmigłowca w czasie lądowania i w czasie autorotacji, na możliwości lądowania na terenach o dużym pochyleniu oraz na wpływ przesunięcia środka ciężkości śmigłowca. Na śmigłowcu lataли między innymi piloci bez żadnego doświadczenia w pilotażu śmigłowców.

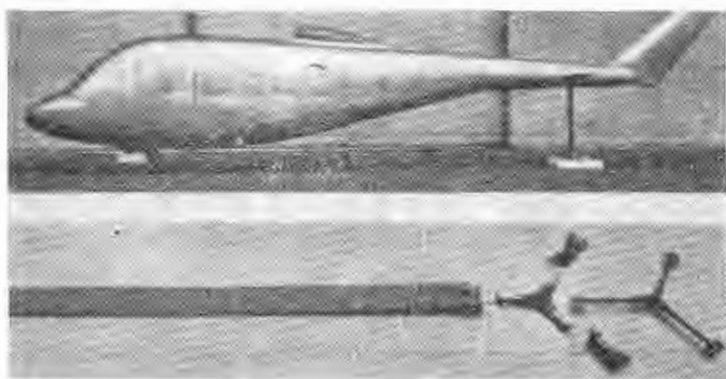
Próby śmigłowca CL-475 wykazały znacznie większy zakres stateczności niż w przypadku zwykłych śmigłowców (rysunek 3) oraz dużą zwrotność, będącą wynikiem dużych



Rys. 3

momentów sterujących; duża stateczność ułatwia lądowanie na zboczach górskich i przy silnych podmuchach wiatru. Poważną zaletę stanowi znacznie zwiększony zakres bezpiecznej wędrówki środka ciężkości, dzięki czemu ładunek śmigłowca może być rozmieszczony w dowolny sposób.

Również wyniki badań wytrzymałościowych są zadowalające. W locie poziomym naprężenia w łopatach (w kierunku cięciwy), wywołane momentem gnącym, osiągały okresowe wartości 105 kG/cm<sup>2</sup>; naprężenia te zwiększały się o 17,5 kG/cm<sup>2</sup> na każde 2,5-centymetrowe przesunięcie środka ciężkości śmigłowca. W czasie ewolucji powietrznych przy przeciążeniach do 1,64 g i w czasie autorotacji naprężenia dochodziły do 122 kG/cm<sup>2</sup>. Największe naprę-



Rys. 4

żenia zanotowano podczas startu i lądowania na terenie o pochyleniu 10°. Ponieważ jednak obciążenia tego rodzaju występują rzadko, nie wpływają one na trwałość łopat wirnika.

Pomiary drgań w płaszczyźnie poziomej i pionowej, przeprowadzone w wielu miejscach śmigłowca wykazały, że ich poziom jest niski i prawie stały w całym zakresie prędkości lotu. W związku z tym przypuszcza się, że rozmaite tłumiki drgań, stosowane w dotychczasowych śmigłowcach, będą zbędne w śmigłowcu ze sztywnym zamocowaniem łopat.

Należy podkreślić, że z rozważań inżynierów zakładów Lockheed wynika, iż nowy rodzaj wirnika można stosować niezależnie od wielkości śmigłowca.

Obecnie zakłady przeprowadzają badania tunelowe modelu o naturalnej wielkości śmigłowca CL-595 (rysunek 4).



Rys. 5

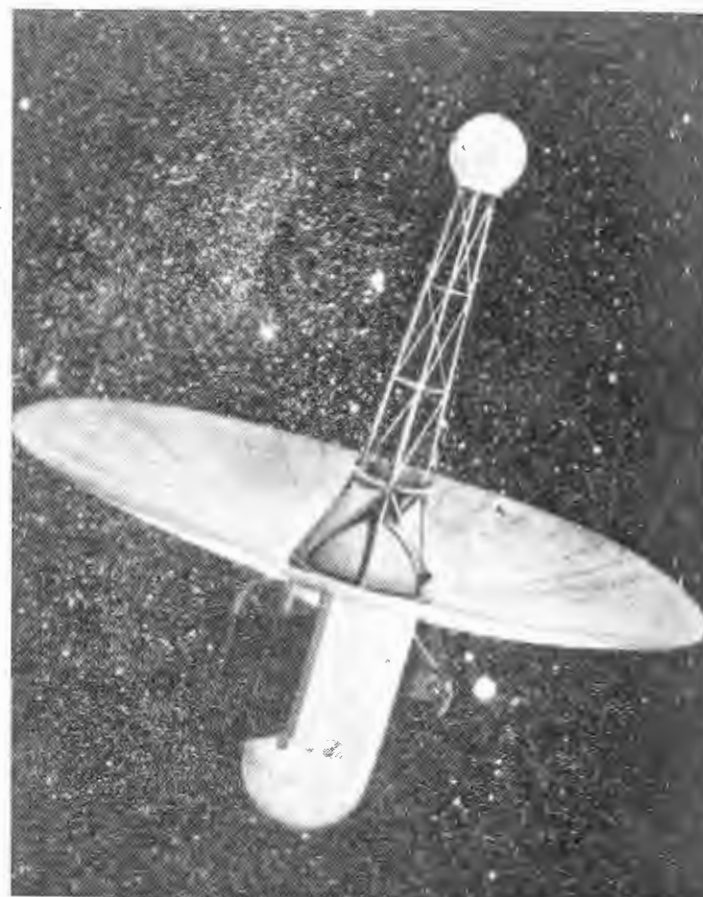
Wykorzystano do tego celu tunel aerodynamiczny ośrodka NASA w Ames z przestrzenią pomiarową o wymiarach 12,2 × 24,4 m. Dmuchania odbywają się przy prędkościach do 320 km/h, przy czym zamocowanie modelu zapewnia pięć stopni swobody. Po ukończeniu tych badań mają być zbudowane dwa śmigłowce CL-595, napędzane silnikami turbinowymi. Rysunek 5 przedstawia makietę tego śmigłowca.

Dotychczasowe wyniki prac pozwalają przypuszczać, że silnik ze sztywnym zamocowaniem łopat otwiera przed śmigłowcami — jako środkiem masowego transportu — nowe drogi rozwoju.

W. K.

#### NIEKTÓRE SZCZEGÓŁY ELEKTRYCZNEGO NAPĘDU SATELITY „PHAETON”

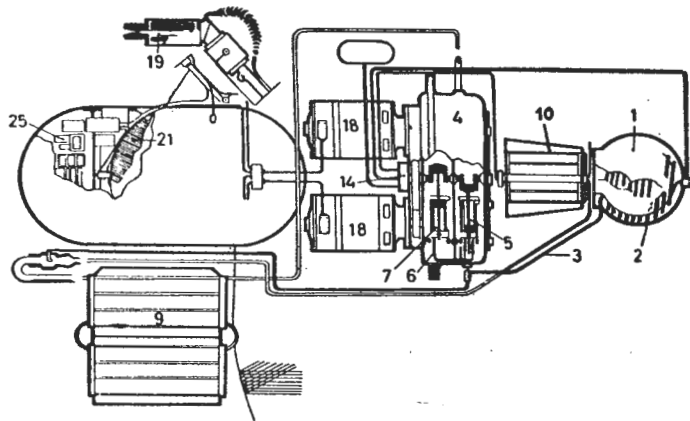
W poprzednim zeszycie „Techniki Lotniczej” zamieszczono w „Nowościach” wzmiankę o projekcie francuskiego sztucznego satelity „Phaeton”, w którym ma być zastosowany



Rys. 6



napęd termoelektryczny, przy czym jako źródło energii będzie wykorzystane promieniowanie słoneczne. Obecnie są już znane pewne szczegóły projektowanego napędu. Zasada jego pracy jest następująca: energię promieniowania słonecznego przekształca się w energię elektryczną, która słu-



Rys. 7

ży do podgrzewania ciekłego wodoru, uchodzącego następnie z dużą prędkością z dyszy silnika. Powstający w ten sposób ciąg rzędu 20 G jest wystarczający do zaplanowanych zadań.

Promienie słoneczne są skupiane przez paraboliczne lustro o średnicy 4 m, które stale jest zwrócone w kie-

runku słońca. W ognisku lustra znajduje się kulisty kocioł parowy z rtęcią (1). Kocioł ten zawiera również związek litu (2), który służy jako zasobnik ciepła, oddając je, gdy satelita znajduje się w cieniu Ziemi. Przewodem (3) pary rtęci przedostają się do maszyny parowej (4), poruszając tłoki w cylindrach (5), (6) i (7). Po rozprężeniu się w maszynie parowej pary rtęci przepływają przez chłodnicę (9), gdzie ulegają skropleniu. Pompa (14) przetłacza skroploną rtęć z powrotem do kotła, przy czym przechodzi ona najpierw przez pomocniczą chłodnicę (10). Maszyna parowa napędza dwie prądnice prądu zmiennego (18) o łącznej mocy 2,25 kW. Wytworzony prąd jest wykorzystywany do podgrzewania do temperatury 3000°K ciekłego wodoru, znajdującego się w zbiorniku (21) i rozprężającego się następnie w dwóch przechyłnych dyszach wylotowych (19). Podczas pracy silnika cała energia elektryczna wytwarzana przez prądnice służy do podgrzewania wodoru. Przy wyłączonym silniku prąd może być użyty do zasilania przyrządów pomiarowych i innych urządzeń pokładowych.

Napęd satelity pozwala na przemieszczenie go z orbity początkowej, znajdującej się blisko Ziemi, na orbitę leżącą w odległości 35 800 km od Ziemi (42 180 km od środka Ziemi), czyli na tzw. orbitę 24-godzinną.

Zadaniem satelity jest między innymi przebadanie czysto elektrycznych układów napędowych (napędy plazmowe i jonowe) i związanych z tym zagadnień sterowania i regulacji, sprawdzenie zachowania się fal radarowych w przestrzeni kosmicznej, zbadanie pola magnetycznego i elektrycznego w odległości dziesiątków tysięcy kilometrów od Ziemi.

W. K.

## Z LOTNICTWA KOMUNIKACYJNEGO

\*\* W Warszawie odbyło się posiedzenie Komisji Transportu i Łączności KC PZPR z udziałem ministra Komunikacji Józefa Popielasa dowódcy Wojsk Lotniczych i OPL OK gen. dyw. pil. Jana Frey-Bieleckiego oraz przedstawicieli zainteresowanych resortów i instytucji, na którym omówiono problemy lotnictwa cywilnego. Komisja wysunęła szereg postulatów i wniosków pod adresem PLL „LOT”, podkreślając konieczność porównania sytuacji w naszej komunikacji lotniczej zarówno w ruchu krajowym, jak i międzynarodowym. Wysłunęto również wniosek o powołaniu organu koordynującego działalność lotnictwa cywilnego w Polsce, m. in. LOT-u, APRL i lotnictwa sanitarnego.

\*\* RADA PAŃSTWA PRL ratyfikowała 4 umowy międzynarodowe, m. in. przyjęte przez Zgromadzenie Ogólne Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego (ICAO) w Montrealu w 1954 i 1961 r. protokoły, dotyczące poprawek do konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym.

\*\* MINISTER Komunikacji zatwierdził regulamin Lotniczej Komisji Egzaminacyjnej, działającej przy Ministrze Komunikacji. Składa się ona z członków stałych i członków niestałych. Członków stałych w ilości 7 osób, w tym przewodniczącego, 2 zastępców i sekretarza mianuje Minister Komunikacji na wniosek Dyrektora Departamentu Lotnictwa Cywilnego.

\*\* Niedawno pisaliśmy o komunikacji śmigłowej w środkowej Europie i w Związku Radzieckim. A oto wiadomość krajowa z tej samej dziedziny. W Gdyni odbyła się III Krajowa Konferencja Techniczna PKP, poświęcona komunikacji lotniczej.

Tematem obrad był problem lotnisk nadmorskich i nowego lotniska w Trójmieście. Uczestnicy konferencji postulowali zorganizowanie śmigłowej komunikacji na Wyrzeżu Gdańskim. Obejmowałaby ona tereny od Gdańska przez Sopot i Gdynię do Pucka, Władysławowa, Jastarni i Helu. Wysłunęto również projekt przebudowy istniejącego lotniska w Gdańsku-Wrzeszczu i przedłużenia drogi startowej w kierunku na morze. Koszt tej inwestycji w wysokości 160 mln zł byłby trzykrotnie niższy od kosztów budowy nowego lotniska, oddalonego od miasta kilkanaście kilometrów.

\*\* Oto wyniki eksploatacyjne PLL „LOT” za 1961 r. przeleciało 7042 tys. km (o 705 tys. km więcej niż w 1960 r.); przewieziono ogółem 201 632 pasażerów (więcej o 25 979) z tego na liniach zagranicznych 75 494 osoby (wzrost w stosunku do 1960 r. o 14 482); przewieziono towarów 4049 ton (o 545 ton więcej). Liczba lotów zmniejszyła się z 11 567 w 1960 r. — do 7 145 w roku ub. Największa ilość kilometrów przeleciały samoloty IŁ-14, mianowicie — 3300 (12 tys. godzin w powietrzu). Li-2 i Convair — 240 — odpowiednio: połowę i 1/3 tej ilości, zaś IŁ-18 pokryły 442 tys. km. Wreszcie MD-12 ma na swym koncie 37,7 tys. km.

Ciekawostka: ruch pasażerów z i do Warszawy wyniósł w ub. roku 70 000 osób.

\*\* Ponad tysiąc turystów amerykańskich przewiózł „LOT” w sezonie 1962 r. na trasach europejskich. Część z nich po zwiedzeniu Polski udała się do Związku Radzieckiego; pozostali wracają do USA.

\*\* Trzy miliony kilometrów „wylatali” na szlakach PLL „LOT” radiotelegrafista P. Stręk i mechanik pokładowy S. Strzyżewski, którzy rozpoczęli pracę po wojnie. Przypomnijmy, że tytuły „potrójnych milionerów” uzyskało tylko dwóch pilotów z generacji przedwojennej, mianowicie: K. Długaszewski i St. Płonczyński.

\*\* Pasażerowie linii lotniczych mają obecnie dogodne połączenia z Warszawy na Bliski i Środkowy Wschód, do Stanów Zjednoczonych, Japonii i Australii, za pośrednictwem „Air India”. Linie hinduskie zapewniają codzienne połączenia do USA i z powrotem. Na linii Bombaj — Moskwa wprowadzono samoloty odrzutowe „BOEING-707”, przelatujące dystans (z międzylądowaniem w Delhi) w ciągu 6 godzin.

\*\* Plany „Aeroflotu” przewidują przewiezienie w 1962 r. — 28 milionów pasażerów, tj. wzrost 31% w porównaniu z 1961 r. 68% ogólnej ilości podróży korzystać będzie z komunikacji turboodrzutowej lub turbośmigłowej (w 1961 r. — 60%). Na 20 liniach samoloty tłokowe zastąpiono odrzutowymi („TU-104”) i turbośmigłowymi („IL-18”). Podróż do najdalszej miejscowości na południu kraju trwa przeciętnie 3 godziny, czyli 20-krotnie krócej niż pociągiem.

Wprowadzenie samolotów odrzutowych i turbośmigłowych umożliwiło obniżenie cen biletów — niejednokrotnie — do poziomu ceny przejazdu pierwszą klasą pociągu pospiesznego. Ogólne koszty tono-kilometra zmalały o 10%.

\*\* Czechosłowackie Linie Lotnicze odznaczają się dużą ekspansją. CSA obsługuje Bliski, Środkowy i Daleki Wschód oraz Afrykę Zachodnią. Połączenie z Kubą (czterosilnikowymi turbośmigłowcami „Britannia”) zapewniono jeszcze w ub. roku. Nowe linie to: Praha — Damaszek (przez Sofię i Ankarę), Praha — Amsterdam — Londyn, wreszcie Praha — Bejrut.

\*\* Bułgarskie Linie Lotnicze — „Tabso” — posiadają 14 linii wewnętrznych, które w 1961 r. przewiozły 186 tys. pasażerów oraz 9 stałych linii międzynarodowych. Bułgaria posiada dwa międzynarodowe lotniska w Sofii i Warnie, na których mogą lądować wszystkie typy nowoczesnych samolotów. Obecnie planuje się budowę trzeciego lotniska tego typu w Burgas nad Morzem Czarnym.

Transport lotniczy Bułgarii istnieje 15 lat lecz pod względem gęstości linii wewnętrznych w stosunku do swego obszaru i liczby ludności Bułgaria zajmuje jedno z pierwszych miejsc na świecie.

\*\* Już drugi rok z rzędu bilans Skandynawskich Linii Lotniczych SAS zamyka się deficytem; łącznie sięga on 320 mln koron (64 mln dol.). Prasa skandynawska oskarża dyrekcję przedsiębiorstwa o brak kompetencji.

\*\* Również Transkanadyjskie Linie Lotnicze zaksięgowyły 6 450 tys. dolarów deficytu za 1961 r. Deficyt ten jest największy w ciągu 25 lat istnienia TCA i spowodowany jest spadkiem średnich dochodów na pasażeromile.

\*\* Wciąż powiększa się ilość nowoczesnych portów lotniczych. Ostatnio otwarto port Surcin 40 km od Belgradu. Pas startowy 3 km, osłona radarowa. Uroczystość otwarcia uświetniła parada samolotów Boeing 707, TU-104, DC-8, Caravelle, IL-18 — linii: „Pan American”, „Aeroflot”, „KLM”, „Air France” i „LOT”.

Król Gustaw Adolf IV otworzył największy i najnowocześniejszy w Szwecji port lotniczy Arlanda, leżący 40 km na północ od stolicy. Budowa portu trwała 4 lata i kosztowała 150 mln koron (30 mln dolarów), port obsługuje 800 tys. pasażerów rocznie, lotnisko ma 25,4 km kwadratowych.

\*\* ICAO zaleciła stosowanie do oświetlania pasów startowych dwubarwnych lamp wynalazku angielskiego. Górna ich część daje światło białe, dolna — czerwone. Gdy pilot schodzi do lądowania pod właściwym kątem widzi światła lamp (zainstalowanych szeregiem wzdłuż drogi startowej) równocześnie w obu kolorach. Gdy pilot jest zbyt wysoko — widzi tylko światło białe, przy niskim podejściu — widoczny jest blask czerwony. Lampy opisanego typu wypróbowano na lotnisku La Guardia pod N. Jorkiem.

Z.

## KRONIKA

Departament Lotnictwa Cywilnego opracował przepisy w sprawie ogólnych zasad kierowania lotami szybowcowymi, samolotowymi, śmigłowcowymi, spadachronowymi i balonowymi.

W oparciu o nowe prawo lotnicze DLC wydał instrukcję w sprawie zasad wykonywania lotów przez pilotów zagranicznych.

Minister Komunikacji wydał zarządzenie w sprawie składania i rozpatrywania meldunków o niebezpieczeństwie zderzenia w powietrzu statków powietrznych. Każdy pilot, który stwierdził, że wyminięcie się w locie jego statku powietrznego z drugim nastąpiło w odległości uznanej przez niego za niebezpieczną, obowiązany jest drogą radiową lub na piśmie złożyć odpowiedni meldunek.

Ustawa o prawie lotniczym zawiera przepis, który daje Ministerstwu Komunikacji możliwość kontroli statków powietrznych, ich części i wyposażenia — w trakcie produkcji.

Rozporządzeniem Ministra Komunikacji ustalonych zostało szereg specjalności członków personelu lotniczego, które nie były ujęte w dotychczasowej nomenklaturze świadectw (licencji), a mianowicie, pilot samolotowy zawodowy II i I klasy, pilot samolotowy liniowy, pilot śmigłowcowy zawodowy, operator radiotelefonista pokładowy oraz mechanik obsługi naziemnej II i I klasy i kontroler ruchu lotniczego. Ponadto uprawnień instruktorskie oraz pilota i skoczka doświadczalnego podzielone zostały na dwie klasy, wprowadzono również dodatkowe uprawnienie do lotów według przyrzędów.

Ponadto ukazało się rozporządzenie Ministra Komunikacji, obejmujące ujednolicone normy pracy na ziemi i w powietrzu, obowiązujące cywilny personel latający.

Zarząd Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych przeprowadza szkolenie swoich pracowników dla umożliwienia im uzyskania licencji kontrolera ruchu lotniczego.

Dyskusja na X Plenum KC PZPR ujawniła, że zbyt wielkie są cykle między założeniami wstępnymi a uruchomieniem seryjnym wyrobów przemysłowych. W dążeniu do poprawienia tego stanu rzeczy w przemyśle lotniczym, w zakładach w sierpniu i wrześniu odbyły się narady techniczne. Poddano krytyce stan istniejący w biurach konstrukcyjnych i w wydziałach współpracujących, przeanalizowano organizację, stosowane metody, posiadane środki, powiązania kooperacyjne, zbadano wpływ innych aspektów na przebieg uruchomień i wielkość cyklu przygotowania produkcji.

Na październik zaplanowano narady w zespołach branżowych: płatowcowym, silnikowym i osprzętowym. Na listopad — wspólne narady koordynacyjne oraz opracowanie dezyderatów i uchwał.

Z inicjatywy Zarządu Sekcji Lotniczej i Koła SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego do prac na wszystkich etapach narad włączyły się czynnie koła SIMP przedsiębiorstw lotniczych.

W Kole SIMP przy ZPLOT, odbyło się zebranie sprawozdawczo-dyskusyjne poświęcone omówieniu lekkich konstrukcji lotniczych, prezentowanych na „salonie” w Cannes. Z eksponowanymi jednostkami oraz z pokazami „Foki” i „Lisy” zapoznali zebranych pilot Szybowcowych Zakładów Doświadczalnych A. Zientek, który wraz z konstruktorem inż. B. Szubą reprezentował w Cannes polski przemysł lotniczy. O możliwościach eksportowych mówił mgr R. Popowicz, przedstawiciel „Motoimportu”. Na zebranie przybyli przedstawiciele zainteresowanych zakładów.

Aeroklub Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej to dziś instytucja mocno scalona ze społeczeństwem. APRL zrzesza 35 aeroklubów regionalnych, posiada 5 szkół szybowcowych i 3 centralne ośrodki: Centrum Szybowcowe w Lesznie, Centrum Wyszkozenia Lotniczego w Krośnie i Ośrodek w Strzebielinie. Społeczna praca dla lotnictwa opiera się o sieć 1016 kół lotniczych, zrzeszających 70 tys. członków.

APRL ustalił skład reprezentacji Polski na SMS. W klasie otwartej będą latali Makula i Popiel, w klasie standard — Adamek i Pieczewski. Rezerwowym pilotem będzie Witek.

Na posiedzeniu Komisji Szybowcowej Międzynarodowej Federacji Lotniczej FAI — z udziałem przedstawicieli APRL — omówiono sprawy związane z SMS w Argentynie (Junin, 3—26. II. 63 r.). W Mistrzostwach brać będzie udział ponad 20 krajów, każdy z 3—4 szybowcami. Zawody odbędą się w klasie standard i otwartej. Załogi przybędą do Junin drogą lotniczą. Decyzją Komisji Szybowcowej w program Mistrzostw włączono konkurencję na trasach trójkątów 400 i 500 km.

Jednocześnie z mistrzostwami świata odbędzie się w Junin Kongres Międzynarodowej Organizacji Naukowej i Technicznej Szybownictwa, tzw. OSTIV.

Sukcesy spadochronowe odnieśli w roku bieżącym: — cywilni skoczkowie na międzynarodowych zawodach w Rumunii, gdzie nasza drużyna męska zajęła I miejsce, zaś żeńska II miejsce (padły tu 3 rekordy Polski); — wojskowi na I Spadochronowych Mistrzostwach Wojska Polskiego, gdzie pierwsze miejsce zajęli reprezentanci Wojsk Powietrzno-Desantowych.

Lotnicze Pogotowie Ratunkowe obchodzi siedmiolecie działalności. W tym niedługim okresie wykonano blisko 85 tysięcy lotów, z tego blisko połowa dla ratowania życia ludzkiego. Latające karetki pogotowia przebywały w powietrzu prawie 110 tys. godzin, a pokryły trasę długości blisko 13 milionów km. Istnieje obecnie 17 zespołów LPR (posiadają je wszystkie województwa), z których każdy dysponuje co najmniej dwoma samolotami. Prawie połowa zespołów posiada już śmigłowce.

Lotniczy Zespół Usług Gospodarczych APRL wykonał w roku bieżącym olbrzymią pracę chroniąc naszą gospodarkę rolną i leśną od strat na sumę około 800 milionów zł. Wyliczyliśmy kilka batalii floty dzielnych „Gawronów”. 12 samolotów opylilo lasy 33 nadleśnictw na Śląsku Opolskim oraz rejon Górnośląski. 16 samolotów tępiło chojnówkę w lasach północno-zachodniej Polski. 100 tys. ha pól ziemniaczanych zostało uwolnionych od stonki.

PLL „Lot” w roku bieżącym otworzyły piętnaste, szesnaste i siedemnaste przedstawicielstwo zagraniczne. Reprezentacyjne lokale w Kopenhadze, Londynie i Berlinie zapewnią rzetelną i skuteczną reklamę, a działalność placówek przysporzy krajowi dewiz.

W Kabulu podpisana została umowa między rządem PRL i rządem Królestwa Afganistanu o cywilnej komunikacji lotniczej. Umowa umożliwia PLL „Lot” uruchomienie linii, która obsługiwałaby Kabul lub inne miasto w Afganistanie, zarówno jako punkt docelowy, jak też w tranzycie do innych krajów Bliskiego i Dalekiego Wschodu.

Z.

**UWAGA: Zmiana konta prenumeraty: Należność za prenumeratę „Techniki Lotniczej” na 1963 rok należy wpłacać na rachunek: PKO Warszawa, konto 1-9-121697, Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Zakład Kolportażu, Warszawa, Mazowiecka 12**

# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XVI

WARSZAWA, LISTOPAD 1962 r.

ZESZYT 11

## HYDROAEROMECHANIKA

532.526.2

ILot

Yen K. T., Toba K.: A theory of the two-dimensional laminar boundary layer over a curved surface. Teoria dwuwymiarowej laminarnej warstwy przysięciennej w pobliżu zakrzywionej powierzchni. J. aerospace Sci., 1961, t. 28, nr 11, s. 877-884.

Podano teorię opisującą wpływ zakrzywienia ścianki na przepływ, który poza warstwą przysięcinną jest potencjalny. Dwuwymiarowy przepływ gazu lepkiego zorientowany jest za pomocą układu współrzędnych, przy czym jedna współrzędna mierzona jest w kierunku linii prądu, a druga w kierunku do niej prostopadłym. Równania różniczkowe, rządzące przepływem, mogą być wyrażone w formie, która redukuje się do równania Falknera-Skana w przypadku zerowej krzywizny. Przedstawiono profile w warstwie przysięciennej i rozkład naprężeń stycznych na ścianie w przypadku ścianek wklęsłej i wypukłej.

A. K.

532.526.4

ILot

Szablewski W.: Die Relation zwischen Temperatur und Geschwindigkeit in der Theorie kompressibler turbulenter Grenzschichten. Zależność między temperaturą a prędkością w teorii ściśniętej turbulentnej warstwy przysięciennej. Ing-Arch. 1961, t. 30, nr 5, s. 317-324, rys. 4.

Przy wzięciu pod uwagę zmian gęstości w turbulentnej warstwie przysięciennej, równanie energii ulegnie modyfikacji, a mianowicie przez wprowadzenie do wyrażenia na dyssypację energii z głównego przepływu do przepływu z nim graniczącego — wartości dla dyfuzji energii kinetycznej, uwarunkowanej zmianą gęstości.

Jeśli zmiany gęstości zostaną uwzględnione w równaniach ilości ruchu i ciągłości, to uzyskuje się nową zależność między prędkością i temperaturą. Zależność ta pozwala określić graniczne wartości rozkładu prędkości. Doświadczenia potwierdzają podaną teorię.

A. K.

533.6.011.72:534.222.2

ILot

Ludloff H. F.: Theorie der Beugung von Stößen beliebiger Stärke. Teoria odbicia fal uderzeniowych od dowolnej powierzchni. Z. Flugw., 1961, t. 9, nr 11, s. 351-359.

Teoria dotyczy dużych i małych przedmiotów — przeszkód. W przypadku małych przedmiotów o dowolnym kształcie równania podstawowe mogą być zlinearyzowane i mają analityczne rozwiązania. W przypadku dużych przedmiotów podano dwie metody: eliptyczną i hiperboliczną; obie te metody wymagają rozwiązywania numerycznego za pomocą maszyn liczących. Wyniki otrzymane za pomocą tej teorii zgadzają się z pomiarami. Podano streszczenie badań przeprowadzonych w latach 1952-55.

A. K.

533.697.3

ILot

Kmonicek V.: Scurgerea subsonica in difuzoare conice. Poddźwiękowy przepływ w stożkowych dyfuzorach. Stud. Cerc. Mec. apl., 1961, r. 12, nr 2, s. 383-390, rys. 5, ods. 29.

Przedstawiono teorię, za pomocą której można otrzymać nasilenie turbulencji i rozwój profilu prędkości oraz ocenić całkowite straty energii. Metoda zastosowana do oceny wyników pomiarów i teoretycznej analizy, jest ważna dla szerokiego zakresu geometrycznych parametrów i warunków wlotowych do dyfuzora z wystarczającą dla technicznych zastosowań dokładnością.

R. Ł.

533.665

ILot

Gispert H. G.: Über die Nickschwingungen von Flugkörpern bei verschiedenen Geschwindigkeitsgesetzen. O „biciu” oscylacyjnym pocisku przy zmiennych warunkach prędkości. Z angew. Math. Mech., lip.-sierp. 1961, t. 41, nr 7-8, s. 325-330, rys. 1, ods. 5.

Omówiono oscylacje pocisku z jednym stopniem swobody. Podczas ruchu z dodatnim przyspieszeniem występuje zmniejszenie amplitudy, lecz przy ujemnym przyspieszeniu amplituda może wzrastać po początkowym zmniejszeniu. Matematycznie, oscylacje te są zwykle charakteryzowane przez wyższe przestępne równania różniczkowe.

R. Ł.

533.695.6

ILot

Bevierre P.: Aerodynamic characteristic of wing-fuselage assemblies near sonic speed: investigation of optimum configuration. Aerodynamiczne charakterystyki układu kadłub-skrzydło w pobliżu prędkości dźwięku — badanie optymalnego kształtu układu. Rech. aero., 1961, nr 84, s. 7-17, rys. 9, ods. 3.

Aerodynamiczne charakterystyki konstrukcji, składającej się ze skrzydła o zerowej grubości dowolnego kształtu, z okrągłym kadłubem, mogą być obliczone za pomocą teorii stosowanej w przypadku ciał cienkich, przy zastosowaniu przybliżonego odwzorowania konforemnego. Miejsce połączenia skrzydła z kadłubem może być tak ukształtowane, aby zmniejszyć opór aerodynamiczny do minimum. Pewne przypadki szczególne ilustrują znaczenie tego aspektu.

A. K.

537.56:538.69

ILot

Mostov P. M., Neuringer J. L., Rigney D. S.: Electromagnetic acceleration of a plasma slug. Przyspieszenie elektromagnetyczne plazmy w ślimaku. Phys. Fluids, wrzes., 1961, t. 4, nr 9, s. 1097-1104.

Przedstawiono i przeanalizowano model ślimakowy przyspieszacza plazmy. Układ równań sprzężonych, nieliniowych, obejmujących siedem parametrów, przekształcony jest w zespół zawierający trzy parametry. Sformułowanie zawiera takie specjalne przypadki jak ujęcie Artsimovitha, który pomija wszystkie opory i ujęcia Schocka, który zaniedbuje opór elektrod przyspieszacza. Przedstawiono najkorzystniejszy dobór przyspieszacza poprzez odpowiednie dostosowanie układu parametrów.

R. Ł.

537.56:621.455:533.6.071.3

ILot

John R. R., Bade W. L.: Recent advances in electric arc plasma generation technology. Współczesny postęp w technologii wytwarzania plazmy w łuku elektrycznym. ARS J., 1961, t. 31, nr 1, s. 4-17, nr 8, tabl. 6, ods. 168.

Przeгляд wytwarzania plazmy w łuku prądu stałego, szczególnie pod względem jego zastosowania do napędu kosmicznego, i dla łukowego ogrzewania tuneli aerodynamicznych.

R. Ł.

538.69:533.6.011.8

ILot

Nagamatsu H. T., Sheer R. E.: Magnetohydrodynamic results for highly dissociated and ionized air plasma. Magnetohydrodynamiczne efekty wysoce zdysocjowanej i zjonizowanej plazmy powietrza. Phys. Fluids, wrzes., 1961, t. 4, nr 9, s. 1073-1084.

Przeprowadzone zostały badania dla studiowania wzajemnego oddziaływania plazmy powietrza, wytwarzanej przez silną falę uderzeniową w hipersonicznej rurze uderzeniowej o średnicy 101,6 mm (4") z poprzecznym polem magnetycznym. Podczas przebiegu plazmy przez pole wytwarzała się w niej siła elektromotoryczna; do pomiaru jej potencjału używano dwu, przeciwnie zamocowanych, 1/8" elektrod. Przedstawiono dyskusję i wyniki, otrzymane dla zakresu liczb M od 10 do 32.

538.69:621.396.11

ILot

Turcotte D. L., Schubert G.: Interaction of low-frequency electromagnetic waves with a plasma. Wzajemne oddziaływanie fali elektromagnetycznej niskiej częstotliwości — z plazmą. Phys. Fluids, wrzes., 1961, t. 4, nr 9, s. 1156-1161.

Równania magnetogazodynamiki pojedynczego płynu są linearyzowane w obecności silnego, jednorodnego, ustalonego pola magnetycznego. Otrzymano rozwiązania dla obydwu zetknięć, normalnego i równoległego rozprzestrzeniania się fali elektromagnetycznej. W obydwu przypadkach silne, ustalone pole magnetyczne jest równoległe do powierzchni styku, a składowa magnetyczna padającej fali ma ten sam kierunek.

R. Ł.

531.55:629.19

ILot

Nita M. M.: Über die Bewegung der Rakete in einem Zentralkräftefeld. O poruszaniu się rakiety w polu sił centralnych. Rev. Mec. apl., 1961, t. 6, nr 2, s. 171-190, rys. 15, ods. 3.

Analiza poruszania się w przestrzeni rakiety z ustalonym położeniem. Założono, że masa rakiety zmienia się wykładniczo tak, że równania toru i prawa ruchu na torze są ustalone i sformułowane w odpowiednich krzywoliniowych współrzędnych.

Analizowane są końcowe zmiany rodzaju toru, jakie rakietka może przyjmować.

R. Ł.

## ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

539.431:669.018

ILot

Reduction of fatigue crack propagation. Zmniejszenie rozprzestrzeniania się pęknięcia zmęczeniowego. Engineering 3 list., 1961, t. 192, nr 4985, s. 593, rys. 2, tabl. 1, ods. 2.

Krótki reportaż z pracy Państwowego Urzędu Standaryzacji (USA) o wpływie cieczy organicznych takich, jak alkohol docetylowy, na zmniejszenie prędkości rozprzestrzeniania się pęknięcia zmęczeniowego poprzez próbkę metalu. Badaniom poddane były takie metale jak: stal, stal nierdzewna, aluminium i stopy miedziowo-berylowe. Współczynniki zmniejszenia prędkości rozprzestrzeniania się pęknięcia zmęczeniowego zawierały się w zakresie 1,4 do 5,0.

R. L.

534.13:621—752

ILot

Wietlake K.: Beobachtungen an schingungsisolierten Messgeräten und Maschinen. Obserwacje izolowanych od drgań elastycznych — zamocowań przyrządów pomiarowych i maszyn. VDI Z., 1961, t. 103, nr 32, s. 1586—1589, rys. 13, tabl. 2.

Maksymalna, charakterystyczna częstotliwość powierzchni elementu nośnego, absorbującego uderzenie, musi być mała w porównaniu z minimalną częstotliwością zakłócająca. Zamocowanie może także być zbyt sprężyste tak, że drgania wzbudzone mogą stać się większe niż zewnętrznie wymuszone uderzenia, które sprężyna winna tłumić.

A. K.

624.073.1:620.171.5

ILot

Schwieger H., Haberland G.: Spannungsoptische Untersuchungen schiefwinkliger elastischer Platten. Elastoptyczne badania ostrokatką sprężystych płytek. Z. angew. Math. Mech., lip.-sierp., 1961, r. 41, nr 7/8, s. 273—284.

Pokazano że dla płytki w postaci rombu, maksimum momentów skręcających i kierunki głównych momentów zginających mogą być znalezione za pomocą fotoelastycznej metody dwu arkuszy. Płytką podparta jest tylko na dwu przeciwnych krawędziach i znajduje się pod pojedynczym środkowym obciążeniem.

R. L.

## AERODYNY, ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

629.135.2:014.48

ILot

Bishop W.: The development of tailless aircraft and flying wings. Rozwój samolotów bezogonowych i „latających skrzydeł”. J. roy. aero. Soc., 1961, t. 65, nr 612, s. 799—806, rys. 18, ods. 3.

Przedyskutowano przyczynę poszukiwań rozwojowych konstrukcji samolotów bezogonowych — stanowiących skrzydło integralne i opisano kilka historycznych i współczesnych typów takich, jak Dumne jednopłat i dwupłat, Arnoux jednopłat, Westland Hill Pterodactyls, Messerschmitt Me. 163B, Northrop XB-49, Armstrong Witforth A. W. 52, Short Sherpa i Handley Page H. P. 117.

A. K.

533.69:045.2

ILot

Poisson-Quinton Ph., Jacquignon M.: Qualités de vol et hypersustentation des ailes en fleche. Własności w locie i siła nośna skrzydeł skośnych. Techn., Sci., aero, 1961, nr 5, s. 333—347, rys. 35, ods. 7.

Skrzydła mocno skośne (kąt skosu 45°), korzystne przy dużych prędkościach, mają niskie osiągi przy małych prędkościach z powodu oderwań na końcach skrzydeł. ONERA przeprowadziło teoretyczne i eksperymentalne badania w celu polepszenia tych charakterystyk. Po wstępnych próbach przeprowadzono badania w locie za pomocą samolotu „Etendard 4 Marine”, w których zmniejszono prędkość przy starcie i lądowaniu za pomocą klap na krawędzi natarcia i odsysania na krawędzi spływu.

A. K.

## SILNIKI LOTNICZE, ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

621.438

ILot

Johnston I. H., Dransfield D. C.: The test performance of highly loaded turbine stages designed for high pressure ratio. Próby wysoko obciążonych stopni turbiny zaprojektowanej na wysoki stosunek ciśnień. ARC R. A. M., 1959, nr 3242, ss. 30, rys. 19, ods. 7.

Opisano projekt łopatk dla wysoko obciążonej dwustopniowej turbiny i przedstawiono wyniki jej prób.

Przedyskutowano pewne czynniki, wpływające na wykonanie i łączenie rzędów łopatek pracujących przy naddźwiękowych prędkościach gazu i zbadanych za pomocą prób w tunelu trójwymiarowym, posiadającym rząd dysz, oraz na różnych konstrukcjach turbiny jednostopniowej.

A. K.

536.461

ILot

Saima Atsushi: Investigations on the diffusion flame. Badania dyfuzyjnego płomienia. Trans. Japan Soc. aero space Sci., 1961, t. 4, nr 5, s. 57—66, rys. 17, ods. 9.

Studiowane były dyfuzyjne płomienie handlowego propanu gazowego. Wykonano pomiary ciśnienia całkowitego, ciśnienia statycznego, średniej prędkości przepływu, temperatury, gęstości gazu i prądu jonizacji. Z pomierzonych wielkości, wydedukowano strukturę płomienia. Koncentracja paliwa w położeniu maks. tempe-

ratury była taka samą dla różnych mieszanin. Dyfuzyjny ruch wirowy był określony jako funkcja Re i sprawdzany poprzez zależność pewnych koncentracji paliwa i prędkości reakcji paliwa.

R. L.

621.45

ILot

Fonda L. B.: Zuverlässige Werkstoffe für Hochleistungstriebwerke. Niezawodne materiały dla silników o wysokich osiągnięciach. Luftfahrttechnik, 1961, t. 7, nr 10, s. 288—292, rys. 4, tabl. 1.

Dyskusje nad specyfikacjami i doborem materiałów w firmie General Electric Co, dla wytworzenia silnika 179. Opisano w ogólnej postaci badania nad zamianą materiałów.

R. L.

621.438

ILot

Hoffman D. H.: Ge sees variety of uses for T64 engine. Firma General Electric widzi różne możliwości zastosowania silnika T64. Aviat. Week, 30 paźdz., 1961, t. 75, nr 18, s. 60—64.

Dyskusja możliwości zastosowania silnika turbinowego T64 firmy General Electric, szczególnie do samolotów pionowego startu. Moc silnika znajduje się w zakresie 2500—3000 KM. Poprzez zmianę ogólnego układu silnik może być użyty jako generator gazu, silnik odrzutowy lub turbośmigłowy. Każda z wersji jest opisana wraz z osiągnięciami i proponowanymi zastosowaniami.

R. L.

533.695.5:621.438—253.5

ILot

Legendre R.: Calcul d'un profil pour ailette de turbine a partir d'un hodographe. Obliczenie profilu łopatki turbiny, wychodzącej z hodografu. Rech. aero, 1961, nr 84, s. 3—6, rys. 2, ods. 15.

Metoda, poprzednio zastosowana dla obliczenia profilu łopatek sprężarki, może być także zastosowana do obliczenia profilu łopatek turbiny. Obliczenie jest oparte na przybliżeniu Czapygina. Pierwsze przybliżenie może być dokonane przy zastosowaniu analogii elektrycznej. Nie wpływa to niekorzystnie na dokładność obliczeń.

A. K.

## MATERIAŁY, ICH WŁASNOŚCI I BADANIA

629.13.01

ILot

Faguet J.: Le materiau aeronautique. Materiały dla lotnictwa. Techn. Sci., aero, lip.-sierp., 1961, nr 4, s. 251—257, rys. 6.

Rozważania o zasadniczych charakterystykach materiałów, używanych w lotnictwie, wykazują, jakie są wspólne własności tych różnorodnych materiałów. Głównymi, podstawowymi czynnikami, wydają się być: wysoka jakość i pozornie nie dające się pogodzić fizyczne własności; wymagania wielkiej staranności w wytworzeniu — zwykle kosztowne.

Dyskutowany jest postęp w wyżej omówionych czynnikach, szczególnie z uwzględnieniem pewnych nowszych materiałów, takich jak stopy tytanu, stali specjalne, beryl i pewne niemetale.

R. L.

## WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

621.791.3

ILot

Severs M. J.: Vacuum-brazing. Lutowanie w próżni. Aircr. Prod. 1962, t. 24, nr 6, s. 218—222, rys. 7.

Lutowanie twarde stopów żaroodpornych na bazie niklu wymaga zachowania specjalnie trudnych warunków przeprowadzenia tej operacji oraz ścisłego ich przestrzegania. Ostatnio zastosowane lutowanie w próżni eliminuje ryzyko zmiany parametrów i złej jakości złącza. Autor zamieszcza opis rozwoju tego procesu, zasadnicze wyposażenie urządzenia oraz warunków przeprowadzania czynności.

A. G.

621.791.052:669.715

ILot

Sears S. L., Crial R. S.: Welding 2219 Aluminium for Bomarc fuel tanks. Spawanie aluminium 2219 na zbiorniki paliwowe pocisku Bomarc. Metal. Prog., 1961, t. 80, nr 5, s. 88—93, rys. 8, tabl. 1.

Przedyskutowano specjalne wymagania dla spawania nowych i starych (naprawy) elementów oraz opisano obróbkę cieplną po spawaniu.

A. K.

## CZĘŚCI MASZYN

621.822

ILot

Constantinescu V. N.: Sur la dynamique des paliers a air. O dynamice łożysk powietrznych. Rev. Mec. appl., 1961, t. 6, nr 3, s. 317—330, rys. 3, ods. 10.

Badania zachowywania się łożysk powietrznych poddanych działaniu zmiennych sił i prędkości oraz sił powodujących drgania.

Analiza pierwiastków równania stateczności, umożliwiająca wnioski o istnieniu nietłumionej składowej, która może wzbudzić w łożysku drgania o częstości bliskiej połowie prędkości obrotowej. Przedstawiono także pewne doświadczalne wyniki popierające teoretyczną analizę.

R. L.

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

# NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Clifford A. Hampel.

Rare metals handbook. Poradnik metali specjalnych. Reinhold Publishing Corporation. USA 61 r.

Przemysł elektrotechniczny, lotniczy, raketowy i atomowy, w swym dynamicznym rozwoju, stwarza coraz bardziej wygórowane wymagania, przede wszystkim materiałom stosowanym w tych gałęziach techniki. Postęp w tych dziedzinach zmusił konstruktorów do sięgnięcia po materiały dotychczas nie stosowane z uwagi czy to na swoją wysoką cenę, czy też na bardzo niską ich technologiczność. Zaczęto interesować się takimi metalami, jak tytan, niob, cyrkon, pluton, german i inne. Dotychczasowe wiadomości o tych metalach, ich własnościach i o stopach tych metali, są znikome, a przede wszystkim rozproszone i mało dostępne. Omawiany poradnik w poważnym stopniu rozwiązuje te trudności. Drugie wydanie, poprawione i uzupełnione, przynosi bogaty zestaw informacji w formie skondensowanej, oparty na olbrzymim materiale źródłowym, opracowany przez wybitnych specjalistów z poszczególnych dziedzin. Uwzględnione zostały opracowania

Tabela

Nr rozdz.	Tytuł rozdziału	Il. poz. literat.	Strona od-do	Il. rys.	Il. tab.
1	Metale rzadko występujące	12	1-14	8	3
2	Alkaliczne metale ziemii	149	15-31	1	7
3	Beryl (Be)	28	32-57	9	14
4	Bismut (Bi)	28	58-68	2	3
5	Bor (B)	107	69-81	5	—
6	Kadm (Cd)	81	82-92	—	—
7	Chrom (Cr)	91	93-113	10	15
8	Kobalt (Co)	383	114-148	2	12
9	Kolumb (Cb)	158	149-177	10	11
10	Gal (Ga)	41	178-187	3	1
11	German (Ge)	84	188-197	1	1
12	Hafn (Hf)	130	198-219	5	18
13	Ind (In)	81	220-238	4	7
14	Lit (Li)	124	239-270	3	28
15	Mangan (Mn)	19	271-282	6	6
16	Molibden (Mo)	77	283-303	13	10
17	Platyna (Pt)	102	304-335	4	9
18	Pluton (Pu)	224	336-392	28	17
19	Metale ziem rzadkich	111	393-417	1	17
20	Ren (Re)	96	418-433	3	1
21	Rubid i cez (Rb, Cs)	13	434-440	2	2
22	Skand (Sc)	13	441-446	1	1
23	Selen (Se)	35	447-458	3	4
24	Krzem (Si)	112	459-468	4	3
25	Tantal (Ta)	103	469-518	22	24
26	Tellur (Te)	30	519-528	—	3
27	Tal (Tl)	75	529-535	—	2
28	Tor (Th)	90	536-558	11	8
29	Tytan (Ti)	13	559-579	7	13
30	Wolfram (W)	29	580-597	9	5
31	Uran (U)	181	598-628	7	14
32	Wanad (V)	25	629-652	2	14
33	Ytr (Y)	20	653-666	10	4
34	Cyrkon (Zr)	73	667-686	11	14
35	Własności fizyczne	19	687-703	—	10
Ogółem		2957	715	207	301

i wyniki uzyskane w Anglii, Ameryce, Związku Radzieckim, Kanadzie, Francji, Niemczech i innych krajach. Z uwagi na to, że jest to pierwsza publikacja o tym charakterze, obejmująca tak obszerny i wartościowy materiał, a jednocześnie dla dania czytelnikowi pełniejszego obrazu treści zawartej w tym poradniku, zamieszczamy tabelę danych o poszczególnych rozdziałach. Każdy rozdział omawia w zasadzie jeden rodzaj materiału, chociaż w treści rozpatrywane są nie tylko czyste metale, ale również ich stopy. Poszczególne rozdziały opracowano w następującym składzie: wstęp, wiadomości ogólne, miejsce i formy występowania, otrzymywanie czystych metali i dane ekonomiczne, odmiany własności fizyczne, własności chemiczne, stopy, technologia wytwarzania i zastosowanie. W niektórych rozdziałach zastosowano szczegółowsze rozbieżnie, omawiając odmiany alotropowe, własności mechaniczne, elektryczne itp.

Książka napisana została pod kątem spełnienia następujących zadań: a) dostarczenia w formie skondensowanej wszystkich danych o materiałach dotychczas rzadko stosowanych, metodach ich uzyskiwania, własnościach, obecnych i potencjonalnych zastosowaniach; b) dostarczenia czytelnikowi autorytatywnych wiadomości i wskazania źródeł wiadomości szczegółowych; oraz c) dla czytelników potrzebujących ograniczonych informacji z tej dziedziny.

Poradnik traktuje, w zasadzie, o metalach dotychczas rzadko, ewentualnie w ogóle nie używanych. Dla zamknięcia jednak całości tematu włączono materiały znane i stosowane dotychczas, jak chrom, molibden, wanad i inne, które tematycznie mieszczą się w kręgu omawianych zagadnień. Materiał podany został w formie przejrzystej, jednolitej, łatwej do odszukania dzięki umieszczeniu na końcu książki skorowidza hasel oraz podawaniu przy poszczególnych danych odpowiedniej pozycji literatury. Wydaje się, że poradnik ten będzie wielką pomocą dla konstruktorów, technologów i pracowników naukowo-badawczych, zatrudnionych w przemyśle: lotniczym, elektrotechnicznym, atomowym i innych.

A.G.

Etude et détermination des Systèmes hydrauliques, M. Guillon, wyd. Dunod, Paris 1961, str. 452 z licznymi rysunkami i wykresami, cena NF 78.—

Autor wykorzystał swoje wieloletnie doświadczenie w zakresie zagadnień teoretycznych i praktycznych w dziedzinie lotniczych układów hydraulicznych. Pracę ujęto w 3 częściach. Pierwsza część obejmuje hydrostatykę i poświęcona jest m.in. akumulatorom hydraulicznym, urządzeniom regulacyjnym i armaturom, statycznym i dynamicznym siłom przenoszonym przez ciecz oraz przeciekom w układach. Druga część zawiera zagadnienia hydrodynamiki, które w literaturze technicznej nie są spotykane; obszerny dział obejmuje metody obliczeniowe. Zamieszczono również rozdział poświęcony serwomechanizmom sterowania. Trzecia część książki zawiera specjalnie trudne problemy hydrauliczne oraz zastosowanie układów energetycznych w przypadkach nietypowych. Dzieło ma dużą wartość praktyczną z uwagi na liczne przykłady doświadczalnych metod oraz wzorcowe obliczenia.

Z.

Aircraft engines of the world 1961/62, P.H. Wilkinson, wyd. P.H. Wilkinson, Washington 1961, str. 288, rys. 242, cena 15 dol.

Rocznik ten dla fachowców stanowi podstawowe źródło danych o silnikach lotniczych i nie potrzebuje specjalnej rekomendacji. Wydanie 1961/62 zawiera charakterystykę 230 silników, w tym 40 nowych jednostek. Rozdział traktujący o silnikach odrzutowych obejmuje 145 typów i 35 firm z 13 krajów; w rozdziale silników tłokowych podano 75 typów i 25 producentów z 11 krajów. Obok opisu dziesięciu silników raketowych zamieszczono przegląd wyposażenia w obszernej tabeli pt. „Samoloty i ich napędy”; zestawiono po raz pierwszy dane dla 29 samolotów dyspozycyjnych (13 o napędzie odrzutowym). W załączniku podano opis tych wszystkich silników, które nie figurują w roczniku Wilkinsona 1961/62 — lecz zostały opisane w rocznikach 1952 do 1960.

Z.

Instrumenty dawnej i współczesnej nawigacji, L. Woliński, wyd. MON, Biblioteka Popularnej Wiedzy Technicznej, Warszawa 1961, str. 163, cena 9.— zł.

Książeczka zapoznaje z systemami radionawigacji, urządzeniami nawigacyjnymi, użytkowymi w komunikacji lotniczej oraz z zasadami ich działania. Część poświęcono nawigacji morskiej oraz informacjom historycznym.

Zasłużone w zakresie publikacji lotniczych Wydawnictwa Komunikacji i Łączności podjęły wydawnictwo nowego periodyku pt. „Transport i Drogi”. Jest to tygodnik — organ Związku Zawodowego Transportowców i Drogowców.

Z.

(ciąg dalszy ze str. II okładki)

$$b) \quad C_f = \frac{0,455}{(\log_{10} Re)^{2,58}} - \left[ \frac{0,455}{(\log_{10} Re_p)^{2,58}} - 1,328 Re_p^{-1/2} \right] \frac{Re_p}{Re}$$

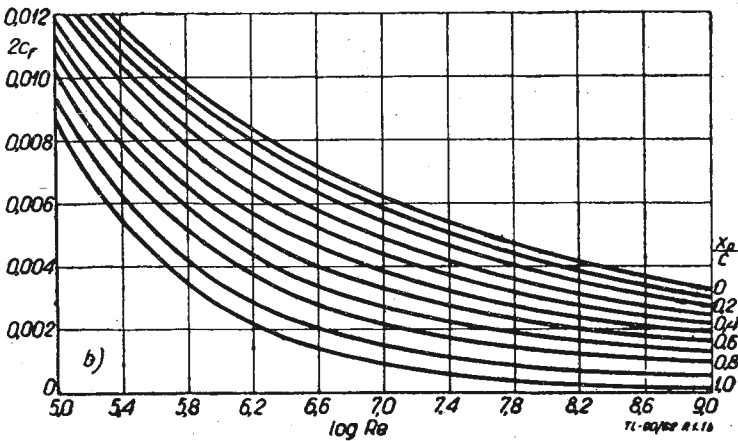
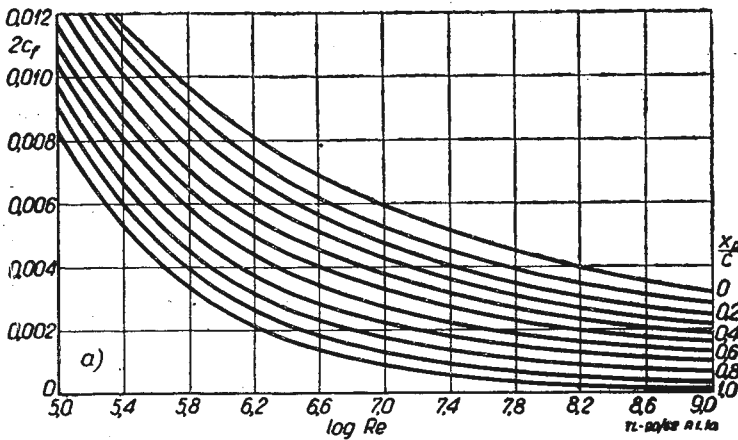
powyższy wzór określono w oparciu o zależność Prandtla  $[C_f = 0,455 (\log_{10} Re)^{-2,5}]$ .

Wzory charakteryzujące współczynnik tarcia płaskiej płytki w zakresie przejściowym wyprowadzono w założeniu, że grubość warstwy przyściennej w punkcie przejścia jest taka sama, jaka byłaby w tym punkcie w przypadku całkowicie burzliwej warstwy przyściennej (jest to tak zwana hipoteza I):

$Re$  — liczba Reynoldsa charakterystyczna dla optywanej bryty  
 $Re_p$  — liczba Reynoldsa dla punktu przejścia.

$$Re_p = \frac{V \cdot x_p}{\nu}$$

W praktyce lepiej postugiwać się wykresami a) i b) podanymi w zeszytce 6 TL z roku 1960 l.p.2 lub wykresami a) i b) przedstawionymi na wykresie 1.1. Wykres a) wykonany został na pod-

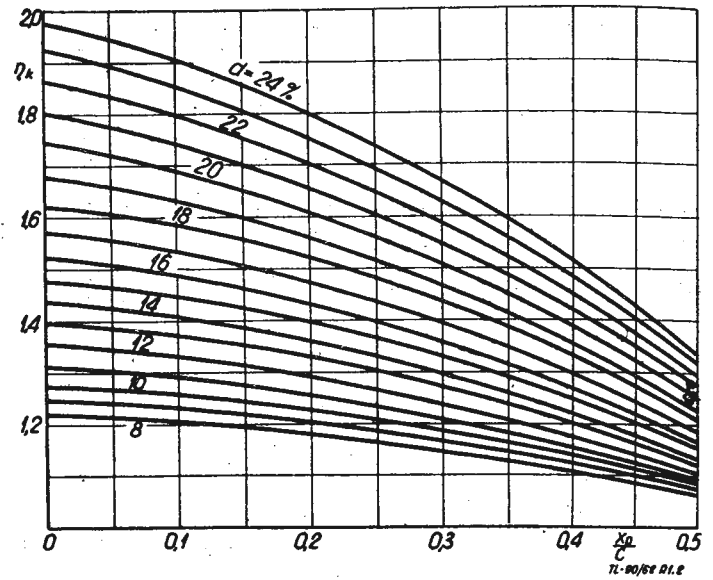


Rys. 1.1. Zależność podwojonego współczynnika tarcia płaskiej płytki od  $\log Re$  dla różnych położen punktu przejścia: a) według I hipotezy, b) według III hipotezy

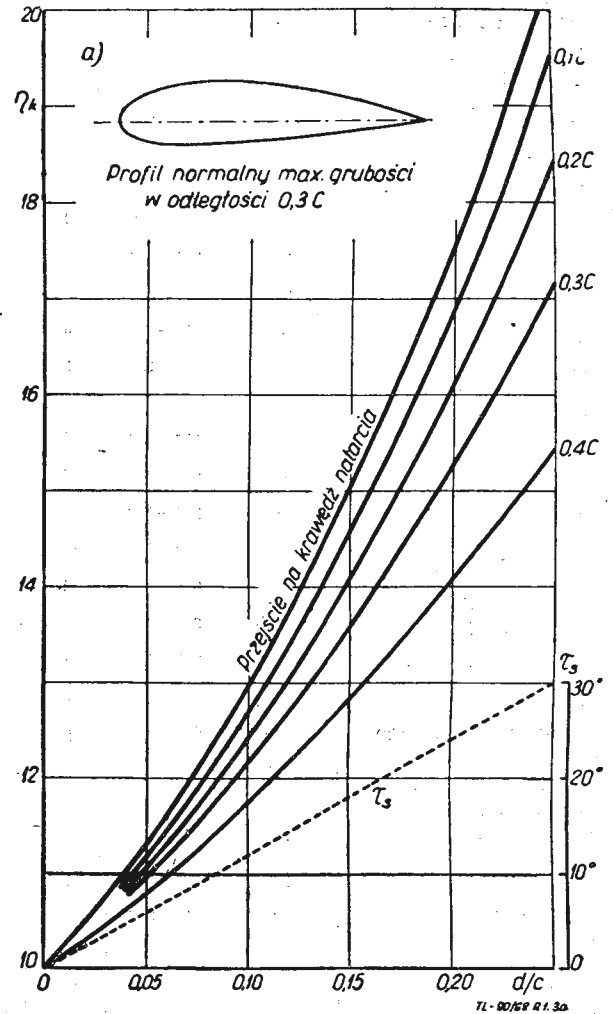
stawie obliczeń opartych na hipotezie I. Wykres b) został wykonany na podstawie obliczeń opartych na hipotezie III (jest to tak zwana hipoteza „równych grubości odpowiadających stracie impulsu”). Obecnie, obliczenia oporu tarcia są zwykle oparte na wykresie 1.1b).

Wielkość  $\eta_k$  przy obliczeniach wstępnych można przyjąć dla brył optywowych i profili lotniczych w granicach 1,1÷1,8. Dla brył o kształtach aerodynamicznych, niekorzystnych  $\eta_k$  może przybierać wielkości bardzo duże. Dokładniej można określić  $\eta_k$  na podstawie wykresu 1.2.

Wielkości  $C_f$  i  $\eta_k$  są określone w zależności od położenia punktu 1.3 a), b), c) przejścia warstwy przyściennej, laminarnej w burzliwą. Do obliczeń wstępnych można przyjąć, że punkt przejścia dla brył gładkich leży w odległości 0,05C (gdzie C jest długością rozpatrywanego ciała) poza punktem minimalnego ciśnienia lub w przypadku wyraźnie zaznaczonego minimalnego punktu ciśnienia punkt przejścia pokrywa się z nim. W przypadku, gdy na górnej i dolnej powierzchni bryły rozpatrywanej punktu przejścia są różne położone, do obliczeń przyjmuje się średnią aerodynamiczną górnego i dolnego położenia punktu przejścia. Celem przeprowadzenia do-



Rys. 1.2. Zależność współczynnika  $\eta_k$  od stosunku odległości punktu przejścia od krawędzi natarcia do cięciwy, dla różnych grubości profilu

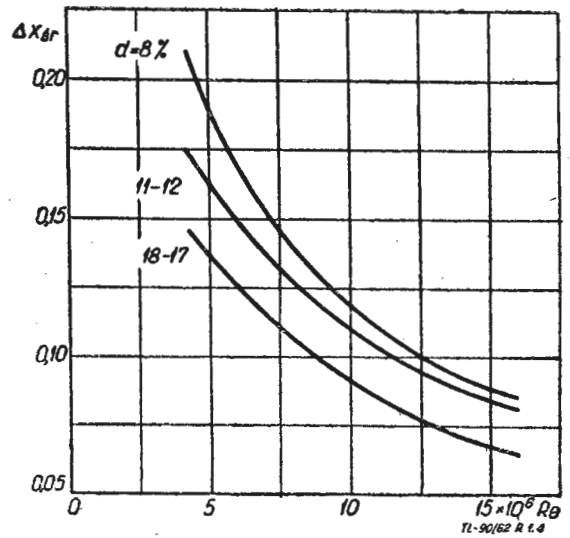
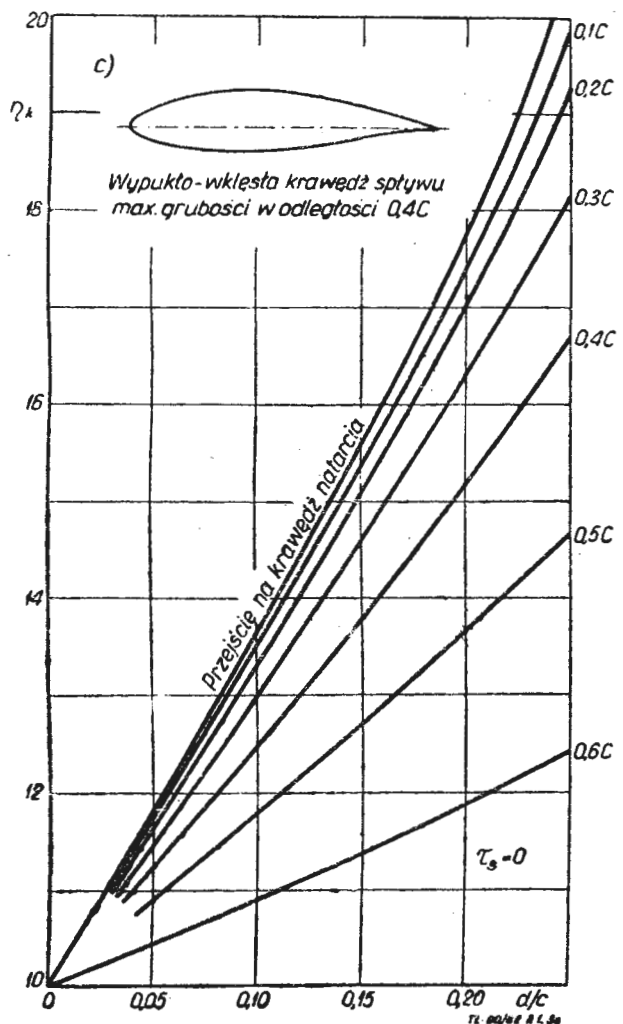
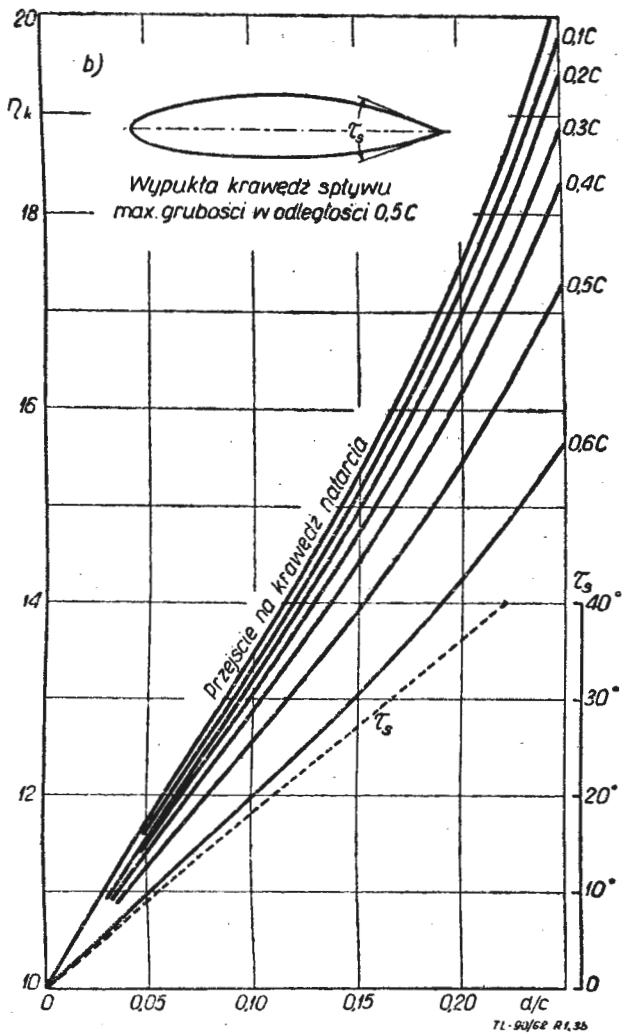


Rys. 1.3. Zależność współczynnika  $\eta_k$  od stosunku grubości profilu do jego cięciwy dla różnych położen punktu przejścia

kładniejszych obliczeń można się oprzeć na wykresie 1.4, który przedstawia orientacyjne zależności średniego położenia punktu przejścia od punktu minimalnego ciśnienia ( $\Delta x_{sr}$ ) od liczby Reynoldsa.

$$\Delta x_{sr} = x \text{ punktu przejścia} - x \text{ mln. ciśn.}$$

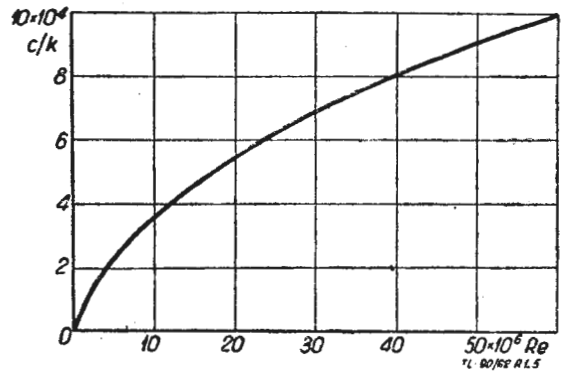
Liczba Reynoldsa obliczona w oparciu o długość C oraz V odpowiadającą  $Cz < 0,15$  (dla normalnych profili lotniczych).



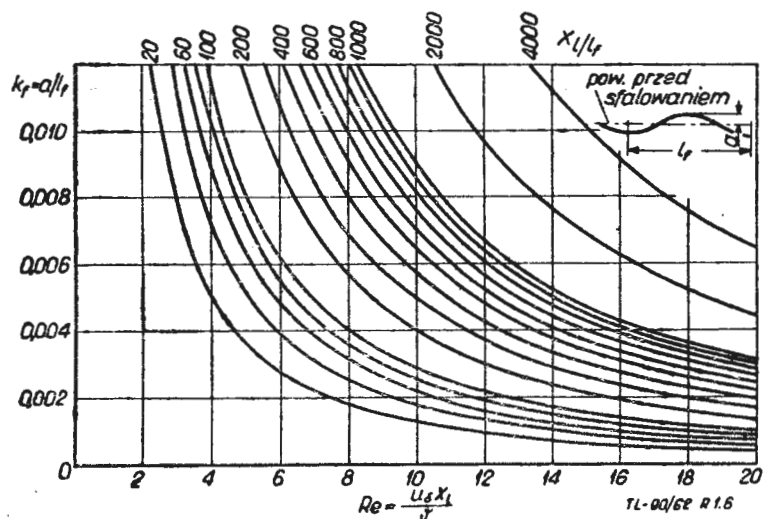
Rys. 1.4

Opory profilowe dla brył obrotowych w zależności od ich smukłości oraz liczby Reynoldsa, przy różnych położeniach punktu przejścia, podane zostały w zeszycie 6 TL, z roku 1960.

Do oceny wysokości ziaren szorstkości oraz falistości powierzchni nie wpływających jeszcze na przekształcanie się warstwy przyściennej laminarnej w burzliwą można posłużyć się wykresem 1.5 i 1.6.



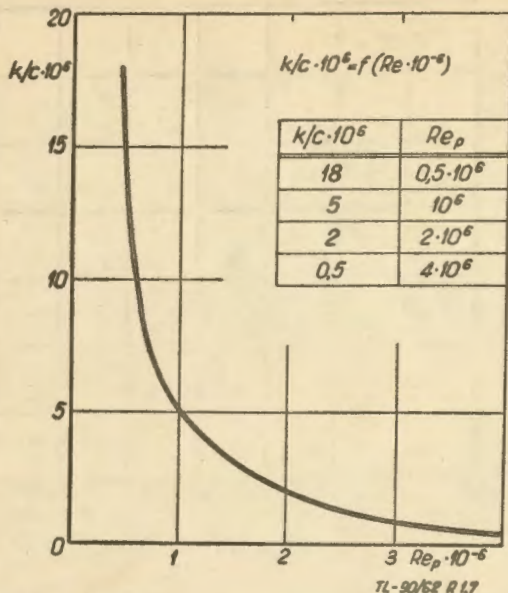
Rys. 1.5. Zależność stosunku cęciwy do wysokości ziaren szorstkości, przy której warstwa przyścienne, laminarna nie zmienia się jeszcze w burzliwą, od liczby Reynoldsa



Rys. 1.6. Zależność granicznej wielkości falistości, przy której jeszcze nie zachodzi odkształcanie się warstwy przyściennej laminarnej w burzliwą, od liczby Reynoldsa

Zależność liczby Reynoldsa dla punktu przejścia od wysokości względnej ziaren szorstkości przedstawiona jest na wykresie 1.7. Na podstawie tego wykresu można w przybliżeniu określić przesunięcie punktu przejścia pamiętając, że

$$\frac{x_p}{C} = \frac{Re_p}{Re}$$



Rys. 17. Zależność stosunku wysokości złazern szorstkości do cięciwy, od liczby Reynoldsa, charakterystycznej dla punktu przejścia

W obliczeniach wstępnych można przyjąć (na podstawie doświadczeń), że dla  $k_{max} = 4-5$  punkt przejścia przesuwają się do punktu, w którym panuje minimum ciśnienia. Przy  $k_{max} = 15-20$  cała warstwa przyścienna jest burzliwa.

Tabela 1.1. podaje wysokość złazern w zależności od stanu powierzchni.

Tabela 1.1.

Wysokość złazern w zależności od rodzaju powierzchni wg Goroszczenki

Rodzaj powierzchni	$k_{max} \mu$
powierzchnia polerowana	1
bardzo staranne pokrycie lakierem z rozpylacza	4-5
niestaranne pokrycie lakierem z rozpylacza	10
powierzchnie pokryte lakierem z rozpylacza zakurzone w czasie suszenia	30
powierzchnie pokryte lakierem z rozpylacza zakurzone w czasie suszenia	80
powierzchnie pokryte lakierem z rozpylacza zakurzone w czasie suszenia	15-20

W przypadku powierzchni sfalowanej przy falistości

$$k_f = 0,001-0,002$$

punkt przejścia przesuwają się do położenia minimalnego ciśnienia.

### Opory części drobnych, cz. III

(mgr inż. E. Lewalska)

Opory brył obrotowych różnych kształtów

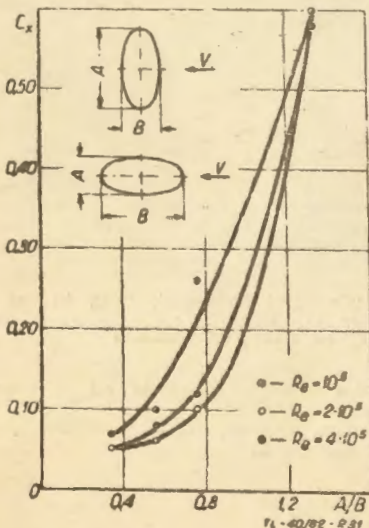
W tabeli 18 przedstawiono kilka typowych kształtów brył obrotowych i ich współczynniki oporu, odniesione do powierzchni czołowej  $S_{odn} = \frac{\pi a^2}{4}$

Tabela 18

Kształt geometr.	V (Kierunek przepływu) →									
$C_x$	0,48	0,2	1,44	1,42	0,36	0,34	0,51	0,328	0,16	0,088
$Re$	$10^5$	$4 \cdot 10^5$	$4 \cdot 10^5$	$5 \cdot 10^5$	$4 \cdot 10^5$	$5 \cdot 10^5$	$27 \cdot 10^5$	$27 \cdot 10^5$	$1,35 \cdot 10^5$	$1,35 \cdot 10^5$
Opis	Kula	Czasza półkulista		Stożek	Stożek	Stożek-półkula	Stożek-półkula			

Tabela 17:

A/B	1,075	1,133	1,18	1/3	
$C_x$	$Re=10^5$	0,60	0,26	0,10	0,07
	$Re=2 \cdot 10^5$	0,60	0,10	0,06	0,05
	$Re=4 \cdot 10^5$	0,58	0,12	0,08	0,05



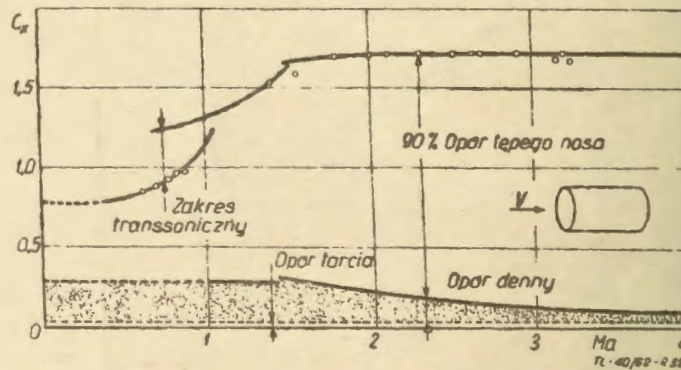
Rys. 31. Współczynnik oporu elipsoid, w zależności od stosunku długości dwu osi i liczby Reynoldsa

Współczynniki oporu elipsoid, w zależności od stosunku długości osi i liczby Reynoldsa, przedstawia tabela 17 i rys. 31.

Współczynniki oporu są odniesione do powierzchni największego przekroju w płaszczyźnie prostopadłej do przepływu.

Opory brył obrotowych różnych kształtów w przepływie ściślym

Rys. 32 przedstawia współczynnik oporu cylindra, którego oś jest równoległa do kierunku prędkości, odniesiony do powierzchni czołowej, w zależności od prędkości Macha. W tabeli 18 podano kilka typowych brył obrotowych i ich współczynniki oporu całkowitego, odniesione do powierzchni czołowej przy  $Ma = 2$ .



Rys. 32. Współczynnik oporu cylindra, którego oś jest zgodna z kierunkiem przepływu, odniesiony do powierzchni czołowej, w zależności od prędkości Macha

Tabela 18

Kształt geometr.	V (Kierunek przepływu) →					
$C_x$	1,70	0,94	0,28	0,87	1,00	1,25
Opis	Walec	Walec-półkula	Walec-stożek elipsoidalny	Stożek	Kula	Walec
$S_{odn}$	$\frac{\pi D^2}{4}$					$1 \cdot D$