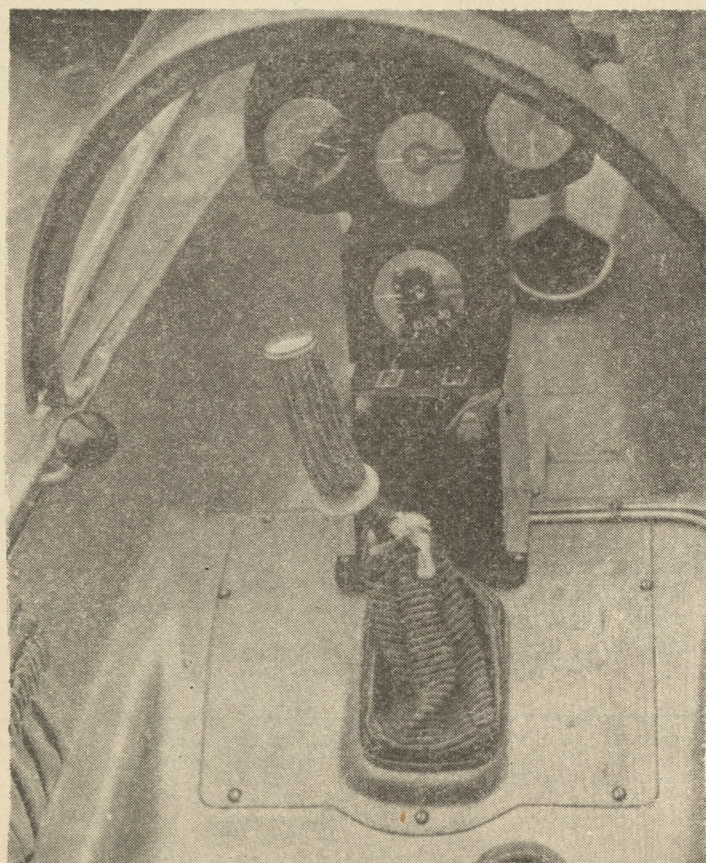


12

# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH  
GRUDZIEŃ 1962



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT



# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

## Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń $\alpha_k$

Zebrał i opracował mgr inż. Z. Łapiński

Wiele elementów konstrukcji lotniczych posiada nieciągłości przekroju spowodowane otworami, nacięciami, odsadzeniami itp. Nieciągłości przekroju w elementach przenoszących obciążenie powodują spiętrzenie naprężeń. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  definiuje się jako stosunek maksymalnego lokalnego naprężenia do naprężenia nominalnego, wyznaczonego na podstawie podstawowej zależności dla danego elementu.

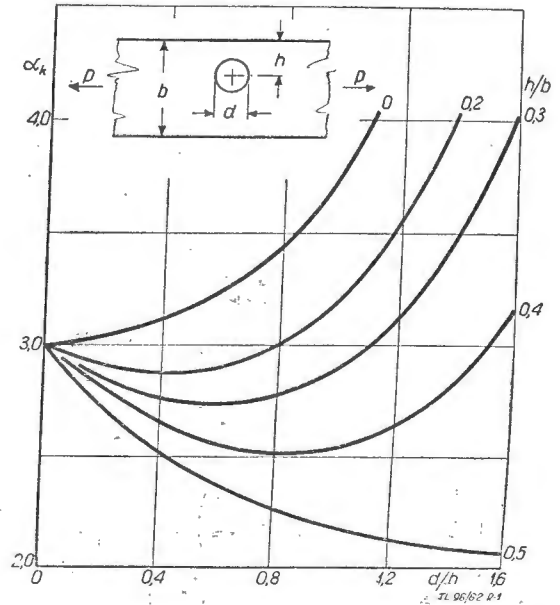
Podane na wykresach geometryczne współczynniki spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  można stosować, gdy obliczone naprężenia nie przekroczyły granicy sprężystości. W przypadku, gdy zostanie przekroczona granica sprężystości, naprężenia plastyczne lokalne spowodują nowy rozkład naprężeń w miejscu koncentracji naprężeń. Wielkość zmiany koncentracji naprężeń w wyniku powstania naprężeń plastycznych zależy od plastyczności materiału. W materiałach plastycznych koncentracja naprężeń — po przekroczeniu granicy sprężystości — jest w dużym stopniu redukowana.

Do podanych przypadków prostych obciążeń na wykresach można stosować zasadę superpozycji, to jest wyznaczenia koncentracji naprężeń dla złożonego stanu obciążenia.

Zasada ta jest tak długo słuszna, dopóki wypadkowe naprężenie nie przekroczy granicy sprężystości.

Na wykresie podano wielkości  $\alpha_k$  w zależności od  $\frac{d}{h}$  i  $\frac{h}{b}$  dla płaskiego, rozciąganego pręta z otworem. Wielkości współczynnika podano dla różnych położenia otworu w odniesieniu do osi symetrii pręta. Pręt jest rozciągany siłą  $P$  kG, przy czym przyjęto, że siła  $P$  w pewnej odległości od otworu jest rozłożona równomiernie wzdłuż przekroju (zachowana zasada Saint-Venanta). Maksymalne naprężenie występuje na krawędzi otworu w punkcie leżącym najbliżej krawędzi pręta; oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{P}{(b-d) \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$



Rys. 1. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  w płaskim, rozciąganim pręcie z otworem

(dalszy ciąg na III str. okładki)

### TREŚĆ

	str.
E. ŻMIHORSKI — Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie cz. I . . . . .	345
S. SZULC — Kierunki rozwoju technologii lotniczych silników turbinowych . . . . .	354
A. TARGOWSKI — Kompleksowe zastosowanie maszyn licząco-analitycznych w systemie zarządzania produkcją . . . . .	360
T. RAJPERT — Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji wspólnych samolotów i śmigłowców, cz. V . . . . .	368
Nowości techniczne . . . . .	373
Nowości patentowe — S. M. . . . .	376
Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	380
Na półkach księgarskich Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	381
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — Z. ŁAPIŃSKI: Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń $\alpha_k$ . . . . .	383



NASZA OKŁADKA  
Wnętrze kabiny z tablicą przyrządów pokładowych szybowca „Zefir”

### CONTENTS

	page
E. ŻMIHORSKI — Sandwich structures in aviation, part I . . . . .	345
S. SZULC — Progress trends in turbine engine production . . . . .	354
A. TARGOWSKI — Application of the analog computers in production management . . . . .	360
T. RAJPERT — The aspects of the airfield construction regards to the operation of modern aircraft and helicopters, part V . . . . .	368
Technical news . . . . .	373
Patent news — S. M. . . . .	376
On Bookseller's Shelves . . . . .	381
From transport aviation . . . . .	380
Designer's Data Sheets — Z. ŁAPIŃSKI: Geometrical coefficient of the stress concentration . . . . .	on cover
Index to 1962 volume . . . . .	385

### СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Е. ЖМИХОРСКИ: Конструкции с прослойками в авиации, часть I . . . . .	345
С. ШУЛЬЦ: Направления развития технологии авиационных турбинных двигателей . . . . .	354
А. ТАРГОВСКИ: Комплексное применение счетно-аналитических машин в системе управления производством . . . . .	360
Т. РАЙПЕРТ: Проблемы строительства аэродромов в свете эксплуатации современных самолетов и вертолетов часть V . . . . .	368
Технические новости . . . . .	373
Патентные новости S.M. . . . .	376
Документационный обзор авиации . . . . .	380
Конструкторские пособия „Авиационной Техники” — З. ЛАПИНСКИ: Геометрический коэффициент концентрации напряжений $\alpha_k$ . Обложки . . . . .	on cover
Перечень содержания за 1962 год . . . . .	385

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.

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Warszawa 1962 r. Ark. druk. 3,5. Format A4. Nakład 850 egz. Papier druk. sat. kl. IV.  
70 g, 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dzielowa. — Zam. 621/A — B-6



Mgr inż. EDWARD ŻMIHORSKI

629.13.012:624.073

## Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie

cz. I

### I. CECHY CHARAKTERYSTYCZNE I TWORZYWA W KONSTRUKCJACH PRZEKŁADKOWYCH

#### Wstęp

Rozwój lotnictwa i jego ekonomiczna eksploatacja zależą przede wszystkim od dwóch podstawowych czynników, jakimi są: niezawodność i lekkość konstrukcji. Obydwa te warunki uzależnione są i łączą się ściśle z materiałami, używanymi do wytwarzania sprzętu lotniczego. W miarę coraz większego rozwoju i postępu w lotnictwie stawiane były coraz większe wymagania — przede wszystkim materiałom stosowanym w sprzęcie lotniczym.

Począwszy od materiałów niemetalowych, jak drewno i tworzywa sztuczne, stosowanych w sprzęcie szybowcowym i w lekkich samolotach sportowych, poprzez stopy metali lekkich, obecnie szeroko stosowanych w lotnictwie zarówno cywilnym, jak i wojskowym, aż do stali specjalnych i stopów tytanu, stosowanych w nowoczesnym lotnictwie wojskowym, zagadnienie doboru odpowiednich materiałów jest stawiane ciągle na pierwszym miejscu i jako sprawa zasadnicza w nowoczesnej produkcji sprzętu lotniczego. Mimo dużych osiągnięć w metalurgii przy produkcji materiałów metalowych oraz w chemii przy produkcji tworzyw sztucznych — dalszy rozwój i ulepszenie tych materiałów nie idzie jednak tak szybko, jak szybko wzrastają wymagania konstruktorów lotniczych, niezbędne dla nowych rozwiązań konstrukcyjnych.

Między innymi i z tych powodów konstruktorzy zwrócili uwagę na rozwiązywanie zagadnienia zwiększenia sztywności, wytrzymałości i lekkości przez odpowiednie kształtowanie poszczególnych elementów, przez stosowanie specjalnych usztywniających profili walcowanych i wyciskanych, przez wytwarzanie pracochłonnych części integralnych oraz umiejętne naśladowanie istniejących w przyrodzie rozwiązań, jak na przykład budowa istot żywych, roślin, drzew, liści itp.

Od około 20 lat, równoległe z rozwojem klejenia metali, prowadzone są w wielu państwach, a szczególnie w USA, ZSRR, Anglii, Szwecji i NRF, bardzo intensywne prace naukowo-doświadczalne nad konstrukcjami przekładkowymi. Konstrukcją przekładkową nazywamy konstrukcję składającą się z dwóch cienkich okładzin, związanych ze sobą warstwą wypełniacza. Kilka typowych rozwiązań konstrukcji przekładkowych pokazano na rys. 1.

Zadaniem okładzin jest przenoszenie zasadniczych obciążeń. Zadaniem wypełniacza jest przede wszystkim utrzymanie odstępu między okładzinami, podparcie oraz ich usztywnienie. Działanie usztywniające wypełniacza jest zależne od modułów sprężystości podłużnej  $E$  i poprzecznej  $G$  materiału, z jakiego jest on wykonany, zatem istnieją możliwości wpływania na własności konstrukcji przekładkowych drogą odpowiedniego doboru tworzywa na okładziny i wypełniacza.

Charakterystycznymi cechami konstrukcji przekładkowych są: ich lekkość i zarazem wysoka wytrzymałość, gładkość powierzchni zewnętrznych, wysoka sztywność, zdolność tłumienia drgań mechanicznych i akustycznych, wysoka wytrzymałość zmęczeniowa i dobre własności izolacyjne.

Wzrost wymagań wytrzymałościowych, a w szczególności w podwyższonych temperaturach, spowodował coraz większe zainteresowania konstrukcjami przekładkowymi z metali żaroodpornych, z których będą wykonane zarówno blachy pokryciowe, jak i wypełniacze.

Do łączenia takich żaroodpornych metalowych pokryć z wypełniaczami może być stosowane tylko lutowanie, gdyż obecnie znane kleje nie posiadają zadowalających własności wytrzymałościowych w tak wysokich temperaturach (ok. 500 °C i więcej). W literaturze technicznej są wzmianki, że w USA czynione są próby z klejami mogącymi pracować w temperaturze 450 °C, jednak bez podania bliższych informacji na ten temat.

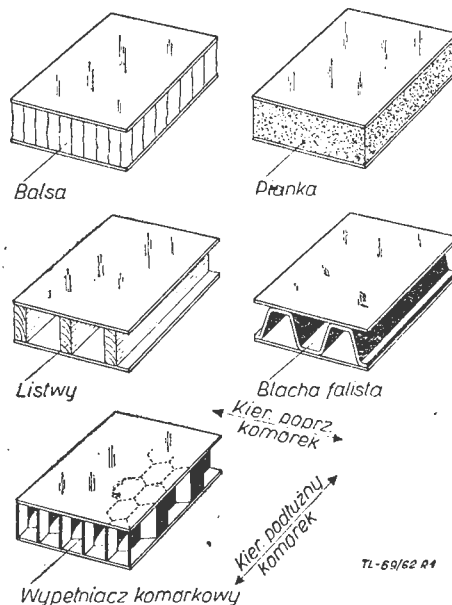
W chwili obecnej rozwiązaniem konstrukcyjnym najwyższej klasy jest konstrukcja przekładkowa (o komórkach ulowych) wykonana całkowicie ze stali. Łączenie wypełniacza z pokryciami odbywa się przez lutowanie. Bardzo wysoki jednak koszt tego typu konstrukcji przekładkowej (sięgający do 15 tys. dolarów/m<sup>2</sup>) i wysoki stosunek braków do dobrych elementów, kształtujący się jak 4 do 1, oraz duże jeszcze trudności technologiczne (lutowania) powodują ograniczone stosowanie tego typu konstrukcji przekładkowych.

Obecnie niemal wyłącznie wykonuje się elementy przekładkowe całkowicie ze stopów lekkich o wypełniaczach ulowych, łączonych z okładzinami przez klejenie.

Klejenie wypełniaczy z okładzinami rokuje w tej chwili największe nadzieje na przyszłość. Prace nad dalszym ulepszeniem klejów i technologii klejenia prowadzone są intensywnie prawie we wszystkich uprzemysłowionych państwach.

### II. WŁAŚCIWOŚCI I CECHY CHARAKTERYSTYCZNE KONSTRUKCJI PRZEKŁADKOWYCH

Szybki wzrost prędkości samolotów pociąga za sobą poważny wzrost wymagań wytrzymałościowych, gładkości powierzchni, jakości wykonania, ścisłego odwzorowania geometrii samolotu i odporności na działanie w podwyższonych temperaturach.



Rys. 1. Typowe przykłady rozwiązań konstrukcji przekładkowych

Poza tym stawiane są wymagania równomiernego rozdziału naprężeń, dobrej sztywności kształtu, poprawności konturu, wysokiej wytrzymałości przeciw wyboczeniu, jak najskuteczniejszego zmniejszenia ciężaru i ekonomicznego wykorzystania materiału, co nie było w pełni osiągalne w konstrukcjach dotychczas stosowanych.

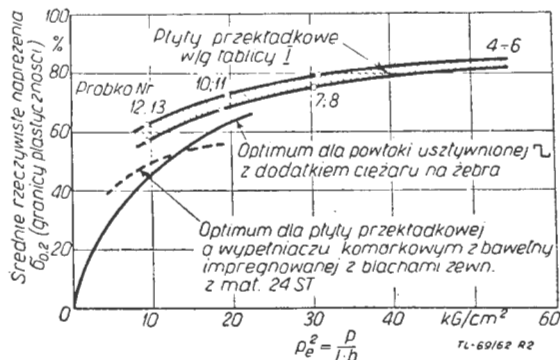
Powyższe względy doprowadzają do wniosku, że w przeważającej większości przypadków zadania te mogą być obecnie rozwiązane za pomocą konstrukcji przekładkowych.

Stosowane obecnie profile szybkich samolotów o małej procentowej grubości powodują, że wskaźniki wytrzymałości zginanych płatów są małe, co pociąga za sobą wzrost naprężeń normalnych, przenoszonych przez pracujące pokrycia.

Podobna sytuacja jest w innych elementach cienkościennych, przenoszących obciążenia normalne i styczne. Skorupy i płyty cienkościennie, przenoszące obciążenie, muszą być często dodatkowo usztywniane nie ze względu na małą wytrzymałość, lecz ze względu na niskie naprężenie krytyczne (powodujące utratę stateczności).

Aby ułatwić ustalenie pewnych wytycznych o własnościach wytrzymałościowych konstrukcji przekładkowych, potrzebne jest opracowanie — na podstawie badań doświadczalnych — pewnych współczynników-wskaźników, które określałyby charakterystyczne cechy wytrzymałościowe tych konstrukcji

Takim porównawczym wskaźnikiem jest wprowadzony przez H. Wagnera „wskaźnik obciążenia”, który jest stosunkiem wielkości przenieszonego obciążenia do kwadratu charakterystycznego wymiaru badanego elementu (np. długości) lub iloczynu charakterystycznych wymiarów (np. długości i szerokości). Przeprowadzając badania porównawcze płaskiej płyty przekładkowej z płytą cienkościenną, usztywnioną profilami „Z”, stwierdzono znacznie wyższe naprężenia niszczące płyty przekładkowej niż analogicznej płyty cienkościennej. Porównania takie przedstawia wykres na rys. 2. Na wykresie podany został w procentach stosunek



Rys. 2. Zależność średniej wielkości naprężeń od kwadratu wskaźnika obciążenia

średnich naprężeń niszczących płytę przekładkową do granicy plastyczności  $\sigma_{0,2}$  w funkcji współczynnika obciążenia  $\rho_e$ ,

$$\rho_e^2 = \frac{P}{b \cdot l}$$

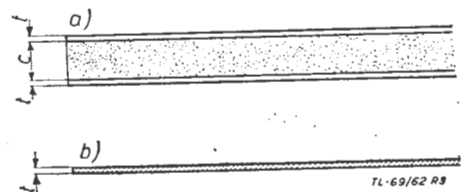
przy czym  $l$  — długość płyty,  $b$  — szerokość,  $P$  — siła niszcząca (płyta przekładkowa wykonana całkowicie ze stopu aluminiowego o wypełniaczu komarkowym). Na wykresie tym podano również wielkości optymalne dla płyty przekładkowej, w której okładziny wykonane są ze stopu aluminiowego 24ST, a wypełniacz komarkowy z bawełny impregnowanej.

Jak widać z wykresu, w pewnym zakresie obciążeń płyta przekładkowa z ulowym wypełniaczem bawełnianym jest korzystniejsza od płyty cienkościennej, usztywnionej profilami „Z”.

W tabeli I podane są wyniki badań wytrzymałościowych dla płyt przekładkowych całkowicie metalowych, porównywanych na rys. 2. Z danych tych widać, że wytrzymałość płyty jest funkcją rodzaju materiału, grubości wypełniacza i okładzin oraz grubości folii i średnicy komórek wypełniacza [lit. 4].

Analizując konstrukcje przekładkowe za pomocą wskaźnika lekkości konstrukcji, który wyraża się stosunkiem obciążenia, jakie może przenieść dany element do jego ciężaru, stwierdzono, że najkorzystniejsze wskaźniki lekkości posiadają elementy konstrukcyjne wykonane jako konstrukcje przekładkowe [lit. 5].

Względy sztywności przemawiają również na korzyść konstrukcji przekładkowych. Rozwiązując problem stateczności płyt prostokątnych, obciążonych siłami ściskającymi, wprowadzono pojęcie sztywności gięcia płyty, która charakteryzuje wzrost sztywności płyty przekładkowej w stosunku do płyty cienkościennej nie usztywnionej (rys. 3).



Rys. 3. Schemat płyty a — przekładkowej; b — cienkościennej

Szywność giętna dla płyty przekładkowej  $D_1$  i dla płyty cienkościennej  $D_2$  ujęta jest wzorami

$$D_1 = \frac{E \cdot t (c + t)^2}{2 (1 - \nu^2)} \quad [\text{lit. 11}]$$

$$D_2 = \frac{E \cdot t^3}{12 (1 - \nu^2)} \quad [\text{lit. 10}]$$

Tabela I

Wytrzymałość płyt przekładkowych w zależności od grubości blach pokrywowych, średnicy komórek i grubości wypełniacza

Nr próbki wg rys. 2	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Rodzaj materiału blachy pokrywowej stop Al	DTD						-546		-390	-610			
Grubość blach pokrywowych mm	1,55						0,91		1,73	0,93		0,47	
Siła niszcząca 1000 kG	10,5	10,0	12,3	10,3	10,25	10,3	6,0	5,86	6,8	3,37	3,55	1,92	1,83
Ciężar jednostkowy powierzchni płyty kG/m <sup>2</sup>	10,85	10,5	10,6	10,65	10,6	10,6	6,82	6,7	11,1	6,5	6,45	4,2	4,23
Zastępcza grubość mm	3,81	3,71	3,71	3,76	3,74	3,74	2,4	2,36	3,91	2,28	2,27	1,48	1,49
Granica plastyczności 0,2% kG/mm <sup>2</sup>	38,0						37,5		33,3	29,7		28,4	
Śred. rzeczywiste napręż. niszczące kG/mm <sup>2</sup>	35,8	37,4	38,5	37,9	37,8	38,8	32,8	32,6	22,8	19,4	20,3	17,1	16,2
Procentowy udział % średn. napręż. w stosunku do $\sigma_{0,2}$	94,2	98,5	10,3	99,9	99,5	100,0	87,5	87,1	68,3	65,2	69,8	60,1	57,0
Wskaźnik obciążenia konstr. kG/cm <sup>2</sup>	54	51,5	53	53	52,8	53	31	30,3	35	17,4	18,3	9,9	9,4
Grub. wypełniacza mm	15,52									12,7			
Średnica komórek mm	3,175		6,35		9,525		6,35		9,525				
Ciężar objętościowy kG/cm <sup>3</sup>	72		69		67,3		69		46,6				

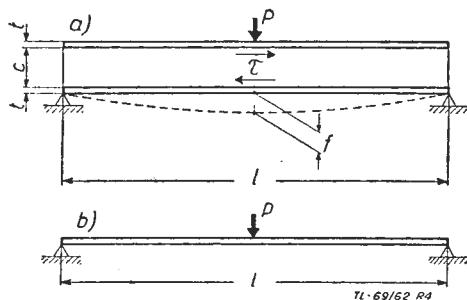


$E$  — moduł sprężystości podłużnej,  
 $\nu$  — liczba Poissona,  
 $c$  — wysokość wypełniacza,  
 $t$  — grubość okładzin — grubość płyty cienkościennej daje porównanie tej właściwości.

Większa sztywność płyty przekładkowej spowodowana jest warstwą wypełniacza, który im jest wyższy, tym większa sztywność.

Na podstawie doświadczeń stwierdzono, że wytrzymałość konstrukcji przekładkowej na wyboczenie jest około 200 razy większa od wytrzymałości cienkościennej płyty, przy wzroście ciężaru tylko o 20%.

Elementy przekładkowe często pracują jako belki na zginanie, np. podłogi. W tych przypadkach daje się zauważyć dużą sztywność elementów przekładkowych, przewyższających znacznie analogiczne części, wykonane w postaci płyt cienkościennych — usztywnionych i nie usztywnionych.



Rys. 4. Schemat obciążeń w czasie zginania a) — płyty przekładkowej; b) — płyty cienkościennej

Rys. 4 przedstawia schemat obciążeń dla belki przekładkowej zginanej, w której naprężenia ściskające lub rozciągające w okładzinach określa wzór

$$\sigma_r = \sigma_c = \frac{P \cdot l}{2b(C + t)} \quad [\text{lit. 6}]$$

$b$  — szerokość belki,  
 $l$  — odległość między podporami,  
 $P$  — siła,  
 $t$  — grubość okładziny,  
 $C$  — grubość całkowita wypełniacza.

Naprężenia ścinające w wypełniaczu można wyrazić wzorem

$$\tau = \frac{P}{b(C + t)} \quad [\text{lit. 6}]$$

Natomiast ugięcie  $f$  pod obciążeniem siłą skupioną

$$f = \frac{Pl^3}{48D} + \frac{P \cdot L}{4U} \quad [\text{lit. 6}]$$

gdzie:  $D = E \cdot b \cdot C(C + t)^2$  [lit. 6]

$$U = \frac{G \cdot b \cdot t_p \cdot t_p + t}{2t} \quad [\text{lit. 6}]$$

$b$  — szerokość belki,  
 $t$  — grubość okładziny,  
 $t_p$  — grubość całkowita belki,  
 $C$  — grubość wypełniacza,  
 $E$  — moduł sprężystości podłużnej okładzin,  
 $G$  — moduł sprężystości poprzecznej wypełniacza.

Zastosowanie klejonych elementów przekładkowych może doprowadzić do znacznych oszczędności (25—30%) na ciężarze samolotu, dając przy tym dodatkowe zwiększenie sztywności danych elementów. Na przykład dla samolotu komunikacyjnego o ciężarze 25 000 kG i rocznej eksploatacji 2000 godz. zmniejszenie ciężaru o 2% daje zmniejszenie kosztów eksploatacji o 8%, co według danych amerykańskich [lit. 15] przy obecnie kształtujących się cenach w transporcie towarowym przynosi zysk 155 000 \$, a w pa-

sażerskim 200 000 dolarów w odniesieniu do jednego samolotu.

Zmniejszenie ciężaru, uzyskane przez stosowanie konstrukcji przekładkowych, daje — rzecz zrozumiała — również korzyści w lotnictwie wojskowym i sportowym. Wysoki ciężar kadłubów skorupowych z blach wynika z pewnych ujemnych cech tego rodzaju konstrukcji, a mianowicie istnieje niska możliwość wykorzystania materiału z powodu wyboczeń (pofalowań — utraty stateczności) elementów cienkościennych między usztywnieniami (wręgi, podłużnice).

Dla standartowych kadłubów, gdzie rozstawienie wręg jest 500 mm i podłużnic 150 mm przy usztywnieniach typu „Z” o wymiarach  $30 \times 20 \times 1,5$   $\sigma_{kr} = 12$  kG/mm<sup>2</sup>, liczone według wzoru  $\sigma_{kr} = k \cdot \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 E$ , a więc osiąga tylko  $\sim 1/4$  wytrzymałości stopów aluminium.

Również wytrzymałość zmęczeniowa szwów nitowanych jest niezadowalająca. Wady tej nie posiadają elementy przekładkowe, gdyż osiągają dużo wyższe współczynniki wykorzystania konstrukcji, które omówiono już poprzednio.

Bardzo ważnym czynnikiem, przemawiającym za stosowaniem konstrukcji przekładkowych w lotnictwie, są ich dobre własności tłumienia drgań akustycznych (hałasu) i mechanicznych.

Szczególnie ważne jest dobre tłumienie hałasu wytworzonego pracą silników odrzutowych, którego siła dochodzi do 170 decybeli.

### III. MATERIAŁY STOSOWANE W KONSTRUKCJACH PRZEKŁADKOWYCH

#### Wypełniacze

Wypełniacze, używane obecnie w lotnictwie, można pod względem struktury podzielić na:

- wypełniacze z materiałów jednorodnych,
- wypełniacze z materiałów niejednorodnych (o właściwościach tylko w jednym kierunku),
- wypełniacze komórkowe.

Dla stateczności konstrukcji przekładkowej korzystne jest, ażeby materiał wypełniacza posiadał w przybliżeniu tę samą

wielkość stosunku  $\frac{E}{\gamma}$  co materiał okładzin. Ciężar właściwy wypełniacza jest określony stosunkiem ciężaru wypełniacza do objętości, jaką zajmuje między okładzinami.

Pod względem materiałów wypełniacze można podzielić na:

- a) naturalne,
- b) z tworzyw sztucznych,
- c) metalowe.

Przyjmowanie obciążeń normalnych przez wypełniacz jest uzależnione od jego struktury. Przy strukturze wypełniacza ustawionej prostopadle do okładzin nie ma przenoszenia obciążeń normalnych przez wypełniacz, jeżeli struktura wypełniacza ma charakter kierunkowy (np. blacha falista), wówczas należy się liczyć z udziałem wypełniacza przy przenoszeniu naprężeń normalnych.

Należy nadmienić, że wypełniacze o dużych przestrzeniach pustych (a więc z większymi odległościami między punktami podparcia okładzin) powinny być stosowane raczej przy bardzo grubych okładzinach.

#### Konstrukcje przekładkowe o wypełniaczach naturalnych

Pierwszymi zastosowanymi na szeroką skalę elementami przekładkowymi były pokrycia kadłuba i skrzydeł na samolocie „Mosquito”.

Użyto w tym zastosowaniu wypełniacza naturalnego z balsy o grubości 10 mm, a okładziny wykonano ze sklejek. Wypełniacz był wykonany w ten sposób, że włókna wypełniacza biegnęły równoległe do okładzin powodując przez to niepełne wykorzystanie własności wytrzymałościowych balsy. Obecnie, w przypadkach użycia balsy na wypełniacze, włókna jej powinny być usytuowane prostopadle do pokrycia. Rys. 5 przedstawia widok sklezionej płyty wypełniacza balsowego.

Zastosowanie balsy, jako materiału na wypełniacze, uzasadnione jest niskim ciężarem właściwym i jednorodną, stosunkowo wysoką wytrzymałością na ściskanie i rozciąganie oraz łatwością obróbki i klejenia z okładzinami. Z innych materiałów naturalnych jedynie korek może być





Rys. 5. Przekrój sklejonego balsowego wypełniacza

brany w rachubę do wytwarzania wypełniaczy, jednak ze względu na niską jego wytrzymałość ma on bardzo ograniczone zastosowanie. Materiały takie, jak drewno topolowe, mahoniowe czy świerkowe, nadają się raczej do wzmacniania brzegów płyt przekładkowych lub lokalnych wzmocnień pod śruby i nity.

Obecnie coraz rzadziej spotyka się elementy przekładkowe wykonywane z materiałów naturalnych. Jedynie balsę używa się jako wypełniacza w niektórych konstrukcjach w połączeniu z innymi sztucznymi lub metalowymi materiałami na okładziny, jak na przykład dural lub laminaty.

#### Konstrukcje przekładkowe o wypełniaczach z tworzyw sztucznych

Tworzywa sztuczne znajdują w lotnictwie coraz większe zastosowanie. W elementach przekładkowych stosuje się je zarówno na okładziny, jak i na wypełniacze. Okładziny wykonane są zazwyczaj jako laminaty lub zbrojone tworzywa sztuczne. Same tworzywa sztuczne, jako niezbrojone, nie są stosowane ze względu na ich zbyt niską wytrzymałość.

Wypełniacze wykonywane są w postaci spienionych tworzyw sztucznych lub w postaci różnych „wafli” oraz w formie komórkowej (ulowe).

Spienione tworzywa sztuczne (pianki) odznaczają się niskim ciężarem właściwym. Na wypełniacze stosowane są tylko pianki twarde. Do spienienia nadaje się doskonale żywica poliuretanowa. Pianki z żywicy poliuretanowych cechuje stosunkowo dobra wytrzymałość na ściskanie, rozciąganie, dobrze przyklejają się (w czasie spienienia) do drewna, metali i tworzyw sztucznych, również można je spienić w miejscu zastosowania. Są dobrym izolatorem cieplnym.

W przypadku spieniania tworzyw sztucznych w miejscu stosowania, szczególnie przy dużych elementach konstrukcyjnych, należy zwracać uwagę na odpowiednie umieszczenie wlewów i odpowietrzeń. W pozostałych przypadkach wypełniacze są obrabiane oddzielnie na żądany kształt i następnie klejone między okładziny. Innym rodzajem two-

rzyw piankowych, które znajdują zastosowanie w konstrukcjach przekładkowych, są tworzywa piankowe mocznikowe, mogące pracować w temperaturach 260—315 °C. Zmiany objętościowe tych pianek wynoszą w temp. 205 °C tylko około 2%.

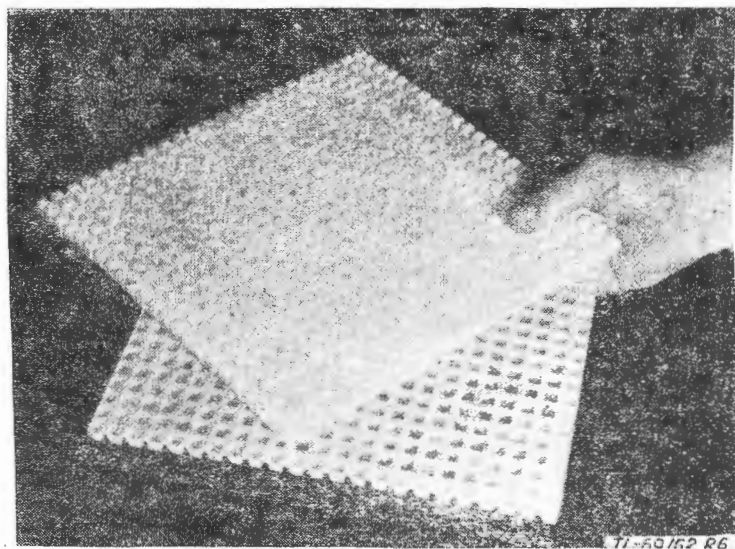
Dla pracy przy niskich temperaturach mogą być stosowane również pianki z polichlorku winylu.

Pianki tego typu znalazły już zastosowanie w konstrukcjach przekładkowych, wykonywanych w kraju. Spośród kilku rodzajów (różniących się ciężarem właściwym) tylko jeden zasługuje na uwagę: jest nim pianka z polichlorku winylu, oznaczona symbolem T 150.

Wypełniacze piankowe są łatwe do wykonania, a obróbka nie nastęrcza żadnych trudności. Posiadają jednak małe moduły sprężystości podłużnej i poprzecznej, przez co zakres zastosowań zawęża się. Należy się również liczyć ze zmianami objętościowymi z upływem czasu, które zachodzą u pewnych gatunków tworzyw piankowych. Zmiany te nie pozwalają na stosowanie pianek w elementach o wymaganej dużej dokładności kształtu.

Własności niektórych rodzajów pianek podaje tabela II.

Ciekawe konstrukcyjne rozwiązanie wypełniaczy z tworzyw sztucznych przedstawione jest na rys. 6 w postaci wypełniacza waflowego.



Rys. 6. Waflowy wypełniacz wykonany z włókna szklanego, przesycony żywicą

Wypełniacze waflowe wykonuje się z włókna szklanego lub tkaniny bawełnianej, impregnowanej żywicą. Formowanie i utwardzanie odbywa się w specjalnych formach, dzięki czemu płyty wypełniacza nie wymagają obróbki przy wykonywaniu elementów przekładkowych. Zastosowanie ich jest raczej ograniczone — przeważnie jako wypełniacze w osłonach radarowych.

Wypełniacz komórkowy, wykonany z tkaniny bawełnianej przesyconej żywicami, przedstawiony jest na rys. 7. Bloki komórkowe wypełniaczy tego typu obrabiane są na piłach taśmowych. Fotografia na rys. 7 pokazuje wypełniacz z tkaniny bawełnianej cięty piłą taśmową o 14 zębach na cal, można używać pił nawet o 4 zębach na cal.

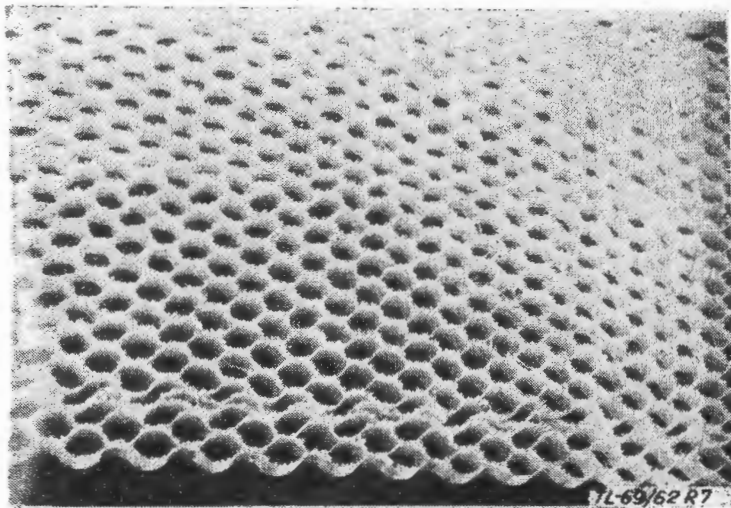
Tabela II

Własności wytrzymałościowe niektórych gatunków spienionych tworzyw sztucznych

Rodzaj pianki	PCW M 40	PCW M 80	PCW T 80	PCW T 150	Polisty- renowa	Styropo- rowa Be	Poliure- tanowa szywna	Styroplan	Styroplan
Ciężar właściwy G/cm <sup>3</sup>	0,09	0,08	0,075	0,15	0,023— 0,046	0,02 0,3	0,048	0,03— 0,04	0,1
Wytrzymałość na rozerwanie kG/cm <sup>2</sup>	2,2	0,9 1,2	10	20	3,5— 9,3	—	3,2	3,2— 5,3	6—9
Wytrzymałość na ściskanie kG/cm <sup>2</sup>	0,6	0,3	3,0	10	1,35 2,3	1,17 1,2	1,17	2,3 2,6	3,5—4,8
Moduł sprężystości E kG/cm <sup>2</sup>	—	—	—	800 *)	—	—	3,9	—	—

\*) Wartość średnia; moduł sprężystości poprzecznej G = 285 kG/cm<sup>2</sup>





Rys. 7. Wypełniacz komórkowy wykonany z tkaniny bawełnianej

Własności wytrzymałościowe wypełniaczy wykonanych z laminatów (włókno szklane w nylonie, fenolu i poliestrze) oraz gotowych płyt przekładkowych podane są w tabeli III [lit. 1].

Próby wykonania w kraju komórkowego wypełniacza z laminatu zdały egzamin. Uzyskano wypełniacz o ciężarze właściwym  $\gamma = 0,02 \text{ G/cm}^3$ , przy średnicy komórek  $\sim 24 \text{ mm}$ , stosując tkaninę szklaną ST-19, przesyconą żywicą epoksydową „Epidian 4”.

Wypełniacze papierowe są najtańsze z obecnie znanych. Sam papier, mimo sklejenia go w blok wypełniacza, jest tworzywem o niskiej wytrzymałości i z tego powodu wymaga usztywnienia przez nasycenie go żywicą, która po utwardzeniu usztywnia papier i zabezpiecza go przed wpływami atmosferycznymi. W wyniku przesylenia papieru żywicą otrzymuje się wypełniacz o dobrej wytrzymałości na ściskanie, jednak wytrzymałość na ścinanie pozostaje niska, przez co zastosowanie wypełniaczy papierowych jest ograniczone.

Konstrukcje przekładkowe o wypełniaczach papierowych wymagają często dodatkowych wzmocnień listwami usztywniającymi i są stosowane przeważnie w elementach drugorzędnych. Wypełniacze tego typu przeszły już próby laboratoryjne — ich ciężary właściwe wahają się w granicach

$\gamma = 0,03 \div 0,06 \text{ G/cm}^3$ , w zależności od średnicy komórki i grubości stosowanego papieru przy nasyceniu żywicą  $24 \div 34\%$ .

Uzyskana wytrzymałość na ścinanie waha się odpowiednio w granicach  $3,0 \div 7,0 \text{ kG/cm}^2$ , natomiast wytrzymałość na rozrywanie (wzdłuż osi komórek) od  $5,5 \div 13,7 \text{ kG/cm}^2$ , zaś wytrzymałość na ściskanie od  $7 \div 20 \text{ kG/cm}^2$ .

Na okładziny w konstrukcjach przekładkowych stosowane są materiały wysokowytrzymałe. Czyste żywice, plastyki, posiadają na ogół stosunkowo niską wytrzymałość, jednak te same żywice, wzmocnione tkaninami z włókna roślinnego, azbestu czy włóknami szklanymi dają tworzywa wysokowytrzymałe i całkowicie zaspokajające stawiane im dotychczas wymagania.

Tabela IV podaje wytrzymałości materiałów stosowanych do wyrobu laminatów oraz samej żywicy poliestrowej

Tabela IV

Własności wytrzymałości materiałów stosowanych do wyrobu laminatów

Materiał	Wytrzymałość na rozciąganie kG/mm <sup>2</sup>
Włókno szklane (4–11 $\mu$ )	100 — 400
Azbest	200 — 300
Len	45 — 90
Perlon	45 — 90
Bawełna	35 — 75
Jedwab naturalny	40 — 55
Włókno wiskozowe	20 — 45
Stal	50 — 200
Stopy Al	30 — 50
Żywica poliestrowa	2 — 8

[lit. 16]. Dla lepszego zorientowania się we własnościach laminatu w tabeli V podano wyniki badań dla laminatów wykonanych na tkaninie z apreturą tkacką, w zależności od stosowanej żywicy [lit. 16].

Obecnie do zbrojenia żywic epoksydowych „Epidian” i poliestrowych „Polimal”, dostępnych na rynku krajowym, stosuje się tkaniny bawełniane lub włókno szklane w postaci tkanin, mat czy pasm.

Tabela III

Własności wytrzymałościowe wypełniaczy wykonanych z laminatów (włókno szklane w nylonie, fenolu i poliestrze)

Typ wypełniacza komórkowego	I-A	I-B	I-C	II-A	II-B	II-C	III-A	III-B
Średnica komórek mm		4,75			6,35			9,5
Własności wypełniaczy								
Ciężar właściwy wypełniacza (max) kG/m <sup>3</sup>	80	112	152	72	104	136	48	80
Wytrż. na ściskanie kG/cm <sup>2</sup> w stanie suchym	20–23	37–45	80–88	21	41–43	70–84	9–11	20–27
Wytrż. na ściskanie kG/cm <sup>2</sup> w stanie wilgotnym	17–20	32	70–73	18–19	36–39	62–72	8–9	15–19
Wytrzym. na ścinanie kG/cm <sup>2</sup> w kier. poprzecznym	10–11	16–17	29–30	11–12	20–22	28	5–6	13–14
Wytrzym. na ścinanie kG/cm <sup>2</sup> w kier. podłużnym	19–21	31–34	47–49	19–22	31–33	36–40	11–13	23–24
Moduł sprężystości poprzecznej kG/cm <sup>2</sup> w kier. poprzecznym	422–557	600–760	1260–1320	513–520	740–850	1100–1240	230–470	450–480
Moduł sprężystości poprzecznej kG/cm <sup>2</sup> w kier. podłużnym	1050–1300	1400–1850	2400	1000–1200	1520	1500–1800	480–685	1090–1130
Własności gotowych płyt przekładkowych								
Grubość płyty mm	8,4–8,8	8,3–8,4	8,2–8,3	8,3–8,8	8,1–8,2	8,3–8,5	8,5	8,4
Grub. blach zew. mm	0,7–0,8	0,8	0,75	0,7–0,8	0,7	0,8	0,8	0,7
Ciężar płyty kG/m <sup>2</sup>	3,5	3,7–3,86	4,1	3,4–3,6	3,5	3,9	3,1	3,5
Wytrż. na rozciąganie	17–28	30–36	33–44	20–31	32–35	35–43	11–12	11–15
Wytrż. na ściskanie kG/cm <sup>2</sup>	41–64	78–95	127–162	34–48	70–82	98–119	14–23	52–54
Moduł sprężyst. podłużnej przy ścisnaniu kG/cm <sup>2</sup>	3100–4500	5300–6800	8200–9900	3500	6100	8000	1100–1600	3200–3600



Tabela V

Własności wytrzymałościowe laminatów

Żywica	Wytrzymałość kG/cm <sup>2</sup>		
	na rozciąganie	na zginanie	na rozwarstwienie
Poliestrowa krajowa	3250	1070	95
Polyleit 8001 niemiecka	3440	2050	100
Polyleit NF niemiecka	2750	2400	115
Epoksydowa krajowa	2500	2300	150
Epoksydowa szwajcarska „Araldit”	2850	3765	135

Do wyrobu laminatów o dużych krzywiznach i skomplikowanych kształtach należy stosować tkaniny o luźnych satynowych splotach, dobrze układających się w formach.

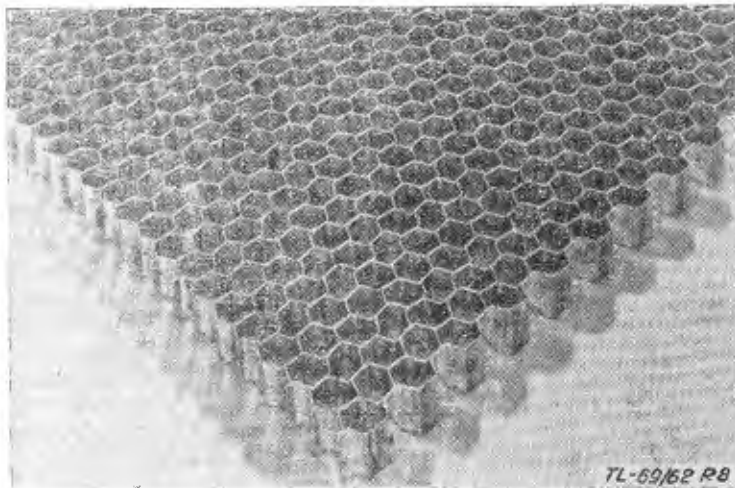
Najkorzystniejsze własności wytrzymałościowe laminatu otrzymuje się przy zawartości 25% żywicy i 75% włókna szklanego, stosowanego w postaci pasm.

Laminowanie swobodne pozwala na uzyskanie zawartości włókna szklanego w laminacie 30÷60%, przez co własności wytrzymałościowe laminatu ulegają obniżeniu.

### Konstrukcje przekładkowe o wypełniaczach metalowych

Konstrukcje przekładkowe, wykonane całkowicie z aluminium lub jego stopów, są obecnie najczęściej stosowane ze względu na własności wytrzymałościowe i lekkość. Tego rodzaju konstrukcje stosuje się nie tylko w lotnictwie, ale i w innych dziedzinach techniki. Na okładziny stosuje się blachy z wysokowytrzymałych stopów aluminium, na przykład 14ST, 24ST, 75ST, o grubości blach wahających się w granicach 0,25—1,5 mm.

Wypełniacze komórkowe, wykonane z aluminium lub jego stopów, mają znacznie wyższą wytrzymałość na rozciąganie, ściskanie, ścinanie oraz wyższy moduł sprężystości podłużnej  $E$  i moduł sprężystości poprzecznej  $G$  w stosunku do innych materiałów, jak balsa, papier, spienione tworzywa sztuczne czy włókno szklane przesycone żywicą. Wypełniacze aluminiowe wykonuje się z folii o grubościach od 0,015—0,25 mm. Rys. 8 przedstawia typowy wypełniacz ulowy wykonany ze stopu Al.



Rys. 8. Typowy wypełniacz ulowy

W Europie najczęściej wykonuje się wypełniacze ulowe z folii z czystego aluminium typu 2 S-H (99,0—99,4% Al) lub stopów Al typu 3S-H18 albo 3003 (1,25% Mn). Folie ze stopów Al posiadają przeciętnie o 25% większą statyczną wytrzymałość w porównaniu z foliami z czystego Al.

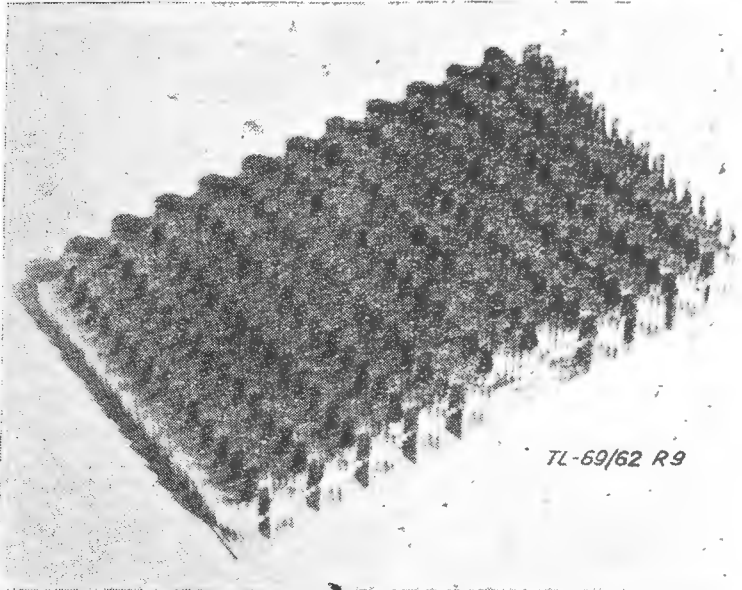
W USA stosuje się folie typu 5052 M39 (0,25% Mn, 0,25% Cr) oraz 5056-H39 (0,1% Mg, 5,2% Mn, 0,1% Cr).

Tabele VI i VII podają wytrzymałość i składy chemiczne stopów aluminium stosowanych na wypełniacze i okładziny.

Najbardziej rozpowszechniony jest wypełniacz o komórkach sześciokątnych. Duża ilość badań przeprowadzona nad zastosowaniem tego rodzaju wypełniaczy dowiodła, że

wypełniacze tego typu mogą być stosowane na różne wysoko obciążone elementy.

Wypełniacz, przedstawiony na rys. 9, cechuje duża elastyczność, nadaje się on na elementy o dużych krzywiznach. Ten typ wypełniaczy pozwala na stosowanie go w konstrukcjach przekładkowych wykonanych w kształ-



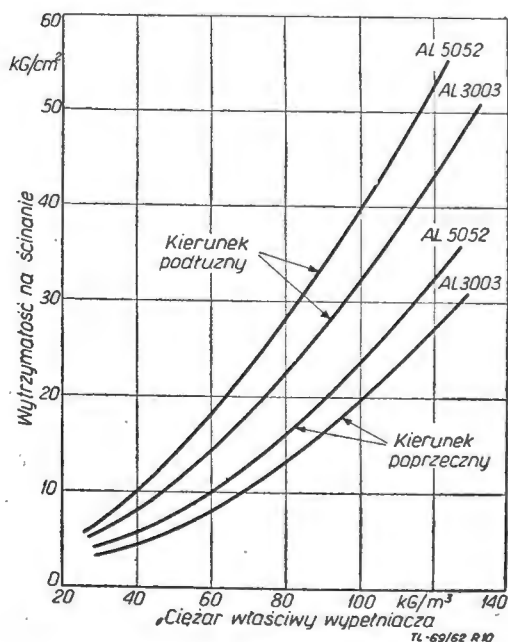
Rys. 9. Wypełniacz komórkowy — elastyczny

cie rur. Wypełniacze o komórkach kwadratowych lub sześciokątnych nie pozwalają na wygięcie, gdyż po wygięciu tworzą tak zwane „siodła”.

W chwili obecnej w przeważającej ilości stosowane są głównie konstrukcje przekładkowe o klejonych wypełniaczach ulowych wykonanych ze stopów Al. Wypełniacze takie mogą pracować w temperaturach przeważnie nie przekraczających 120 °C. Pozwala to na stosowanie ich w konstrukcjach samolotów osiągających prędkość do  $Ma = 2$ .

Charakterystykę wypełniaczy komórkowych ulowych wykonanych ze stopów Al podaje tabela VIII. W tabeli podano wymiary komórek wypełniaczy wykonanych ze stopu Al-3003-H19 (dolne wielkości dotyczą Al 5025-H39) oraz ich wytrzymałość według danych firmy Hexel [lit. 1].

Stwierdzono, że płyty przekładkowe o wypełniaczach komórkowych, pracujących na ścinanie, posiadają różną wytrzymałość w zależności od kierunku obciążenia, w stosunku do osi komórek wypełniacza.



Rys. 10. Zależność wytrzymałości wypełniacza na ścinanie od kierunku obciążenia i rodzaju materiału



Tabela VI

Własności wytrzymałościowe stopów Al stosowanych na wypełniacze

Typ	Stop i stopień twardości	Wytrzymałość R <sub>r</sub> kG/mm <sup>2</sup>	Gran. plast. kG/mm <sup>2</sup>	Wytrzym. na ścinanie kG/mm <sup>2</sup>	Wytrzymałość na zmęczenie kG/mm <sup>2</sup>
2S-O	Al 99 miękki	9,1	3,5	6,7	3,5
2S-H12	Al 1/4 twardy	10,9	9,8	7,0	4,2
2S-H14	Al 1/2 twardy	12,7	11,2	7,7	4,9
2S-H16	Al 3/4 twardy	14,2	13,4	8,4	6,0
2S-H18	Al twardy	16,3	15,5	9,1	6,0
3S-O1	AlMn — miękki	11,2	4,2	7,7	4,9
3S-H12	AlMn 1/4 twardy	13,4	12,0	8,4	5,6
3S-H14	AlMn 1/2 twardy	15,5	14,1	9,5	6,3
3S-H16	AlMn 3/4 twardy	18,3	16,9	10,5	6,7
3S-H18	AlMn twardy	20,4	19,0	11,2	7,0
4S-O	AlMn1Mg1 — miękki	18,3	7,0	11,2	9,8
4S-H12	AlMn1Mg1 1/4 twardy	21,3	15,5	12,0	10,2
4S-H14	AlMn1Mg1 1/2 twardy	23,9	19,0	12,7	10,5
4S-16	AlMn1Mg1 3/4 twardy	26,0	21,0	14,1	10,9
4S-H18	AlMn1Mg1 twardy	28,1	23,9	14,8	11,2

Tabela VII

Składy chemiczne stopów Al stosowanych na wypełniacze i okładziny

Typ	Stop	Cecha wg PN-56/H-88026	Składniki stopowe								
			Cu	Mg	Mn	Si	Fe + Ti	Zn	Ni	różne	
2S-H	Al 99-99,4	Al 3	0,02	—	—	0,5	0,6	0,3	0,1	—	—
3S-H	AlMn	PA1	0,1	0,3	1-1,5	0,5	0,5	—	0,1	—	Cr = 0-0,3
4S-H	AlMn1Mg1 *)	—	2,5-5	0,2-1,8	0,3-1,5	1	0,8	—	0,7	0,2	—
5052-H39	AlMg25	PA2	—	2,5	—	—	—	—	—	—	—
5056-H39	AlMg5	PA3	0,05	4,0-5,5	0-0,8	0,5	0,5	—	0,3	—	Cr = 0,03
14S-T	AlCuMg (Si) *)	—	0,5-5	0,2-1,8	0,3-1,5	1,0	0,8	—	0,3	0,2	Pb = 0,1
24S-T	AlCuMg2 *)	—	0,5-5	0,0-2,0	0,0-1,5	1,0	0,7	—	0,3	0,3	PO = 0,1
75S-T	AlZnMgCu 1,5 **)	—	1,0-2,5	2,0-3,0	0,2-0,5	—	—	—	5,5-7	0,1-0,5	—

\*) Odpowiada w dużym przybliżeniu PA14

\*\*) Brak odpowiednika w Polsce

Tabela VIII

Własności wytrzymałościowe wypełniaczy ulowych

Typ wypełniacza nr	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17
Wielkość komórek mm	3,2				4,75				6,35				9,5				
Grub. folii komórkowej mm	0,018	0,025	0,038	0,05	0,025	0,038	0,05	0,075	0,025	0,038	0,05	0,075	0,1	0,05	0,075	0,1	0,127
Ciężar objętoś. wypełniacza kG/m <sup>3</sup>	50	72	98	130	50	71	91	130	37	55	69	96	127	48	67	87	104
Wytrż. na ściskanie wypełniacza 16 mm bez blach pokrywowych kG/cm <sup>2</sup>	14,8*) 17,6*)	28,1 33,7	45,0 53,4	68,2 61,0	14,8 17,0	25,6 31,0	40,5 48,5	68,2 81,0	8,1 9,8	17,6 21,1	26,0 31,2	44,0 52,7	65,4 78,5	13,8	25,2	37,4	49,3
Wytrż. na ściskanie 16 mm płyt przekł., blachy pokrywowe przyklejone kG/cm <sup>2</sup>	16,7*) 20,0*)	33,0 39,4	53,4 64,0	84,4 101	16,7 20,0	31,7 38,0	47,8 57,3	84,4 101,0	9,5 11,3	20,0 23,9	30,5 36,6	52,5 63,0	81,0 97,0	15,7	29,2	44,4	59,5
Wytrż. na ścinanie 16 mm płyt przekł. w kier. poprzecznym kG/cm <sup>2</sup>	6,0*) 7,0*)	11,3 13,7	19,0 22,8	30,0 36,0	6,0 7,0	11,0 13,0	17,0 20,4	30,0 36,0	3,7 4,6	7,0 8,5	10,5 12,7	18,5 22,0	29,0 34,5	5,6	10,0	15,5	21,2
Wytrż. na ścinanie w kier. podłużnym kG/cm <sup>2</sup>	10,6*) 12,7*)	19,0 22,8	32,0 38,0	50,0 60,0	10,6 12,7	18,5 22,8	28,5 34,0	50,0 60,0	7,0 8,5	12,3 14,4	18,0 21,4	31,0 37,0	48,7 58,4	10,0	17,0	26,0	35,3

\*) Wielkości dotyczą Al 5025-H39

Wytrzymałość wypełniacza na ścinanie zależy od ciężaru właściwego wypełniacza, który jest wielkością charakterystyczną dla wszystkich tego rodzaju ulowych wypełniaczy. Własności wytrzymałościowe zależą nie tylko od parametrów geometrycznych komórek i grubości folii, lecz rów-

nież od rodzaju materiału, z którego wykonany jest wypełniacz. Powyższe zależności przedstawia wykres na rys. 10.

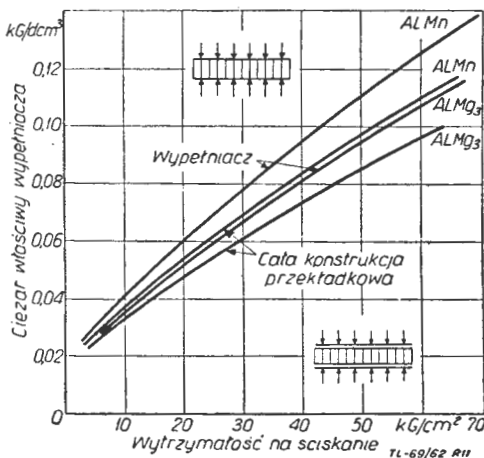
Podając wytrzymałość w funkcji ciężaru właściwego wypełniacza należy zauważyć, że w przypadku wypełniaczy komórkowych (ulowych) ich ciężar właściwy jest zależny

od grubości folii, z jakiej został wykonany, oraz średnicy komórek.

Przewaga wypełniaczy ulowych nad wypełniaczami ze spienionych tworzyw sztucznych uwidacznia przy porównaniu ciężarów właściwych wypełniaczy i modułów sprężystości poprzecznej  $G$ , że dla uzyskania tego samego modułu  $G$  spienione tworzywa sztuczne wymagają 20-krotnego zwiększenia ciężaru. Natomiast rozpatrując naprężenie niszczące płyt przekładkowych o okładzinach ze stopów Al obciążonych siłami ściskającymi, należy stwierdzić, że przy wypełniaczach ze spienionych tworzyw sztucznych naprężenia niszczące są 5–10 razy mniejsze niż przy wypełniaczach ulowych, wykonanych ze stopów Al.

Wyboczenie ścianek wypełniacza komórkowego może nastąpić przy ściskaniu prostopadłym do powierzchni okładzin.

Przeprowadzone badania wytrzymałościowe dowiodły, że wytrzymałość na ściskanie samego wypełniacza jest zawsze niższa od wytrzymałości całej sklejonej płyty. Fakt ten tłumaczy się usztywnieniem brzegów elementarnych płyt, jakimi są ścianki komórek wypełniacza, przez połączenie okładziny z wypełniaczem. Różnice tych wielkości w funkcji ciężaru właściwego oraz rodzaju materiału przedstawia rys. 11.



Rys. 11. Zależność wytrzymałości na ściskanie od ciężaru właściwego wypełniacza i rodzaju materiału

Koszt wypełniaczy uzależniony jest nie tylko od rodzaju materiału, lecz również od średnicy komórek i grubości użytej folii.

Orientacyjne ceny wypełniaczy, w zależności od grubości folii i średnicy komórek, przedstawia rys. 12.

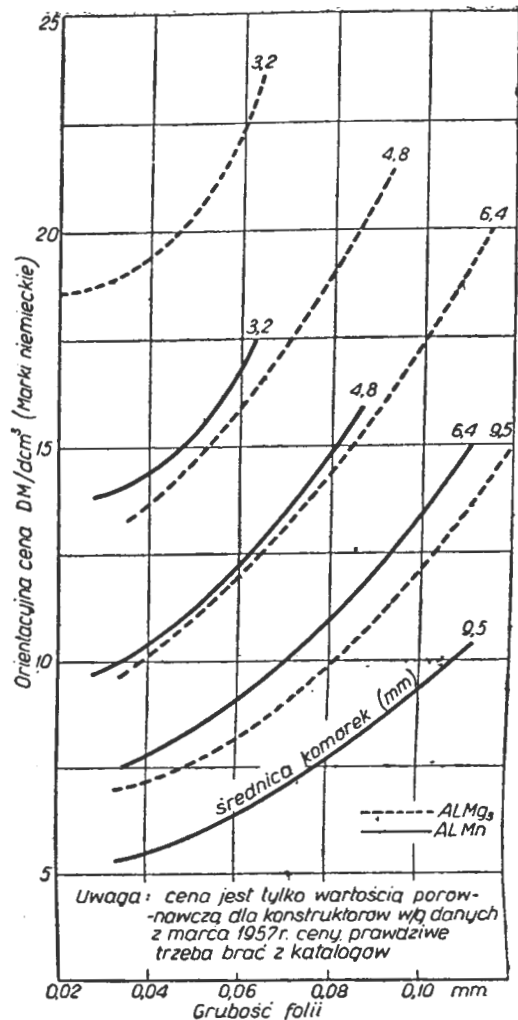
### Konstrukcje przekładkowe przeznaczone do pracy w podwyższonych temperaturach

W konstrukcjach współczesnych samolotów, a w szczególności w rakietach i dalekosiężnych pociskach, problemy związane ze sztywnością i wytrzymałością przy zachowaniu odpowiedniej lekkości ustępują miejsca zagadnieniu nagrzewania się powierzchni zewnętrznych (na skutek tarcia opływających je strug powietrza oraz pracy silników) i w związku z tym występującymi zmianami własności wytrzymałościowych. Szczególnie na pierwszy plan występuje w tych przypadkach trudność klejenia odpornego na podwyższone temperatury.

Z materiałów lekkich zasługuje na uwagę nowy stop aluminium z litem, opracowany przez firmę „Alcoa” pod oznaczeniem X 2020, który jest przy tym lżejszy od duralu o 3% i zachowuje wysokie własności wytrzymałościowe do temperatury 205°C. Stop ten można stosować na blachy pokryciowe dla samolotów o prędkościach przelotowych, odpowiadających liczbie  $Ma = 2-2,5$ . W zakresie temperatur do 200°C stopy tytanu (np. RC-130 A i B) posiadają jednak największe wskaźniki lekkości.

Stop magnezowy HM21XA-T8 z dodatkiem Th 0,35% i Mn 0,35–0,8% znalazł zastosowanie na blachy pokryciowe. Jego wytrzymałość w temperaturze 315°C wynosi  $R_r = 14 \text{ kg/mm}^2$ .

Poza nielicznymi, wymienionymi stopami lekkimi o zwiększonej odporności na działanie podwyższonych temperatur,



Rys. 12. Orientacyjne ceny dla wypełniaczy o różnej wielkości komórek, grubości folii i rodzaju materiału

w konstrukcjach przekładkowych stosuje się również stopy ciężkie, odporne na działanie wysokich temperatur, jak różne stale nierdzewne, na przykład 321, AM350, A280, Inconal, Incoloy, Stellite 25 oraz specjalną stal stopową chromoniklową typu PH15-7MO. Składy chemiczne niektórych gatunków stali tego typu, używanych za granicą na elementy lotnicze, podaje tabela IX.

Tabela IX

Rodzaje wysokowytrzymałych stali dla naddźwiękowych samolotów i rakiet

Rodzaj	Skład %				
	C	Cr	Mo	Ni	inne
17-7PH	0,07	17	—	7	1,2 Al
AM 350	0,10	16,5	2,8	4,3	0,1 N <sub>2</sub>
AM 355	0,12	15,5	2,8	4,3	0,12 N <sub>2</sub>
19-9DX	0,3	19	1,5	9	W = 1,2
A-286	0,05	15	1,3	26	Ti = 2
N-155	0,15	20	3	20	{ Co = 20 W = 2,5

Szczególnie stal PH15-7MO oznacza się dobrymi własnościami wytrzymałościowymi, stal ta o składzie chemicznym:

C <sub>max</sub>	— 0,09%
Mn	— 1,0%
P	— 0,04%
S	— 0,04%
Si	— 1,0%
Cr	— 14–16%
Ni	— 6,5–7,5%
Mo	— 2,0–3%
Al	— 0,75–1,5%



Tabela X

Własności wytrzymałościowe stali PH-MO w podwyższonych temperaturach

Własności wytrzymałościowe	W temperaturze °C				
	24°	150°	316°	482°	538°
Wytrzymałość na rozciąganie kG/m <sup>2</sup>	168	160	144	115	91
Granica plastyczności 0,2% kG/mm <sup>2</sup>	156	144	125	93	74
Wydłużenie (na 2'') %	5	4	5	10	14
Twardość HRC	48				
Wytrzymałość na długotrwałe obciążenia przy 100 h i 1000 h	—	—	142 141	88 76	—
Wytrzymałość na ścinanie kG/mm <sup>2</sup>	114	105	91	74	63
Ciężar właściwy kG/dcm <sup>3</sup>	7,68				

Tabela XI

Przybliżone ciężary właściwe wypełniaczy stalowych

Rodzaj wypełniacza	Przybliżony ciężar objętości kG/m <sup>3</sup>	średnica komórek mm			
		6,35	9,5	12,7	19
Komórki (ulowe) sześciokątne	0,025	77	54,5		
	0,038	115	78,5		
	0,051	154	107		
	0,064		131		
	0,074		155		
Komórki kwadratowe	0,025			56	32
	0,038			86	48
	0,051			120	64
	0,064			149	80
	0,074				96
Blachy pokrywowe ze stali nierdzewnej PW15-7140	Grubość mm				
	0,05	0,13	0,20	0,25	
	Ciężar blach kG/m <sup>2</sup>				
	0,42	1,0	1,69	2,10	

Tabela XII

Ceny surowca i ceny wypełniaczy

Materiał	Koszty materiału w dolarach	Cena wypełniacza
	za 1 kG	
Papier	0,4	35
Aluminium	1,3	530
Poliester i fenol	1,6	1770
Włókno szklane	2,2	1770
Stal nierdzewna 17-7 PH	22,0	6700

posiada własności wytrzymałościowe w podwyższonych temperaturach, jak podano w tabeli X. Własności te mogą się zmieniać w zależności od przeprowadzonej obróbki cieplnej. Dane w tabeli X odnoszą się dla stali PH15-7MO po wyżarzaniu w temperaturze 510°C — 60 minut i studzeniu do temperatury otoczenia w powietrzu [lit. 3].

Tabela XIII

Zapotrzebowanie i koszt wytwarzania wypełniaczy

Rodzaj wypełniacza	Ilość m <sup>3</sup>	Koszt w dolarach
Papier	113 000	4 000 000
Aluminium	5 700	3 000 000
Z włókna szklanego	850	1 000 000
Z tkaniny bawełnianej	60	40 000
Ze stali nierdzewnej	30	200 000

Tabela XIV

Zestawienie materiałów stosowanych w konstrukcjach przekładkowych

Materiał wypełniacza	Materiał okładzin
Balsa	sklejka
Balsa	stopy aluminiowe
Balsa	tworzywa sztuczne zbrojone włóknem szklanym
Komórki ulowe z tkaniny bawełnianej i papierowe	sklejka
„	stopy aluminiowe
Porowaty octan celulozy	stopy aluminiowe
„	tworzywa sztuczne zbrojone włóknem szklanym
Odlewy piaskowe	stal nierdzewna
Komórki ulowe z tkaniny szklanej	tworzywa sztuczne zbrojone włóknem szklanym
Komórki ulowe termoutwardzalne z materiału fenolowego	stopy aluminiowe
„	stal nierdzewna
Komórki ulowe stalowe	stal nierdzewna
Komórki ulowe aluminiowe	szkło silnikowe
„	stopy aluminiowe
Porowata twarda guma	stopy aluminiowe
„	stal nierdzewna

Przybliżone ciężary właściwe wypełniaczy stalowych o komórkach kwadratowych i sześciokątnych przy różnych grubościach folii i średnicach komórek, wykonanych ze stali PH15-7MO, podano w tabeli XI.

Z powyższych wynika, że wypełniacze oraz całe elementy przekładkowe wykonane z tej stali mogą pracować w temperaturze 500°C, zachowując przy tym wystarczająco wysokie i stałe własności wytrzymałościowe. Warunkiem i jedynym sposobem łączenia wypełniaczy i okładzin wykonanych w całości z tej stali, a pracujących w podwyższonych temperaturach, jest lutowanie twardymi lutami. Firma produkująca tę stal „Armco Steel Corp.” dostarcza wraz z tą stalą również opracowaną, specjalną technologię lutowania.

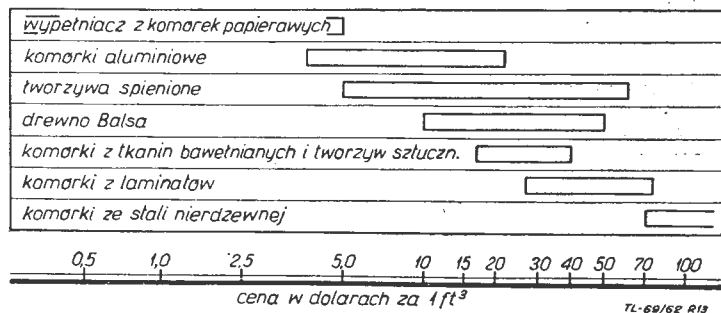
Pewną rewelacją stanowi opracowanie stali porowatych, wykonywanych przez spiekanie z proszku stalowego. Dzięki istniejącym porom możliwe jest przetłaczanie przez te pory wody, która parując bardzo skutecznie chłodzi powierzchnie elementów samolotów pracujących w podwyższonych temperaturach. Tworzywo to, zastosowane na pokrycia konstrukcji przekładkowych, może rozwiązać bardzo trudne problemy chłodzenia [lit. 20].

Z nowszych prac nad wypełniaczami stosowanymi w wysokich temperaturach wymienić można badanie nad wykonywaniem wypełniaczy ceramicznych z ogniotrwałych mas (z tlenków aluminium, dwutlenku cyrkonu i innych). Są to jednak tak specjalne materiały i tak dalekie od realnego wprowadzenia do budowy sprzętu lotniczego, że szersze omawianie tego zagadnienia na tym miejscu pominięto.

Proces kształtowania się cen elementów przekładkowych w dużej mierze zależy od rodzaju materiału, z jakiego jest

wykonany wypełniacz. Jednak nie cena materiału ma wpływ na cenę materiałów wypełniających, lecz głównie trudności technologiczne.

Ceny wykonania różnych rodzajów wypełniaczy są bardzo zróżnicowane. Orientacyjne ich ujęcie przedstawione jest na rys. 13.



Rys. 13. Ceny wypełniaczy wykonanych z różnych materiałów

Dokładne porównanie cen surowca z ceną sprzedaży wypełniaczy według stanu z roku 1956 przedstawia tabela XII [lit. 15].

Cena wypełniacza jest zależna od kosztów wytwarzania oraz zapotrzebowania, które według danych z roku 1956 podaje tabela XIII.

Wybór materiałów na wypełniacze i okładziny jest prawie nieograniczony i zależy od warunków narzuconych założeniami konstrukcyjnymi oraz od charakteru pracy danego elementu przekładkowego, na przykład są przypadki, gdzie nieważna jest wysoka wytrzymałość elementu przekładkowego, lecz ważne są odpowiednie własności dielektryczne, jak to ma miejsce przy osłonach radarów, anten radiowych itp.

Dla lepszego zorientowania się w możliwościach doboru materiałów, w tabeli XIV podane są obecnie stosowane rodzaje i kombinacje materiałów w konstrukcjach przekładkowych.

Prof. STANISŁAW SZULC  
Politechnika Warszawska

621.438:621.454.002:621.9

## Kierunki rozwoju technologii lotniczych silników turbinowych

Momentem przełomowym technologii silników lotniczych stało się przejście z silników tłokowych na silniki turbinowe.

Osiągnięcie granicznych wartości charakterystyk silników tłokowych spowodowało z uwagi na ekonomię ich eksploatacji stabilizację zasad ich konstrukcji i własności materiałów. Znalazło to odpowiedni wyraz w doprowadzeniu technologii do stosunkowo ograniczonej ilości wariantów jej metod, charakterystycznej dla dojrzałych konstrukcji. Wprowadzenie silników turbinowych było połączone z szeregiem zasadniczych zmian materiałowych, z nowymi wymaganiami dotyczącymi ich własności, z zastosowaniem części o skomplikowanych kształtach i o dokładności, przewyższającej znacznie dokładność części silników tłokowych. Spowodowało to konieczność stosowania nowych metod technologicznych, umożliwiających obróbkę materiałów odpornych na wysokie temperatury, wykonywanie skomplikowanych, cienkościennych części niosących, kształtowanie profili łopatek, zapewniających wreszcie bardzo wysoką dokładność wykonania części wchodzących w skład zespołów wirujących. Na prawidłową pracę tych ostatnich wpływa m.in. różnica rozszerzalności materiałów, od której zależą luzu oraz wyważenie dynamiczne części wirujących.

### 1. Okresy rozwoju technologii silników turbinowych

Opanowanie i dalszy rozwój technologii o odrębnych cechach charakterystycznych są w dużej mierze związane z rozwojem konstrukcji, bowiem technologia i konstrukcja oddziałują na siebie wzajemnie. Z tego powodu rozwój technologii silników turbinowych można z dużym przybliżeniem wyrazić okresami rozwoju konstrukcji. W tym rozumieniu można rozróżnić trzy okresy rozwoju technologii, w czasie których zapewniała ona środki rozwoju produkcji seryjnej i masowej, to jest z uwzględnieniem nie tylko możliwości wykonawczych, lecz również ekonomicznych warunków przebiegu procesów.

Okres pierwszy zaznaczyło wprowadzenie sprężarki odśrodkowej, okres drugi — wprowadzenie sprężarki osiowej i turbiny wielostopniowej o dużej mocy ze stopnia. Oba te okresy można obecnie uznać za minione. Okres trzeci, w którym technologia światowa obecnie się znajduje, cechuje dążenie do zrationalizowania metod technologicznych, stworzonych w okresie drugim, przez dostosowanie ich do ostatnio wprowadzonych materiałów konstrukcyjnych i do aktualnej wielkości produkcji.

Charakterystyczną cechą pierwszego okresu rozwoju technologii silników turbinowych było zastosowanie metod technologicznych, typowych dla silników tłokowych, jako technologii „wyjściowej” i stopniowe przejście do specyficznych metod technologii silników turbinowych. Drugą cechą pierwszego okresu było wprowadzenie technologii łopatek

turbin oraz spawanych komór spalania i dysz, będącej wówczas nowością. Technologia ta była oparta na specjalnym oprzyrządowaniu obrabiarek ogólnego przeznaczenia w celu rozszerzenia ich własności kinematycznych. Technologia łopatek turbin nie stwarzała w tym okresie zasadniczego problemu z uwagi na ich stosunkowo proste kształty i względnie niskie wymagania materiałowe dla stosowanych wówczas turbin. Ten korzystny stan należało jednak przypisać wysokiemu poziomowi techniki produkcji tych przemysłów, które pierwsze podjęły produkcję silników turbinowych.

Okres drugi cechuje zastosowanie nowych materiałów o wyższych własnościach, dostosowanych do warunków pracy turbiny o zwiększonej mocy ze stopnia i sprężarki osiowej. Materiały te są znacznie i coraz gorzej obrabialne i z tego powodu wymagały zastosowania nowych metod technologicznych, szczególnie do kształtowania i wykańczania.

Profile łopatek sprężarek osiowych wymagały opracowania metod i aparatury do ich pomiaru.

Nowe metody technologiczne wymagały przejścia z obrabiarek profilowych i kopiowych ogólnego przeznaczenia — na obrabiarki specjalne do obróbki obwiedniowej i kopiowej (głównie frezarki) oraz do szlifowania taśmowego. Szlifowanie taśmowe pozwoliło na wykańczanie ściernie wklęsłej strony profilu, w pierwszym okresie tylko frezowanej i polerowanej ręcznie. Ponadto zastosowano docieranie i dogładanie profilów oraz zapoczątkowano ich elektropolerowanie.

Niezależnie od tego rozwinięto kucie i odlewanie precyzyjne, dzięki któremu uległa zmniejszeniu ilość operacji łopatek sponad 120 do około 60.

Równolegle opracowano cztery metody pomiarów profili łopatek, to jest metodę mechaniczną, optyczną, pneumatyczną i elektryczną (każdą w kilku wariantach), dostosowane pod względem ich wydajności do wielkości produkcji.

W drugim okresie technologia rozwiązała i opanowała następujące zagadnienia:

a) nowe układy kinematyczne obrabiarek dostosowane do łopatek dowolnych kształtów (nie posiadających tworzącej prostoliniowej);

b) dostosowanie metod technologicznych do masowej produkcji łopatek przez ograniczenie obróbki wiórowej (wprowadzenie odlewów i odkuwek precyzyjnych i zmniejszenie pracochłonności wykonania);

c) podwyższenie własności łopatek przez obróbkę powierzchniową (śrutowanie, dogładanie strumieniowe, bębnowanie itp.);

d) opracowanie nowych metod technologicznych dla części sprężarek osiowych i turbin wielostopniowych, to jest dla długich wałów drażonych i dla tarcz (odkuwki rurowe wyciągane, toczenie kopiowe);



e) dostosowanie aparatury kontrolnej łopatek do wielkości produkcji (pomiar wielowymiarowy od 50 do około 600 łopatek na godzinę).

Metody pomiarowe w tym okresie są metodami porównawczymi. Bezwzględne pomiary nie były wówczas możliwe z uwagi na brak metod analizy tolerancji powierzchni nieplaskich.

W drugim okresie rozwoju konstrukcji i technologii silników okazało się, że wymagania dotyczące dokładności odkuwek, odlewów oraz gotowych części były dla odlewni, kuźni i fabryk obrabiarek za wysokie. Stan ten zmusił fabryki silników do poprawiania odkuwek, do konstruowania obrabiarek specjalnych, do opracowania metod dokładnego kucia, odlewania i wyciskania, wreszcie do opracowania metod masowej produkcji łopatek. Przy tej sposobności powstały konstrukcje urządzeń do obróbki bezwiórowej i do zmechanizowanej obróbki pomocniczej — dotychczas ręcznej.

Konieczność szybkiego uruchomienia masowego wyrobu odkuwek, odlewów i części obrabianych skrawaniem spowodowała, że fabryki silników przejęły w dużym stopniu badania doświadczalne związanych z nimi gałęzi przemysłu.

Trzeci okres rozwoju technologii silników obejmuje trzy kierunki:

- zracjonalizowanie dotychczasowych metod technologicznych;
- opracowanie nowych metod, odznaczających się lepszym wykorzystaniem materiału i dalszym zwiększeniem wydajności produkcji przez zmniejszenie pracochłonności oraz przez skrócenie procesów technologicznych;
- opanowanie obróbki nowych, rozwojowych materiałów konstrukcyjnych o nieznannej obrabialności i własnościach użytkowych (stopy Ti, dalszy rozwój stopów Ni—Cr).

Okres ten trwa od około 1955 roku.

wania silnika. Dodatkowo można zaliczyć do tej grupy rury żarowe i rurę wylotową.

Technologia części niosących polega w większości na odlewaniu, spawaniu, kształtowaniu części z blach oraz na obróbce wiórowej.

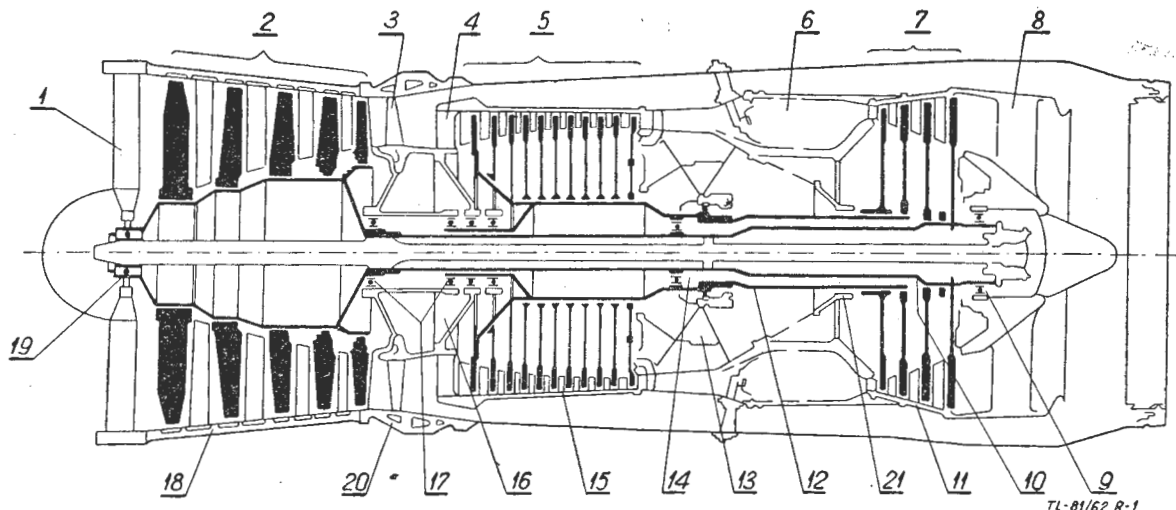
Tendencje do zastępowania skomplikowanych odlewów tej grupy przez części spawane z blach spowodowały, szczególnie po stronie wylotowej silnika, zastosowanie blach o 12% Cr. Korzyść ta okazała się względna, bowiem materiał ten jest źle obrabialny, a ponadto wykonywanie dużych części spawanych jest mniej ekonomiczne od wykonywania odlewów; z tego powodu w przypadku złożonych kształtów stosuje się odlewy precyzyjne.

Szczególnym wariantem technologicznym jest zastosowanie odlewów odśrodkowych jako materiału wyjściowego na obudowę sprężarki i turbiny. Obudowa sprężarki lub turbiny jest wyciskana obrotowo z odlewu na żądane wymiary i następnie wzdłużnie rozcinana. Kołnierze wzdłużne są przypawane do połówek obudowy, kołnierze czołowe — odlane. Wykończenie wnętrza obudowy po połączeniu połówek odbywa się za pomocą obróbki wiórowej. Rowki do mocowania kierownic wykonuje się zgrubnie wyciskaniem, a wykańcza się za pomocą obróbki wiórowej<sup>1)</sup>.

Spawanie jest stosowane z następujących powodów: oszczędność materiału w porównaniu z odlewem, zmniejszenie ciężaru, poprawienie wskaźnika technologiczności konstrukcji przez pominięcie elementów łączących odlewy, wreszcie zmniejszenie pracochłonności obróbki (otwory na śruby łączące) i montażu.

Stosowanie odlewów stalowych ograniczono do części o niewielkich rozmiarach.

Znane metody spawania w osłonie argonu pozwalają na spawanie stopów Ni i stopów Ti przy zastosowaniu podwójnej osłony. Spawanie części o skomplikowanych kształtach ze stopów Ti łatwo absorbujących tlen i reagujących



Rys. 1. Schemat układu nowoczesnego silnika turbośmigłowego: 1 — kierownica wlotowa sprężarki niskiego ciśnienia, 2 — sprężarka niskiego ciśnienia, 3 — kierownica wylotowa sprężarki niskiego ciśnienia, 4 — kierownica wlotowa sprężarki wysokiego ciśnienia, 5 — sprężarka wysokiego ciśnienia, 6 — komora spalania, 7 — turbina (wysokiego i niskiego ciśnienia), 8 — kanał wylotowy, 9 — łożysko turbiny niskiego ciśnienia, 10 — wał turbiny niskiego ciś-

nienia, 11 — obudowa turbin, 12 — wał turbiny wysokiego ciśnienia, 13 — korpus wewnętrzny zespołu wysokiego ciśnienia, 14 — łożysko środkowe wału turbiny wysokiego ciśnienia, 15 — obudowa sprężarki wysokiego ciśnienia, 16 — korpus pośredni, 17 — tylne łożysko sprężarki niskiego ciśnienia i przednie łożysko sprężarki wysokiego ciśnienia, 18 — obudowa sprężarki niskiego ciśnienia, 19 — przednie łożysko sprężarki niskiego ciśnienia, 20 — zewnętrzna część korpusu pośredniego, 21 — obudowa łożyska turbiny wysokiego ciśnienia

W celu przedstawienia rozwoju technologii w trzecim okresie w sposób syntetyczny, podzielono najważniejsze części silnika (rys. 1) na trzy grupy podstawowe, w zależności od ich przeznaczenia funkcjonalnego, a mianowicie na:

- a) części niosące,
- b) części wirujące,
- c) części profilowe.

## 2. Technologia części niosących

Części te obejmują obudowy sprężarki i turbiny, korpus wewnętrzny łączący sprężarkę z turbiną, osłony komór spalania, korpusy łożysk, obudowę przekładni śmigła w przypadku silnika śmigłowego i skrzynki biegów.

Są to przeważnie odlewy lub części blaszane o kształtach obrotowych, które mają za zadanie zapewniać prawidłowe położenie poszczególnych zespołów silnika, umożliwiać ich pracę i przenosić obciążenia na punkty zamoco-

z parą wodną, jest trudne z powodu dużych wymiarów palników, utrudniających dostęp do wnętrza odlewu. Wymagałoby to nowej konstrukcji palników o małych wymiarach, dających dobrą osłonę. Aby jej uniknąć, zastosowano spawanie w komorach wypełnionych argonem lub w hermetycznych workach z przezroczystego tworzywa sztucznego. Żadne z tych rozwiązań nie okazało się jednak doskonałe, bowiem operowanie w szczelnych komorach jest niewygodne, a przedmuchiwanie worków argonem w celu usunięcia powietrza i pary wodnej trwa około czterech godzin.

Ostatnio rozwiązano tę trudność stosując spawanie w strumieniu elektronów. Metoda ta odznacza się dużą jednorodnością spoiny o korzystnym (małym) stosunku jej szerokości do głębokości i dobrym przetopem; jest bardzo wydajna dzięki bezpośredniemu wykorzystaniu energii i jej dużej koncentracji, nie powoduje odkształceń przedmiotu,

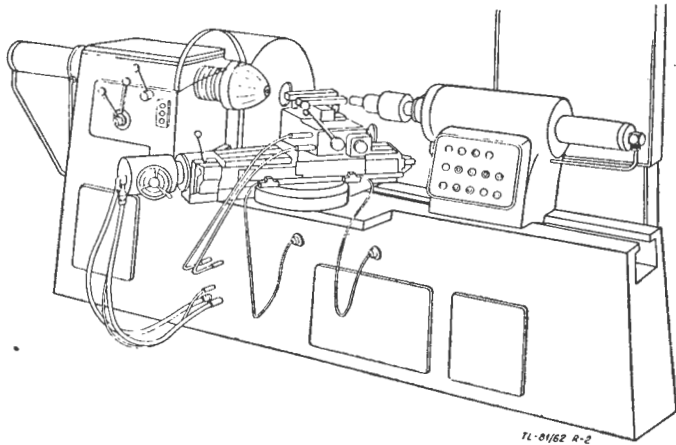
<sup>1)</sup> Stosuje się również nie dzielone obudowy (przyp. redakcji).

pozwała na łączenie dowolnych, różnorodnych metali, wreszcie pozwala na automatyzację procesu.

Pierwotnie zastosowano do tego celu przerobiony odpowiednio mikroskop elektronowy Zeissa o mocy 150 kV, zaopatrzony w sterowanie programowe. Jednak z powodu niebezpieczeństwa promieniowania, w nowszej francuskiej konstrukcji zmniejszono moc urządzenia do 30 kV.

Części obrotowe typu pierścieni i walców oraz stożków, o średnich i dużych średnicach, są wykonywane metodą kształtowania blach.

Stosowane metody konwencjonalne, polegające na obciążaniu, wycinaniu i następnie spawaniu tak uzyskanych segmentów pierścieni, są połączone z dużym odpadem materiału. Ostatnio wprowadzoną metodą jest wyoblanie z wyciskaniem. Metoda ta odznacza się małym odpadem i znacznie mniejszą pracochłonnością, jednakże urządzenie do obróbki tą metodą jest kosztowne. Urządzenie działa na zasadzie tokarki, sterowanej hydraulicznie, w której imaki nożowe zastąpiono rolkami. Maszyna może posiadać sterowanie programowe (rys. 2).



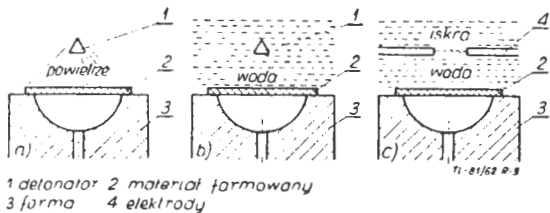
Rys. 2. Maszyna do wyciskania z wyoblaniem

Oszczędniejsza pod względem kosztów inwestycji jest metoda uproszczona, polegająca na zgrzewaniu zginanych pierścieni z profilów przeciąganych prostoliniowo i kalibrowaniu ich po zgrzewaniu przez rozprężanie na stożku. Rozprężanie stanowi równocześnie próbę wytrzymałości połączenia zgrzewanego. Metoda ta jest znacznie mniej wydajna od poprzedniej i nadaje się tylko do części o nieskomplikowanych kształtach.

Wykończenie części obrabianych w opisany sposób odbywa się za pomocą obróbki wiórowej. Obejmuje ono tylko obróbkę czół i powierzchni środkowych oraz otworów poprzecznych względem osi głównej.

Odrębne od powyższych metod, polegających na stosowaniu stałego nacisku, jest tak zwane formowanie wybuchowe. Należy ono do grupy metod nadawania kształtów przez wytworzenie silnej koncentracji energii. Metoda polega na wywołaniu jednorazowej fali uderzeniowej za pomocą detonacji w pewnym ośrodku, np. w wodzie, który przenosi uderzenie na materiał obrabiany i dociska go do formy.

Rysunek 3 przedstawia trzy sposoby kształtowania wybuchowego blach.



Rys. 3. Sposoby formowania wybuchowego blach

Zakres zastosowania tej metody obejmuje materiały podatne na odkształcenia trwałe pod wpływem nagłego wzrostu ciśnienia. Dla formowania blach o grubości poniżej 1,5 mm stosuje się dodatkowo próżnię między blachą a formą w celu przytrzymania blachy po wybuchu. Do bardzo cien-

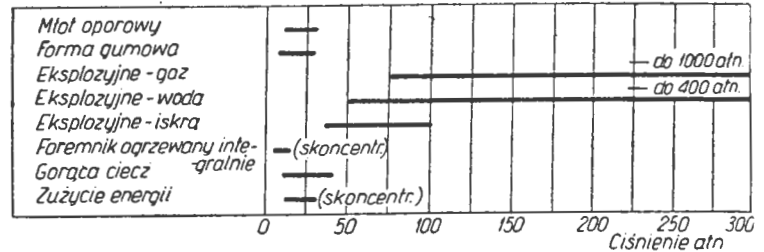
kich blach stosuje się formowanie za pomocą wyladowania elektrycznego.

Metoda jest prosta i szybka. Na przykład oszczędność w stosunku do metody obciążania-spawania wynosi dla korpusu tylnego łożyska silnika około 6 godzin/sztukę.

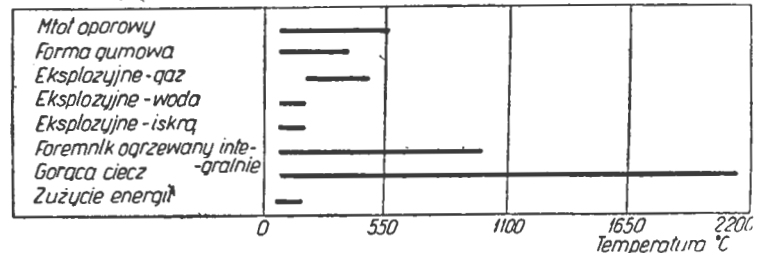
Lepszy pogląd daje porównanie charakterystyk wszystkich metod formowania energetycznego, zestawione w tabelach I—III.

Tabl. I—III Porównanie zakresu parametrów metod formowania energetycznego

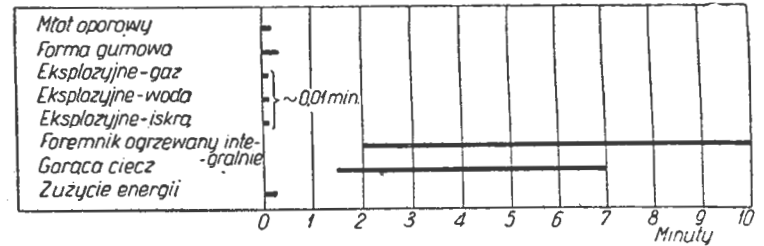
Tablica I Ciśnienie



Tablica II Maksymalne temperatury



Tablica III Czas procesu formowania



Mała skrawalność, właściwa obecnie stosowanym materiałom konstrukcyjnym, zmusiła do poszukiwań nowych metod obróbki tych materiałów. Osiągnięte dla tych materiałów zalety nowo opracowanych sposobów obróbki wpłynęły na ich zastosowanie również do obróbki materiałów łatwo skrawalnych; metody te wypierają w wielu przypadkach znacznie bardziej pracochłonną i z wielu względów nieekonomiczną obróbkę konwencjonalną. W trzecim okresie rozwoju technologii zostały one uporządkowane i racjonalizowane, wyrazem czego było powiązanie sposobów obróbki z rodzajami materiałów, wynikające ze względów technologicznych i ekonomicznych. Powiązanie to przedstawia tabela IV. Z uwagi na dużą wydajność obróbki elektrochemicznej i jej niezależność od kształtu obrabianej po-

Tablica IV Zastosowanie nowych środków i sposobów obróbki nadającej kształty spowodowane skrawalnością materiałów i względami ekonomicznymi

Grupy materiałów konstrukcyjnych	Skrawalność sposobem konwencjonalnym	Rozwajowe sposoby obróbki i środki	
		Obróbka wiórowa	Obróbka bezwiórowa
1. Typowe (stale, żeliwa, sople lekkie i kolorowe)	Łatwa	Względnie ekonomiczne	Wyciskanie, Wyciskanie z wyoblaniem
2. Specjalne (stale austenityczne, staliwa, sople ognia-i-zaroodporne)	Trudna	Nowe materiały ostrzy, Chłodziwa ciekłe, Względnie technologiczne	Obróbka elektrochemiczna, Obróbka elektroskrawa, Trawienie integralne
3. Specjalne - stale wysokiej wytrzymałości $R_p = 100-220 \text{ kg/mm}^2$ (stale martensytyczne „wtornie hartujące się“)	Nie możliwa	Nowa konstr. narzędzi, Nowe materiały ostrzy, Chłodzenie podzerowe, Skrawanie na gorąco	



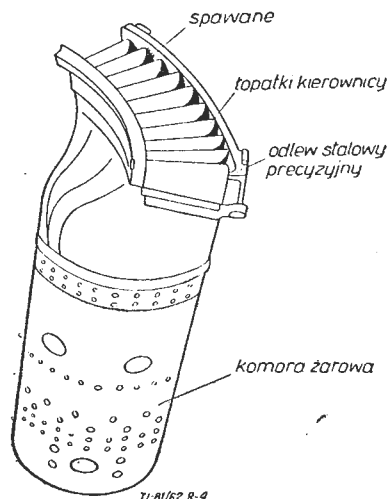
wierzchni przewiduje się, że proces ten zastąpi w przyszłości wiele operacji konwencjonalnego frezowania profilowego.

Zastosowanie bardzo ekonomicznej metody nadawania kształtów przez zgniot na zimno za pomocą wyciskania z wyoblaniem umożliwiło wykonywanie części o małej grubości ścianek, nieosiągalnej w przypadku odlewów: kucie takich części jest bardzo pracochłonne. Sposób ten wpływa na lekkość konstrukcji, a jednocześnie na duże wykorzystanie materiału i spadek pracochłonności.

Wysoka dokładność wymiarów, kształtów i położenia otworów wierconych, wytaczanych lub gwintowanych, wymaga stosowania niezmiernie kosztownych przyrządów obróbkowych oraz dużej ilości operacji. Pracochłonność tej obróbki wynika głównie ze stosunkowo dużych czasów przygotowawczych  $t_{pz}$  przy małych czasach maszynowych  $t_m$  oraz z dużej ilości operacji. Rozwój tych sposobów obróbki zmierza do skrócenia czasów  $t_{pz}$  przez zastosowanie sterowania programowego w połączeniu z silną koncentracją technologiczną.

Podobne oszczędności wynikają z zastosowania sterowania programowego frezarek. Uzyskane oszczędności w obróbce korpusu odlewianego wynoszą przykładowo w pewnym przypadku 90% kosztów przyrządów obróbkowych i narzędzi specjalnych, ponad 90% czasów  $t_{pz}$  na partię oraz ponad 60% czasów  $t_m$ . Wyniki te spowodowały szerokie zastosowanie sterowania programowego, szczególnie opłacalnego w przypadku małoseryjnej produkcji części „niośących”.

Jako przykład nowoczesnej konstrukcji, łączącej w sobie lekkość i zarazem wysoką dokładność położenia elementów spawanych, może służyć komora spalania przedstawiona na rysunku 4.



Rys. 4. Komora żarowa z integralnymi łopatkami kierowniczymi

Oslona zewnętrzna komory została wykonana z blachy o grubości 1,55 mm, wewnętrzna — z odlewu odśrodkowego obrobiona na grubości ścianki 1,25 mm. Obie osłony usztywniono żebrami i kołnierzami oraz elementami dystansowymi o grubości około 2 mm, wykonanymi z odlewu precyzyjnego. Rury żarowe są spawane z segmentami wylotowymi obejmującymi łopatki kierownicze turbiny. Łopatki kierownicze są wykonane z blachy żaroodpornej, spawane wzdłuż krawędzi spływu i przypawane zewnętrznym końcem do segmentów wylotowych. Wewnętrzne końce łopatek są swobodne ze względu na ich rozszerzalność cieplną. Segmenty wylotowe są wykonane z precyzyjnych odlewów stalowych.

Pomimo tak złożonej konstrukcji dokładność rozstawienia łopatek jest wysoka, nie przekracza bowiem 1% błędów swobodnej powierzchni między poszczególnymi łopatkami.

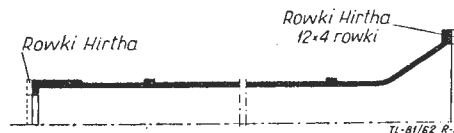
Trwałość komory spalania wynosi około 20 000 godzin pracy do jej wymiany.

Rury żarowe są mocowane z uwagi na rozszerzalność cieplną za pomocą połączeń z wymiennymi wkładkami stelliteowymi lub powlekanymi spiekami. Połączenia te nie zawierają elementów tłumiących drgania.

Powyższy przykład świadczy o osiągalnej dokładności i trwałości konstrukcji spawanej, w której skład wchodzi blacha i odlewy z różnych materiałów.

### 3. Technologia części wirujących

Zalicza się do nich wały, tarcze, koła zębate i łożyska. W związku z wymaganiami bardzo dużej jednorodności materiału wały i tarcze są wykonywane z wytopu próżniowego, który znacznie zwiększa koszt materiału. Koszt ten nakazuje stosowanie sposobów obróbki dających możliwie mały odpad materiału. Z tego powodu zastąpiono pełne odkuwki wałów odkuwkami wyoblonymi z wyciąganiem lub młotkowanymi. Wały te są połączone z tarczami turbin lub sprężarek zazębieniami Hirtha lub kołkami umieszczonymi blisko wieńca tarczy (rys. 5). Ten sposób ogranicza



Rys. 5. Wał odkuty i wyciągany z wyoblaniem lub młotkowany

obróbkę wiórową do obróbki zazębien Hirtha i otworów. Obróbka zgniotem daje mały odpad i tworzy wał cienkościenny i lekki.

Oszczędność na ciężarze wału wynosi około 30%, oszczędność czasu obróbki około 60%, a wykorzystanie materiału wzrasta o około 45% w porównaniu z pełną odkuwką konwencjonalną. Koszt odkuwki wyoblanej z wyciąganiem z wałka krótkiego jest mniejszy od połowy kosztu odkuwki konwencjonalnej.

Granice wydajności skrawania określa m.in. występowanie drgań zależne od parametrów skrawania. Drgania może wywoływać rezonans dwóch układów: napędu wrzeciona i sprzężonego z nim napędu posuwu; w przypadku zastosowania narażonego na drgania skrętne wałka pociągowego. Wzajemne oddziaływanie tych dwóch układów oddziałuje na ostrze. Na pracę ostrza wpływa — niezależnie od powyższego — zmienność siły skrawania, spowodowana niejednorodnością materiału lub tworzeniem się wióra nieciągłego. Ostrze może być w tych warunkach wprowadzone w drgania samowzbudne. Jako środek zapobiegawczy stosowane jest w nowoczesnych obrabiarkach oddzielenie od siebie obu napędów — wrzeciona i posuwu. Na tej zasadzie rozwinięto szereg układów napędów dla tokarek poziomych i pionowych o zautomatyzowanych cyklach obróbki. Trudnym zadaniem jest ponadto utrzymanie zużycia ostrza w wymaganych granicach tolerancji. Pod tym względem przewiduje się możliwość zastosowania automatycznej kompensacji zużycia ostrza. Rozwój obróbki toczeniem jest skierowany na kopiową obróbkę programową pojedynczym nożem, która ma zastąpić obróbkę nożami profilowymi. Wynikają stąd następujące wymagania:

— technologiczność konstrukcji wymaga znormalizowania promieni przejść na obrabianej części;

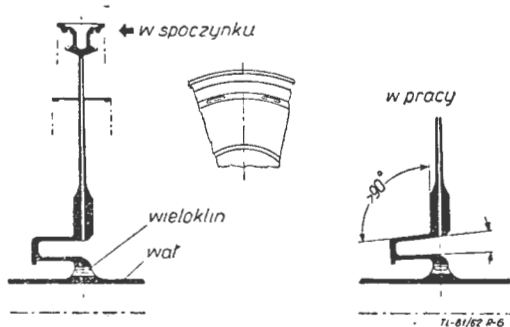
— dokładność promieni i średnic prowadzi do metody wymiany płytek jako ekonomiczniejszej od dotychczasowej metody nastawiania narzędzi na wymiar przy ich wymianie (zmniejszenie czasu  $t_{pz}$ );

— metoda wymiany płytek wymaga rozwoju konstrukcji sztywnych oprawek lub imaków nożowych; ekonomia metody wymiany płytek nożowych wzrasta z wzrostem trwałości nowych materiałów ostrzy (ostrza ceramiczne). Ze względu na wydajność skrawania przewiduje się zastosowanie węglików Ti łączonych ze stopami Ni — Mo, lub ze staliwem typu 13-4-1.

Duże obciążenia od sił odśrodkowych oraz konieczność zabezpieczenia tarcz od drgań poprzecznych stawia bardzo ostre wymagania materiałowe i stwarza konstrukcję trudną technologicznie.

Tarcze turbin są wykonane ze stopów żaroodpornych. Tarcze sprężarek często wykonuje się ze stopów Ti, w celu zmniejszenia ciężaru. Z uwagi na duże prędkości obrotowe błąd wyważenia nie powinien przekraczać 0,14 G cm, co wymaga ponadto osadzenia tarczy dokładnie współśrodkowo. Uzyskano to przez umieszczenie między tarczą a wałem elementu sprężystego. Element ten odciąża również wieloklinowe połączenie tarczy z wałem i zapobiega zluźnianiu połączenia tarcza-wał, bowiem przy sztywnym osadzeniu siła odśrodkowa „rozciąga” otwór w tarczy nawet o 0,75 mm, zamieniając połączenie wciskowe na luźne. Konstrukcję tarczy usztywnionej na drgania poprzeczne, z odciążoną

piastą, przedstawia rysunek 6. Pod względem technologicznym tarcza tego typu przedstawia szereg trudności, ponieważ warunki pracy tarcz wymagają dużej jednorodności i czystości materiału, osiągalnej tylko wytopem próżniowym. Ten sposób wytopu jest obecnie stosowany dla ważniejszych części jako normalna metoda. Koszt materiału z wytopu próżniowego przewyższa koszt obróbki tarczy, który wówczas wynosi około 30% kosztu materiału. Odbiór



Rys. 6. Tarcza wirnika sprężarki o odciążonym osadzeniu na wale

tarcz surowych jest dokonywany metodami ultradźwiękowymi i rentgenograficznymi; ponadto stosowana jest elastooptyczna kontrola rozkładu naprężeń w tarczy. Trudności stąd wynikające polegają na tym, że z jednej strony konieczne jest stosowanie odkuwek precyzyjnych, a to ze względu na prawidłowy układ włókien i przebieg naprężeń oraz dla utrzymania minimalnego odpadu, z drugiej zaś strony odbiór ultradźwiękiem wymaga zwiększenia grubości odkuwki o około 20%, tj. zwiększenia odpadu, co uniemożliwia kucie precyzyjne. Stosowanie odkuwek konwencjonalnych daje wykorzystanie materiału rzędu tylko 10% ciężaru odkuwki, a kucie precyzyjne tarcz z półką poprzeczną jest na razie niewykonalne. Wobec tych trudności metoda kucia tarcz nie jest dotychczas rozwiązana.

Obróbka tarcz nasuwa, podobnie jak kucie, szereg trudności. Z uwagi na małą grubość tarczy (np.  $1,5 \pm 0,025$  mm) przy jej średnicy rzędu 700 mm, zachodzi konieczność jednoczesnego toczenia obu czół tak, aby siły skrawania od obu noży znosiły się. Poza tym obecność poprzecznych półek utrudnia obróbkę. Stosowane obecnie obrabiarki są wyposażone w dwa suporty z każdej strony, a tarcza jest środkowana na swym zewnętrznym obwodzie w przyrządzie pierścieniowym, z którego otrzymuje napęd, i zabezpieczona od drgań poprzecznych tłumikami. Sterowanie suportami jest programowe, a hydrauliczny napęd suportów jest niezależny od napędu wrzeciona.

Ostatnio stosowane materiały tarcz dopuszczają szybkość skrawania  $V_{opt} \approx 8$  m/min, tj. o około 70% mniejszą niż dopuszczalna dla toczenia stopów Nimonic 80. Ponieważ skrawanie w tym zakresie szybkości jest zdecydowanie nieekonomiczne, przeto tendencją rozwojową obróbki jest przejście na obróbkę elektrochemiczną, do której prototyp obrabiarki już opracowano.

Pomimo starań zmniejszenia czasów obróbki i odpadu, tarcze stanowią najkosztowniejszą część silnika.

Do obróbki kół zębatach wprowadza się, podobnie jak do obróbki tarcz, metodę elektrochemicznego kształtowania odkuwek.

Pierścienie łożysk głównych wału turbiny są wykonane z wytopu próżniowego stali wolframowej przy zastosowaniu kontroli materiału jak dla wałów i tarcz. Łożyska te mogą pracować w temperaturach powyżej 350 °C, gdy nie są przeciążone i gdy są odpowiednio smarowane.

#### 4. Technologia części profilowych

Obejmują one łopatki turbin, sprężarek i kierownic wlotowych.

Łopatki turbin powinny odpowiadać następującym warunkom pracy: prędkość obwodowa łopatek rzędu 300 m/sek, prędkość gazów rzędu 700 m/sek, temperatura gazów rzędu 1000 °C. Warunki te stwarzają naprężenia w łopatkach rzędu 15-17 kG/mm<sup>2</sup> w temperaturze pracy.

Podane wyżej warunki pracy łopatek turbinowych nie są ostateczne, a z ich podwyższeniem musi się łączyć wzrost własności materiałów żaroodpornych. Obecnie stosowane

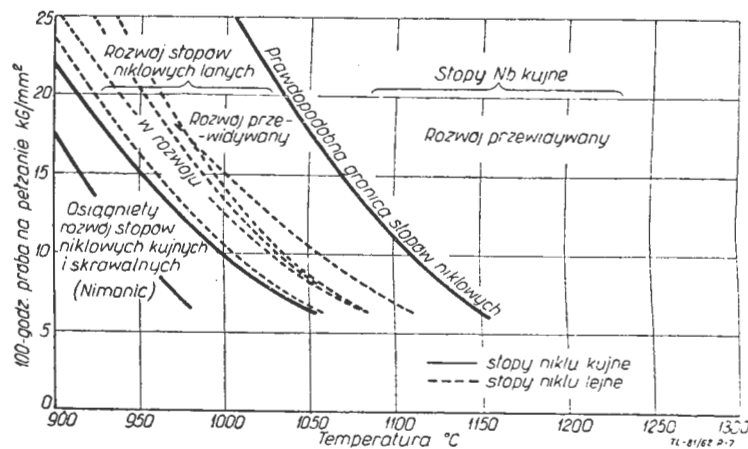
stopu Nimonic 90, 100 i 115 są źle kowalne i nie zapewniają żądanej wytrzymałości i odporności na temperaturę.

Badania odlewniczych stopów Ni wykazały, że pozwalają one na zwiększenie temperatury o 50 °C przy wytrzymałości na pełzanie 17 kG/mm<sup>2</sup> (rys. 7). Jako stopy perspektywiczne przewiduje się odlewnicze stopy Nb z wytopu i odlewu próżniowego. Zarówno kształty łopatek (półki, kanały chłodzące), jak i złe własności kuźnicze stosowanych materiałów wskazują na konieczność przejścia na łopatki odlewane próżniowo z wytopu próżniowego. Odlewanie precyzyjne próżniowe nie jest możliwe, ponieważ materiał form odlewniczych reaguje w próżni z materiałem odlewającym. Łopatki ze stopów wytapianych próżniowo będą musiały być odlewane z nadładkiem obejmującym warstwę zanieczyszczoną, a następnie kształtowane i wykańczone elektrochemicznie.

Kształtowanie elektrochemiczne jest uważane za typową metodę przyszłości dla całej łopatki, tj. profilu, zamka i kanałów chłodzących.

Łopatki sprężarek są wykonywane ze stopów Al, stopów Ti lub ze stali z pomocą kucia precyzyjnego; zamki łopatek są obrabiane skrawaniem.

Kucie precyzyjne jest opanowane i w tym kierunku nie przewiduje się zasadniczych zmian. Masowy charakter produkcji łopatek sprężarek spowodował powstanie zagadnie-



Rys. 7. Stan obecny i przewidywany rozwój własności stopów żaroodpornych

nia o charakterze techniczno-ekonomicznym, mianowicie regeneracji foremników i ich kontroli. Kucie precyzyjne w ciasnych granicach tolerancji oraz ścierność materiału kutego skracają znacznie trwałość foremników. Pociąga to za sobą konieczność częstszej ich regeneracji. Zużycie foremników powoduje zwiększenie wymiarów odkuwek. Ten nadmiar materiału jest usuwany z odkuwek za pomocą polerowania. Po przekroczeniu ekonomicznej granicy polerowania konieczna jest regeneracja foremnika. Regeneracja, wykończenie i kontrola kształtu foremnika jest jednak w masowej produkcji zbyt pracochłonna (6 do 10 godzin na foremnik). Z tego powodu jako metodę rozwojową kucia zastosowano walcowanie łopatek, gdyż walce są trwalsze od foremników, wykonywanie ich jest tańsze, wymiana łatwiejsza, a wydajność walcowania i dokładność łopatek — większe.

Proces walcowania łopatek obejmuje:  
1) wyciskanie materiału na gorąco w taśmach (taśmy stalowe są smarowane szkłem);  
2) wycięcie gabarytu łopatki na wykrojniki;

3) walcowanie poziome — dwa walce obejmują łopatkę za pomocą krzywek. Powodują one zgniot podczas wyciągania łopatki pomiędzy walców.

Równoległe metody rozwojowe obróbki łopatek sprężarek wraz z zamkiem opierają się na kształtowaniu elektrochemicznym. Sposób ten umożliwi wykonywanie łopatek z integralną półką (rys. 8). Zapewnienie równomiernego przebiegu kształtowania elektrochemicznego wymaga dobrania odpowiedniego typu elektrod oraz zautomatyzowania dokładnej regulacji stężenia, ciśnienia i temperatury elektrolitu.



Rys. 8. Łopatki turbiny z półką zewnętrzną



Łopatkę kierownic wlotowych sprężarek są w niektórych przypadkach wykonywane z blachy i spawane wzdłuż krawędzi spływu<sup>2)</sup>.

Na wzmiąnkę zasługują również pokrycia ochronne powierzchni, przeciwścierne i przeciwkorozyjne. Pokrycia te są trudne do usunięcia przed przeglądem dla stwierdzenia stanu powierzchni części. Usuwanie ręczne jest nieoptyczne z powodu pracochłonności, zaś chemiczne jest powolne i powoduje korozyjne uszkodzenia materiału. Wskutek tych trudności ustalili się poglądy, że stosowanie pokryć nie jest celowe, mimo to, że są one skuteczne.

## 5. Wnioski końcowe

W związku z dokonującymi się zmianami konstrukcji i ich wpływem na metody technologiczne, można stwierdzić, że perspektywiczny rozwój technologii części silników wirnikowych będzie podyktowany szeregiem następujących wymagań:

- zmniejszenia ciężaru i zaoszczędzenia wysokowartościowych materiałów;
- uprzywilejowania sposobów obróbki o najmniejszym odpadzie materiału oraz o najmniejszej pracochłonności;
- skrócenia cyklu procesu technologicznego przez zmniejszenie ilości operacji;
- obniżenia kosztów i skrócenia czasu opracowania produkcji przez zmniejszenie ilości przyrządów i narzędzi do obróbki.

Należy podkreślić, że przytoczone czynniki mają znaczenie ekonomiczne. Jest to zgodne ze wspomnianym wstępnie celem, to jest racjonalizacją technologii w trzecim okresie jej rozwoju.

Rozwój technologii nadawania zasadniczych kształtów funkcjonalnie istotnym częściom silników wyraża się wprowadzeniem następujących metod:

- zastąpienie konwencjonalnej obróbki wiórowej odkuwek przez młotkowanie lub wyciąganie z wyoblaniem na gotowo z odkuwek krótkich (wały drażone i bębny), przez usuwanie nadadatków obróbką anodową (wałki krótkie z odkuwek konwencjonalnych) oraz przez kształtowanie elektrochemiczne materiału kutego o dowolnej postaci i nadadatkach (łopatki, koła zębate, tarcze);
- zastąpienie skomplikowanych odlewów przez części spawane z blach lub przez dospawanie do odlewów o kształtach uproszczonych żeber itp. elementów utrudniających odlew;
- zastąpienie konwencjonalnego wytłaczania lub obciążania blach przez kształtowanie wybuchowe oraz przez wyciąganie z wyoblaniem z grubych blach bez ich spawania;
- zastąpienie konwencjonalnego spawania gazem przez spawanie w strumieniu elektronów.

Do zwiększenia ekonomii procesów zmierza się, zarówno w nowych, jak i konwencjonalnych metodach technologicznych, przez zastosowanie sterowania programowego, szczególnie w przypadku obróbki:

- spawaniem gazowym i w strumieniu elektronów,
- elektrochemicznej (sterowanie ciśnienia, temperatury i stężenia elektrolitu),
- frezowaniem, toczeniem i wierceniem (oszczędność w ilości operacji oraz ilości przyrządów i narzędzi).

Przedstawione unowocześnienie technologii dotyczy tylko nadawania częściom kształtów zasadniczych. Nadawanie im własności użytkowych (trwałości) odbywa się, jak dotychczas, drogą obróbki powierzchniowej (ściernej, zgniotem, elektrycznej i cieplnej).

Jak wynika z powyższego omówienia nowych metod technologicznych, ich bezpośrednią przyczyną rozwoju było każdorazowe zastosowanie nowych materiałów konstrukcyjnych. Nie dająca się z góry określić obrabialność nowych materiałów wymaga jej poznania doświadczalnego — drogą badań, które powinny być skoordynowane ze studium zastosowania nowych materiałów do opracowywanej nowej konstrukcji silnika. Bez przeprowadzenia badań obrabialności i zachowania się nowych materiałów w trakcie procesu technologicznego, rozważania perspektywicznego rozwoju metod technologicznych mogą tylko przewidywać powstanie kluczowych zagadnień. Nie jest to jednak wystarczające do opracowania nowych metod technologii.

<sup>2)</sup> Dotyczy to również łopatek kierowniczych turbin (przyp. redakcji).

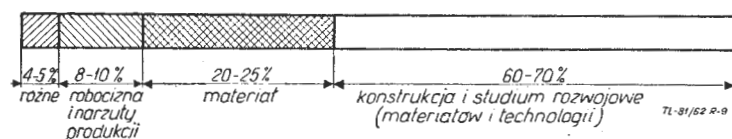
Wprowadzenie nowych materiałów do konstrukcji silników turbinowych może być w niektórych przypadkach dokonane bez wystąpienia trudności technologicznych, przy zastosowaniu już znanych metod, jednakże w wielu przypadkach może ono wywołać silne zakłócenie produkcji i spowodować konsekwencje technologiczne w trakcie produkcji. Wystarczy wskazać na poprzednio omówione sprzeczne wymagania kucia precyzyjnego i metody odbioru odkuwek w odniesieniu do nadadatków na odkuwkach. Te i podobne nieprzewidziane trudności w kuciu, spawaniu i w obróbce wiórowej, występujące w produkcji, wskazują na konieczność opracowania rozwojowych metod technologicznych znacznie wcześniej — to jest przed rozpoczęciem produkcji, nie istnieją bowiem żadne kryteria oceny obrabialności (np. na podstawie składu chemicznego) nieznanego materiału.

Z tych względów zarysowuje się następująca droga wprowadzania nowego materiału do produkcji:

- 1) należy przeprowadzić metalurgiczne badania laboratoryjne ogólnych własności użytkowych nowego materiału. Udział technologów w tej fazie jest zbędny;
- 2) po stwierdzeniu ogólnych własności użytkowych nowego materiału metalurdu hut i zakładów produkujących silniki powinni zbadać jego własności metalurgiczne i mechaniczne i opracować wyniki tych badań; w tej fazie materiał powinien być poddany badaniom laboratoryjnym w celu stwierdzenia jego własności technologicznych, m.in. obrabialności skrawaniem, spawalności, podatności na kształtowanie zgniotem na zimno itp.;
- 3) wyniki badań poprzedniej fazy określają zakres zastosowania nowego materiału do określonej kategorii części silnika (niosących, wirujących itp.). W tej fazie można dopuścić nowy materiał do wykonania próbnych części w konstrukcji już produkowanej, na istniejącym wyposażeniu i oprzyrządowaniu. Występują przy tym trudności technologiczne, których usunięcie wymaga zmiany wyposażenia i oprzyrządowania. Powinno to być zadaniem zakładowych laboratoriów technologicznych;
- 4) po produkcji próbnej i zapewnieniu regularnej dostawy można dopiero dopuścić nowy materiał do konstrukcji silnika. W tej fazie powinny być dokonane zmiany w dokumentacji silnika wynikłe z próbnej produkcji, a mierzące do nadania konstrukcji cech technologiczności.

Przebieganie powyższego toku rozwoju konstrukcji i technologii wraz z uwzględnieniem wskazań użytkownika, dotyczących koniecznych ulepszeń zmierzających do zwiększenia trwałości części i niezawodności pracy wpływa na to, że rozkład kosztów produkcji na poszczególne elementy różni się od przeciętnego w budowie maszyn. Rozkład ten przedstawiono na rysunku 9.

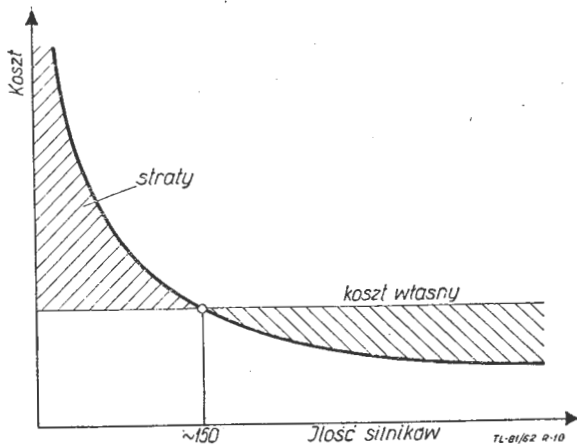
Uwzględnianie w sposób ciągły ulepszeń konstrukcyjnych i technologicznych pociąga za sobą następujące skutki:



Rys. 9. Rozkład kosztów wprowadzenia nowego typu silnika

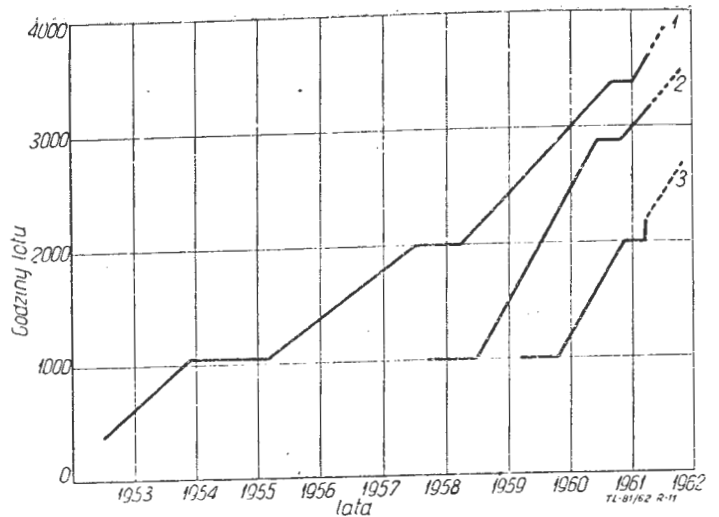
— koszt produkcji silników turbinowych, początkowo wysoki, osiąga planowany poziom kosztów własnych przy produkcji około 150 silnika. Dopiero w dalszej produkcji koszt własny spada poniżej planowanego. Przebieg ten pokazano na rysunku 10,

— wprowadzanie konsekwentne ulepszeń, wynikających ze statystycznych danych eksploatacyjnych, prowadzi do wydatnego zwiększenia okresu międzynaprawczego silnika. Na rysunku 11 pokazano krzywe (uproszczone) wzrostu okresu międzynaprawczego dla trzech silników produkowanych przez ten sam zakład. Krzywa 1 przedstawia wzrost okresu międzynaprawczego dla typu podstawowego, krzywe 2 i 3 — dla konstrukcji pochodnych. Z wykresu tego wynika, że czas potrzebny do osiągnięcia określonego okresu międzynaprawczego jest najdłuższy dla typu podstawowego, a znacznie krótszy dla typów pochodnych, co jest oczywiste. Początkowy okres międzynaprawczy typów pochodnych jest o około 50% większy od okresu międzynaprawczego silnika podstawowego, a osiągnięcie określonego okresu międzynaprawczego dla silników pochodnych trwa o połowę krócej niż w przypadku typu podstawowego.



Rys. 10. Wpływ ulepszeń konstrukcji i technologii na przebieg kosztów

Zapewnienie możliwie wysokiej trwałości części, decydującej o długości okresu międzynaprawczego, leży w ręku konstruktora i technologa. Oparciem dla tego ostatniego powinny być laboratoria technologiczne zakładu, instytutu resortowego i katedr wyższych uczelni, we właściwym im zakresie, którego omawianie przekracza ramy opracowania.



Rys. 11. Wzrost okresu międzynaprawczego silników: krzywa 1 — typ podstawowy, krzywe 2 i 3 — typy pochodne

Niezależnie jednak od wyznaczonego im zakresu pracy jest pewne, że uruchomienie produkcji nowego typu silnika — podstawowego czy też pochodnego — nie jest możliwe bez laboratoryjnych badań technologicznych.

Mgr inż. A. TARGOWSKI  
Instytut Organizacji  
Przemysłu Maszynowego

658.5:681.14

## Kompleksowe zastosowanie maszyn licząco-analitycznych w systemie zarządzania produkcją

Przedstawiono ogólne kierunki zastosowania maszyn licząco-analitycznych w systemie zarządzania produkcją. Omówiono założenia systemu kompleksowego zmechanizowanego opracowywania informacji oraz warunki jego realizacji w zawężeniu do doboru odpowiedniego zestawu maszyn. Ponadto omówiono rodzaje eksploatowanych w Polsce zestawów maszyn ze szczególnym uwzględnieniem zestawu ARITMA. Podano ogólny przegląd zastosowań mechanizacji do niektórych prac z zakresu technicznego przygotowania produkcji i planowania operatywnego.

W zakończeniu przedstawiono kierunki prac w przedsiębiorstwie przed kompleksowym zastosowaniem maszyn licząco-analitycznych w systemie zarządzania produkcją.

### Kierunki zastosowania maszyn licząco-analitycznych w systemie zarządzania produkcją

W przedsiębiorstwie budowy maszyn, maszyny licząco-analityczne (MLA) znalazły zastosowanie w następujących, przykładowo wymienionych zakresach działalności [lit. 1]:

a) w zakresie technicznego przygotowania produkcji: do obliczeń konstrukcyjnych, do sporządzania specyfikacji części i podzespołów na wyrób, wykazów norm materiałowych i elementów kooperowanych, zestawień norm pracy w różnych układach i przekrojach, wstępnych kalkulacji zamówień, do prac normalizacyjnych itp.;

b) w zakresie planowania techniczno-przemysłowo-financego: do opracowania wielu wariantów rocznego planu produkcji we wszystkich wskaźnikach, zarówno dla zakładu jak i dla wydziałów produkcyjnych, opracowania planu zaopatrzenia materiałowo-technicznego, planu zatrudnienia, wydajności i płac, planu kosztów własnych itp.;

c) w zakresie planowania warsztatowego, ewidencji i sprawozdawczości operatywnej — do sporządzenia okresowego operatywnego planu produkcji dla poszczególnych stanowisk roboczych, oddziałów i wydziałów produkcyjnych z automatycznym sprawdzeniem zabezpieczenia planu pod względem materiałów, półfabrykatów, części, oprzyrządowania i przepustowości odpowiednich grup stanowisk pracy, wraz z uwzględnieniem wytycznych planu rocznego i miesięcznego;

d) w zakresie ewidencji, rachunkowości oraz sprawozdawczości ogólnej, na przykład w rejestracji i obliczeniach obrotów materiałowych, w sporządzaniu list płac, zestawień kosztów własnych, sprawozdawczości z wykonania planu produkcji w różnych wskaźnikach, sprawozdawczości z wykonania norm itp.

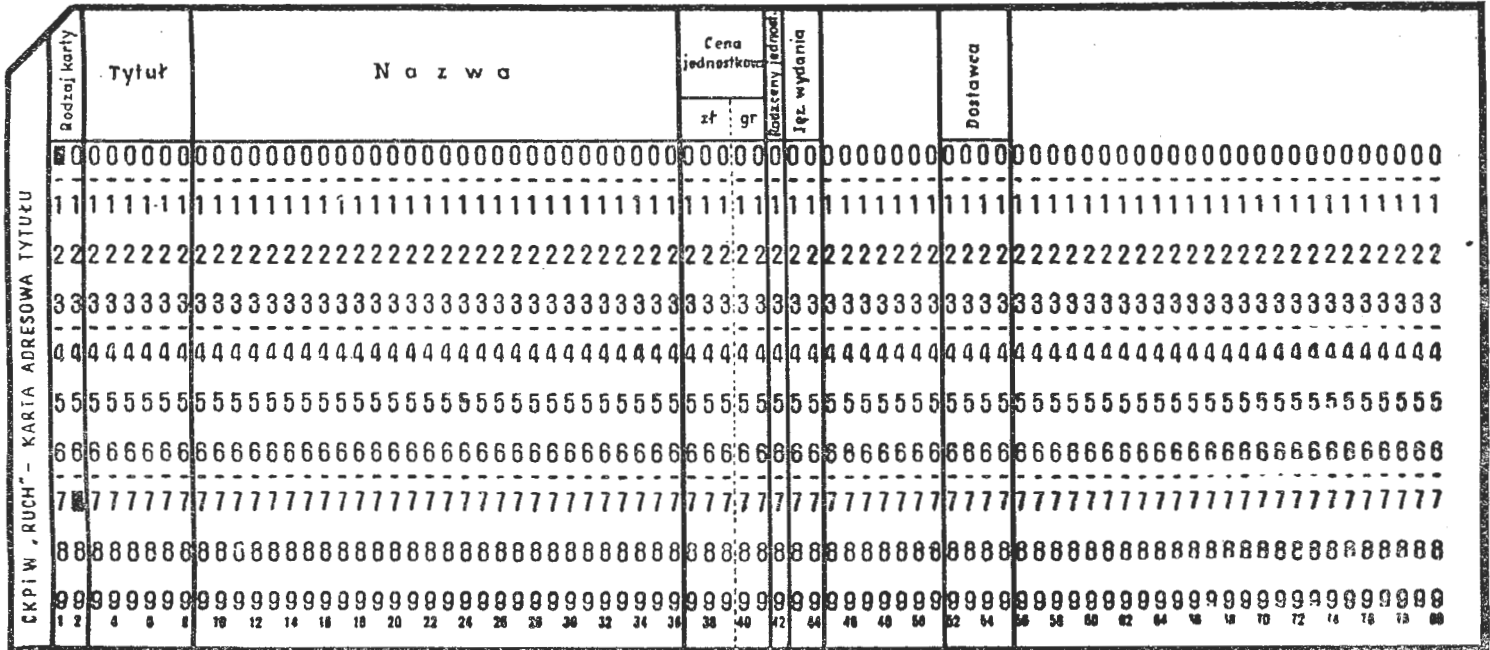
Wymienione powyżej dziedziny zastosowań MLA w przedsiębiorstwie budowy maszyn wynikają z możliwości maszynowego opracowania informacji. Dane, zawarte na oryginalnych dokumentach źródłowych, takich na przykład, jak zlecenia produkcyjne, kwity przychodu materiałów, faktury dostawców — przenoszone są na tak zwane karty dziurkowane — maszynowe nośniki informacji (rys. 1), które automatycznie sterują pracą zestawu MLA. W karcie dziurkowanej za pomocą maszyny tak zwanej dziurkarki, wycina się otwory, stanowiące odpowiedniki zapisów na dokumencie źródłowym. W odróżnieniu od maszyn licząco-piszących, na przykład arytmometrów, w których w każdym przypadku wprowadzenie danych odbywa się przez odręczne nastawienie dźwigiem lub klawiszy, w maszynach tego systemu praca mechanizmów liczących i piszących sterowana jest przez znajdujące się w karcie otwory.

Rozróżnia się dwa zasadnicze rodzaje stosowanych kart dziurkowanych: karty 80-kolumnowe i 90-kolumnowe<sup>1)</sup>.

Odpowiednio rozróżnia się dwa zasadnicze rodzaje zestawów MLA, sterowane kartami 80-kolumnowymi i ste-

<sup>1)</sup> Do niedawna stosowano karty 21, 40, 65 i 130-kolumnowe





Rys. 1. Karta dziurkowana 80-kolumnowa

rowane kartami 90-kolumnowymi. Do najbardziej znanych producentów MLA sterowanych kartami 80-kolumnowymi, zalicza się firmy: IBM (USA), ITC (Anglia), BULL (Francja), SAM (ZSRR). Natomiast firmy takie jak: ARITMA (CSRS), Remington Rand (USA) są znanymi producentami MLA sterowanych kartami 90-kolumnowymi. W tabeli 1 dokonano porównania tych dwóch rodzajów MLA.

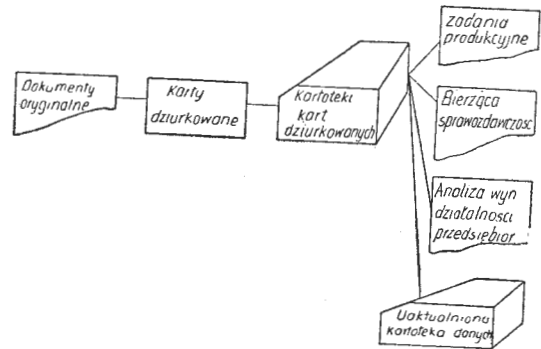
Tabela 1

Porównanie MLA sterowanych kartami 80 i 90 kolumnowymi

Kryterium	Maszyny licząco-analityczne sterowane kartami	
	90-kolumnowymi	80-kolumnowymi
0	1	2
Pojemność danych na karcie	90	80
System odczytu danych z karty	mechaniczny (iglicami)	elektryczny (szczotkami)
Dane reprezentowane na karcie	przez otwory okrągłe	przez otwory prostokątne
Sposób maszynowego odczytu danych z karty	W momencie odczytu karta znajduje się w spoczynku. Iglice odczytują wartość z karty	Odczyt szczotkami elektrycznymi następuje w biegu karty
Pewność odczytu z punktu widzenia konstrukcyjnego rozwiązania	W przypadku wydłużenia lub skrócenia karty — iglica odczytująca natrafiając swą częścią na płaszczyznę karty — nie odczyta zapisu	W przypadku wydłużenia lub skrócenia karty szczotka elektryczna, mimo natrafienia swą częścią na płaszczyznę karty, ze znacznie większym prawdopodobieństwem zamknie obwód elektryczny pozostając częścią
Wpływ zanieczyszczeń karty na pewność odczytu	Przeszkadza mechanicznemu odczytywaniu	Zagraża pewności elektrycznego odczytu
Sposób dziurkowania kart — ilość zniszczonych kart	Wartości, które operatorka palcuje na klawiaturze, przeznaczone są w pierwszej kolejności do mechanicznej pamięci, a dopiero później cała karta jest blokowo dziurkowana. Przypadkowy błąd można przed wydziurkowaniem poprawić. Mała stosunkowo ilość zniszczonych kart	Dziurka w karcie zostaje wycięta od razu po uderzeniu w klawisz, wobec czego nie ma żadnej możliwości poprawienia omyłek. Większa stosunkowo ilość zniszczonych kart

**Proces przetwarzania danych na zestawie MLA**

Na rys. 2 przedstawiono schemat ideowy przepływu informacji w przypadku stosowania kart dziurkowanych. Dla uzyskania żądanych wyników należy skompletować niezbędne rodzaje dokumentów źródłowych, następnie dane z nich wydziurkować na kartach, po czym są one poddawane odpowiednim operacjom sortowania, dobierania, od-



Rys. 2. Schemat ideowy przepływu informacji w systemie kart dziurkowanych

tworzania, reprodukowania. Dane, zawarte na tych kartach, podlegają żądanym operacjom arytmetycznym, których wyniki są w konsekwencji wydziurkowane na tych samych kartach lub w odpowiednich zestawieniach. Dla realizacji powyższych operacji skonstruowano odpowiednie maszyny, tworzące zestaw MLA.

W tabeli 2 scharakteryzowano zasadnicze maszyny zestawu MLA<sup>2)</sup>.

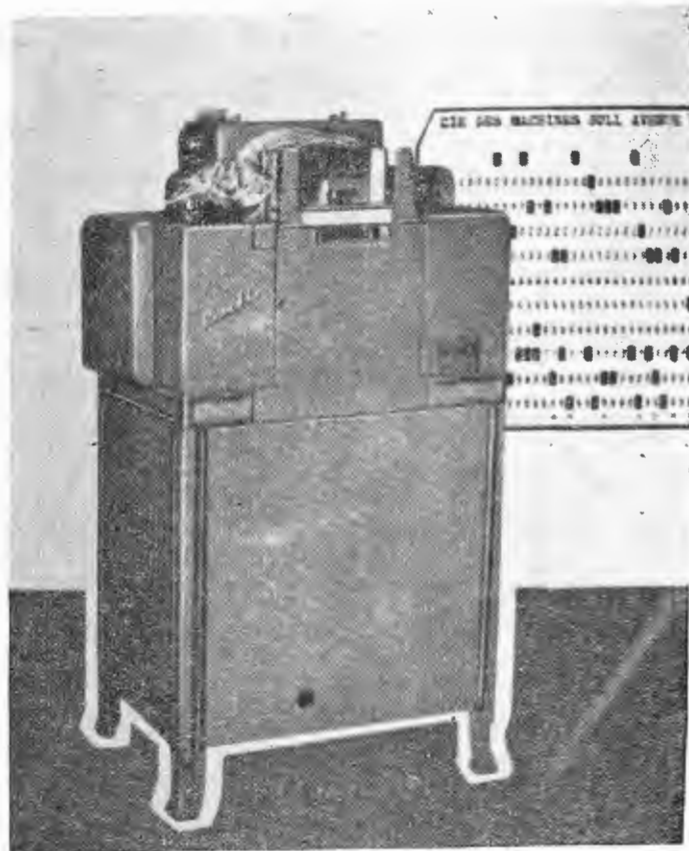
Na rys. 3 przedstawiono tabulator z kalkulatorem Gamma 3 firmy BULL. Na rys. 4 przedstawiono reproducer z kalkulatorem M22, produkcji tej samej firmy. Natomiast na rys. 5 przedstawiono opisywacz.

Bardzo pracochłonna jest operacja dziurkowania kart. W celu przyspieszenia wykonywania tej operacji stosuje się do wystawiania dokumentów źródłowych maszyny do pisania (rys. 6) z równoległym utrwaleniem danych na taśmie dziurkowanej — najczęściej 5-kanałowej — dalekopisowej, z której następnie automatycznie wystawia się karty dziurkowane.

<sup>2)</sup> Struktura zestawów MLA, sterowanych kartami 80 i 90-kolumnowymi, jest jednakowa

**Tabela 2**  
Charakterystyka zestawu MLA

Rodzaj operacji	Nazwa maszyny		U w a g i
	0	1	
Dziurkowanie kart	Dziurkarka		
Sprawdzanie wydziurkowanych kart	Sprawdzarka		
Sortowanie kart	Sorter		w niewielkim zakresie kolator
Dobieranie kart	Kolator		w niewielkim zakresie sorter
Reprodukcowanie kart	Reproducer		
Dodawanie, odejmowanie, mnożenie, dzielenie, ewent. porównywanie danych zawartych w kartach	Kalkulator		
Drukowanie wyników	Tabulator		
Dziurkowanie kart sumarycznych	Dziurkarka sumaryczna		sprzężona z tabulatorem
Opisywanie danych zawartych w karcie dziurkowanej	Opisywacz		na górnym skraju karty opisuje dane w potocznym języku



Rys. 5. Opisywacz

— nieodpowiedniego parku maszynowego, który bądź z racji swych właściwości konstrukcyjnych, bądź z nieodpowiedniego zestawu uniemożliwia wykonywanie najistotniejszych prac.

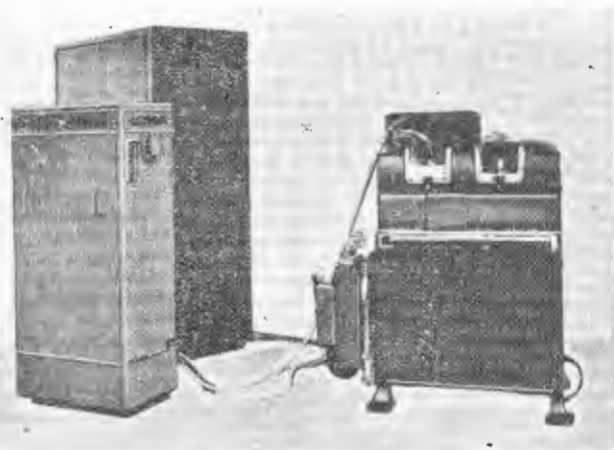
Jedynie zmechanizowany kompleksowy system opracowywania informacji w wymienionych na wstępie zakresach działalności przedsiębiorstwa może przynieść poważne efekty ekonomiczne. Natomiast mechanizacja tylko poszczególnych zakresów, jak na przykład rozliczeń płac i materiałów, nie przynosi spodziewanych efektów.

#### Założenia zmechanizowanego, kompleksowego systemu opracowywania informacji

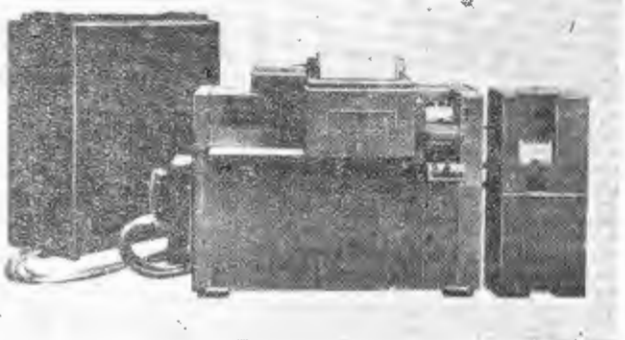
Na rys. 7 przedstawiono przebieg kolejnych etapów zmechanizowanego, kompleksowego opracowywania informacji w systemie zarządzania produkcją. Ideą systemu jest, wszę-



Rys. 6. Maszyna do pisania z równoległym utrwalaniem danych na taśmie dziurkowanej



Rys. 3. Tabulator sprzężony z kalkulatorem Gamma 3



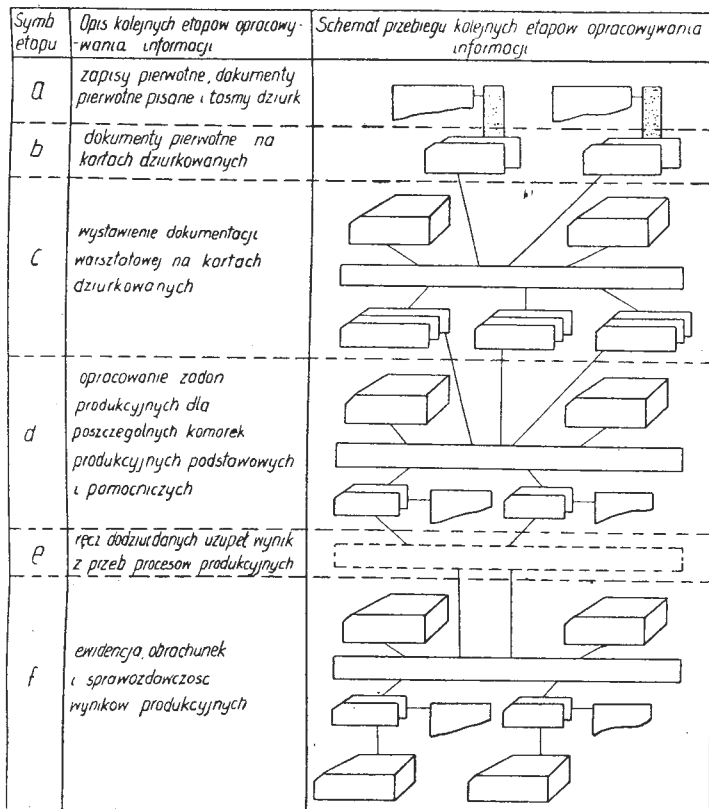
Rys. 4. Reproducer sprzężony z kalkulatorem M22

#### Systemy zmechanizowanego opracowywania informacji w przedsiębiorstwie budowy maszyn

W przedsiębiorstwie budowy maszyn wyróżnia się kompleksowe i wycinkowe systemy zmechanizowanego opracowywania informacji.

Jak dotąd, w resorcie MPC — wśród czynnych stacji obliczeniowych nie ma ani jednej stacji, która zmechanizowałaby w pełni kompleksowo opracowywanie informacji w przedsiębiorstwie. Stan ten jest wynikiem między innymi:

— braku wypracowanej prawidłowej metodyki prowadzenia prac przygotowawczo-organizacyjnej przed przejściem na system zmechanizowanego przetwarzania danych,



Rys. 7. Przebieg kolejnych etapów kompleksowego opracowywania informacji

dzie gdzie tylko jest to możliwe, wystawianie dokumentów pierwotnych na maszynach do pisania perforujących taśmę. W miejsce tradycyjnych kartotek, stosowanie kartotek kart dziurkowanych i na podstawie danych w nich zawartych oraz z danych, wynikających z zadań planowych — opracowywanie w zmechanizowany sposób zadań produkcyjnych dla poszczególnych komórek. Następnie, na podstawie danych zawartych w kartotekach, uzupełnionych danymi z przebiegu procesu produkcyjnego — rozliczenia płac, materiałów, kosztów własnych itp.

**Dobór odpowiedniego zestawu MLA warunkiem ich kompleksowego zastosowania w systemie zarządzania produkcją**

Najczęściej źle dobrany zestaw MLA sprawia, że szeroko reklamowana przydatność tych maszyn w systemie zarządzania produkcją jest iluzoryczna i — jak wskazuje praktyka stosowania tych maszyn w Polsce — żadna stacja maszyn w przemyśle ciężkim nie wychodzi poza rozliczenia materiałowe i płacowe, co najwyżej pomocnicze zestawienia pracochłonności wyrobów lub zestawienia stopnia wykonania norm pracy (na podstawie kart pracy).

Zwykle spotyka się i podaje, że typowy zestaw MLA posiada następującą strukturę: 4 dziurkarki, 3 sprawdzarki, 1,25 sortera, 1 tabulator i po 0,25 kolatora, opisywacza, reproducera i kalkulatora.

Taki zestaw maszyn praktycznie uniemożliwia kompleksowe zastosowanie MLA w systemie zarządzania produkcją. Jak ilustruje rys. 7 — w poszczególnych etapach opracowywania informacji biorą udział kartoteki kart dziurkowanych z informacjami sumarycznymi, dotyczącymi narastających wyników przebiegu procesu produkcyjnego, względnie z informacjami normatywnymi, dotyczącymi informacji względnie stałych, jak na przykład technicznych norm pracy, czy zużycia materiałów. Wykorzystanie tych kartotek w procesie zmechanizowanego przetwarzania zwykle dokonywane jest operacją dobierania, realizowaną za pomocą kolatora, co przy kompleksowym systemie wymaga często

2—3 mln przepuszczeń kart miesięcznie. Przy pracy stacji na 2 zmiany ilość kolatorów — o wydajności 15 000 kart na godzinę — wyniesie dwa. Podobnie zmienia się ilość dziurkarek i sprawdzarek. W istniejącej praktyce stosowania MLA dokumenty źródłowe wypisywane są ręcznie, a następnie dane w nich zawarte przenoszone zostają na karty dziurkowane. Stąd w niektórych polskich stacjach maszyn widzi się całe hale dziurkarek i sprawdzarek. Natomiast przy kompleksowym systemie większości dokumentów źródłowych, takich na przykład jak powtarzalna dokumentacja warsztatowa, to znaczy karty pracy, kwity materiałowe, przewodniki — są wstępnie dziurkowane na reproducerze lub dziurkarce sumarycznej. Karty te następnie zostają uzupełnione w drodze ręcznego dodziurkowania wynikami z przebiegu procesu produkcyjnego, takimi na przykład jak ilość wykonanych sztuk elementów czy podzespołów, ilość braków itp. Dokumentacja niepowtarzalna, jak na przykład zlecenia produkcyjne, karty braków itp. jest wpisywana na maszynach do pisania utrwalających wyniki na taśmie dziurkowanej, z której następnie automatycznie wystawia się karty dziurkowane.

W tak zaprojektowanym systemie dziurkarki i sprawdzarki kart nie są podstawowymi maszynami wystawiania kart dziurkowanych. Podobnie jak w przypadku kolatora, ilość ich w stosunku do typowego zestawu ulega zmianie i może wynieść dwie dziurkarki, w tym jedna automatyczna, jedna sprawdzarka i pięć maszyn do pisania, perforujących taśmę<sup>3)</sup>.

Dyskusja na temat struktury typowego zestawu MLA musi być wzbogacona o aspekt, że najczęściej w polskich stacjach maszyn brak jest kolatora, opisywacza, reproduera, często zaś i kalkulatora. A system kompleksowego zastosowania MLA w systemie zarządzania produkcją nie tylko że wymaga występowania odpowiedniej ilości wymienionych maszyn, ale ponadto nakłada na nie obowiązek realizowania wielu złożonych funkcji, które decydują o stopniu trudności napotykanym przy projektowaniu kompleksowego systemu.

O sprawności zestawu MLA decyduje posiadana pełna struktura zestawu oraz własności kalkulatora. Rozróżnia się dwa zasadnicze rodzaje kalkulatorów:

- kalkulatory samodzielne, czytające dane i dziurkujące wyniki,
- kalkulatory czytające, dziurkujące, drukujące wyniki za pomocą sprzężenia kablowego z reproducerem, z tabulatorem z dziurkarką sumaryczną, kolatorem i sorterem.

Pierwszy rodzaj kalkulatorów może obliczać kilkanaście typowych działań arytmetycznych bez możliwości wykonywania operacji logicznej — porównywania. Znajduje zastosowanie w mechanizacji systemów wycinkowych, nie wymagających dużej uniwersalności kalkulatora.

Praktyka ich stosowania potwierdza zresztą te twierdzenia. Produkowane są między innymi przez firmę ARITMA, której zestawy MLA są licznie w Polsce eksploatowane, niestety bez przykładów kompleksowego ich zastosowania w systemie zarządzania produkcją.

Drugi rodzaj kalkulatorów został skonstruowany w wyniku silnej konkurencji elektronicznych maszyn cyfrowych. Kalkulator ten, jak na przykład produkcji firmy BULL — Gamma 3, posiada możliwość wykonywania 128 prostych operacji. Dodatkowo wyposażony w pamięć na bębnie magnetycznym, o pojemności 200 000 znaków alfa numerycznych<sup>4)</sup> — staje się małą uniwersalną maszyną cyfrową, zdolną do wykonywania bardzo złożonych zadań.

Posiadając możliwość sprzężenia z reproducerem ma te same cechy, co kalkulator pierwszego rodzaju, ponadto posiada nad nim przewagę możliwości sprzężenia z kolatorem lub sorterem — ułatwiającego przegrupowanie kart. Na przykład odczytane dane z karty są przeliczane według określonego wzoru algebraicznego na kalkulatorze i w zależności od wyniku — skierowywane do odpowiedniej kasy sortera lub kolatora. Przy stosowaniu pierwszego rodzaju kalkulatora, wyniki obliczeń wydziurkowane na karcie, dla ich wydrukowania, muszą być skierowane do tabulatora. Natomiast w przypadku sprzężenia kalkulatora z tabulatorem cykl otrzymania wydziurkowanych wyników jest znacznie krótszy.

<sup>3)</sup> Dziurkarka automatyczna wystawia z taśmy dziurkowanej karty dziurkowane  
<sup>4)</sup> Znak — alfa numeryczny może być cyfrą, literą, kropką, przecinkiem itp.



**Tabela 3**  
Przegląd zestawów MLA eksploatowanych w Polsce

Typ maszyny Rodzaj maszyny		SAM		ARITMA		BULL	
		produkuje	ma produ- kować	produkuje	ma produ- kować	produkuje	ma produ- kować
1		2	3	4	5	6	7
Wejście	Karty dziurkowane	+	+	+	+	+	+
	Taśma perforowana karty dziurkowane	—	+	+	+	+	+
Sposób odczytu zapisu	Optyczny	—	—	—	—	+	+
	Magnetyczny	—	—	—	—	+	+
Sposób ujmowania danych	Cyfrowy	+	+	+	+	+	+
	Alfa numeryczny	—	+	—	+	+	+
Dziurkarka		+	+	+	+	+	+
Sprawdzarka		+	+	+	+	+	+
Sorter		+	+	+	+	+	+
Kolator		—	+	—	+	+	+
	Zwykły	+	+	+	+	M 22 +	+
	Pracujący na zasadzie programu	—	+ EW/80-3	—	—	Gamma 3 +	+
Tabulator		+	+	+	+	+	+
Dziurkarka sumaryczna		+	+	+	+	+	+
Reproducer		—	+	+	+	+	+
Opisywacz		—	—	—	+	+	+
Urządzenia rozszer- zające możliwości rachunkowe	Przystawki pamięciowe	—	—	—	—	+	+
	Bęben magnetyczny	—	—	—	—	+	+
Urządzenie, dzięki któremu tabulator mo- że umieszczać zapisy na luźnych kartach		—	—	—	—	+	+
Urządzenie kontrolujące zgodność symbo- lu liczbowego z odpowiadającym mu sym- bolem literowym		—	—	—	—	+	+
Elektroniczna ma- szyna cyfrowa	Mała — jako forma nie w pełni skrysta- lizowana	—	—	—	—	Seria 300 +	Seria 300 +
	Duża	—	nie do prze- twarzania danych	—	EPOS	—	Gamma 30 Gamma 60
Podsumowanie		8 +	13 +	10 +	14 +	21 +	22 +

**Przegląd zestawów maszyn licząco-analitycznych, eksploatowanych w Polsce: SAM, ARITMA, BULL**

Przegląd zestawów MLA, eksploatowanych w Polsce, mianowicie SAM, ARITMA i BULL, przedstawiony jest w tabl. 3. Dodatkowo w powyższej tabeli dokonano punktacji, która ilustruje — w sposób oczywiście względny — możliwości organizacyjnego wykorzystania podstawowego kompletu maszyn do różnych rodzajów prac.

Tabela 4 ilustruje wydajność maszyn oraz podaje współczynniki porównawcze dla zestawu niepełnego, złożonego z trzech dziurkarek, jednego sortera, jednego kolatora oraz dla zestawu pełnego, złożonego z trzech dziurkarek, jednego sortera, jednego kolatora, jednego reproduera, jednego opisywacza, jednego kalkulatora, jednego tabulatora. Jak wynika z danych zawartych w tabelach 3 i 4, maszyny firmy BULL dominują. Jednak maszyny produkcji ARITMA, szczególnie zapowiedziane do sprzedaży w tym roku, poważnie zbliżają się pod względem struktury zestawu, jak i wydajności, do maszyn firmy BULL.

**Dyskusja przydatności zestawu MLA dla mechanizacji kompleksowego systemu zarządzania produkcją**

Ponieważ zestawy MLA-ARITMA są najłatwiej dostępne na rynku polskim warto się zastanowić nad ich przydatnością dla mechanizacji kompleksowych systemów zarządzania produkcją. Od paru lat eksploatowane są w Z. M. Ursus, FSO-Żerań, Fabryce im. Cegielskiego, niestety producent tych maszyn nie potrafił uruchomić do dziś kompleksowych systemów<sup>5)</sup>.

<sup>5)</sup> Personel polski tych stacji swoimi siłami zaczyna dopiero uruchamiać dotąd nie wykonywane prace z zakresu planowania operatywnego (Fabryka im. Cegielskiego).

Na rok 1962 Firma ARITMA zapowiedziała do sprzedaży nowy zestaw MLA, uzupełniony nowymi maszynami dotychczas nie produkowanymi, takimi jak kolator-reproducer, tabulator alfa-numeryczny, drukujący do 120 cyfr lub liter w wierszu, zestaw urządzeń do perforowania kart z taśmy dziurkowanej.

Należy stwierdzić, że pomimo poważnej rekonstrukcji zestawu, nadal pozostaje aktualne dyskusyjne stwierdzenie, że zestaw ARITMA musi ulec poważnej rekonstrukcji, żeby w pełni był przydatny dla kompleksowej mechanizacji systemu zarządzania produkcją. Bowiem nadal kalkulator T-520 wykonuje cztery podstawowe operacje arytmetyczne, bez możliwości współpracy z tabulatorem, sorterem, kolatorem reproducerem. Ponadto nie posiada możliwości rozszerzenia pojemności pamięci, przez co nie może wykonywać bardziej złożonych zadań. Nie posiada nadal możliwości wykonywania operacji logicznych, na przykład porównywania, to znaczy zdolności bezpośredniego podejmowania decyzji. Operacja ta musi być zastępowana przez żmudne operacje sortowania. Również nadal zestaw ARITMA nie posiada opisywacza, niezbędnego przy systemie wystawiania dokumentacji warsztatowej na kartach dziurkowanych. Brak szczegółowych danych odnośnie zapowiedzianego nowego reproduera i tabulatora uniemożliwia ocenę ich funkcjonalności.

Efektywna wydajność sortera T-220 — 50 tys. kart na godzinę, realizowana systemem odczytu foto-elektrycznym, budzi nadzieję, że prace badawcze nad skonstruowaniem elastycznego zestawu MLA są prowadzone.

Obecnie jednak zestaw ARITMA należy uzupełniać kolatorem-opisywaczem produkowanym przez Remington Randa. Jeszcze w bieżącym roku można będzie korzystać z uniwersalnego kalkulatora Gamma 3, z pamięcią na bębnie magnetycznym o pojemności 200 000 znaków alfa-numerycz-

nych, bowiem firma BULL uruchomiła produkcję czytników i dziurkarek do sterowanych kart 90-kolumnowych oraz przystosowała kalkulator Gamma 3 do wprowadzenia, obliczania i wyprowadzania kart 90-kolumnowych.

Niestety i ten kalkulator w zestawie ARITMA nie będzie mógł być sprzężony z sorterem, kolatorem, reproducerem czy też tabulatorem, choć w zestawie BULL takie sprzężenie są możliwe.

#### Przykłady zastosowania MLA do prac z zakresu technicznego przygotowania produkcji

Techniczne przygotowanie produkcji (TPP) sprzętu złożonego z kilku tysięcy macierzystych elementów (np. w przypadku takich wyrobów jak turbiny dużej mocy, okrętowe silniki wysokoprężne, urządzenia radiolokacyjne, czy samoloty) nabiera dużej wagi i praktycznie decyduje o szybkim opanowaniu produkcji.

W TPP bardzo duży udział pod względem pracochłonności mają prace typu projektowo-obliczeniowego i przetwarzania danych<sup>6)</sup>.

W zakresie prac projektowo-obliczeniowych wykonuje się prace o charakterze:

- projektowania nowych konstrukcji,
- klasyfikowania i normalizowania elementów konstrukcyjnych,
- organizacyjno-technicznym, na przykład opracowywanie rozdzielnictwa robót, cyklogramów montażowych wyrobów, planów operacyjnych, obliczenia długości cyklu produkcyjnego, projektowanie gniazd produkcyjnych, linii potokowych, obliczanie wariantów technologicznych itp.,
- normowanie czasu pracy oraz zużycia materiałów,
- opracowywania taśm sterujących dla obrabiarek sterowanych programem.

W zakresie przetwarzania danych następuje opracowywanie wykazów części i podzespołów oraz odpowiednich zestawień: pracochłonności wyrobów, norm zużycia materia-

<sup>6)</sup> Przetwarzanie danych w tym zakresie rozumiane jest jako zespół operacji związanych z odpowiednim wykorzystaniem danych, zawartych np. na rysunkach konstrukcyjnych do dalszej rozbudowy dokumentacji konstrukcyjno-technologicznej.

łów, stosowanych narzędzi, wystawiania powtarzalnej dokumentacji warsztatowej itp.

Mechanizacja obliczeń, występująca przy projektowaniu nowych konstrukcji, uwarunkowana jest danymi technicznymi dysponowanego kalkulatora i najczęściej jednak prowadzona jest przy pomocy elektronicznych maszyn cyfrowych. Wszakże istnieją dane, że na kalkulatorze Gamma 3 z bębniem magnetycznym dokonano obliczeń wskaźników techniczno-ekonomicznych samolotu „Caravelle” drogą symulacji różnych warunków eksploatacji samolotu. Dane, uzyskane tą metodą, skróciły proces projektowania o kilka miesięcy.

MLA, o pełnowartościowym zestawie, znalazły — jak dotąd — zastosowanie jedynie do prac z zakresu klasyfikacji i normalizacji, do opracowywania wykazów części, cyklogramów montażowych i do prac z zakresu przetwarzania danych. Pozostałe prace mogą być zrealizowane zestawem, w którym występuje kalkulator z rozbudowaną pamięcią, taki na przykład jak Gamma 3 z bębniem magnetycznym.

Warunkiem prowadzenia prac z zakresu klasyfikacji i normalizacji elementów konstrukcyjnych jest założenie na każdy produkowany element karty dziurkowanej, o ile możliwe z mikrofilmem widoku danego elementu, przymocowanym z prawej strony, jak to ilustruje rys. 8. Karta ta zawiera takie informacje o elemencie jak na przykład numer rysunku, nazwa części, kodem zapisany rodzaj kształtu, materiał, ciężar, tolerancje wymiarowe, wydział wykonujący, numer podzespołu, do którego wchodzi ilość sztuk na podzespół.

Normalizacja i unifikacja elementów konstrukcyjnych może być przeprowadzona częściowo w zależności od posiadanego kalkulatora, to znaczy polegać będzie na zebraniu i sklasyfikowaniu danych dotyczących stosowanych rodzajów kształtów, typów-wymiarów materiałów itp., lub całkowicie, to znaczy polegać będzie ponadto na opracowaniu zestawień, w których zaproponowany zostanie układ znormalizowanych, zawężonych wymiarów. W przypadku zestawu ARITMA mechanizacja całkowita procesu normalizowania dokonana musi być jedynie przy uzupełnieniu zestawu o kalkulator Gamma 3B z bębniem magnetycznym.

Tabela 4  
Wydajność poszczególnych maszyn zestawów MLA eksploatowanych w Polsce

Lp.	Rodzaj maszyny	Symbol	Wydajność maszyn w ilości kart na godzinę				
			SAM		ARITMA		BULL
			1960	w planie	1960	1962	
1	Dziurkarka	D	250	—	200	—	250
2	Sprawdzarka		—	—	—	—	
3	Reproducer	R	nie występuje	brak danych	5400	8000	14 400
4	Sorter	S	24 000	—	24000	50000	42 000
5	Kolator	K	nie występuje	—	nie występuje	8000	15 000 + 30 000
6	Opisywacz	O	„	—	po roku 1963		3 600
7	Kalkulator	M	„	6 000	6 000	6 000	9 000
8	Tabulator	T	6000 + 9000	—	6 000	8 000	9 000
9	Wsp. I		6 500	6 500	6 100	11 750	10 350
10	Wsp. I'		1	1	0,94	1,8	1,6
11	Wsp. II		3 800	brak danych	4 700	9 000	11 200
12	Wsp. II'		1	„	1,23	2,37	2,95

$$\text{Wsp. I} = \frac{3D + 1 \cdot S + 1 \cdot T}{5}$$

$$\text{Wsp. II} = \frac{3D + 1 \cdot S + 1 \cdot K + 1 \cdot R + 1 \cdot Op + 1 \cdot M + 1T}{9}$$

współczynnik określający wykorzystanie podstawowego kompletu maszyn do różnych rodzajów prac — ilościowo

$$\text{Wsp. I}' = \frac{\text{ARITMA, BULL} - \text{z wiersza „9”}}{\text{SAM}}$$

$$\text{Wsp. II}' = \frac{\text{ARITMA, BULL} - \text{z wiersza „11”}}{\text{SAM}}$$





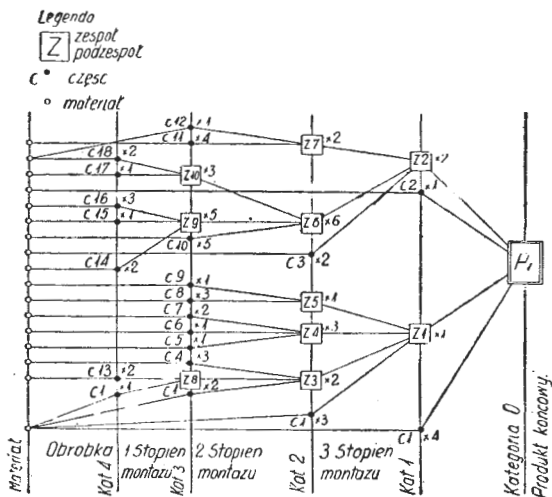
podstawie kart rezerwacji, kart pobrania elementów z magazynu i kart przychodu wykonanych elementów do magazynu.

Jak przedstawiono na rys. 12, mechanizacja kompleksowego systemu zarządzania produkcją zaczyna się od wystawienia kart dziurkowanych zamówionych wyrobów, które wpłynęły od klienta lub wynikają z zadań planowych przedsiębiorstwa. W fazie przetwarzania danych następuje opracowanie skorygowanego miesięcznego planu produkcyjnego na podstawie dobrania według numeru asortymentu, kart miesięcznego programu produkcji danego asortymentu, kart zleceń produkcyjnych danego asortymentu, które nie zostały jeszcze zakończone oraz kart stanu magazynu wyrobów gotowych dla danego asortymentu.

Tak opracowany skorygowany miesięczny plan z produkcji zostaje przesłany do działu planowania, gdzie na podstawie sprawdzenia przepustowości parku maszynowego i dysponowanego zatrudnienia — zostaje podjęta decyzja o przyjęciu zamówienia do realizacji i zatwierdzenia miesięcznego planu produkcji. Według tego planu wystawia się kartę zlecenia produkcyjnego na wyrób gotowy — kategoria 0, a następnie do niej dobiera się odpowiednie karty technologiczne, opisujące przebieg procesu technologicznego, po czym na kalkulatorze dokonuje się obliczenia czasu wykonania poszczególnych operacji według wzoru  $T_w = T_{pz} + nt_j$ , gdzie „n” wzięte jest z karty zlecenia produkcyjnego — wynik kalkulacji wydziurkowany jest na karcie pracy. Następnie wystawia się karty rezerwacji w magazynie elementów wchodzących do montażu w kategorii 1. Ilość elementów wchodzących na wyrób zostaje przemnożona przez ilość zleceń do produkcji wyrobów. Równocześnie zostaje również wystawiona karta pobrania wyrobu z magazynu wyrobów gotowych, przy ich wysyłce do klienta.

Z kart pracy i zleceń produkcyjnych wystawia się na tabulatorze przewodniki, które wraz z kartami pracy wysyłane są do sekcji planowania odpowiednich wydziałów produkcyjnych. Z kart zleceń produkcyjnych i kart rezerwacji wystawia się karty przychodu elementów kategorii 0 do magazynu, które aż do momentu zakończenia montażu wyrobu oczekują w kompletacji.

Karty rezerwacji elementów kategorii 1 zostają dobrane według numeru elementu z kartami stanu magazynu i na tabulatorze zostaje wydrukowany dysponowany stan magazynu elementów kategorii 1. O ile stan magazynu kształ-



Rys. 11. Struktura procesu produkcyjnego wg części, podzespołów i zespołów

tuje się poniżej zapasu bezpieczeństwa wówczas biuro produkcji wystawia kartę zlecenia produkcyjnego elementu kategorii 1, w ilości równej ekonomicznej wielkości serii.

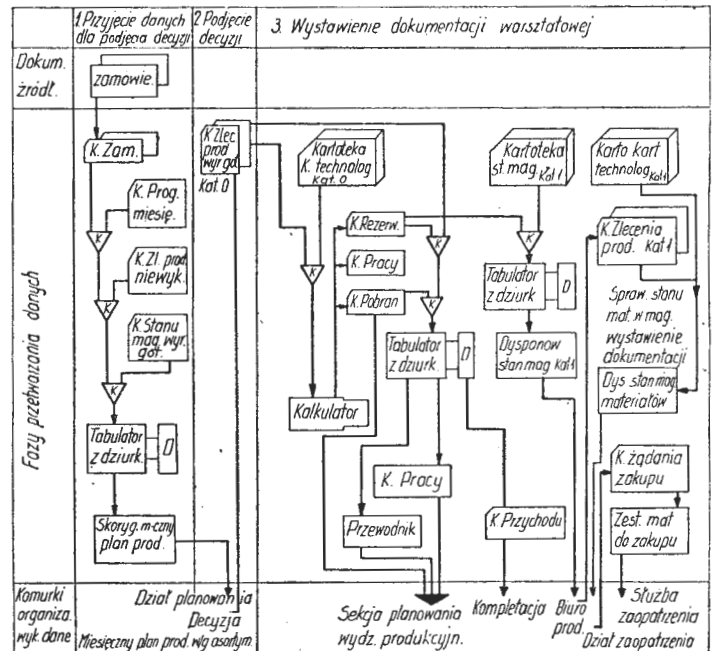
Dalszy tok postępowania jest analogiczny jak w przypadku wystawiania dokumentacji warsztatowej dla elementu kategorii 0.

Sprawdzenie pokrycia materiałowego dla realizacji planowanych zadań zostało na rys. 12 tylko ideowo zasygnalizowane.

## Kierunki prac nad kompleksowym zastosowaniem maszyn licząco-analitycznych w przedsiębiorstwie

Kompleksowe zastosowanie MLA w systemie zarządzania produkcją winno poprzedzać usprawnienia techniczno-organizacyjne tradycyjnych metod zarządzania, bowiem kompleksowa mechanizacja przetwarzania informacji przynosi największe efekty w dobrze zorganizowanym tradycyjnym systemie.

Prace poprzedzające uruchomienie kompleksowego systemu opracowywania informacji trwają od 2—3 lat i wymagają od całej załogi zakładu dużego wysiłku [lit. 2].



Rys. 12. Ideowy organigram wstępnego układu zmechanizowanego, kompleksowego systemu zarządzania produkcją

Struktura prac w ogólnej postaci przedstawiona jest poniżej.

1. Charakterystyka i analiza dotychczasowego systemu opracowywania informacji oraz określenie zakresu zastosowania mechanizacji.

2. Założenia i projekt usprawnień techniczno-organizacyjnych tradycyjnych systemów opracowywania informacji.

3. Założenia i koncepcja zmechanizowanego kompleksowego systemu opracowywania informacji oraz projekt kolejnego uruchamiania poszczególnych dziedzin zastosowania mechanizacji.

4. Projekt techniczny mechanizacji kolejnych dziedzin zastosowań. Kolejne uruchamianie poszczególnych zmechanizowanych dziedzin zastosowań.

Szczegółowe omówienie wymienionych prac przerasta ramy artykułu.

Na podkreślenie zasługuje fakt, że uruchamianie zmechanizowanego kompleksowego systemu opracowywania informacji może następować stopniowo według kolejno opracowywanych poszczególnych dziedzin zastosowań, ale musi być bezwzględnie poprzedzone opracowaniem koncepcji kompleksowego systemu, bowiem system niezależnego projektowania poszczególnych dziedzin zastosowań nie uwzględnia wielu wspólnych powiązań i praktycznie uniemożliwia dalszą systematyczną rozbudowę zmechanizowanego systemu.

Wybór kolejności uruchamiania poszczególnych dziedzin zastosowań MLA zależy od konkretnych warunków projektowanego systemu. Można jedynie podać ogólną tendencję, według której winno się w pierwszej kolejności przenieść dokumentację konstrukcyjną i technologiczną na karty dziurkowane, z których wystawiałoby się powtarzalną dokumentację warsztatową i następnie przeprowadzało bilansowanie przepustowości parku maszynowego. W następnej kolejności uruchamiania zmechanizowanego systemu powinno się przystąpić do zmechanizowanego opraco-

wywania wyników procesu produkcyjnego, to znaczy rozliczenia płac, materiałów, kosztów itp., jak to ilustrują kolejne etapy kompleksowego opracowywania informacji na rys. 7.

#### LITERATURA

1. Z. Gackowski, A. Targowski — Elektroniczna maszyna cyfrowa nowoczesnym środkiem organizacji. Biuletyn Towarzystwa Naukowego Organizacji i Kierownictwa nr 3—4/61 r.
2. Z. Gackowski, A. Targowski — Analiza celowości zastosowania maszyn liczących w zakładach budowy maszyn. Organizacja, Samorząd, Zarządzanie nr 3/62 r.
3. Obirek Br. — Maszyny licząco-analityczne, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne 1961 r.

4. Sowa K. — Zarys nowoczesnych technik rachunkowości, Wyd. Polskie Wydawnictwa Gospodarcze — 1959 r.
5. A. Targowski — Doświadczenia i możliwości stosowania maszyn licząco-perforacyjnych i elektronicznych maszyn cyfrowych w pracach konstrukcyjnych i technologicznych. Organizacja, Metody, Technika nr 11 i 12/61 r.
6. A. D. Even — Engineering data processing system design, Wyd. V. Norstand.
7. E. A. Johnson — Accounting Systems in Modern Business wyd. McGraw-Hill — 1959.
8. Balay, Bevrtrand-Utilisation des machines à cartes perforées, Wyd. „Hommes et Techniques”, Paris, 200 str., 1956 r.
9. Commenil G. — Ce que votre entreprise peut attendre de la carte perforée, Ext. de Simplification 1952, nr 5.
10. Poffe N. — L'Automatisation administrative et les bandes perforées, Bruxelles, Ed. Comptabilité et Productivité, nr 8.

Mgr inż. T. RAJPERT

656.71

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

cz. V

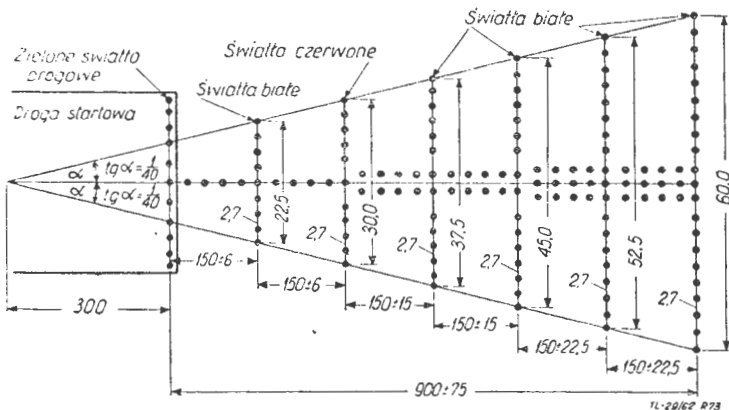
*W dalszym ciągu rozważań poszczególnych elementów i urządzeń ziemnego zabezpieczenia lotów omówiono w zeszycie bieżącym: oświetlenie lotnisk, urządzenia do zwalczania mgły, do wyhamowywania dobiegu i do podgrzewania nawierzchni lotniskowych.*

### Oświetlenie lotnisk

W czasie przyziemienia samolotów w nocy i w trudnych warunkach meteorologicznych duże znaczenie posiadają lotniskowe urządzenia świetlne, wykorzystywane przez pilota.

Współczesne punkty świetlne systemów oświetlenia lotnisk powinny być widoczne dokładnie przed odlotem samolotu od bliższej radiostacji prowadzącej. Chodzi bowiem o umożliwienie pilotowi przejścia z lądowania na przyrządy do lądowania wzrokowego.

Najczęściej używanym rozwiązaniem świateł podejść do dróg startowych jest międzynarodowy system Calverta. System ten posiada szereg odmian rozmieszczenia lamp. Podstawowy schemat usytuowania lamp w systemie Calverta zalecany przez ICAO — przedstawia rys. 73.

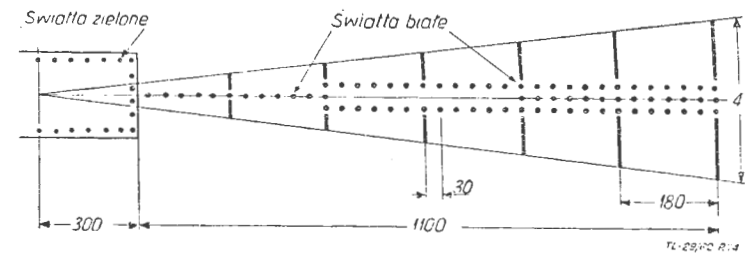


Rys. 73. Światła podejść systemu Calverta (system krzyżowo-osiowy)

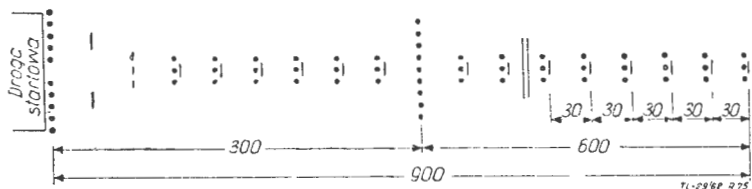
Na rys. 74 i 75 przedstawiono schematycznie inne systemy świateł podejść stosowanych w różnych portach lotniczych, a na rys. 76 system świateł o dużej intensywności, opracowany przez firmę Siemens Schuckertwerke Aktiengesellschaft. Rys. 77 przedstawia fragment systemu świateł podejść, wytwarzającego horyzonty świetlne, nad którym były prowadzone na szeroką skalę w ostatnich latach prace badawcze w USA.

Obecnie, w licznych portach lotniczych, jednym z urządzeń świetlnego wyposażenia są wskaźniki toru lądowania z silnym źródłem światła, które wykorzystuje się w warunkach złej widoczności. Jako wskaźniki toru lądowania używa się reflektory sektorowe (rys. 78). Rozpracowano zasadnicze dwa typy wskaźników: systemu trójkolorowego i systemu dwukolorowego.

W systemie trójkolorowym reflektor wysyła w kierunku przedłużenia drogi startowej strumień światła koloru czerwonego, zielonego i żółtego, rozmieszczony w płaszczyźnie prostopadłej do powierzchni ziemi. Z koloru sygnału pilot



Rys. 74. Oświetlenie drogi startowej i światła podejścia, wykonane na jednym z lotnisk (porównaj z rys. 83)



Rys. 75. Światła podejścia systemu amerykańskiego ALPA/ATA

orientuje się w położeniu samolotu w stosunku do zasadniczego toru lądowania, a więc:

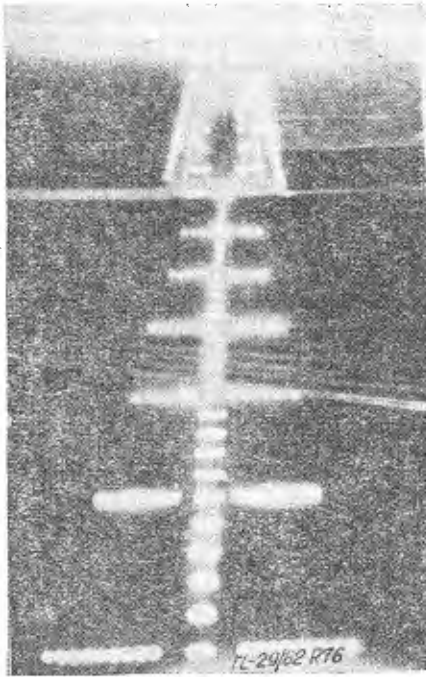
- jeżeli samolot znajduje się w płaszczyźnie zasadniczego toru lądowania, pilot widzi kolor zielony;
- jeżeli samolot znajduje się ponad zasadniczym torem lądowania, pilot widzi kolor żółty;
- jeżeli natomiast samolot znajduje się poniżej zasadniczego toru lądowania, pilot widzi kolor czerwony.

W niektórych rozwiązaniach wskaźników trójkolorowych połączono dwa wskaźniki trójkolorowe w jedną całość, przesunięte względem siebie. W wyniku tego uzyskuje się pięć sektorów świetlnych. Na rys. 79 przedstawiono rozmieszczenie wskaźników w odniesieniu do końca drogi startowej oraz schemat uszeregowania poszczególnych kolorów w płaszczyźnie pionowej, dla normalnego toru lądowania pod kątem  $3^\circ$ .

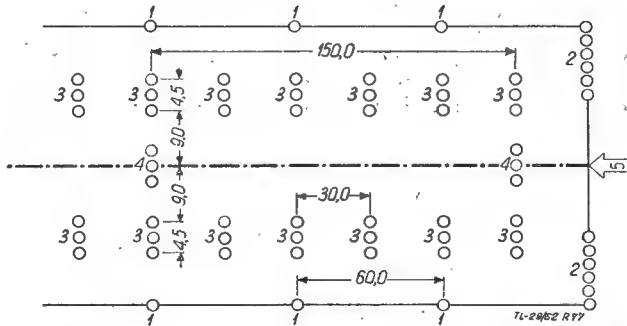
System dwukolorowy składa się z 12 oddzielnych agregatów, rozmieszczonych w odniesieniu do końca drogi startowej w sposób przedstawiony na rys. 80. Układ optyczny tego systemu przedstawia rys. 81, a schemat sektorów świetlnych rys. 80.

Oba przedstawione systemy są przystosowane do prędkości lądowania około 260 km/h.

Za najdoskonalsze rozwiązania uważa się system DBGA (Double Bar Ground Aid). Polega on na wykorzystaniu dwóch rzędów świateł, przesuniętych względem siebie w płaszczyźnie pionowej i poziomej w taki sposób, że dla



Rys. 76. Oświetlenie drogi startowej i światła podejścia wysokiej intensywności widziane w nocy



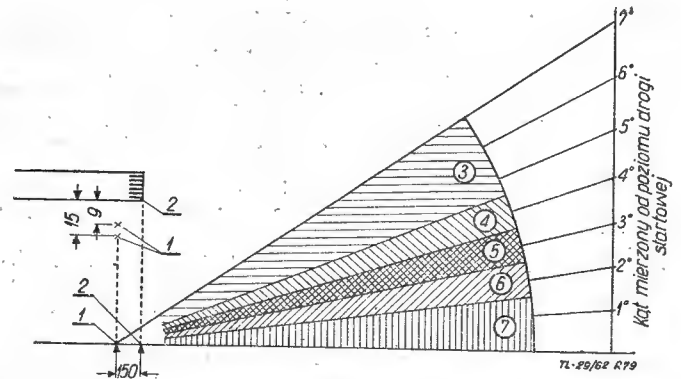
Rys. 77. System oświetlenia drogi startowej za pomocą lamp wytwarzających horyzonty świetlne; 1 — standardowe światła lądowania; 2 — standardowe światła wejściowe; 3 — lampy wytwarzające horyzonty świetlne na drodze startowej; 4 — lampy wytwarzające horyzonty świetlne na osi drogi startowej; 5 — kierunek lądowania



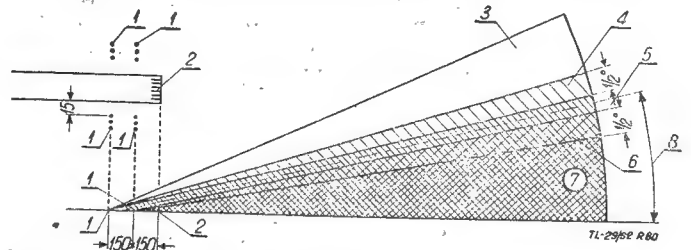
Rys. 78. Reflektor sektorowy stosowany jako trójkolorowy wskaźnik toru lądowania

obserwatora (pilota) znajdującego się w samolocie w płaszczyźnie normalnego toru lądowania oba rzędy świateł zlewają się w jeden. Zasada ta była zastosowana w systemie Naval Mirror Sight i w innych systemach, które przeszły ostatnio badania przydatności.

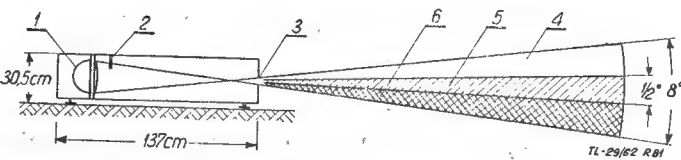
Rozmieszczenie punktów świetlnych w systemie DBGA przedstawia rys. 82. System ten może być stosowany tylko



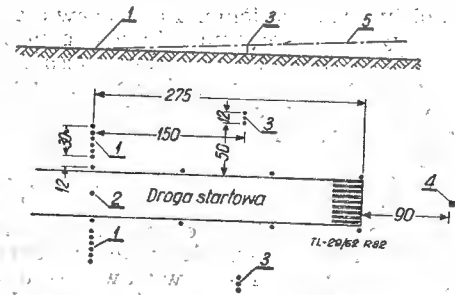
Rys. 79. Schemat usytuowania trójkolorowych wskaźników toru lądowania w stosunku do drogi startowej oraz układ sektorów świetlnych w płaszczyźnie pionowej. 1 — reflektory; 2 — początek drogi startowej; 3 — sektor koloru żółty-żółty; 4 — sektor koloru żółty-zielony; 5 — sektor koloru zielony-zielony; 6 — sektor koloru zielony-czerwony; 7 — sektor koloru czerwony-czerwony



Rys. 80. Schemat usytuowania dwukolorowych wskaźników toru lądowania w stosunku do drogi startowej oraz układ sektorów świetlnych w płaszczyźnie pionowej. 1 — reflektory; 2 — początek drogi startowej; 3 — sektor koloru biały-biały; 4 — sektor koloru różowy-biały; 5 — sektor koloru czerwony-biały; 6 — sektor koloru czerwony-różowy; 7 — sektor koloru czerwony-czerwony; 8 — kąt nachylenia normalnego toru lądowania



Rys. 81. Układ optyczny reflektora sektorowego, stosowanego jako dwukolorowy wskaźnik toru lądowania; 1 — reflektor; 2 — filtr czerwony; 3 — szczelina; 4 — sektor koloru białego; 5 — sektor koloru różowego; 6 — sektor koloru czerwonego



Rys. 82. Schemat rozmieszczenia lamp wskaźnikowych systemu Double Bar Ground Aid (DBGA). 1 — lampy przyziemne koloru białego; 2 — lampa pomocnicza o małej intensywności koloru białego; 3 — lampy podniesione koloru żółtego; 4 — lampa ostrzegawcza o dużej intensywności koloru czerwonego; 5 — normalny tor lądowania

w nocy, gdyż punkty świetlne koloru białego i żółtego, wyznaczające tor lądowania, charakteryzują się bardzo małą intensywnością światła.

Urządzenia do zwalczania mgły. Czynnikiem najbardziej utrudniającym normalną pracę portu lotniczego, a szczególnie w zakresie przyjmowania i odprawiania samolotów, jest mgła. Od szeregu lat pracuje duża ilość fachowców nad znalezieniem skutecznego i ekonomicznie uzasadnionego sposobu zwalczania mgły nad lotniskami i w strefach podejść powietrznych, jednakże do chwili obecnej — praktycznie mówiąc — sposób taki nie został opracowany.



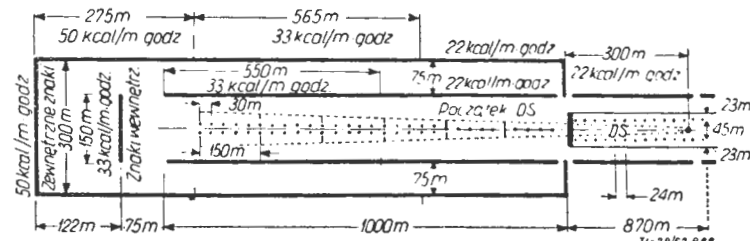
Rozproszenie mgły można uzyskać przez:

- zwiększenie prędkości wyparowywania drogą zmniejszenia wilgotności lub zwiększenia temperatury;
- zwiększenie prędkości koagulacji drogą zmniejszenia naprężenia powierzchniowego, zastosowania elektrostatycznego opadania mgły lub opadania mgły spowodowanego za pomocą drgań powietrza.

Dotychczas sposoby rozpraszania mgły w świetle wyżej podanych możliwości można podzielić na trzy zasadnicze grupy: termiczną, akustyczną i chemiczno-fizyczną.

Metoda termicznego zwalczania mgły nad lotniskiem była zastosowana w Anglii w jednej z baz lotniczych już w czasie drugiej wojny światowej. Polegała ona na ogrzewaniu powietrza przez spalanie płynnego materiału pędnego, pompowanego przez 6 pomp paliwowych do rurociągu ułożonego z obu stron wzdłuż drogi startowej i na jej przedłużeniu. Ogólna długość rurociągu wyniosła około 10 km. Pompy włączają do rurociągu około 1 mln litrów materiału pędnego w ciągu godziny.

W 1959 roku, na jednym z wojskowych lotnisk w Wielkiej Brytanii, rozpoczęto ponownie prace badawcze nad zmodernizowanym systemem (FIDO) sztucznego rozpraszania mgły nad lotniskami sposobem termicznym. Jeżeli próby wypadną pomyślnie w sensie ekonomicznym system FIDO ma być zainstalowany w londyńskim komunikacyjnym porcie lotniczym. Według zmodernizowanego systemu (rys. 83) palniki rozmieszczone są na długości 300 m w od-



Rys. 83. Schemat rozmieszczenia palników w zmodernizowanym systemie FIDO do zwalczania mgły na lotnisku i w strefie podejścia (DS — droga startowa)

ległości co 10 m przy krawędziach drogi startowej oraz 915 m w odległości co 4,5 m na podejściu. Takie rozmieszczenie palników zabezpiecza wydzielenie koniecznej ilości ciepła na jednostkę długości (szczegóły — rys. 83). Ponadto powoduje znaczne zwiększenie rozproszenia mgły na podejściu i ułatwia pilotowi obserwację oznakowania drogi startowej, co ma poważny wpływ na wprowadzenie samolotu na os drogi startowej i właściwe obranie punktu przyziemienia. Przy prawidłowym lądowaniu, przed przyziemieniem, po minięciu ostatniego palnika, samolot powinien posiadać wysokość około 10 m. Jeżeli palą się wszystkie palniki, zużycie paliwa wynosi 9090 l/min. Praktycznie średnie zużycie wyniesie około 5460 l/min. przy zabezpieczeniu lądowania i około 3640 l/min. przy zabezpieczeniu startu.

W końcu lat 30 były przeprowadzone próby rozpraszania mgły za pomocą strumieniowego generatora dźwięków. Rozwiązanie to polegało na tym, że strumień powietrza z prędkością ponaddźwiękową był kierowany ze specjalnej dyszy wylotowej na rezonator, który wydawał sinusoidalne drgania dźwiękowe. Próby te nie powiodły się, lecz stworzyły podstawę do prowadzenia dalszych prac w tym zakresie, a przede wszystkim skonstruowany generator dźwięków, nazywany generatorem Gartmanna, był w różnych odmianach stosowany w latach następnych.

W 1943 roku przeprowadził próby na jednym z lotnisk profesor uniwersytetu kolumbijskiego, używając do rozpraszania mgły czterech syren sygnałowych o mocy 140 KM każda. Średnie natężenie dźwięku wynosiło 150 dB przy częstotliwości 440 Hz.

Próby nad rozpraszaniem mgły za pomocą ultradźwięków były prowadzone w 1952 roku we Francji oraz w innych państwach w latach 1956, 1958 i 1959, bez specjalnych efektów, nadających się do zastosowania na szeroką skalę w portach lotniczych.

Po drugiej wojnie światowej w USA i innych państwach przeprowadzono szereg prób rozpraszania mgły za pomocą środków chemicznych. Metody chemiczne rozpraszania mgły polegają na wywoływaniu koagulacji cząsteczek pary wodnej przez rozpraszanie pomiędzy nimi mieszaniny chemicz-

nej o właściwościach higroskopijnych. Sposoby chemiczne nie zdały egzaminu z uwagi na poważne koszty.

Fizyk francuski Boucker opracował metodę zwalczania mgły, będącą połączeniem metody akustycznej i chemicznej. Metoda ta polega na zastosowaniu prostego generatora dźwiękowego wysokiej częstotliwości ze specjalnym urządzeniem wewnątrz kamery rezonansowej i dmuchawek termicznych, służących do wyrzucania mieszaniny higroskopijnej. Koszt eksploatacji tego rozwiązania nie przekracza 135 dolarów/godzinę, a koszt całkowitej instalacji 115 000 dolarów. Należy nadmienić, że koszty te w stosunku do kosztów innych rozwiązań są stosunkowo niskie.

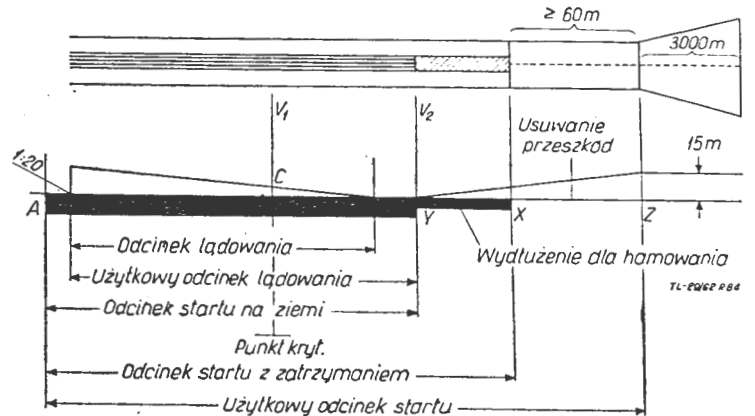
Urządzenia do wyhamowywania prędkości w czasie dobiegu po wylądowaniu. Zgodnie z Aneksiem 14 międzynarodowych norm i zaleceń praktycznych ICAO wprowadzono nową koncepcję obliczenia odległości dla startującego samolotu. Według tej koncepcji — w przypadku zauważenia przez pilota defektu silnika — pilot powinien, jeżeli defekt silnika nastąpił przed osiągnięciem krytycznej prędkości, zatrzymać samolot. W przypadku, gdy defekt nastąpił po osiągnięciu prędkości krytycznej, pilot powinien kontynuować w dalszym ciągu start. W oparciu o powyższą zasadę ustalono, że w startującym samolocie, ustawionym w punkcie A na początku drogi startowej (rys. 84), pilot otwiera manetkę przepustnicy gazu i samolot zaczyna uzyskiwać przyspieszenie, osiągając w punkcie C prędkość krytyczną<sup>4)</sup> równą  $V_1$ .

W momencie mijania punktu krytycznego C pilot stwierdza nagły i kompletny defekt silnika. Może on wówczas powziąć dwie decyzje, przy czym droga startowa musi być tak wykonana, żeby zapewniła dalsze bezpieczeństwo, a mianowicie:

- albo wykonywać osiągniętą prędkość tak, by samolot w punkcie X mógł swobodnie zatrzymać się; odcinek AX nazywa się dystansem przyspieszenia-zatrzymania (accelerate stop distance) i równa się długości nieudanego startu;

- albo zwiększać przyspieszenie aż do punktu Y, w którym samolot z prędkością bezpieczną  $V_2$  wystartuje i przy przelocie przez punkt Z osiągnie wysokość 15 m, która ostatnio wynosi 10,5 m<sup>5)</sup>.

W ten sposób wyznaczona długość drogi startowej zabezpiecza start samolotu. Jednakże ostatnia praktyka wykazuje, że dla szybkich samolotów długość drogi startowej,



Rys. 84. Elementy uwzględniane przy wyznaczaniu długości drogi startowej

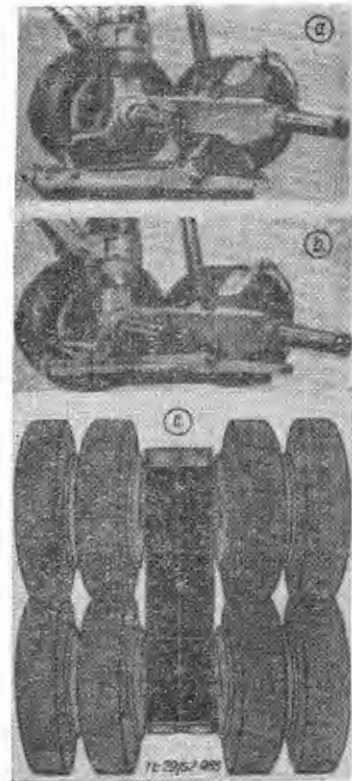
zabezpieczająca start samolotu przy jego lądowaniu, staje się niewystarczająca. Ma to miejsce szczególnie w lotnictwie wojskowym, w którym używane samoloty posiadają często znacznie większą długość dobiegu po wylądowaniu w stosunku do długości rozbiegu przy starcie.

Niezależnie od powyższego ustalono, że długość dobiegu samolotu po jego wylądowaniu znacznie się zwiększa na oblodzonej lub pokrytej wodą nawierzchni drogi startowej w porównaniu z długością dobiegu samolotu, lądującego na suchej nawierzchni drogi startowej. Ta sytuacja wytwó-

<sup>4)</sup> Prędkość krytyczna  $V_1$  jest to prędkość ustalana przez producenta samolotu, przy której może zdarzyć się nagła i kompletna utrata mocy (ciągu) jednego z silników, decydującego o osiągnięciu samolotu.

<sup>5)</sup> Bezpieczna prędkość startu  $V_2$  jest to najmniejsza prędkość, przy której pilot może wznieść się po starcie z jednym niepracującym silnikiem.

rzyła poważny problem w budownictwie lotniskowym, polegający na konieczności wydłużenia dróg startowych. Wydłużenia te, stanowiące bardzo kosztowne inwestycje, potrzebne praktycznie do zabezpieczenia lądowania, skłoniły konstruktorów sprzętu lotniczego oraz specjalistów budownictwa lotniskowego do szukania nowych, wspólnych rozwiązań. W wyniku poszukiwań opracowano szereg środków wyhamowujących prędkość samolotu po wylądowaniu, które można podzielić na dwie grupy:



Rys. 85. Płyty hamujące systemu Dowty, a — płyta opuszczona; b — płyta podniesiona; c — widok z dołu

— urządzenia wynikające z konstrukcji samolotu lub specjalnie wbudowywane na samolocie;

— urządzenia stacjonarne, wbudowywane na lotniskach. Do grupy urządzeń stosowanych na samolotach należy zaliczyć:

1. Hamulce instalowane na kołach podwozi samolotowych. Są to najstarsze urządzenia służące do zmniejszenia długości dobiegu samolotu po wylądowaniu, używane w różnych odmianach prawie na wszystkich samolotach. Ich działanie polega na zamianie kinetycznej energii samolotu przy jego ruchu po nawierzchni drogi startowej w energię cieplną drogą tarcia obracających się tarcz kół po nieruchomych szczękach hamulcowych. Skuteczność działania wzrasta przy zwiększeniu obciążenia na pojedyncze koło podwozia samolotowego.

2. Specjalne płyty hamulcowe stosowane w podwoziach samolotowych (rys. 85). Są one używane w podwoziach wielokołowych dla ciężkich i szybkich samolotów.

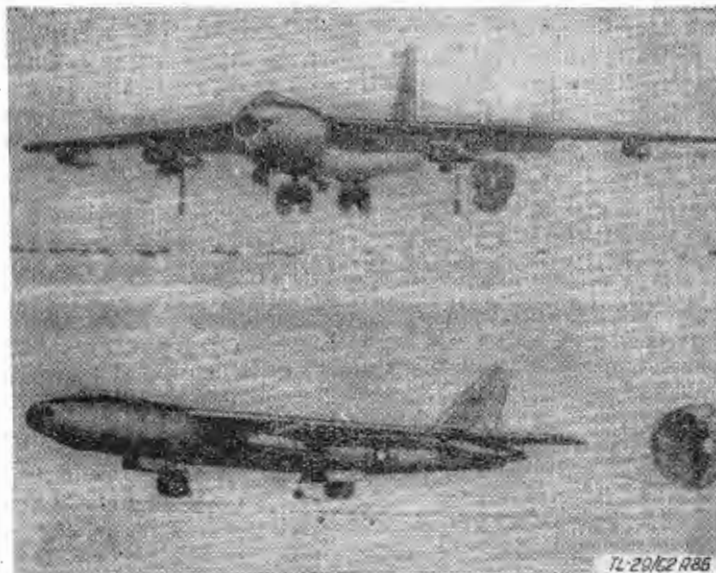
3. Obniżanie ciśnienia w pneumatykach. Skrócenie drogi dobiegu przy lądowaniu uzyskuje się zmniejszeniem ciśnienia w pneumatykach kół podwozi, które może regulować pilot z kabiny samolotu w czasie dokonywania lądowania.

4. Hamulce aerodynamiczne. Są to urządzenia wbudowywane w powierzchnię przeciwną do powierzchni opływowej skrzydła lub kadłuba samolotowego, powodujące gwałtowne zwiększenie oporu czołowego samolotu.

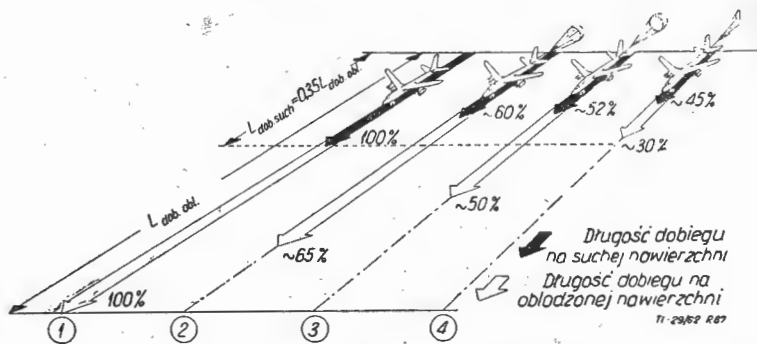
5. Urządzenia powodujące odwracanie ciągu silnika turboodrzutowego. Urządzenia te są najbardziej doskonałe dla hamowania samolotu w czasie dobiegu i działają skutecznie na różnych prędkościach lotu. Za pomocą odpowiednich przyrządów, zabudowanych z tyłu dyszy wylotowej, można strumień gazów spalinowych skierować do tyłu pod kątem do  $125^\circ$ , powodując w ten sposób skierowany do tyłu ciąg równy  $40-60\%$  ciągu silnika turboodrzutowego w czasie startu. Urządzenia tego typu, niezależnie od wyhamowywania prędkości samolotu w czasie dobiegu, powodują poważne zabezpieczenie nawierzchni drogi startowej przed oddziaływaniem gazów spalinowych.

6. Spadochrony do hamowania prędkości (rys. 86). Są one umieszczone w specjalnych zasobnikach, wbudowanych w części ogonowej samolotu. Spadochrony, niezależnie od wyhamowywania prędkości samolotów w czasie dobiegu, pozwalają na znaczne zwiększenie czasokresu pracy pneumatyków i hamulców. Jak wynika z licznych obserwacji, stosowanie spadochronów przy wietrze bocznym, przekraczającym  $15$  m/sek, skierowanym pod kątem  $45^\circ$  do osi drogi startowej, jest bardzo utrudnione, natomiast szczególnie pozytywne wyniki uzyskuje się w czasie lądowania na oblodzonej drodze startowej, kiedy hamulce, wbudowywane w kołach podwozi samolotowych, są mało skuteczne.

Wpływ omówionych powyżej środków przy ich wspólnym działaniu na długość dobiegu przy lądowaniu samolotu na suchej i oblodzonej drodze startowej przedstawiono orientacyjnie na rys. 87.



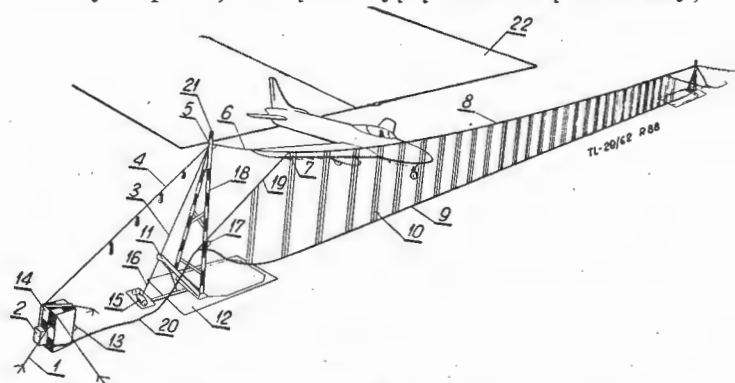
Rys. 86. Spadochron hamujący, wbudowany w części ogonowej samolotu bombowego B-47



Rys. 87. Schematyczne przedstawienie wpływu różnych środków hamowania (przy ich równoczesnym stosowaniu) na długość dobiegu samolotu przy lądowaniu na drodze startowej z suchą i oblodzoną nawierzchnią. 1 — hamowanie za pomocą hamulców kołowych na podwoziu; 2 — hamowanie za pomocą hamulców podwoziowych i spadochronów hamujących; 3 — hamowanie za pomocą hamulców poprzecznych i hamulca aerodynamicznego; 4 — hamowanie za pomocą hamulców poprzecznych i urządzeń, powodujących odwrócenie ciągu silnika turboodrzutowego

Do grupy urządzeń typu stacjonarnego, zakładanych na lotniskach należy zaliczyć:

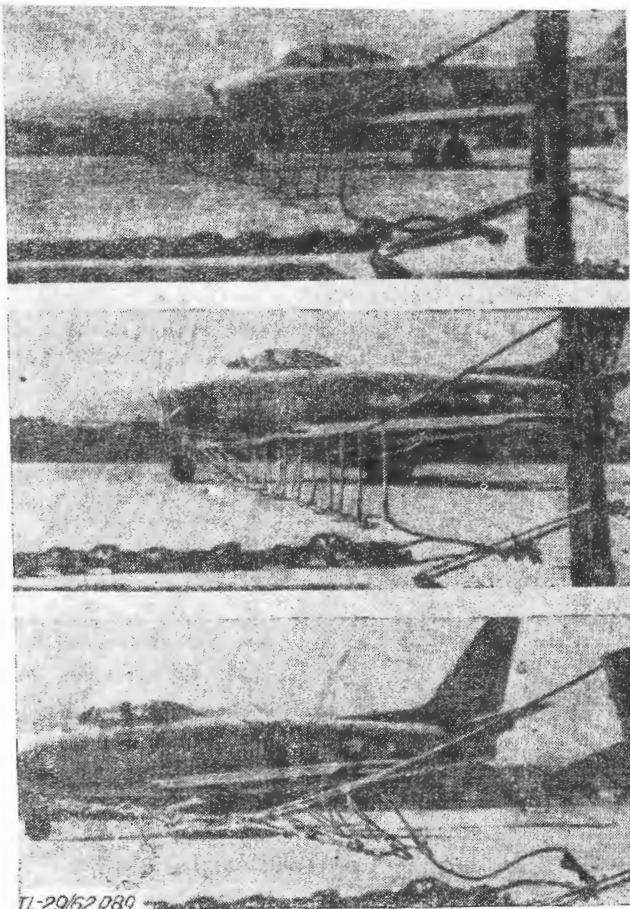
— Siatki hamujące. Najczęściej spotykanymi urządzeniami są siatki hamujące wykonane ze specjalnych lin nylonowych. Na rys. 88 przedstawiono schematycznie, z dokładnym opisem, siatkę hamującą stosowaną w Szwecji,



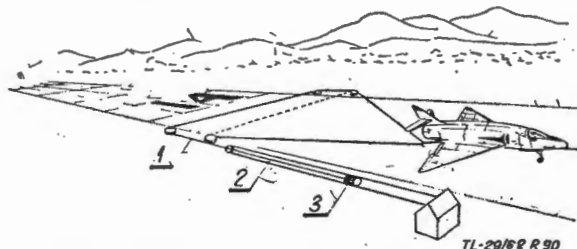
Rys. 88. Schemat szwedzkiej siatki do hamowania samolotu w czasie dobiegu po wylądowaniu. 1 — zakotwienie; 2 — przeciwwaga; 3 — kanał nawijania; 4 — kabel napinający siatkę; 5 — szpula prowadząca; 6 — kabel napinający siatkę; 7 — sprzęgło; 8 — górny kabel stalowy; 9 — dolny kabel stalowy; 10 — nylonowe pasma pionowe; 11 — maszt pomocniczy; 12 — płyta naziemna; 13 — nawijanie; 14 — obudowa szpuli nawijającej wraz z działającym pneumatycznie hamulcem płytowym; 15 — nawijający przyrząd elektryczny dla zdalnego obsługiwanie; 16 — dolny kabel nawijania; 17 — szpula; 18 — podwójny maszt; 19 — linka usztywniająca; 20 — kabel hamulcowy; 21 — czerwone światło ostrzegawcze; 22 — droga startowa

na rys. 89 — fotografie dokonane w momencie przejścia wojskowego samolotu amerykańskiego przez siatkę hamującą.

— Liny hamujące (rys. 90). Urządzenie to składa się z długiej rury ułożonej wzdłuż drogi startowej. W rurze tej, wypełnionej wodą, umieszczony jest wewnątrz tłok, do którego umocowano linę przeciągniętą w poprzek drogi



Rys. 89. Działanie siatki hamulcowej w różnych etapach hamowania



Rys. 90. Liny hamujące. 1 — rura z wodą; 2 — lina; 3 — tłok

startowej za pośrednictwem systemu krążków. W czasie lądowania samolot za pomocą haka hamulcowego zaczepia się za linę i jego prędkość zostaje wyhamowana dzięki oporowi stawianemu przez tłok umieszczony w rurze.

— Baseny z wodą. W końcu drogi startowej są wykonywane baseny wypełnione wodą, której powierzchnia jest pokryta specjalną powłoką plastikową. Baseny tego typu powodują znaczne podwyższenie oporów wywołanych w czasie ruchu samolotu.

Urządzenia do podgrzewania nawierzchni lotniskowych. Niejednokrotnie podkreślano, że na start i lądowanie samolotów ma poważny wpływ stan drogi startowej, a zwłaszcza na długość dobiegu samolotu po jego wylądowaniu. Szczególnie niepożądane jest zjawisko gołoledzi, występującej na nawierzchni drogi startowej. Zjawisko to jest tym bardziej niepożądane, ponieważ statystyki wypadków lotniczych wykazały, że gołoleź jest często przyczyną katastrof. Specjaliści budownictwa lotniskowego problem ten

rozwiązują przez stosowanie w czasie eksploatacji lotnisk maszyn do odsnieżania, urządzeń termicznych do zwalczania gołoledzi, środków chemicznych, posypywanie nawierzchni piaskiem itp. Środki te nie zawsze są uzasadnione ekonomicznie, z drugiej zaś strony niektóre z nich (np. chemiczne i posypywanie nawierzchni piaskiem) ujemnie oddziałują na konstrukcję samolotu.

Ostatnio stosowane są próby podgrzewania nawierzchni dróg startowych za pomocą urządzeń stacjonarnie zabudowanych w nawierzchni.

Jednym ze sposobów podgrzewania nawierzchni jest stosowanie okładziny nazwanej „3P-Thermobelag”, skonstruowanej przez szwajcarskiego inżyniera Benno Polatini, przyklejonej do drogi startowej specjalnym klejem.

Okładzinę tę wykonuje się z tworzywa sztucznego w płytach o grubości 8 mm, łączonych ze sobą za pośrednictwem odpowiednio ukształtowanych połączeń, będących zakończeniem płyt. Zaletą okładziny jest to, że tworzy ona nieścieralną, trwałą warstwę, dającą się dopasować do współczynników rozszerzalności nawierzchni, na której jest ułożona. Działanie okładziny polega na tym, że w specjalnych żeberkach o szerokości 4 mm, ułożone są w płaszczach nylonowych przewody ogrzewnicze, które pod wpływem ogrzania prądem elektrycznym powodują topnienie śniegu i lodu.

Według opinii rzeczoznawców zachodnich omawiana okładzina różni się od dotychczas znanych okładzin tym, że:

- działa ona równomiernie i natychmiast po włączeniu, podczas gdy inne, produkowane poprzednio, wymagały kilkugodzinnego nagrzewania wstępnego;
- dzięki odpowiedniej instalacji może być zasilana energią elektryczną o napięciu do 1000 V, podczas gdy podobne urządzenia dotychczasowe były zasilane napięciem do 25 V.

Innym sposobem podgrzewania nawierzchni, poza podgrzewaniem za pomocą energii elektrycznej, jest częściej stosowane podgrzewanie za pomocą wbudowanych w nawierzchnię betonową rur, przez które następuje cyrkulacja gorącej wody. Straty ciepła w dół płyty, w której są zabudowane rury, powinny być w miarę możliwości zmniejszone do minimum, co uzyskuje się przede wszystkim za pomocą efektywnej izolacji cieplnej. Bilans cieplny pracy takiego urządzenia przyjmuje się: na topnienie śniegu — 70%, straty przez ułatnianie się energii cieplnej do atmosfery — 10%, straty w wyniku przewodności cieplnej odprowadzającej część energii w podbudowę — 20%.

Podgrzewanie nawierzchni poprzez wykorzystanie cyrkulacji wody szeroko wykorzystuje się w portach lotniczych, jak również w drogach kołowych, szczególnie w USA, Francji, Włoszech i innych państwach.

Specjaliści uważają, że koszty usuwania śniegu za pośrednictwem podgrzewania nawierzchni wynoszą około 10% kosztów mechanicznego usuwania śniegu. Niezależnie od powyższego, dzięki zastosowaniu wspomnianych metod usuwania śniegu i zapobiegania gołoledzi na nawierzchni dróg startowych, rozwiązano poważny problem eksploatacji lotnisk, polegający na ciągłym wykorzystywaniu drogi startowej, co nie wpływa na zmniejszenie przepustowości portów lotniczych.

## Zakończenie

W artykule przedstawiono podstawowe problemy budownictwa lotniskowego i sposoby ich bieżącego rozwiązania. Należy zauważyć, że artykuł nie wyczerpuje całości zagadnienia, lecz ogranicza się do najczęściej występujących problemów. Z drugiej zaś strony prowadzone na szeroką skalę badania przez różnego rodzaju instytucje naukowo-badawcze, towarzystwa lotnicze i inne palcówki wyłaniają coraz nowe problemy, które w miarę poznania i możliwości są rozwiązywane na bieżąco lub wymagają rozwiązania w najbliższym czasie.

Dalsza dążność do zwiększania prędkości w lotnictwie wojskowym, jak również naddźwiękowej komunikacji lotniczej nie zamyka listy podstawowych problemów budownictwa lotniskowego. Wręcz odwrotnie — należy się liczyć w najbliższych latach z nowymi problemami.

Z niniejszego artykułu nasuwa się podstawowy wniosek, że właściwa eksploatacja sprzętu lotniczego i lotnisk zależy przede wszystkim od właściwej współpracy konstruktorów lotniczych i specjalistów budownictwa lotniskowego. Współpraca taka jest konieczna już w okresie powstawania koncepcji nowej konstrukcji samolotu, opracowań konstruk-



cyjnych i prób prototypowych. Należy stwierdzić, że współpraca taka nie zawsze istnieje na właściwym poziomie, a szczególnie miało to miejsce w skali międzynarodowej w okresie konstruowania pierwszych samolotów o napędzie turboodrzutowym i dużych samolotów o napędzie turbośmigłowym. W okresie tym konstruktorzy nowego sprzętu lotniczego postawili budowniczym lotnisk przed poważnym problemem, który nazwano w artykule „rewolucją lotniczą”. Wydaje się, że uparte dążenie konstruktorów lotniczych do wprowadzenia w komunikacji lotniczej samolotów z prędkościami ponaddźwiękowymi spowoduje w budownictwie lotniskowym podobną sytuację z okresu lat pięćdziesiątych, a szczególnie w portach lotniczych, położonych w bezpośrednim sąsiedztwie miast, zwłaszcza w zakresie hałasu i działania dźwiękowej fali uderzeniowej, jak również w zakresie dróg startowych i układu manipulacyjnego lotnisk.

#### LITERATURA

1. Fernando Cerrantes Lopez — Las señales luminosas de Aeroportos, México 1961
2. Guillot J. — L'adaptation des aeroports aux besoins des avions commerciaux à réaction, Travaux, nr 293/59
3. Kirchner G. — Zum Entwurf des Schalendaches der Flugzeughalle III auf dem Flughafen Frankfurt/Main, Beton — und Stahlbetonbau, nr 4/60

4. Kusianovich D. — SAS „go-cart” tests icy runways, Airlift, nr 5/60
5. Mogiliewskij D. A. i inni — Izyskaniya i projektirowanije aerodromow, Moskwa 1959
6. Prochazka K. — Flughafen Wien-Schwechat, Interavia, nr 12/60
7. Prochazka K. — Ein Flughafen wandelt sein Gesicht, Interavia, nr 2/61
8. Romanow M. — Kakim budiet krupniejszij w stranie nowyj stolicznyj aeroport, Graždanskaja awiacija, nr 2/61
9. Ružickij Ie. I. — Biezaerodromnaja awiacija — Moskwa, 1959
10. Schneider — Düsenflughafen Stockholm-Arlanda, Beton, nr 12/60
11. Schumacher R. — Die Fahrwerke der heutigen Flugzeuge, Luftfahrttechnik, nr 12/58 i 1/59
12. Sparke J. W. — Methods of indicating a glide path by visual means, Aeronaut. Res Council Current Papers, nr 502/60
13. Sziszow W. S. — Nomogramma dlja raszczeta dliny probiega samolietu pri posadkie, Awiacionnaja tiechnika, nr 2/61
14. Than H. W. — Blindflugverfahren des internationalen Luftverkehrs, Flugwelt, nr 3/60
15. Vasseur J. — Anfahrt und Abflug — Gestaltung der Verkehrsfläschchen, Interavia, nr 4/61
16. Flieger — Jahrbuch 1959
17. Flieger — Jahrbuch 1960
18. International standards and recommended practices, Annex 14, Third Edition, September 1958
19. Międzynarodni kongress po stroitelstwu bietonnych pokrytij dorog i aerodromow — Moskwa 1959
20. Po tipowomu zadaniu, Graždanskaja awiacija, nr 2/61.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

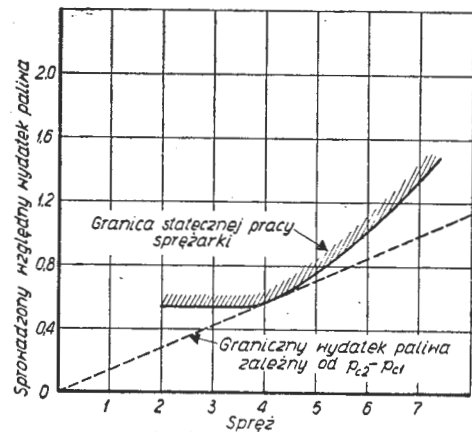
### NOWY SPOSÓB REGULACJI PRZYSPIESZANIA SILNIKÓW TURBINOWYCH

Wadliwe działanie układów paliwowych silników turbinowych jest często przyczyną wypadków lotniczych. Stwierdzono, że w 74% przyczyną niedomagań układów paliwowych są uszkodzenia mechaniczne, a w 26% — niedoskonałość stosowanych obecnie metod sterowania i regulacji silników. Szczególnie poważny problem przedstawia zapobieganie zjawisku niestatecznej pracy sprężarki w czasie przyspieszania silnika.

Szybkie przyspieszanie silnika jest możliwe tylko wówczas, gdy zależność temperatury przed turbiną od prędkości obrotowej przekracza wartości, odpowiadające ustalonym warunkom pracy silnika. W czasie przyspieszania temperatura przed turbiną powinna być utrzymana w pewnych granicach ze względu na uderzenia cieplne i możliwość przekroczenia granicy statecznej pracy sprężarki. Jak wiadomo, niestateczna praca sprężarki występuje wówczas, gdy spręż przekroczy krytyczną wartość dla danej prędkości obrotowej, tj. gdy wzrost wydatku paliwa, a tym samym temperatury przed turbiną, jest za duży w stosunku do wzrostu prędkości obrotowej, który jest uzależniony od sił bezwładności zespołu wirującego. Niestateczna praca sprężarki ujawnia się pulsacją strumienia powietrza, co powoduje drgania łopatek, a także przegrzanie silnika (w wyniku spadku wydatku powietrza) lub zdmuchnięcie płomienia w komorze spalania (w wyniku nadmiaru wydatku powietrza). Dąży się do tego, aby linia przyspieszania przebiegała jak najbliżej granicy statecznej pracy sprężarki, ponieważ w ten sposób uzyskuje się najkrótszy czas przyspieszania. Jest to jednak trudne do osiągnięcia, bowiem wartości parametrów określających granicę statecznej pracy sprężarki nie są stałe, lecz ulegają zmianie, na przykład w zależności od wartości liczby Reynoldsa i od rozkładu prędkości — pozostającego pod wpływem kąta natarcia dyfuzora wlotowego — w przekroju wlotowym sprężarki; zmianę przebiegu granicy statecznej pracy może również spowodować kilkakrotne, szybkie powtórzenie cyklu zwiększania i zmniejszania prędkości obrotowej silnika.

W przypadku hydraulicznych regulatorów przyspieszania najczęściej stosowaną metodą regulacji wydatku paliwa jest uzależnienie go od sprężu. Zmiana maksymalnego dla danej prędkości obrotowej wydatku paliwa w czasie przyspieszania silnika jest funkcją różnicy ciśnień całkowitych za i przed sprężarką  $P_{c2}-P_{c1}$ . Wykres takiej zależności przedstawia rysunek 1. Wadą tego regulatora jest fakt, że w skrajnych warunkach pracy silnika, tj. przy małych

i dużych prędkościach obrotowych, ogranicza on zupełnie niepotrzebnie przyspieszanie silnika. Wynika to stąd, że granica statecznej pracy sprężarki jest nieliniową funkcją sprężu, a tym samym również ciśnienia za sprężarką, podczas gdy zmiana maksymalnego wydatku paliwa odbywa się w sposób liniowy. Poza tym powinien on być zaopatrzone w dodatkowe urządzenie, pozwalające na rozruch silnika na dużych wysokościach lotu, na których ciśnienie za sprężarką jest tak małe, że wydatek paliwa

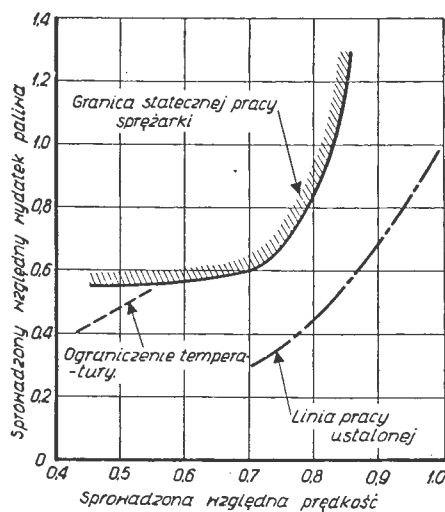


Rys. 1

mógłby okazać się niewystarczający do rozruchu. Opisana metoda regulacji przyspieszania nie pozwala na uwzględnienie zmian parametrów, określających granicę statecznej pracy sprężarki.

Inny sposób regulacji przyspieszania silnika polega na wyznaczeniu nieliniowej zależności maksymalnego wydatku paliwa od prędkości obrotowej. Zależność ta odpowiada przebiegowi granicy statecznej pracy sprężarki (rysunek 2). Przy małych prędkościach obrotowych stosuje się dodatkowe ograniczenie wydatku paliwa ze względu na temperaturę przed turbiną. Taki sposób regulacji jest bardziej skomplikowany od opisanego poprzednio, lecz umożliwia szybsze przyspieszanie silnika. Jednak, podobnie jak poprzedni, nie rozwiązuje zagadnienia zmienności wartości ograniczających wydatek paliwa. Zaburzenia w rozkładzie prędkości na wlocie do sprężarki mogą przesunąć granicę jej statecznej pracy w ten sposób, że wartości wydatku paliwa, odpowiadające granicznym wartościom sprężu, ulegają w niektórych przypadkach zmniejszeniu nawet o 50%

w stosunku do wartości wynikających z zadanej nieliniowej zależności regulacji. Zjawisko to można częściowo usunąć przez odpowiednie zaprojektowanie kanału wlotowego silnika, należy jednak pamiętać, że w przypadku szybkich samolotów przepływ w kanale wlotowym jest bardzo wrażliwy na zmiany prędkości lotu i kąta natarcia. Konieczność zmniejszenia wydatku paliwa w czasie przyspieszania występuje również wówczas, gdy cykle zwiększania i zmniejszania prędkości obrotowej kilkakrotnie następują



Rys. 2

szybko po sobie. Zjawisko to było już przyczyną katastrof w czasie lądowania. Nie występuje ono, gdy czas między przyspieszaniem a opóźnianiem silnika jest dłuższy od 15 sekund.

W związku z wadami opisanych sposobów regulacji przyspieszania silnika rozpoczęto prace nad urządzeniami, które byłyby w stanie wykrywać moment pojawiania się niestatecznej pracy sprężarki i ograniczać wówczas wydatek paliwa. Urządzenie takie usunęłoby wpływ zmienności granicznych wartości parametrów, określających granicę statecznej pracy. Dotychczas jednak nie znaleziono pojedynczego parametru o wymaganej charakterystyce, który można by wykorzystać do tego celu, jakkolwiek robiono próby powiązania „hałasów” sprężarki ze zjawiskiem niestatecznej pracy. Duże nadzieje rokują prace nad regulatorem, wykorzystującym zmianę równowagi między dwoma parametrami, na przykład między sprężem lub temperaturą przed turbiną a przyspieszeniem, przy przekroczeniu granicy statecznej pracy sprężarki. Jednak praktyczne zastosowanie takiego regulatora ulegnie opóźnieniu, ponieważ dokładne przewidzenie zmian równowagi, które będą występować we wszystkich warunkach niestatecznej pracy sprężarki, jest niezmiernie trudne.

Nowe możliwości zapobiegania zjawiska niestatecznej pracy stwarza wykorzystanie do tego celu regulacji temperatury za turbiną. We współczesnych silnikach stosuje się przeważnie pośredni sposób zabezpieczenia silnika przed uszkodzeniem z powodu przekroczenia dopuszczalnej temperatury, polegający na regulacji prędkości obrotowej w ustalonych warunkach pracy silnika. Sposób ten nie jest jednak zadowalający, ponieważ temperatura przed turbiną (względnie za turbiną) jest funkcją nie tylko prędkości obrotowej silnika, lecz na ogół zmienia się również w zależności od warunków lotu. Może to wpływać na pewność pracy silnika ze względu na fakt, że w wysokich temperaturach praca trwałość łopatek turbinowych spada bardzo silnie wskutek niewielkiego nawet wzrostu temperatury. Z tego powodu niektóre silniki są wyposażone w bezpośrednie ograniczniki maksymalnej temperatury; składają się one z termoelementów w kanale wlotowym silnika, magnetycznego wzmacniacza i zaworu w układzie paliwowym, uruchamianego solenoidem lub silnikiem elektrycznym. Również i ten sposób regulacji temperatury nie mógł być dotychczas wystarczająco dokładny, przede wszystkim z powodu braku odpowiednio dokładnych, czułych (tj. szybko reagujących na zmiany temperatury) i trwa-

łych termoelementów. Ostatnio jednak udało się udoskonalić termoelementy przeznaczone do regulacji temperatury silników turbinowych, przy czym stwierdzono, że duże znaczenie ma utrzymywanie w pobliżu spoiny termoelementu przepływu dźwiękowego; poza tym — dzięki zastosowaniu tranzystorów — znacznie zmniejszono wymiary wzmacniaczy.

Przy opracowywaniu metody zabezpieczenia silnika przed niestateczną pracą sprężarki za pomocą regulacji temperatury za turbiną miano na uwadze następujące względy:

1. Przy wystąpieniu niestatecznej pracy sprężarki znak sygnału sterującego powinien być taki, aby nastąpiło zmniejszenie wydatku paliwa.
2. Równanie sterujące powinno być bezwymiarowe.
3. Regulator nie powinien być czuły na zmiany gęstości paliwa.
4. Zakres między wartościami regulowanego parametru w warunkach ustalonych i w warunkach niestatecznej pracy powinien być możliwie największy.
5. Funkcja regulacji nie powinna wymagać dużej dokładności w pomiarze wybranego parametru.
6. Do uwzględnienia zmienności przebiegu granicy statecznej pracy sprężarki powinna wystarczyć jak najmniejsza ilość dodatkowych parametrów.

Na przykład, dla następującej funkcji regulacji

$$\frac{dn}{dt} \frac{1}{P_{c1}} = h_1 \left( \frac{n}{\sqrt{T_{c1}}} \right)$$

(gdzie  $h_1$  dla typowego silnika wynosi około 10) wydatek paliwa ulega zmniejszeniu, gdy lewa strona równania jest większa od prawej. Funkcja powyższa jest bezwymiarowa, a zakres między wartościami i granicznymi wartościami  $dn/dt$  wynosi 100%. Z drugiej jednak strony, gdy nastąpi zjawisko niestatecznej pracy, przyspieszenie zmniejsza się, co powoduje dalsze przesunięcie punktu pracy poza granicę pracy statecznej. Natomiast w przypadku wyboru temperatury za turbiną jako parametru podlegającego regulacji i zastosowaniu następującej zależności

$$\frac{T_{c1}}{T_{c1}} = h_2 \left( \frac{n}{\sqrt{T_{c1}}} \right)$$

(przy czym  $h_2 \approx 5$ ), gdy występuje niestateczna praca sprężarki, temperatura za turbiną  $T_{c1}$  wzrasta, co powoduje dalsze zmniejszenie wydatku paliwa. Ta metoda zapobiegania zjawisku niestatecznej pracy sprężarki zapewnia tylko 20-procentowy zakres między ustalonymi a granicznymi wartościami regulowanego parametru.

Układ regulacji silnika wykorzystujący temperaturę za turbiną do regulacji przyspieszania zbudowały angielskie zakłady Smiths Aviation Division, przy czym zastosowanie urządzeń elektrycznych zwiększyło elastyczność układu w mieszaniu i obliczaniu sygnałów, pozwalając na uwzględnienie zmienności przebiegu granicy statecznej pracy sprężarki. Poza regulatorem przyspieszania układ zawiera regulator prędkości obrotowej i temperatury za turbiną w ustalonych warunkach pracy silnika. Schemat układu pokazano na rysunku 3.

Wszystkie sygnały sterujące są przekazywane do uruchamianego elektrycznie zaworu kinetycznego, który ustawia nurnik połączony ze skośną tarczą pompy paliwowej, zmieniając w ten sposób wydatek paliwa. Potrzebna do tego celu moc prądu wynosi poniżej 0,5 W. Równoległe z zaworem kinetycznym jest włączony zawór półkulisty, który zmienia skok tłoczków pompy paliwowej w zależności od ciśnienia całkowitego na wlocie do sprężarki. Zawór ten reguluje wydatek paliwa w warunkach biegu jałowego oraz w przypadku uszkodzenia głównego układu regulacji.

Elementem oddziałującym bezpośrednio na zawór kinetyczny jest regulator prędkości obrotowej. W zależności od ustawienia przez pilota przepustnicy wytwarzane są sygnały, porównywane następnie z sygnałami prądnicy obrotowej. Sygnał wynikowy, po przejściu przez obwód stabilizujący i zmieszaniu go z sygnałami regulatora przyspieszania i ogranicznika temperatury za turbiną, służy do regulacji wydatku paliwa.

Sygnały z termoelementów są przesunięte w fazie w celu skompensowania czasu reakcji i porównywane z sygnałem

będącym funkcją sprowadzonej prędkości obrotowej  $n/\sqrt{T_{c1}}$ . Funkcja ta zawiera graniczne wartości temperatury za turbiną  $T_{c1}$ , uwarunkowane przebiegiem granicy statecznej pracy sprężarki, i jest w pewnym przybliżeniu niezmienna. Podczas porównywania z funkcją  $n/\sqrt{T_{c1}}$  sygnał  $T_{c1}$  jest poddawany dalszym ograniczeniom, mającym

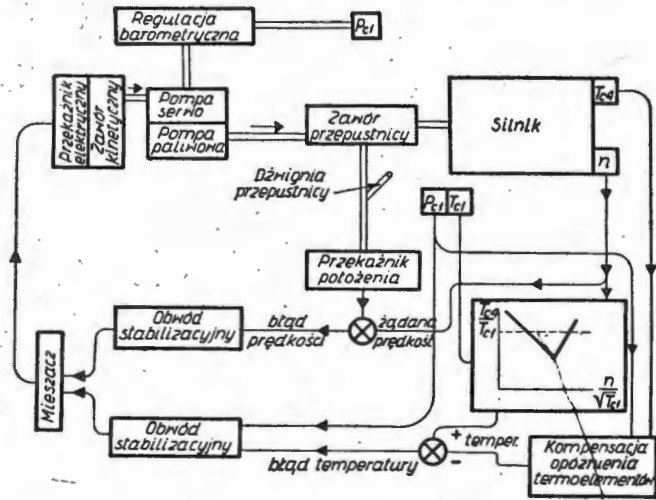
## MOTOSZYBOWIEC Z SILNIKIEM SAMOCHODOWYM

Na Drugim Międzynarodowym Salonie Lekkiego Lotnictwa Cywilnego na lotnisku w Cannes-Mandelieu odbyły się pokazy interesującego motoszybowca „l'avion-planeur R.F.” francuskiej firmy „Alpavia”.

Motoszybowiec, o pięknej sylwetce w locie, ma silnik samochodu Volkswagen, o mocy 34 KM.

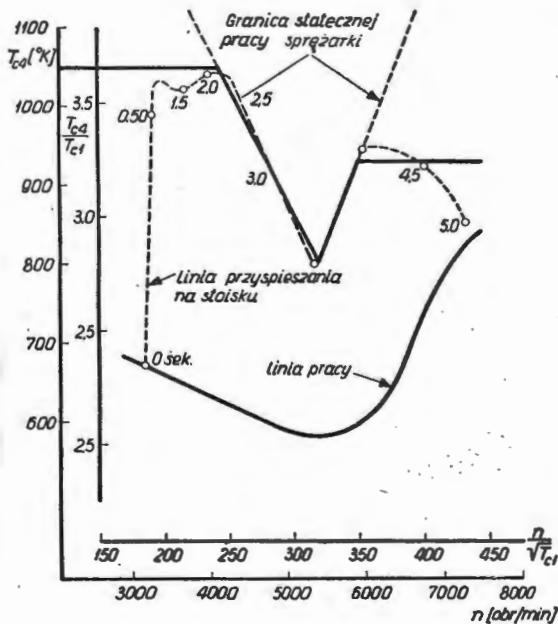
### Dane techniczne i osiągi motoszybowca:

rozpiętość . . . . .	11,20 m
długość . . . . .	6 m
powierzchnia nośna . . . . .	11 m <sup>2</sup>
doskonałość . . . . .	18
ciężar własny . . . . .	220 kG
ciężar całkowity . . . . .	350 kG
prędkość przelotowa . . . . .	180 km/h
prędkość maksymalna przy nurkowaniu . . . . .	250 km/h
prędkość opadania . . . . .	1,40 m/sek
prędkość w chwili odzepienia . . . . .	70 km/h
prędkość wznoszenia . . . . .	3,5 m/sek
zużycie paliwa . . . . .	5÷9 l/h
zasięg : . . . . .	500÷500 km.



Rys. 3

zapobiegać uderzeniom cieplnym w czasie rozruchu silnika oraz przekroczeniu maksymalnej temperatury przy dużych prędkościach obrotowych, przy czym przechodzenie z jednego zakresu pracy ogranicznika na drugi odbywa się za pomocą elektronicznego przełącznika. Sygnał wynikowy przechodzi przez obwód stabilizujący i jest doprowadzany do regulatora prędkości obrotowej. Wykres pracy układu regulacyjnego przedstawia rysunek 4.

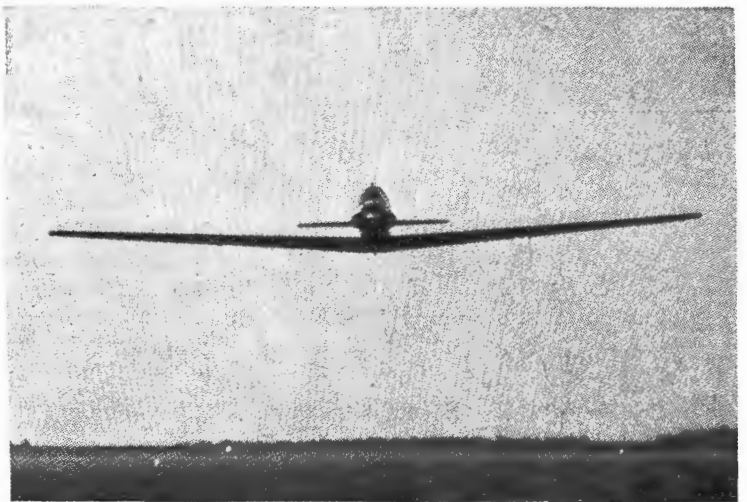


Rys. 4

Ciężar opisanego układu regulacji silnika ma być mniejszy niż 5,5 kG, a objętość ma wynosić tylko 8,6 dm<sup>3</sup>. Może on być bardzo przydatny na samolotach naddźwiękowych, gdzie będzie służył równocześnie do regulacji wlotów i wylotów oraz dopalania, a także na samolotach pionowego startu i lądowania, których silniki stają się ważnym zespołem w układzie ustaleczającym samolot.

Układ Smiths Aviation Division jest poddawany próbom w National Gas Turbine Establishment (N.G.T.E.) na silniku Rolls-Royce „Avon”. Początkowo próby te przeprowadzano na zwykłej hamowni, a następnie na hamowni wysokościowej i na samolocie.

W. K.



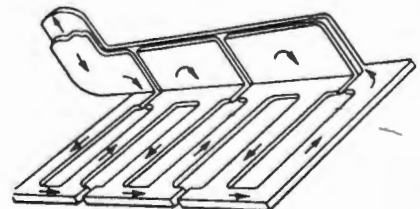
Motoszybowiec nadaje się podobno do akrobacji. Cena motoszybowca wynosi 19 tys. NF (3800 dol.).

Na marginesie powyższej notatki należy dodać, że dobre wyniki uzyskują piloci włoscy na szybowcu „Canguro”, wyposażonym w mały francuski silnik odrzutowy Turbomeca „Pallas”. Motoszybowiec ten był użytkowany również z powodzeniem do holowania szybowców. Z.

621 Aerowłocia

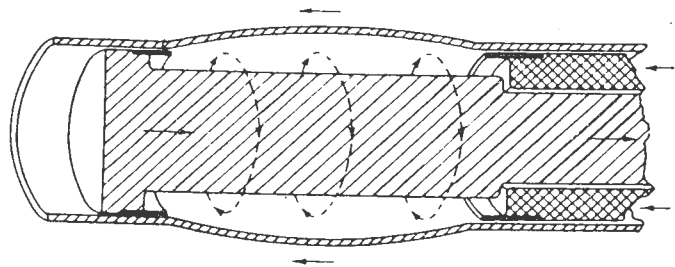
## KSZTAŁTOWANIE STRUMIENIEM MAGNETYCZNYM

Metoda kształtowania strumieniem magnetycznym opiera się na znanych od dawna własnościach pola magnetycznego — „przyciągania” i „odpychania”. Stąd wytworzyły się





dwie niezależne zasady formowania. Omawiany proces należy do grupy metod wysokoenergetycznych, i jak inne metody, w tej grupie, operuje wielkimi prędkościami działania. Proces, niedawno opracowany i rozwinięty przedstawia szczególne zalety przy kształtowaniu części z blach i rur.



Rys. 2

Stosowane w procesie impulsy magnetyczne przebiegają w przeciągu 6 milisekund i wywołują naciski rzędu 40 000 kG/cm<sup>2</sup>. W tych warunkach następują plastyczne deformacje, nawet twardych brązów i stali, które przy normalnych

warunkach kształtowania ulegają pękaniu. Kształtowanie strumieniem magnetycznym jest bardziej elastyczne w zastosowaniu niż na urządzeniach typu mechanicznego. Wymaga jednak olbrzymich źródeł energii i potężnych baterii kondensatorów dla wytworzenia chwilowego pola magnetycznego rzędu kilkuset kilogausów, a nawet kilku megagausów. Dla wykonania profilu obwodowego na rurze o średnicy wewnętrznej 30 mm ze stopu aluminium, potrzebne jest pole magnetyczne 200 kilogausów. Urządzenia typu magnetyczne cechuje olbrzymie zgrupowanie energii, na przykład dla przestrzeni roboczej (jest to pole działania X przemieszczenie) rzędu 100 cm<sup>3</sup>, wynosi ono 30 000 jouli, a uwzględniając sprawność wyładowania — 50 000 jouli. Koszty budowy i instalacji tych urządzeń są również duże i często bardziej opłaca się stosować formowanie wybuchowe. Mimo to omawiany proces reprezentuje wiele zalet — pewność, dokładność, wygodę i prędkość działania. Należy jeszcze uwzględnić większą trwałość foremników, istnienie foremników tylko jednostronnych — nie potrzeba zespołu matryca-stempel. Zastosowanie odpowiedniego kształtu i konstrukcji elektrody-matrycy pozwala na wykonanie specjalnych kształtów przedmiotów, jak to widać na rysunkach: wykonywanie blach falistych i kształtów beczkowatych. A. G.

## NOWOŚCI PATENTOWE

opracował mgr inż. S. Madeyski

Patent polski nr 40488  
Klasa 74 a, 31

**CZUJKA PRZECIWOŻAROWA Z ELEMENTEM TOPIKOWYM, ZWŁASZCZA DO POMIESZCZEŃ NARAŻONYCH NA DZIAŁANIE PAR CIECZY ŁATWOPALNYCH, GAZÓW WYBUCHOWYCH, WILGOCI I OPARÓW ŻRĄCYCH**

Stanisław Tchórzewski, Sopot, Polska

Patent trwa od dnia 18 kwietnia 1955 r.  
Opublikowany dnia 28 grudnia 1957 r.

Czujka według omawianego patentu posiada gazoszczelną komorę (7), w której umieszczony jest przekaźnik magnetyczny (9). Do zamykania komory służy pokrywa (12)

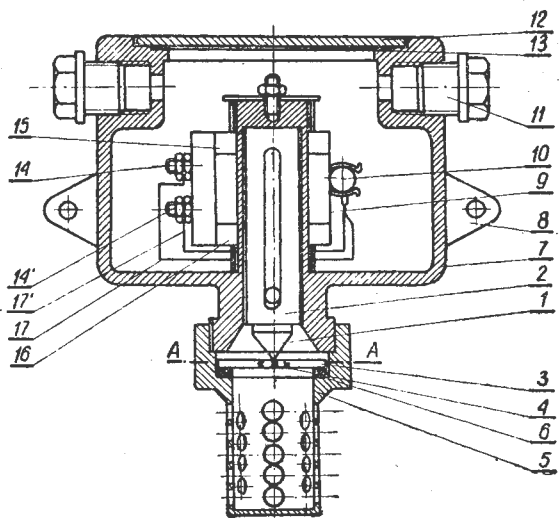


Fig. 1

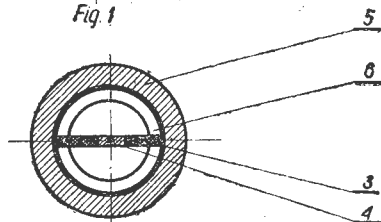


Fig. 2

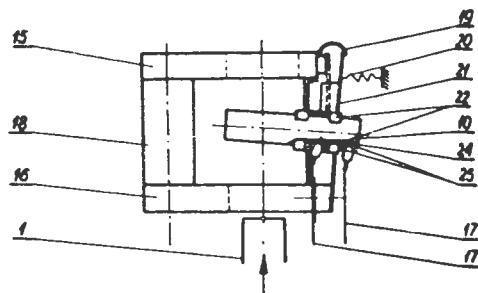


Fig. 3

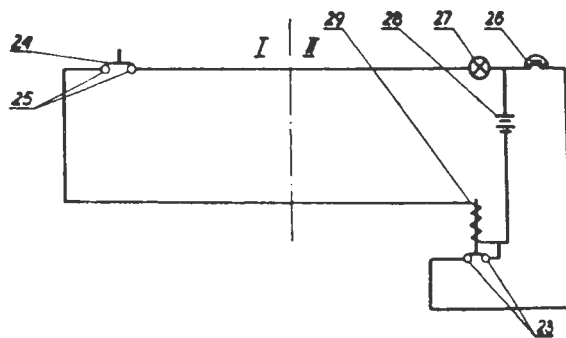


Fig. 4

z uszczelką (13), do mocowania zaś w pomieszczeniu chronionym — łapki (8). Dławikowe przeloty (11) stanowią gazoszczelne przepusty przewodów elektrycznych, prowadzonych na zewnątrz od zacisków (14) i (14') przekaźnika (9). Rdzeń (1), wykonany z miękkiej stali, spełniający rolę ruchomego bocznika przekaźnika magnetycznego (9) prowadzony w tulei (2) osadzonej w środkowej części komory (7), opiera się swym zaostrzonym końcem, wykonanym z ebonitu, o element topikowy (4), stanowiący część wkładki topikowej (3), leżącej na podkładce gumowej (6) w dziurkowanej osłonie (5). Element topikowy (4) składa się z dwóch oddzielnych części metalowych, zukosowanych z jednej strony w kształcie połówki litery X i połączonych łatwotopliwym lutem o bazie bizmutowej. Element (4) jest odizolowany cieplnie od metalowych części czujki, co wpływa na zwiększenie jego czułości działania.

Przekaźnik (9) posiada obwód magnetyczny, utworzony z magnesu trwałego (18) i dwóch nabiegowników (15) i (16)

zwieranych kotwiczka (21), podlegającą działaniu sprężynki (20). Ruchy tej kotwiczki ogranicza zderzak (19). Do wnętrza, przymocowanej do kotwiczki uchwyty (22) ampułki szklanej (10) z rtęcią (24), wprowadzone są końcówki (25) przewodów (17) i (17'), przyłączonych do zacisków (14) i (14') przełącznika. Końcówki te są zwierane rtęcią w położeniu zwolnienia kotwiczki, a rozwierane w położeniu jej przyciągnięcia.

Instalacja elektryczna składa się z sygnalizatora akustycznego (26), żarówki kontrolnej (27), źródła prądu (28), przełącznika (29). Styki (23) przełącznika (29) obsługują szereg sygnalizatorów, umieszczonych w różnych pomieszczeniach dozorowych. Mogą one obsługiwać — oprócz lub zamiast obwodów sygnalizacyjnych — także obwody sterownicze urządzeń gaśniczych.

Patent polski nr 41452  
Klasa. 62 c, 27/01

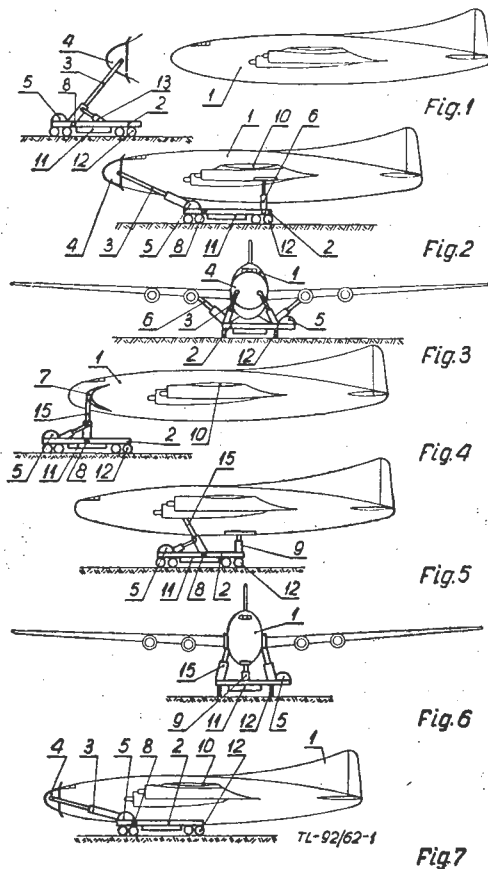
### URZĄDZENIE DO STARTU I LĄDOWANIA SAMOLOTÓW BEZPODWOZIOWYCH NA SAMOJEZDNYCH PLATFORMACH

Stefan Danielewicz, Jeźów Sudecki, Polska

Patent trwa od dnia 10 kwietnia 1957 r.  
Opublikowany dnia 30 czerwca 1958 r.

Patent omawiany dotyczy urządzenia służącego do wykonywania startu i lądowania samolotów bezpodwoziowych na samojezdnych platformach, przy czym istnieje duże podobieństwo do warunków panujących na lotniskowcach. Z chwilą dolecenia samolotu do będącej w ruchu platformy osiadanie na niej (przyziemianie) samolotu odbywa się samoczynnie.

Lądowanie w nocy i we mgle jest znacznie ułatwione, ponieważ samolot podchodzi do lądowania wzdłuż silnego strumienia żółtego światła i promieni podczerwonych, wy-



ślyanych za pomocą chwytaków-reflektorów umożliwiających w ten sposób dojazd do platformy samojednej i wylądowanie.

Rysunek ilustruje istotę wynalazku: fig. 1—3 pokazują podchodzenie do lądowania samolotu w jednej odmianie wynalazku, fig. 4—6 — w drugiej odmianie, fig. 7 przedstawia zaś start samolotu z platformy samojednej.

Chwytnak-reflektor (4) osadzony jest na dwóch masztach amortyzujących (3) i dwóch masztach rozsuwanych wsporczych (13), obracających się dokoła osi (8). Operator umieszczony w kabine (5) na samojednej platformie, dzięki odpowiedniemu urządzeniu sterowniczym ma możliwość ułatwienia wprowadzania przodu kadłuba w chwytnak w pierwszej odmianie wynalazku, w drugiej zaś odmianie w chwytaku (7) wprowadza odpowiednio ukształtowane przednie krawędzie skrzydła (10). Po uchwyceniu w ten sposób samolotu, operator uruchamia hamulce podwozia platformy i wysuwa podpory amortyzujące (6) lub (9) pod odpowiednie elementy samolotu (1) w celu zamortyzowania przyziemienia samolotu na platformie (2).

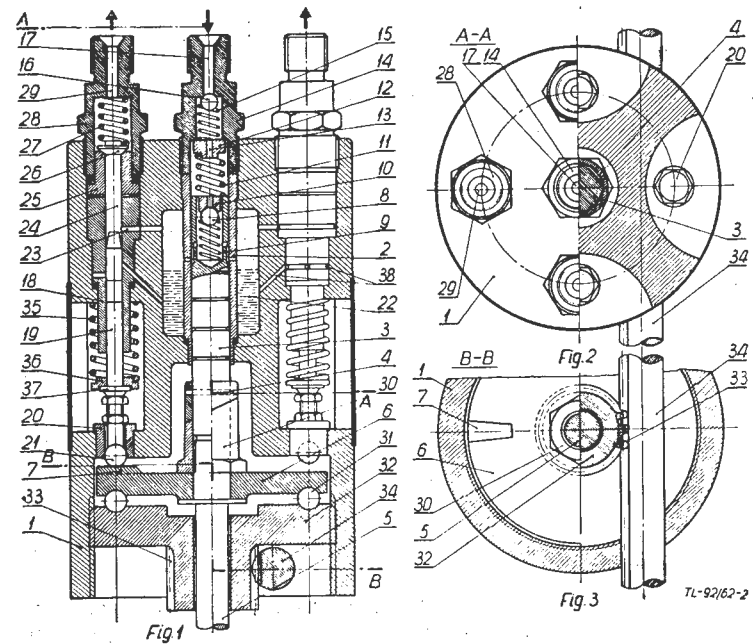
Patent polski nr 41524  
Klasa 46 c<sup>2</sup>, 105

### POMPA ZASILAJĄCA Z REGULOWANĄ WYDAJNOŚCIĄ np. DO SILNIKÓW SPALINOWYCH, PRAS LUB NAPĘDÓW HYDRAULICZNYCH

Inż. Artur Jahn, Łódź, Polska

Patent trwa od dnia 22 sierpnia 1957 r.  
Opublikowany dnia 1 sierpnia 1958 r.

Znane pompy zasilające posiadają elementy tłoczące z tłokami zaopatrzonymi w krzywki i występy sterujące, których wykonanie jest trudne i wymaga dużego nakładu pracy, przy czym są one ustawiane szeregowo, co zwiększa gabaryty i ciężar pompy.



Pompa według omawianego patentu nie posiada wskazanych wad znanych pomp, jej elementy tłoczące posiadają tłoki pełne (bez krzywek i występów sterujących), o skokach nastawnych, co daje możliwość regulowania wydajności pompy, przy czym elementy te są ustawione równolegle do osi napędowej.

W osi kadłuba (1) pompy znajduje się element ssąco-tłoczący niskiego ciśnienia, w którego tulei (2) porusza się tłok (3) zakończony skośnie ściętym pierścieniem (4) współpracującym z wałkiem napędowym (5). Tłok ten jest odpychany w dół sprężyną (11). Zawór tłoczący składa się z kulki (8), sprężyny (9) i gniazda (10). Zawór ssący składa się ze sprężyny (15), kulki (16) i gniazda (17). Pompki wysokiego ciśnienia, w przedstawionym przykładzie wykonania w liczbie czterech, posiadają w tulejach (18) tłoki (19) oparte na popychaczach (20) z luźno osadzonymi w nich kulkami (21) i współpracujące kolejno z garbem (7) tarczy obrotowej (6) osadzonej na wałku (5). Tłoki te są odciągane w dół sprężynami (35). Tarcza (6) jest osadzona na wałku (5) nastawnie za pomocą kulek (31) umieszczonych w rowku korka nastawnego (32), wkręconego w korpus (1) i zaopatrzonego w zęby (33) współpracujące z zębatką (34)

dla regulacji wydajności pompy. Ciecz robocza z komory (22) dochodzi kanałkami (23) do komór roboczych (24), zamkniętych od góry zaworami tłocznymi (28) z otworami wylotowymi (29).

Patent polski nr 41544  
Klasa 241, 6

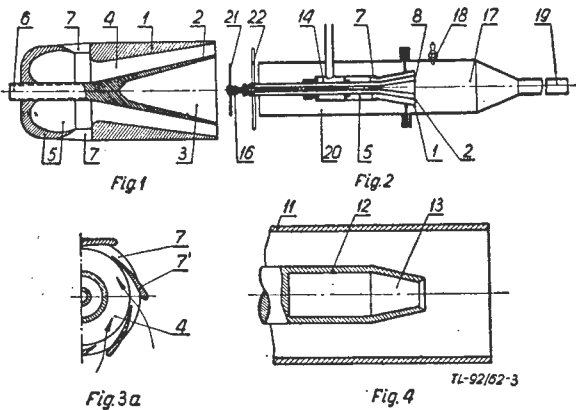
### ZAWÓR AERODYNAMICZNY WYKONANY W POSTACI DYSZY, W SZCZEGÓLNOŚCI DO SPALANIA PULSACYJNEGO

VEB, Dampferzeuger, Berlin-Wilhelmsruh, Niemiecka Republika Demokratyczna

Patent trwa od dnia 15 kwietnia 1957 r.  
Opublikowany dnia 1 sierpnia 1958 r.

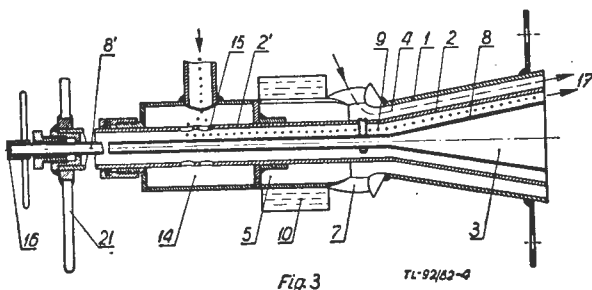
Zawór aerodynamiczny według omawianego patentu jest wykonany jako dysza z umieszczonym wewnątrz dyszy rdzeniem. Opór przepływu w kierunku dopływu powietrza lub paliwa albo mieszanki powietrzno-paliwowej jest mniejszy niż opór przepływu wstecznego spalin. Właściwości te znacznie się poprawiają, gdy rdzeń jest wydrążony i posiada otwór na swym końcu o większej średnicy.

Zawór według fig. 1 posiada postać dyszy (1), w której jest umieszczony rdzeń (2) w kształcie stożka z wydrążeniem (3) tak, że utworzony jest rozszerzający się kanał (4) dla przepływu słupa gazowego lub mieszanki paliwowo-powietrznej. Rdzeń ten może być przesuwany w kierunku



osiowym za pomocą sworznia śrubowego (6) w celu zmiany prześwitu kanału (4). Otwory (7) służą do doprowadzania powietrza spalania i paliwa. Po stronie małej średnicy dyszy (1) znajduje się komora (5), odbierająca uderzenie wsteczne cofającego się słupa gazowego tak, iż wskutek wirowania wytwarza się dodatkowy opór.

W zaworze według fig. 2 i 3 w dyszy (1) są umieszczone dwa wydrążone rdzenie (2) i (8), przy czym paliwo jest doprowadzane wewnętrzną szczeliną pierścieniową (9), powie-



trze do spalania zaś — zewnętrzną szczeliną (4). Skrzydełka prowadzące (7') w otworach (7) powodują, że powietrze wchodzące do komory spalania (17) zostaje zawirowane i następuje lepsze wymieszanie powietrza z paliwem. Komora (5) jest otoczona płaszczem wodnym (10).

W zaworze według fig. 4 dysza jest wykonana w postaci rury cylindrycznej (11) z rdzeniem (12) zaopatrzonym w wydrążenie (13).

Patent polski nr 41553  
Klasa 42 k, 1/04

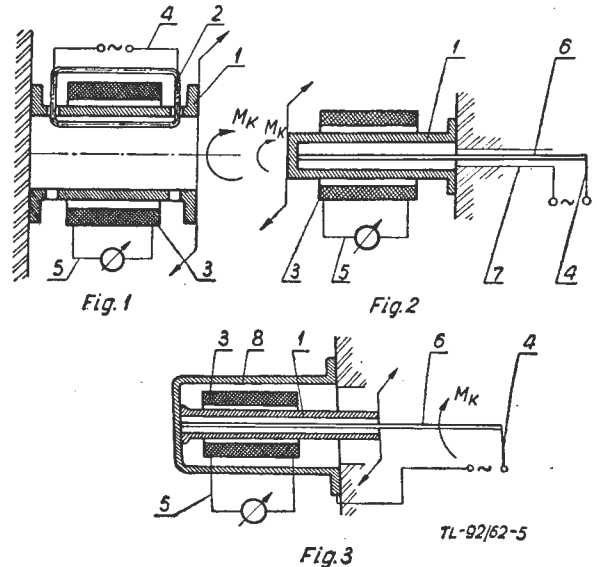
### CZUJNIK DO WYKRYWANIA ZMIAN WARTOŚCI FIZYCZNYCH NA ZASADZIE ELEKTROMAGNETYCZNEJ

Výzkumný a zkušební letecký ústav, Letnany koło Prahy, Czechosłowacja

Patent trwa od dnia 15 grudnia 1956 r.  
Opublikowany dnia 16 września 1958 r.

Znane sposoby przetwarzania wielkości fizycznej na wielkość elektryczną, przy wykorzystaniu na przykład zmiany oporności, indukcyjności, pojemności itp. wykazują wiele wad, są niejednokrotnie zbyt skomplikowane lub dają wyniki niedokładne.

Zasada działania czujnika według omawianego patentu polega na tym, że rdzeń ferromagnetyczny poddany naprężeniu skręcającym jest magnesowany w stanie nasyc-



nym za pomocą uzwojenia wzbudzającego prądem wzbudzenia, przy czym uzwojenie to jest wykonane w postaci cewki toroidalnej, otaczającej rdzeń. Rdzeń poddany skręcaniu wywołuje odkształcenie pola magnetycznego tak, że powstaje składowa pole, indukująca siłę elektromotoryczną odbieraną za pomocą cewki.

Czujnik jest niewrażliwy na zmiany temperatury. Czujnik może być zastosowany do turbin, do pomiaru mocy, do pomiaru naprężeń u nasady łopaty śmigła, jak również do pomiarów w tunelu aerodynamicznym.

Rdzeń ferromagnetyczny (1) posiada umieszczoną cewkę (3) połączoną z obwodem odbiorczym (5). Uzwojenie wzbudzające (2), otaczające rdzeń w postaci cewki toroidalnej, jest połączony z obwodem wzbudzającym (4). W odmianie według fig. 2 do rdzenia jest przyłączony przewód (6) przepuszczony przez wnętrze rdzenia i poza rdzeniem otoczony współosiową rurą (7) połączoną elektrycznie z rdzeniem (1), przy czym swobodne końce przewodu (6) i rury (7) są przyłączone do obwodu wzbudzającego (4), przez co w cewce (3) nie może być wzbudzone napięcie zakłócające. W odmianie według fig. 3 rdzeń wraz z cewką są otoczone współosiowym płaszczem ferromagnetycznym (8), przez co uzyskuje się wzmocnienie indukowanej siły elektromotorycznej.

Patent polski nr 41595  
Klasa 42 s

### WIBRATOR ELEKTROMAGNETYCZNY

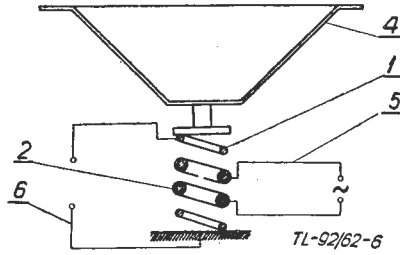
Výzkumný a zkušební letecký ústav, Letnany, Czechosłowacja

Patent trwa od dnia 30 września 1957 r.  
Opublikowany dnia 16 września 1958 r.

Znane są wibratory wykorzystujące właściwości tworzyw ferromagnetycznych i posiadające pętlę rurkową, w której



wzbudza się prąd, prądem stałym bezpośrednio lub za pomocą uzwojenia toroidalnego i prądem zmiennym za pomocą cewki otaczającej współosiowo tę pętlę. Pod działaniem obydwóch rodzajów prądu, pętla ta zostaje wprowadzona w drgania skrętne o częstotliwości zgodnej z częstotliwością prądu zmiennego, zasilającego cewkę. Wibratory te wykazują tę niedogodność, że przy niskiej częstotliwości wykazują małą skuteczność i wydajność.



W wibratorze według omawianego patentu zastosowano pętlę ferromagnetyczną w postaci sprężyny śrubowej, przez co drgania własne układu znacznie się zmniejszają, a jednocześnie drgania skrętne pętli przebiegają w kierunku podłużnych drgań sprężyny, które następnie łączą się bezpośrednio z drganiami membrany, przy czym zwiększa się skuteczność układu.

Pętla (1) posiada postać pręta lub rurki z tworzywa ferromagnetycznego zwiniętego w sprężynę śrubową, przy czym obydwa końce pętli są zamknięte w obwodzie prądu wzbudzającego, zasilanego ze źródła prądu stałego. Pętla jest otoczona cewką (2) włączoną do obwodu (5) zasilanego ze źródła prądu zmiennego i jest jednym końcem zamocowana na stałe, drugim zaś końcem jest połączona z odbiornikiem drgań, na przykład z membraną (4). Przepuszczenie prądu zmiennego przez cewkę poprzez obwód (5) spowoduje zniekształcenie pierwotnego pola magnetycznego pętli, powstałe wskutek przepływu prądu stałego przez pętlę, przy czym wolny koniec pętli zostaje wprowadzony w ruch wskutek występowania drgań skrętnych o częstotliwości równej częstotliwości prądu zmiennego przepuszczanego przez obwód (5) do cewki (2).

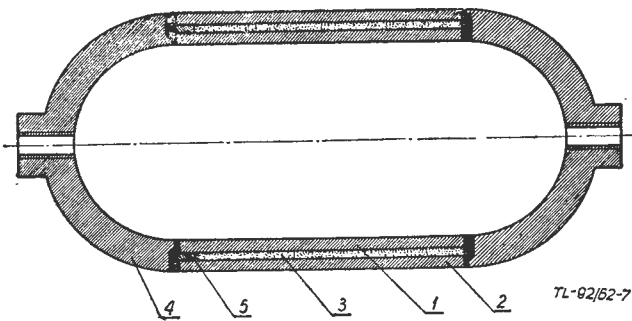
Patent nr 41653  
Klasa 37 f, 2/02

### WIELOWARSTWOWA RURA I ZBIORNIK CIŚNIENIOWY Z ZASTOSOWANIEM WARSTWY BETONU LUB SAMEGO CEMENTU JAKO WYPEŁNIACZA

Instytut Lotnictwa, Warszawa, Polska  
Twórca: inż. Alfons Wojciński

Patent trwa od dnia 1 października 1957 r.  
Opublikowany dnia 1 grudnia 1958 r.

Zbiornik ciśnieniowy według omawianego patentu jest wykonany z wielowarstwowej rury, przy czym zastosowano warstwę betonu lub cementu jako wypełniacza, ściśle wypełniającego przylegające powierzchnie rur. Unika się przez to kosztownej obróbki skrawaniem zewnętrznych



i wewnętrznych powierzchni rur oraz włączania na wciśk wzajemnie pasowanych rur. Tak wykonane zbiorniki są tanie w produkcji i łatwe do wykonania bez stosowania specjalnych urządzeń. Znajdują one zastosowanie jako akumulatory hydrauliczne w instalacjach, same zaś rury wielowarstwowe jako elementy wytrzymałościowe, na przykład w prasach tunelowych.

W przedstawionym na rysunku zbiorniku rura wewnętrzna (1) jest oddzielona od rury zewnętrznej (2) warstwą betonu lub cementu (3). Dna (4) są przyspawane, pierścien (5) zaś jest umieszczony ze względów technologicznych.

Podczas pracy zbiornika ciśnienie powstałe wewnątrz jest przejmowane przez wewnętrzną rurę (1), od niej zaś za pośrednictwem warstwy (3) betonu również przez rurę (2), przy czym warstwa betonu doznaje mikropęknięć pod wpływem sił obwodowych na skutek sił tarcia na powierzchni styku rur i betonu. Warstwa betonu w tym przypadku nie przenosi naprężeń obwodowych, lecz tylko naciski.

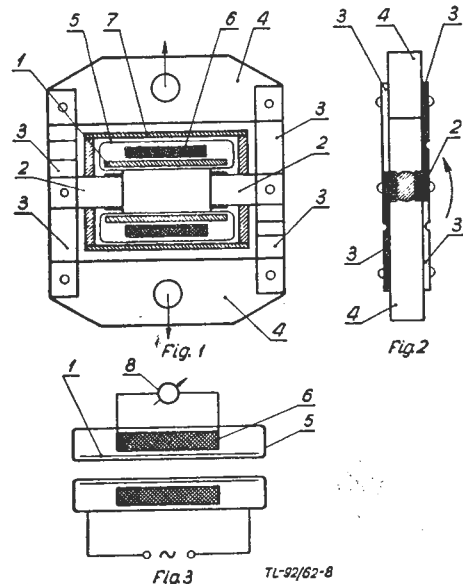
Patent polski nr 41678  
Klasa 42 k, 7/05

### DYNAMOMETR ELEKTROMAGNETYCZNY

Výzkumný a zkušební letecký ústav, Letnany koło Prahi,  
Czechosłowacja

Patent trwa od dnia 18 września 1957 r.  
Opublikowany dnia 15 grudnia 1958 r.

Znane konstrukcje podobnych dynamometrów wykazują tę wadę, że przy wymaganej dokładności i zdolności ważenia są dość skomplikowane i najczęściej nie pozwalają na zdalne odczytywanie.



Dynamometr według omawianego patentu jest urządzeniem bardzo prostym zarówno pod względem konstrukcyjnym, jak i produkcyjnym, nie wymaga skomplikowanej i kosztownej aparatury i dobrze znosi nawet niestaranną obsługę. Może on być używany do mierzenia sił — ciągnięcia i ściskania, jako element pomiarowy ciężaru do wag automatycznych o zdalnym odczytywaniu albo jako waga zawieszona na linie, na przykład waga dźwigowa.

Dynamometr składa się z ferromagnetycznego rdzenia skrętnego (1), na którego końcach są sztywno umocowane dwa czopy (2) zaopatrzone w płytki (3), których swobodne końce są połączone dwoma pałkami (4), przy czym połączenie wzajemne tych elementów jest tak wykonane, że przy obciążeniu pałków (4) płytki (3) tworzą pary sił o kierunkach przeciwnych. Na rdzeniu skrętnym (1) jest nałożona cewka odbiorcza (6) przyłączona do obwodu odbiorczego (8). Przez rdzeń ten przechodzi cewka wzbudzająca (5), zasilana prądem zmiennym. Obydwie cewki mogą być dokręcone za pomocą osłony (7), wykonanej z tworzywa ferromagnetycznego.

Przy obciążeniu pałków (4) rdzeń (1) znajduje się pod działaniem obciążenia skręcającego, dzięki czemu w cewce odbiorczej (6) zostaje wzbudzona siła elektromotoryczna, proporcjonalna do obciążenia pałaka (4) i mierzona obwodem odbiorczym (8).

## URZĄDZENIE HYDRAULICZNE DO WYTWARZANIA USZCZELEK HARMONIJKOWYCH

Zakłady Remontu Maszyn Budowlanych nr 1, Warszawa,  
Polska

Twórca: Stanisław Czech

Patent trwa od dnia 21 sierpnia 1958 r.  
Opublikowany dnia 30 kwietnia 1959 r.

Znane sposoby wytwarzania uszczelek harmonijkowych (mieszeków) za pomocą wygniatania na walcarkach lub w prasach wykazują tę wadę, że materiał przy wytlaczaniu zmniejsza znacznie swą grubość, przez co obniża wytrzymałość gotowego wyrobu, przy czym wytwarzanie musi być przeprowadzane w kilku operacjach dla każdego karbu.

Urządzenie według omawianego patentu umożliwi kształtowanie pojedynczych karbów mieszka bez nadmiernego wyciągania blachy dzięki zastosowaniu rozrzędu zaworowego dla każdego karbu w dwudzielnej matrycy.

W cylindrze (1) znajduje się dwudzielna matryca (2) osadzona na denku (3) zaopatrzonego w uchwyt. Matryca ta posiada szereg kanałów profilowych (8) połączonych otworami z pierścieniowymi kanałami wyrównawczymi (10) utworzonymi z pierścieniowych żłobków zewnętrznych matrycy (2) i żłobków wewnętrznych cylindra (1). Kanały wyrównawcze są połączone po jednej stronie cylindra z atmosferą za pomocą zaworów (6), po drugiej zaś stronie cylindra są one za pośrednictwem zaworów (7) i przewodów połączonych z przestrzenią wysokiego ciśnienia pod tłokiem (5).

Do matrycy (2) wkłada się półfabrykat mieszka w postaci cylindra z blachy (4), napełnia się cylinder (1) olejem, zakłada tłok (5) i wywiera nań działanie siłą P. Początkowo zawór (6) jest zamknięty, zawór (7) zaś otwarty, ciśnienie po obydwu stronach cylindra półfabrykatu jest jednakowe.

Następnie zamyka się zawór (7), otwiera zaś zawór (6). Spadek ciśnienia w kanale (8) i w kanale (10) umożliwi wtłoczenie blachy do kanału (8) przez olej znajdujący się wewnątrz cylindra półfabrykatu. Blacha jest wciągana z długości, jak zaznaczono strzałkami.

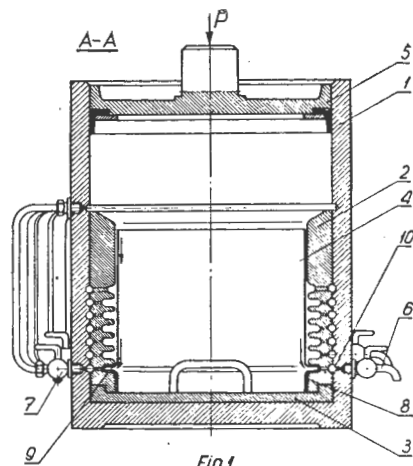


Fig. 1

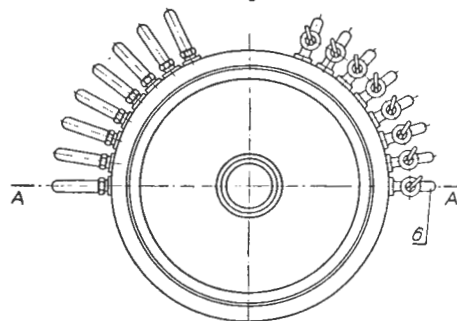


Fig. 2

TL-92/62-9

## Z LOTNICTWA KOMUNIKACYJNEGO

— Amerykańskie linie lotnicze Continental Airlines wprowadziły w porcie O'Hare Field pod Chicago kryte rampy, tzw. „drawbridge”, dla ruchu pasażerskiego między pawilonem dworca na płycie portowej a samolotami. Te „zwożone mosty” wykonano z aluminium w postaci rur o średnicy 2,6 metra i długości 24,5 m. Konstrukcja może być unoszona pod kątem 35°, zaś wylot korytarza (teleskopowy na długości 1,8 m) daje się odchyłać na 6 m. Ustawienie rampy trwa 20 sekund.

— Poważnym zagadnieniem lotnictwa komunikacyjnego na całym świecie staje się zapewnienie szybkiego dojazdu z portu lotniczego do miasta.

Jako przykład problemu podajemy, że samolot pasażerski z Moskwy do Leningradu leci 55 min, lecz dojazd z lotniska we Wnukowie do śródmieścia Moskwy trwa ponad godzinę. Oczywiście może być zapewnione połączenie śmigłowe (co się też planuje), tym niemniej grupa specjalistów Akademii Gospodarki Komunalnej w Moskwie opracowała projekt „napowietrznego ekspresu” na jednej szynie, który połączy końcową stację metra z lotniskiem we Wnukowie, w przyszłości zaś z innymi lotniskami pasażerskimi.

Pociąg zawieszony będzie na szynie, obudowanej cementowym płaszczem, a podtrzymywanej kolumnami, stojącymi na trasie co 30 metrów. W ekspresie zastosuje się dwa typy wagonów. Pojedyncze długości 20 m i potrójne długości 40 m. Wagony będą lekkie, 120-osobowe, a pociąg — cichobieżny. Szybkość ekspresu wyniesie 150 km/godz. Będzie on mógł w ciągu godziny przewieźć 1000 pasażerów.

Projekt i dokumentacja techniczna wagonów ekspresu nadziemnego są już gotowe. W najbliższym czasie jedna z moskiewskich fabryk sprzętu komunikacyjnego przystąpi do produkcji tego rodzaju wagonów. Budowa napowietrz-

nej linii będzie 15 razy tańsza niż budowa linii metra. Również eksploatacja tego typu kolei będzie tańsza od podziemnej.

Na marginesie tej wiadomości dodajmy, że również w Warszawie studiuje się możliwości budowy podobnej kolei, na razie na linii Wilanów—Powsin. A może w przyszłości na trasie: Międzynarodowy Dworzec Lotniczy — centrum Warszawy?

— Aby umilić pasażerom czas przelotu na trasach międzykontynentalnych francuskie linie lotnicze T.I.A. wprowadzają wyświetlanie filmów w swoich samolotach. Trudność w zrealizowaniu tego zamiaru polegała na zapewnieniu możliwości korzystania z seansów filmowych równocześnie w klasie turystycznej i pierwszej, które są od siebie oddzielone przepierzeniem. Zagadnienie to rozwiązano stosując w aparacie projekcyjnym układ soczewek, pozwalający na rzucanie obrazu dodatkowo na mały ekran zawieszony w kabinie I klasy. Dźwięk nadaje się przez normalny układ głośnikowy, wbudowany w sieć samolotu. Aparat projekcyjny jest składany i zabezpieczony przed drganiami, występującymi podczas lotu.

Seanse filmowe wprowadziły amerykańskie linie TWA dla pasażerów I klasy na liniach łączących Nowy Jork ze stolicami krajów europejskich. Aparaturę kinową otrzymały w pierwszym rzędzie samoloty Boeing-707. Pasażerowie, pragnący korzystać z projekcji filmowej otrzymują słuchawki, które włącza się do aparatury umieszczonej w fotelu.

— PLL „Lot” stają się przedmiotem troski najwyższych władz państwowych. Sytuację w tej instytucji ma zbadać i zanalizować Sejmowa Komisja Komunikacji i Łączności „Lot” ma zakupić za granicą samoloty niezbędne dla obsłu-

giwania linii zagranicznych. Na linie krajowe skierowane zostaną samoloty IL14, przerobione na 32-miejscowe. Plany przewidują, że przedsiębiorstwo poważnie rozszerzy sieć połączeń krajowych. Za 5 lat połączenia wewnętrzne obsługiwane będą przez samoloty turbośmigłowe.

— Obecnie Kraków w największym procencie wykorzystuje wewnętrzną komunikację lotniczą. W ubiegłym roku między Krakowem a Warszawą samoloty „Lot” przewiozły 35 tys. pasażerów, zaś przeciętna wykorzystania samolotów na tej linii wyniosła 82%. W letnim rozkładzie lotów przewidziano cztery połączenia lotnicze na dobę z Warszawą oraz dwa z Gdańskiem. Rozkład „Lotu” pozwala oblecieć 6 miast w ciągu jednego dnia.

— PLL „Lot” nawiązały współpracę z pewnymi towarzystwami lotniczymi Azji i Afryki. Zawarto umowy o wzajemnym obrocie, przekazywaniu pasażerów i o przedstawicielstwie generalnym.

— Niedawno minęły uroczystości, związane z 50-letnim jubileuszem „Prawdy”. Warto przypomnieć, że jej matryce przewożone są regularnie samolotami z Moskwy do 22 miast ZSRR, gdzie dziennik jest drukowany.

— Park „Aeroflotu” powiększa się o dwa nowe typy śmigłowców turbinowych, zaprojektowanych w biurze konstrukcyjnym dr M. Miła. Typ W2, o dwóch turbinach średniej mocy, z kabiną na 6 do 8 pasażerów oraz typ W8 — wyposażony w jedną turbinę o mocy (na wale) rzędu 5000 KM. Pojemność kabiny na 20—28 pasażerów.

— Samolot pasażerski An10 poddawany jest modyfikacji w celu zwiększenia liczby miejsc płatnych ze 100 do 132. Osiągnięto to dzięki zmianie rozmieszczenia foteli w kabinie. Konstruktor O. K. Antonow zapowiedział, że rozpatruje się również możliwość zainstalowania w samolotach aparatury telewizyjnej i kinowej.

— Jak podaje prasa lotnicza NRD, radzieckie samoloty pasażerskie Tu-124 i An 24 wejdą niedługo na linie rumuńskie (6 sztuk), węgierskie (4), czechosłowackie (6) i polskie (4).

— Zakłady lotnicze na całym świecie wypuszczają coraz to szybsze i bardziej udoskonalone samoloty komunikacyjne. Ostatnio wszedł do eksploatacji na linię TWA pierwszy pasażerski samolot odrzutowy typu Boeing 707-131B pn. „Stars-tream”. Ten „liner” zabiera na pokład 121 pasażerów i kilka ton bagażu.

— Zakłady lotnicze „Boeing” przystąpiły do budowy dla TWA pięciu większych samolotów odrzutowych „Stars-tream” typu 707-331B, które obsługiwać będą linie transatlantyckie. Samoloty te będą mogły odbywać trasę 6 tys. mil bez lądowania. Będą to więc maszyny pasażerskie o najdłuższym zasięgu, jaki może osiągnąć szybki odrzutowiec tego rodzaju, wybudowany dotychczas. Wszystkie te samoloty wyposażone zostaną w „powietrzne kina” z zestawami najnowszych filmów.

— Wzrastający zasięg i ilość przewozów lotniczych „Aeroflotu” wymaga rozbudowy i budowy coraz to większej ilości nowoczesnych lotnisk, nie tylko w Moskwie lecz także w innych miastach Związku Radzieckiego. Budynki nowych portów lotniczych budowane są z żelbetowych konstrukcji prefabrykowanych, które łączone są z wielkimi taflami szkła. M.in. w br. zakończy się budowa lotniska w Kijowie. W budowie jest nowe lotnisko moskiewskie. Przebudowuje się porty lotnicze we Wnukowie i Szeremietiewie.

— Domodiedowo, największy moskiewski port lotniczy dla ruchu międzynarodowego, będzie po ukończeniu budowy obsługiwał taką ilość pasażerów, jaką obsługują obecnie razem trzy dotychczasowe porty: Wnukowo, Szeremietiewo i Bykowo. Plan siedmioletni „Aeroflotu” przewiduje 6-krotny wzrost przewozów lotniczych. W 1965 r. przedsiębiorstwo to będzie miało 4250 samolotów. Dworzec lotniczy Moskwy obliczony jest na jednoczesne obsługiwanie 5000 osób w ciągu godziny. Poczekalnia będzie miała powierzchnię 3000 m<sup>2</sup>, zaś sąsiednia sala operacyjna — 2000 m<sup>2</sup>. Nowy port będzie posiadał dwa olbrzymie pasy startowe i 36 specjalnych tuneli dla pasażerów.

— Amsterdamski port lotniczy Schiphol obsłużył w roku 1961 ponad półtora miliona pasażerów, tj. o 5% więcej niż w roku 1960. Znajdujące się na terenie portu Narodowe Muzeum Lotnictwa, otwarte w r. 1960, zwiedziło w r. 1961 — 80 tysięcy osób.

— Rekordowy był eksport angielskich samolotów komunikacyjnych w 1961 r. Wyniósł on 1,85 miliarda franków (1 NF = 0,2 dol.). Natomiast eksport ogólny francuskiego przemysłu lotniczego wyniósł w pierwszej połowie ub. roku 754 mln franków (w tym kompletnych samolotów i części za 404 miliony, śmigłowców za 36 mln, silników za 100 mln). Z.

## NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Teoria podobieństwa mechanicznego, L. Müller, Wydawnictw Naukowo-Techniczne, 1961, s. 184, rys. 47, tabl. 3.

Rozwój nowoczesnej techniki możliwy jest jedynie dzięki prowadzeniu olbrzymiej ilości badań i doświadczeń. Koszty prac tych są niezmiernie wysokie. Toteż dla ich obniżenia prowadzi się badania na modelach. Dobranie odpowiedniego układu modelowego, jak również programowanie badań i wyciąganie wniosków, umożliwia teoria podobieństwa. Książka w zasadzie składa się z dwóch części: w pierwszej podane zostały ogólne zasady teorii podobieństwa, bez ścisłych dowodów matematycznych, w drugiej części pracy podano przykłady zastosowań teorii podobieństwa w różnych działach techniki. W pierwszej części autor w przystępny i skondensowany sposób podaje podstawy teorii podobieństwa, główne kryteria i ich znaczenie fizyczne oraz sposób ustalania kryteriów. Druga część zawiera przykłady zastosowania teorii podobieństwa do takich dziedzin techniki, jak: aerodynamika i hydrodynamika, termodynamika i mechanika. Poza tym przedstawiono podobieństwo pieców przemysłowych. Wreszcie na zakończenie autor omawia szereg przyrządów analogowych opartych na analogii hydromechaniczno-termodynamicznej i innych. Przykłady omawiane odnoszą się do konkretnych zjawisk i mają charakter informacyjny. Intencją autora było zapoznanie czytelnika z podsta-

mi teorii podobieństwa i poprzez przykłady z szerokim zakresem zastosowania tej teorii w technice i nauce. Bogata bibliografia (87 pozycji), do której w tekście znajdują się odnośniki, wzbogaca wartość pracy i pozwala na wykorzystanie jej nawet w przypadkach nie omawianych w książce. Materiał pracy, jak również układ, opracowany przez wybitnego specjalistę, stanowi cenny wkład w literaturę naukowo-techniczną i przyczyni się niewątpliwie do spopularyzowania i stosowania teorii podobieństwa. Książka przeznaczona jest dla pracowników nauki i techniki. A.G.

Wczoraj i dziś lotnictwa wojskowego, Tadeusz K. Królikiewicz, MON, 1961.

Książka stanowi ciekawy przegląd rozwoju lotnictwa wojskowego od jego początków do chwili obecnej. Autor podaje szereg mało znanych szczegółów dotyczących najstarszych dziejów lotnictwa, jak np. fakt wykorzystania balonów do celów rozpoznawczych w czasie wojen prowadzonych w końcu XVIII wieku przez rewolucyjną Francję, opisuje rozwój lotnictwa w czasie pierwszej wojny światowej, w okresie międzywojennym i w czasie drugiej wojny światowej, przy czym nie pomija opisu ważniejszych operacji przeprowadzonych przez lotnictwo. W dalszym ciągu książki autor zajmuje się postępowaniem techniki lotniczej, uzbrojenia lotniczego



o broni kierowanej po drugiej wojnie światowej oraz pewnymi szczegółami dotyczącymi produkcji samolotów. Najwięcej miejsca autor poświęcił zagadnieniu zadań i taktyki poszczególnych rodzajów lotnictwa wojskowego oraz opisowi samolotów, zarówno będących już w produkcji, jak i w stadium prototypowym. Książkę zamyka omówienie perspektyw rozwojowych lotnictwa wojskowego. Książka jest napisana w sposób przystępny i przejrzysty i jest bogato ilustrowana zdjęciami, rysunkami i wykresami.

Książka została zatwierdzona przez Ministerstwo Oświaty do bibliotek liceów ogólnokształcących, zasadniczych szkół zawodowych, techników i zakładów kształcenia nauczycieli. W.K.

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.

Ukazał się zeszyt nr 5 nowego miesięcznika „Przegląd Komunikacyjny”, wydawanego przez Wydawnictwa Komunikacji i Łączności oraz Ministerstwo Komunikacji. W zeszycie tym zamieszczono artykuł J. Osińskiego pt. „Kolej, a samolot w międzynarodowych przewozach pasażerskich Polski”. W okresie ostatnich 5 lat (1957—1961) przewozy lotnicze wzrastały średnio — rocznie: w Związku Radzieckim ok. 30%, w Europie zachodniej o ok. 25%, w Ameryce Północnej o ok. 20%, w Ameryce Południowej o ok. 7%.

Przewozy międzynarodowe PLL „LOT” wzrastają corocznie o 20—25%, tzn. przyrost kształtuje się na wysokości średniej europejskiej. Natomiast wzrost przewozów w Czechosłowacji, Austrii i na Węgrzech wykazuje ostatnio dużą dynamikę: 40—50% rocznie. Z.

**Nagruzki, diejstwujuszczije na planier w paliotie** (Obciążenia działające na szybowiec w locie), D. W. Dwojenosow, W. M. Zamiatin, J. I. Snieszko, DOSAAF 1962, cena 21 kop.

Autor zaznajamia czytelnika z zasadami aerodynamiki szybowca, informuje, jak unikać przeciążeń, spowodowanych przez pilota lub powstałych na skutek oddziaływania powietrza, ostrzega o niebezpieczeństwach, z którymi spotkać się może szybownik, poucza o bezpiecznym dla konstrukcji pilotażu w spokojnej i burzliwej atmosferze. Zamieszczono wytrzymałościowe i aerodynamiczne dane, które musi znać pilot, aby uniknąć krańcowych obciążeń konstrukcji szybowca. Z.

**Iniercjalnaja nawigacija** (Nawigacja bezwładnościowa) J. A. Goriensztejn, J. A. Szclman, A. S. Safarian, wyd. „Sow. radio”, 1962 r., cena 60 kop.

Podano teoretyczne zasady nawigacji bezwładnościowej, zasady budowy układu, metody korekcji, zagadnienia przygotowania układu do prawidłowego działania. Opisano przegląd podstawowych zespołów składowych (giroskopów, przyspieszeniomierzy, nadajników momentu, nadajników kąta, układów liczących), podano trudności produkcyjne poszczególnych elementów.

Książka przeznaczona jest dla specjalistów z produkcji oraz eksploatacji przyrządów nawigacyjnych pokładowych i rakietowych. Z.

**AGARD Aeronautical Multilingual Dictionary**, wyd. G.H. Frenot i A. H. Holloway w imieniu Advisory Group for Aeronautical Research and Development NATO, Oxford, London, New York, Paris 1960 r. Pergamon Press Ltd. 300 str., cena 7 £. Jest to słownik lotniczy w ośmiu językach: angielskim, francuskim, niemieckim, hiszpańskim, włoskim, holenderskim, tureckim i rosyjskim. Każde hasło jest dokładnie zdefiniowane, tak że nie może zachodzić obawa o omyłkę co do znaczenia — przy tłumaczeniu z jednego języka na drugi.

Sposób posługiwania się wielojęzycznym słownikiem AGARD jest prosty. Przede wszystkim w alfabetycznym spisie należy odnaleźć

słowo, które ma być przetłumaczone, po czym poszukuje się hasła w innym języku podług numeru skorowidza. Praca redakcyjna nad tym unikalnym specjalistycznym słownikiem musiała — z konieczności — potrwać kilka lat. Odbiło się to w pewnym stopniu na aktualności dzieła, którego opracowanie nie mogło nadążyć za postępem w lotnictwie, dającym wciąż życie nowym terminom. Z.

**Wojskowy Przegląd Lotniczy**, marzec 1962 r. W. Czarnecki scharakteryzował na tle historycznym obecne cechy i wymagania wojskowego lotnictwa transportowego. W dalszym ciągu zeszyt obejmuje tematy pośrednio interesujące naszych czytelników, a mianowicie o nowych drogach fotografii lotniczej, termomierzaniu oraz czechosłowackim lotnictwie sportowym. Obok artykułu taktycznego o pokonywaniu obrony przeciwojlotniczej wojsk przez bombowce (II nagroda w konkursie WPL) oraz kilku historycznych, zamieszczono interesujący dział nowości lotniczych. Z.

**Wojskowy Przegląd Lotniczy**, kwiecień 1962 r. R. Witkowski poświęcił artykuł zagadnieniu użytkowania śmigłowca w górach: podał wymagania stawiane załodze, omówił zjawisko przeciągnięcia wirnika i jego następstwa, wpływ warunków na osiągi śmigłowca oraz zasady lądowania. E. Cichosz w obszernym artykule relacjonuje postęp w budowie silników. J. Bednarek omówił nie poruszone jeszcze obszerniej w prasie polskiej zagadnienie „łapaczy” samolotów. Nawierzchniom lotniskowym z betonu wstępnie sprężono poświęcił artykuł T. Rajpert. Ponadto zeszyt kwietniowy zawiera artykuły taktyczne, historyczne, recenzje oraz dział nowości. Z.

**Wojskowy Przegląd Lotniczy**, maj 1962 r. Zeszyt zawiera interesujący artykuł N. Dobrenki (tłumaczenie z „Awiacji i Kosmonawtyki”) pt. „Eksploatacja przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych myśliwca naddźwiękowego”. Omówiono cechy i modyfikacje, charakteryzujące przyrządy samolotów naddźwiękowych. S. Wietczyński zanalizował warunki niezbędne dla przechowywania sprzętu lotniczego w warunkach polowych. R. Witkowski drukuje zakończenie artykułu o użytkowaniu śmigłowców w górach; omawia start i lądowanie (zwykle i przymusowe) oraz wpływ warunków atmosferycznych na lot. T. Burakowski i A. Sala zapoznają czytelników z tematem nie posiadającym jeszcze obszerniejszej literatury w piśmiennictwie lotniczym, a mianowicie — z „noktowizorami”, to jest urządzeniami, pozwalającymi na widzenie w ciemności. Z artykułów informacyjnych zeszytu majowego należy wymienić dwa: o sporcie lotniczym w NRD oraz siłach powietrznych W. Brytanii. Materiały redakcyjne, poświęcone taktyce i historii lotniczej oraz nowości lotnicze — uzupełniają ciekawy numer WPL. Z.

**Skrzydłata Polska**, kwiecień 1962 r. Redakcja Skrzydlatej Polski wydała podwójny numer 15—16 popularnego periodyka. Numer ten opracowany z okazji rocznicy lotu w Kosmos mjr. J. Gagarina — poświęcono całkowicie tematyce radzieckiej. Większość materiału redakcyjnego przygotowała specjalnie dla S.P. radziecka Agencja „Nowosti”. Numer zawiera opis przygotowań i lotu mjr. Gagarina oraz migawki z jego podróży, podjętych po wyprawie. Technice radzieckiej poświęcono 4 artykuły: rys historyczny lotnictwa rosyjskiego i radzieckiego, wypowiedź głównego konstruktora statków kosmicznych, „perspektywy opanowania Kosmosu” oraz „od samolotu do statku kosmicznego” w opracowaniu generalnego konstruktora A. Mikojana. Ostatnia z wymienionych pozycji ilustrowana jest licznymi zdjęciami nowych radzieckich jednostek. Numer zawiera ponadto przegląd nowych portów lotniczych w Moskwie, przekrój największego samolotu pasażerskiego świata — turbosmigłowego Tu-114, przekrój Jak-18A oraz pierwszy odcinek wspomnień H. Titowa. Z.

Cena „Techniki Lotniczej” na r. 1963 w prenumeracie kwartalnej wynosi zł 36.—, półrocznej — zł 72.—, rocznej — zł 24.—. Należność wpłacać pod nast. adresem: Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Zakład Kolportażu, Warszawa, Mazowiecka 12, PKO — Warszawa I O/M — konto nr 1-9-121697.

# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA“

ROCZNIK XII

WARSZAWA, GRUDZIEŃ 1962 r.

ZESZYT 12

## HYDROAEROMECHANIKA

533.6.011.6

ILot

Drozd, T.: Analogia wymiany ciepła, masy i tarcia powierzchniowego w ustalonych osiowo-symetrycznych przepływach cieczy lepkiej w zakresie turbulencji w pełni rozwinętej. Prace Inst. Lotn. 1962, nr 16, s. 20—30, rys. 1, ods. 30.

Fizyczna strona zjawiska opartego na samorzutnie powstającej wymianie pędów w kierunku poprzecznym do przepływu czynnika oraz podstawy matematycznego ujęcia zjawiska. Wyprowadzono określenia dla współczynników lepkości burzliwej, burzliwego wyrównywania temperatury i dyfuzji w postaci tensorów, których współrzędne uzależniono od burzliwych fluktuacji odpowiednich wielkości. Sprawdzono z punktu widzenia matematycznego dwa zagadnienia wymiany ciepła i masy do jednego przez określenie odpowiednich wielkości charakterystycznych, występujących przy wymianie ciepła i masy. Wyprowadzono rozwiązanie przy pewnych dodatkowych założeniach upraszczających. Wykonano przeliczenia liczbowe  $Nu$  wg uzyskanego rozwiązania dla wielu par liczb  $Re$  i  $Pr$ , a wyniki przedstawiono na wykresie w postaci funkcji  $Nu(Re, Pr)$ . Rozważono przypadki szczególne rozwiązania ogólnego, w których rozwiązanie to przyjmuje postać znanych teorii analogii. Wreszcie porównano wyniki obliczeń z danymi doświadczalnymi różnych badaczy i wartościami otrzymanymi ze wzorów empirycznych ważnych w ograniczonych obszarach, przy czym stwierdzono zadowalającą zgodność w granicach rozrzutu danych doświadczalnych dla całego obszaru  $Pr = 10^{-3} - 10^3$  i  $Re = 10^3 - 10^7$  mimo przyjętych założeń upraszczających, czego nie przedstawia żadna ze znanych dotychczas teorii analogii w tak dużym obszarze w postaci rozwiązania jednolicie postawionego zagadnienia dla całego obszaru. (a)

533.6.071.3

ILot

Cichowicz R.: Urządzenia pomiarowo-przekazujące do pomiarów zmiennych obciążeń aerodynamicznych. Biul. WAT, marz. 1962, r. 11, nr 3 (115), s. 158—165, rys. 8.

Sposoby pomiarów zmiennych obciążeń aerodynamicznych, występujących na modelu podczas prób tunelowych. Podano schematy układów pomiarowo-przekazujących, z przeprowadzeniem analizy ich pracy oraz rozważono czynniki wpływające na dokładność i czułość pomiaru przy założonym schemacie. (a)

533.69.048

ILot

Łuczjanek W.: Siły aerodynamiczne na harmonicznie drgającym profilu w przypadku nieciągłości cyrkulacji w ścieżce wirowej za profilem. Arch. Bud. Maszyn, 1962, t. 9, nr 2, s. 275—294, rys. 12, ods. 5.

Metoda rozwiązania zagadnienia opływu harmonicznie drgającego profilu, znajdującego się w nielepkiem i nieściśliwym przepływie, przy założeniu, że w ścieżce wirowej za profilem znajdują się przekroje prostopadłe do kierunku przepływu, w których natężenie i faza cyrkulacji ulega skokowej zmianie. (a)

533.69.042.3

ILot

Janik F.: Obliczanie profilu laminarnego metodą R. Epplera. Prace Inst. Lotn., 1962, nr 16, s. 3—19, rys. 18, ods. 15.

Po krótkiej analizie różnych metod wyznaczania profilu na podstawie rozkładu ciśnień, autor opierając się na ogólnej zasadzie odwzorowania wiernego i drugiej metodzie Epplera, podaje w postaci użytkowej dla każdego konstruktora podstawy i przebieg obliczenia łącznie z przykładem profilu laminarnego — oraz przedstawia możliwości doboru tego profilu. Ponieważ funkcję  $Q(\varphi)$  uzyskuje się przez całkowanie przybliżonej funkcji  $P(\varphi)$  mającej ostrze dla  $\varphi = \varphi_3$ , przeto okazała się potrzeba wprowadzenia poprawek  $\Delta Q$ , których określenie jest dorobkiem autora. (a)

## ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

629.13.014.3:539.431

ILot

Raithby K. D.: A method of estimating the permissible fatigue life of the wing structure of a transport aircraft. Metoda określania dopuszczalnego że względów zmęczeniowych czasu pracy skrzydła samolotu transportowego. J. roy. aero. Soc., list. 1961, t. 65, nr 611, s. 729—738, ods. 10.

Podano metodę określenia bezpiecznego czasu pracy (pomijalne ryzyko uszkodzeń zmęczeniowych) dla przypadku, gdy obciążenia wynikają głównie z burzliwości atmosfery, przy czym uwzględnione zostały także obciążenia występujące przy starcie i lądowaniu. Dopuszczalny czas pracy skrzydła zostaje ostatecznie określony z przytoczonej rodziny krzywych. (a)

J. Ch.

624.073.1-253:621-253

ILot

Te-Chiang Hu, Shield R. T.: Minimum volume design of discs. Projektowanie wirników o minimalnej objętości. Z. angew. Math. Phys., 1961, t. 12, nr 5, s. 414—433, rys. 6, ods. 12.

Założono, że wirniki poddane płaskiemu stanowi naprężeń wykonane są ze sztywnego, idealnie plastycznego materiału, spełnia-

jącego zasady płynięcia treści. Wykazano, że istnieją cztery typy rozwiązań i podano kilka przykładów wymiarowania. (a)

J. Ch.

## AERODYNY, ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

532.575.57:629.13.05

ILot

Seroka J.: Prace w zakresie budowy lotniczych przepływomierzy sumujących. Prace Inst. Lotn., 1962, nr 16, 31—36, rys. 9, ods. 4.

Omówiono konstrukcję, zasadę działania oraz podane wyniki prób trzech różnych typów przepływomierzy sumujących, opracowanych i wykonanych w Ośrodku Osprzętu Lotniczego Instytutu Lotnictwa. (a)

629.13.061

ILot

Niekotoryje woprosy raszczota i konstruowanija awiacionnych gidrawliczeskich sistem. Niektóre zagadnienia obliczania i konstruowania lotniczych układów hydraulicznych. Moskwa, 1962, Oborongiz, s. 229, rys. tabl. ods.

Dynamika i hydraulika napędu z mechanizmem wspomagającym, wpływ wysokiej temperatury na pracę tego napędu, uszczelnienia. (a)

R. S.

629.13.066:621.431.75.573

ILot

Boliński B., Banel T.: Integracja instalacji energetycznych samolotu — nowym źródłem rozruchu silników lotniczych. Biul. WAT, maj 1962, r. 11, nr 5 (117), s. 75—88, rys. 10, tabl. 3, ods. 4.

Możliwość rozruchu silników lotniczych za pomocą energii uzyskanej z integracji instalacji energetycznych samolotu. Podano zasadnicze zależności nowego układu rozruchowego przy założeniu  $p = \text{const.}$  oraz wyniki doświadczeń wykonanych za pomocą odpowiedniego stanowiska doświadczalnego. Ocena porównawcza dotychczasowych układów rozruchowych oraz układu proponowanego. (a)

## SILNIKI LOTNICZE, ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

621.438:666.76

ILot

Elkouch A. F., Sollenberger C. L., McFarlin D.: A Gas-turbine for high temperatures. Turbina gazowa na wysokie temperatury. Engineering, 1961, t. 192, nr 4989, s. 700, rys. 4, ods. 5.

Sprawność cyklu termodynamicznego, według którego pracuje turbina, rośnie z temperaturą. W celu zastosowania tworzyw ceramicznych o dobrej wytrzymałości w wysokiej temperaturze i zapobieżenia ich pękaniu wskutek małej ciągliwości, skonstruowano pierwowzór turbiny bezłopatkowej; rolę łopatek spełniają płaskie równoległe tarcze, prostopadłe do osi wirnika. Dysze rozmieszczone są na obwodzie. Siły (wytwarzające moment obrotowy) przenoszone są przez tarcze wskutek lepkości warstwy przyściennej mocno wirowego przepływu w obszarze między nimi. Moc maksymalna uzyskana w czasie badań wynosiła 10,1 KM przy prędkości obrotowej 6300 1/min. (a)

A. K.

534.832:621.45

ILot

Gordon B. J.: A review of work in jet engine noise control at the General Electric Company. Przegląd prac nad ograniczaniem hałasu wytwarzanego przez silniki odrzutowe, przeprowadzonych przez General Electric Company. Noise Control, maj-czerw., 1961, t. 7, nr 3, s. 14—21, rys. 15.

Przegląd prac badawczych i rozwojowych. Przedstawione zostały charakterystyki różnych typów tłumików oraz porównanie silnika turboodrzutowego i nowego silnika dwuprzepływowego G. E. (a)

J. Ch.

## WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

621.792.3:669.715

ILot

Matting A., Ulmer K.: Kleben von schutzoxydierten Leichtmetallen. Klejenie lekkich metali posiadających ochronne pokrycia tlenkowe. Aluminium, 1961, t. 37, nr 9, s. 564—568, rys. 12, ods. 14.

Praca przedstawia doświadczalne badanie wpływu chemicznego i anodowego utlenienia powierzchni aluminium na charakterystyki połączeń klejowych. Próby wykonano przy użyciu czterech różnych klejów i najczęściej spotykanych metod utleniania powierzchniowego. Połączenia materiałów utlenionych chemicznie nie przenoszą dużych obciążeń; pokrycia anodowe dawały lepsze wyniki. (a)

J. Ch.

629.13.05

ILot

Green R. E.: Making super-accurate gyroscopes. Wykonanie giroskopów wysokiej dokładności. Machinery, 2 maj 1962, t. 100, nr 281, s. 976—985, rys. 14.

Jest to druga część artykułu o tym samym tytule. W tej części autor opisuje sposoby kontroli drobnych elementów za pomocą binokularu, usuwanie zadziorów, wykończanie elementów gwintowanych. W dalszej części opisuje autor zabiegi dokonywane na laminatach, chemiczne stępienie ostrych krawędzi, natrysk parą

i inne. Wreszcie w części końcowej podana jest obróbka mechaniczna osi giroskopu oraz zabiegi własnościowe z zastosowaniem dogniatania. A. G.

621.9:621.923 ILOt  
Lawson R. D.: Blade finishing. Wykończanie łopatek. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 7, s. 258—260, rys. 16—21.

W drugiej części artykułu omawia autor operację mechanicznego wykonania promieni krawędzi natarcia i spływu z całkowitym usunięciem obróbki ręcznej. Omówiona została zasada procesu kopiowania obwodniowego krawędzi oraz dostosowanie frezarki pionowej. A. G.

621.9:621.455 ILOt  
Donovan M.: Rocket-motor cases. Korpusy silników raketowych. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 7, s. 248—257, rys. 14.

Autor dokonuje przeglądu różnych metod kształtowania części cylindrycznej kadłuba silnika raketowego oraz technologii pokryw. Wysokie koszty obróbki mechanicznej pierścieni odkuwanych i wyoblania powłok dyskwalifikują tę metodę wykonania na korzyść związania blach i zgrzewania obwodowego.

Artykuł zapoznaje z obrabiarkami i urządzeniami stosowanymi w produkcji silników raketowych. A. G.

621.751:629.13.002 ILOt  
Marking out. Trasowanie. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 8, s. 296—298, rys. 4.

W produkcji jednostkowej i małoseryjnej nieuniknione są operacje trasowania. Dotychczas znane skromne wyposażenie powoduje powolność tej operacji. Opisane urządzenie zmniejsza czas wyznaczenia połączeń przy użyciu normalnego wyposażenia czterokrotnie. Uzyskiwana dokładność 0,1 mm.

621.791.76:623.451 ILOt  
Wallis Lile: Welding magnesium parts for the Titan missile. Zgrzewanie części magnezowych dla pocisku Titan. Metal Progress, 1962, t. 81, nr 4, s. 88—92, rys. 6.

Sprawa zabezpieczeń antykorozyjnych dla złączy zgrzewanych ze stopów lekkich stanowi poważny problem, do dzisiaj nie rozwiązany praktycznie. Sprawa staje się jeszcze trudniejsza, jeśli wchodzi w grę wyższe temperatury, silniejszy ośrodek korozyjny, jak np. woda morską, oraz łączenie stopów magnezowych z innymi metalami. Szczególnie kłopoty sprawia zabezpieczenie samej powierzchni styku złącza. Autor opisuje metodę zabezpieczenia antykorozyjnego przy łączeniu blach ze stopów magnez-tor złączem szczelnym. Zagwarantowanie szczelności i odporności na korozję następuje przez naniesienie czynnika uszczelniającego w miejsce styku przed zgrzewaniem i następne zgrzewanie na wskroś. A. G.

621.97.07:629.13.002 ILOt  
High-energy-rate forming. Kształtowanie wielkimi ładunkami energii. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 8, s. 268—269, rys. 2.

Metody kształtowania wielkimi ładunkami energetycznymi znalazły stałe miejsce w technologii (szczególnie lotniczej) do materiałów mało plastycznych, ewentualnie do wykonania części na gotowe wymiary, bez potrzeby dalszej obróbki. W artykule zamieszczono opisy prasy, opartej na stosowaniu azotu, pod wysokim ciśnieniem, jako środka roboczego. Podano również charakterystykę prasy i przedmiotów obrabianych. A. G.

621.98:629.13.002 ILOt  
Magnetic forming. Formowanie strumieniem magnetycznym. Aircr. Prod., 1962, t. 14, nr 8, s. 264—267.

Formowanie strumieniem magnetycznym jest stosunkowo nową metodą technologiczną w grupie wysokoenergetycznych. Możliwo-

ści jej zastosowania są bardzo szerokie, jednakże specjalnie przydatna w zakresie formowania części blaszanych i z rur. Dzięki olbrzymim naciskom, rzędu 40 000 kG/cm<sup>2</sup> i krótkim czasie działania (około 6 milisekund), można kształtować plastycznie twarde brzozy i stałe, pękające przy formowaniu innymi metodami. W artykule omówiono dwie zasady formowania — „wgniatań” i „wciągania”. Omówiono zasady konstrukcyjne przyrządów do formowania różnych elementów, jak skorupy pofalowanej, bezelki, A. G.

Eccleston D.: Machining ultra-high-tensile steels. Obróbka stali najwyższej wytrzymałości. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 8, s. 290—295, tabl. 4.

Zestawiono wyniki badań prowadzonych nad materiałami o najwyższej wytrzymałości. Badania prowadzono na bazie zastosowania standardowych narzędzi i maszyn. Próby obejmowały: wiercenie, rozciąganie, rozwiercanie i toczenie w różnych stanach materiału obrabianego. Tabele podają parametry obróbcze oraz wyniki ekonomiczne zabiegów. A. G.

621.951.1:629.13.002 ILOt

Pearson H. J.: High-speed boring. Wiercenie z dużymi prędkościami. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 7, s. 230—244, rys. 24.

Obróbka powierzchni wewnętrznych cienkościennych przedmiotów, czy to z pełnego, czy też z otworów odlewanych, zawsze zaliczana jest do wiercenia trudnego i wymaga stosowania specjalnej techniki. Artykuł jest kontynuacją tematu omawianego w Aircraft Production nr 3 i 4/1962. W tekście poruszono następujące tematy: schemat i pewne szczegóły stoiska do wiercenia głębokiego, głównie instalacja hydrauliczna dla chłodziw z systemem stabilizacji składu i wielkości zanieczyszczeń narzędzia — szczegóły konstrukcyjne i parametry geometryczne i eksploatacyjne, obróbka wielorzędowa, przykłady poszczególnych zastosowań głębokiego wiercenia z charakterystyką technologiczną. A. G.

621.357.8:629.13.002 ILOt

Electrolytic machining. Obróbka elektrolityczna. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 7, s. 226—229, rys. 7.

Znaczna ilość materiałów żaroodpornych i najwyższej wytrzymałości, wprowadzanych w przemyśle lotniczym i raketowym, nie daje się obrabiać za pomocą skrawania. Duże nadzieje na obróbkę tych materiałów wiąże się z procesem elektrolitycznego kształtowania. Artykuł omawia amerykańskie osiągnięcia w tej dziedzinie.

Poruszono następujące zagadnienia: zasady procesu elektrolitycznego, materiały na katody, elektrolity, zastosowanie procesu, osiągalna gładkość, ekonomiczne kształtowanie kosztów narzędzia. Omawiany materiał wnosi wiele nowego do tego tematu technologii lotniczej. A. G.

621.757:629.135.2.002 ILOt

Assembly operations on the Vickers VC 10. Operacje montażowe na samolocie Vickers VC 10. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 8, s. 270—277, rys. 8.

Montaż samolotów pasażerskich najcięższej klasy stanowi poważny problem i stwarza wiele ciekawych zagadnień technologicznych. Podstawowe z nich to kolejność montażu, sam proces oraz przyrządy i narzędzia. W artykule omówiono zagadnienia związane z montażem płatów.

Uwzględniono również wprowadzenie elementów integralnych. A. G.

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

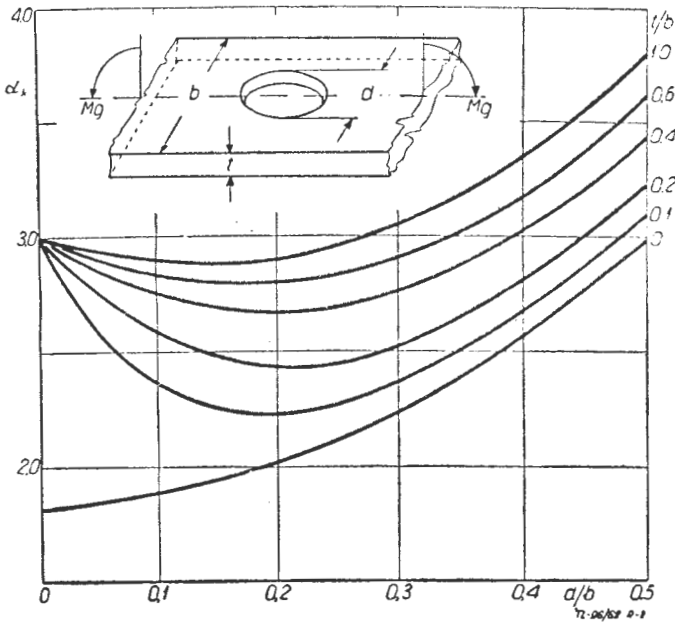
*Wesołych Świąt i „Dosiego Roku“ wszystkim  
sympatykom lotnictwa życzy*

*Redakcja*



(dokończenie z I str. okładki)

gdzie:  $P$  kG siła,  $b$  — szerokość płaskiego pręta,  $d$  — średnica otworu,  $h$  — odległość środka otworu od bliższej krawędzi pręta,  $t$  — grubość pręta.

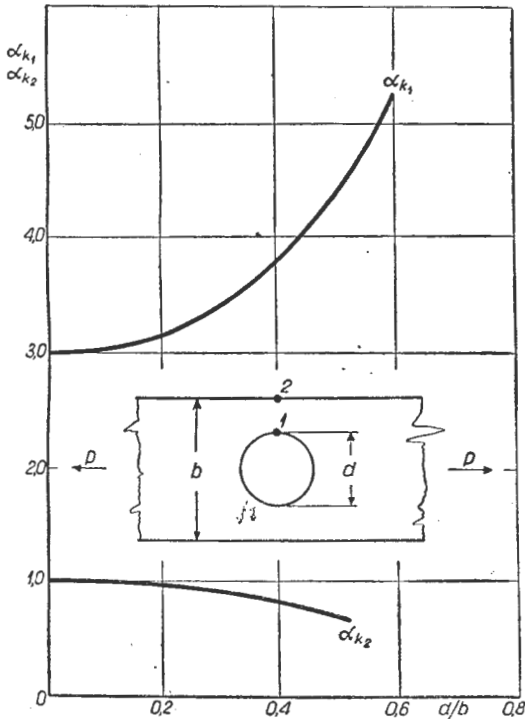


Rys. 2. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  w płaskim, zginanym pręcie z otworem

Otwór w płaskim pręcie leży na podłużnej osi symetrii pręta i moment gnący  $M$  kG·cm jest przyłożony również w płaszczyźnie pokrywającej się z podłużną osią symetrii pręta. Maksymalne naprężenie jest na krawędzi otworu w punkcie leżącym najbliżej krawędzi pręta i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_{k_1} \cdot \frac{6 \cdot Mg}{b \cdot t^2} \text{ kG/cm}^2$$

Oznaczenia wymiarów takie same jak na rys. 1.

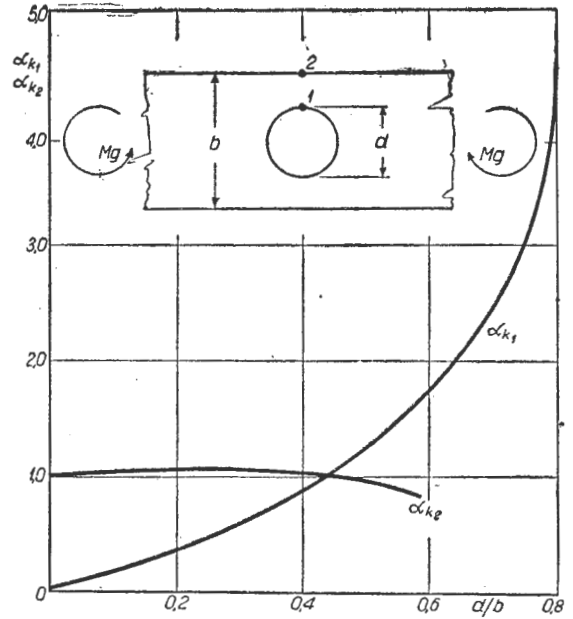


Rys. 3. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  w płaskim, rozciągającym pręcie z otworem

W podanym przypadku otwór ma położenie środkowe, to jest oś jego pokrywa się z podłużną osią symetrii pręta. Maksymalne naprężenie jest na krawędzi otworu w punkcie 1 tak, jak to zaznaczono na rysunku i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_{k_1} \cdot \frac{P}{b \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$

Jak widać, w tym przypadku naprężenie odnosi się do przekroju pełnego  $b \cdot t$  cm<sup>2</sup> (w przeciwieństwie do rys. 1, gdzie naprężenia odnosi się do przekroju  $(b-d) \cdot t$ ).



Rys. 4. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  w płaskim, zginanym pręcie z otworem

Takie przedstawienie obliczenia maksymalnych naprężeń ułatwia obliczenie naprężeń w przypadku, gdy musi się na siebie nałożyć dwa stany naprężeń, na przykład rozciąganie i zginanie (rozciąganie z rys. 3 i zginanie z rys. 4).

Naprężenia w punkcie 2 rys. 3, oblicza się z zależności:

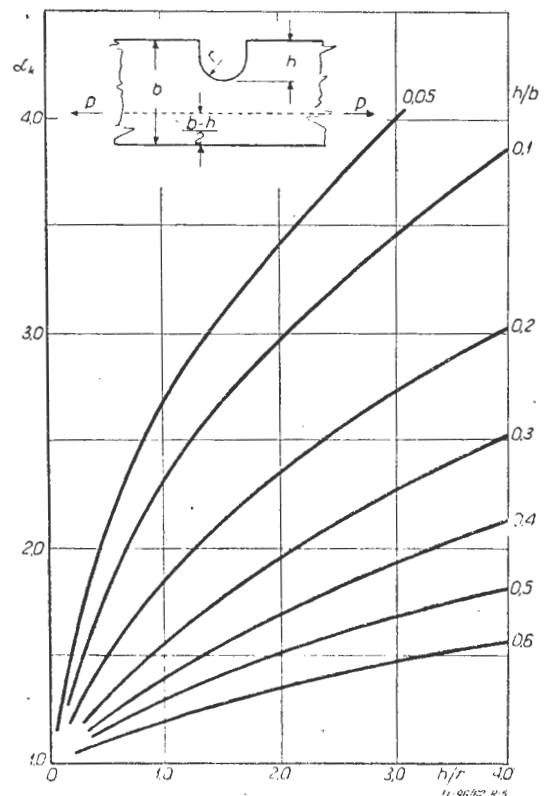
$$\sigma = \alpha_{k_2} \cdot \frac{P}{b \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$

Dla wielkości  $\frac{d}{b} > 0,46$  maksymalne naprężenia są w punkcie 1, zaznaczonym na rysunku i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_{k_1} \cdot \frac{6 \cdot Mg}{b^2 \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$

Dla wielkości  $\frac{d}{b} < 0,46$  maksymalne naprężenia są w punkcie 2 i oblicza się je z zależności:

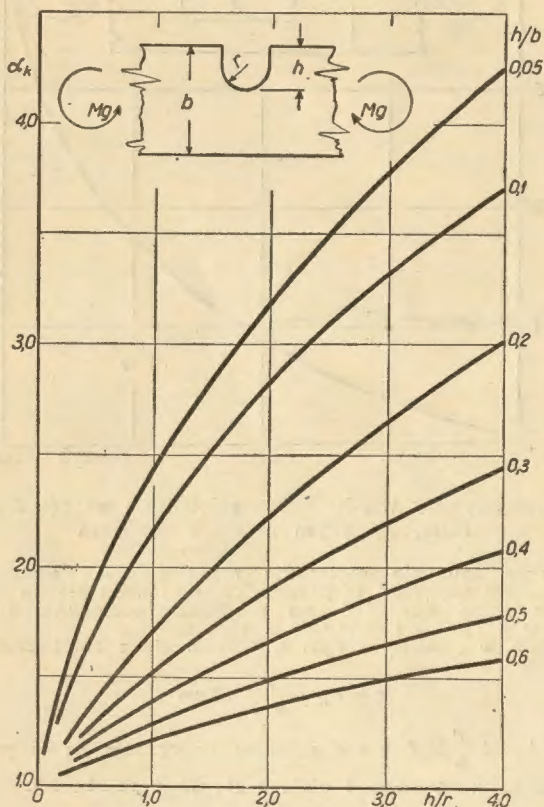
$$\sigma = \alpha_{k_2} \cdot \frac{6 \cdot Mg}{b^2 \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$



Rys. 5. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  w płaskim, rozciągającym pręcie z jednostronnym podcięciem

W przypadku, gdy rozpatruje się płaski pręt z otworem, jednocześnie zginany i rozciągany, to znaczy, gdy zachodzą równocześnie oba obciążenia, pokazane na rys. 3 i rys. 4, to na podstawie tych wykresów można obliczyć naprężenia wypadkowe. Naprężenia w punkcie 1 oblicza się następująco:

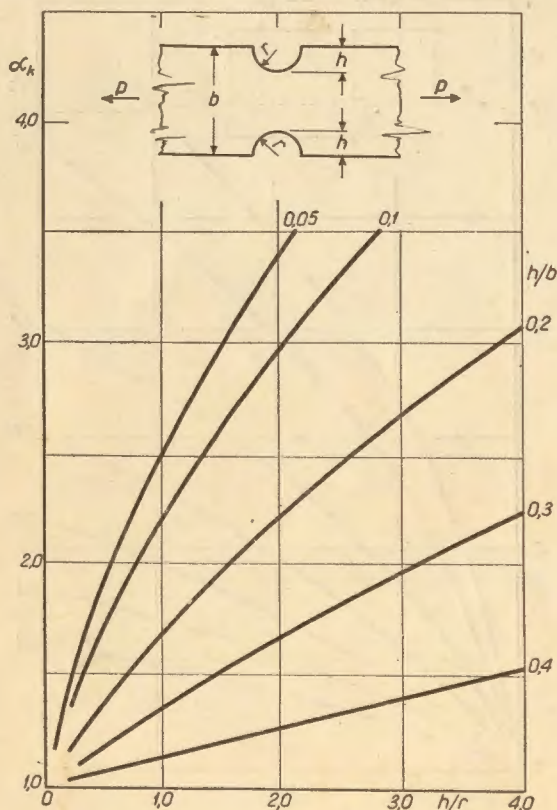
$$\sigma_1 = \alpha_{k1} \cdot \frac{P}{b \cdot t} \pm \alpha_{k1} \cdot \frac{6 \cdot Mg}{b^2 \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$



Rys. 6. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_{k1}$  w płaskim, zginanym pręcie z jednostronnym podcięciem

przy czym  $\alpha_{k1}$  dla siły P przyjmuje się z wykresu na rys. 3, a  $\alpha_{k1}$  dla momentu gnącego Mg z wykresu na rys. 4. Analogicznie naprężenia wypadkowe w punkcie 2 oblicza się następująco:

$$\sigma_2 = \alpha_{k2} \cdot \frac{P}{b \cdot t} \pm \alpha_{k2} \cdot \frac{6 \cdot Mg}{b^2 \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$

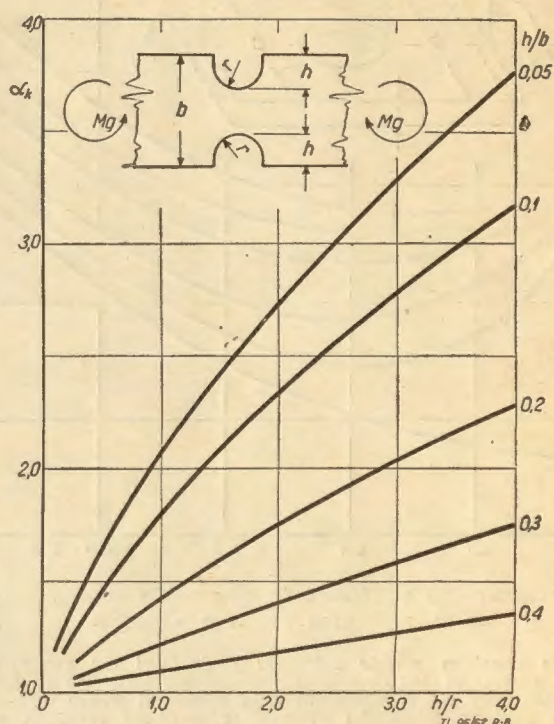


Rys. 7. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_{k2}$  w płaskim, rozciągającym pręcie z dwustronnym symetrycznym podcięciem

Powyzsze zależności są tak długo słuszne, dopóki maksymalne wypadkowe naprężenie nie przekroczy granicy sprężystości.

Siła P jest przyłożona wzdłuż osi, która leży na połowie szerokości minimalnego przekroju poprzecznego. Maksymalne naprężenie jest na dnie podcięcia i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{P}{(b-h) \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$



Rys. 8. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  w płaskim, zginanym pręcie z dwustronnym symetrycznym podcięciem

gdzie b — szerokość pręta płaskiego, h — głębokość podcięcia, t — grubość pręta płaskiego, r — promień podcięcia.

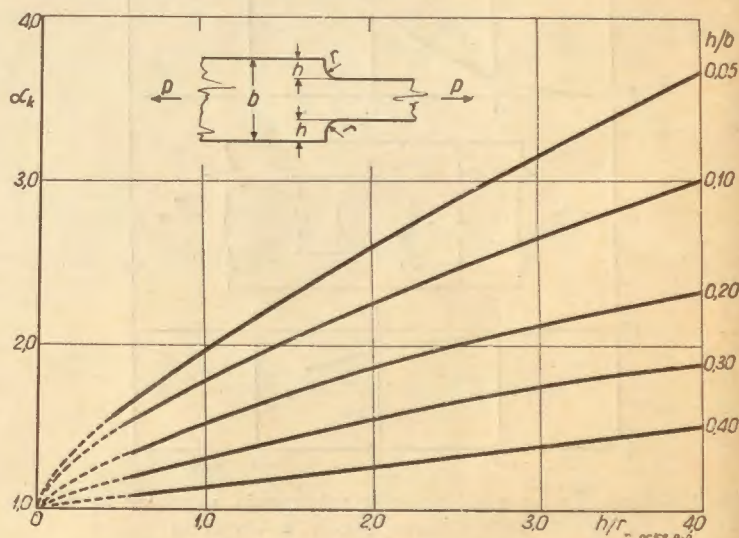
Maksymalne naprężenie jest na dnie podcięcia i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{6 \cdot Mg}{(b-h)^2 \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$

Oznaczenie wymiarów jak na rys. 5. Maksymalne naprężenie jest na dnie podcięcia i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{P}{(b-2h) \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$

Oznaczenie wymiarów jak na rys. 5.



Rys. 9. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  w płaskim, rozciągającym pręcie z odsadzeniem

Maksymalne naprężenie jest na dnie podcięcia i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{6 \cdot Mg}{(b-2h)^2 \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$

Oznaczenia wymiarów jak na rys. 5.

(dokończenie w nr 1/63)