

technika  
lotnicza  
i astronautyczna

1966 **5**



# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

## Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Część VIII (XVII)

### Stopy magnezu

(ciąg dalszy)

Zebrał i opracował: mgr inż. Andrzej Ciszewski i mgr inż. Tadeusz Radomski

W bieżącym zestawie tablic podano dalsze dane techniczne dotyczące amerykańskich stopów magnezu przerabianych plastycznie i niektóre dane uzu-

pełniające, dotyczące stopów odlewniczych.

W tablicach 31, 32 i 33 zamieszczono własności mechaniczne tych stopów w

zależności od ich postaci, w tablicy 34 — własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych, w tablicy 35 — czasową granicę pełzania.

Tablica 29. Niektóre własności fizyczne amerykańskich stopów magnezu przerabianych plastycznie

Oznaczenie stopu	Stan	Ciężar właściwy (G/cm <sup>3</sup> w temp. 24 °C)	Temperatura topnienia (°C)		Przewodność cieplna kal. (cm.sek.°C) w temp. 100—300 °C	Oporność elektryczna właściwa $\mu\Omega$ .cm w temp. 20 °C
			dolna	górna		
AZ31B	utwardzony i niezupełnie wyżarzony	1,77	565	626	0,18	9,2
AZ61A	surowy	1,80	532	617	0,19	12,5
AZ80A	sztucznie starzony	1,80	487	609	0,18	14,5
HK31A	utwardzony i niezupełnie wyżarzony	1,79	588	645	0,27	6,1
HM31A	przesycony + przerob. plastycznie + sztucznie starzony	1,78	604	650	0,33	5,0
M1A	surowy	1,76	642	649	0,30	5,0
TA 54 A	surowy	1,84				13,8
ZE 10 A	utwardzony i niezupełnie wyżarzony	1,76	593	646	0,31	5,2
ZK 60 A	surowy	1,83	498	634	0,28	6,0
	sztucznie starzony	1,83	498	634	0,29	5,7

#### TREŚĆ ZESZYTU

St. Szczeciński, J. Weiss: Współczesne środki napędowe silników rakietowych	Str. 1
W. Lehmann: Zastosowanie Przepisów Budowy Szybowców przy ustalaniu własności lotnych szybowców	5
Z. Lisewski: Zastosowanie wlotu lemniskatowego do pomiaru wydatku	13
A. Rudiuk: Zagadnienia lotnicze i pokrewne na XII seminarium otwartym z akustyki	19
St. Michałowski: O niektórych ekonomicznych aspektach subsydiowania przedsiębiorstw lotniczych	20
NOTATKI ZE ŚWIATA	21
NOWOŚCI TECHNICZNE	22
KRONIKA	26
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	27
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Stopy magnezu oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	okl.

#### CONTENTS

St. Szczeciński, J. Weiss: Contemporary propellants for rocket engines	Page 1
W. Lehmann: The application of glider constructional requirements when laying down flight properties of gliders	5
Z. Lisewski: The application of the lemniscate intake for flow measurements	13
A. Rudiuk: Aviation and related problems on XII open seminary of acoustics	19
St. Michałowski: About some economical aspects of subsidizing transport	20
Designer's data sheets: Materials used in aviation structures — Magnesium alloys — elaborated by A. Ciszewski and T. Radomski	okl.

#### СОДЕРЖАНИЕ

St. Szczeciński, J. Weiss: Современные приводные средства ракетных двигателей	Стр. 1
W. Lehmann: Применение правил Строения Планеров при установлении летучих свойств планеров	5
Z. Lisewski: Применение лемнискатного впуска для измерения расхода	13
A. Rudiuk: Авиационные проблемы и подобные на XII открытом семинарии из акустики	19
St. Michałowski: О некоторых экономических аспектах субсидирования авиационных предприятий	20
Заметки из света	21
Технические новости	22
Хроника	26
Конструкторские пособия Авиационной и Межпланетной Техники: Материалы применяемые в авиационных конструкциях: Магневые сплавы — обраб. A. Ciszewski i T. Radomski	okl.



WYDAWNICTWA  
ZASOPISEM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa,  
Czackiego 3/5

#### KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz red.: M. K. SZURMAK  
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

#### RADA PROGRAMOWA

mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, inż. J. WOJCIECHOWSKI, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. W. JUNG, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. K. WÓJCICKI

REDAKCJA: Warszawa. Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 71/A — Z-7. Nakład 1050 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



Ppłk dr inż. STEFAN SZCZECIŃSKI

płk dr inż. JERZY WEISS

## Współczesne środki napędowe silników raketowych

Dalszy wzrost osiągnięć silników raketowych na stałe, ciekłe, jak i mieszane środki napędowe może nastąpić przede wszystkim w oparciu o nowe materiały o dużych wartościach opałowych i wysokich temperaturach reakcji chemicznych (najczęściej spalania) przebiegających w komorach spalania silników. Niezależnie od wymagań energetycznych, poszukiwania nowych środków napędowych są skierowane na spełnienie pewnych określonych wymogów eksploatacyjnych, jak na przykład konieczna stabilność chemiczna, a w stałych środkach napędowych również mechaniczna, w różnych warunkach klimatycznych i atmosferycznych przy zachowaniu pełnej gotowości startowej. Pod tym względem w dziedzinie ciekłych środków napędowych osiągnięto już prawie szczytowe możliwości, przyszłość natomiast należy niewątpliwie do stałych środków napędowych. Już obecnie stosuje się różne dodatki do paliw raketowych mające na celu zmniejszenie prędkości spalania, między innymi przez uzyskanie możliwości ich palenia w warunkach niskich ciśnień w komorach spalania, pozwalając w ten sposób na wydłużenie czasu pracy silnika raketowego do nawet 130 sek, jak to ma miejsce w amerykańskim silniku UTC P-1 rakiety „Titan” 3C. W celu zwiększenia ciągu jednostkowego (tj. ciągu odniesionego do jednego kilograma środka napędowego spalonego w komorze silnika w ciągu sekundy) używa się jako dodatków sproszkowanych metali. Na przykład do paliwa silnika rakiety „Polaris” dodano sproszkowane aluminium uzyskując ciąg jednostkowy 226 kG/kG/sek, tj. wartość rzadko spotykaną w silnikach raketowych na stałe środki napędowe.

Nowe ciekłe środki napędowe bazują na ogół na ciekłym tlenie (mimo jego niestabilności fizycznej w warunkach normalnych ciśnień i temperatur) lub ciekłym tlenie z dodatkiem ozonu, a nawet fluorze jako utleniaczach i różnych węglowodorach (np. nafcie lotniczej) lub nawet ciekłym wodorze jako paliwach. Stosowanie fluoru pozwala na uzyskiwanie ciągu jednostkowego przekraczającego 400 kG/kG/sek, tj. przewyższającego prawie półtorakrotnie przeciętnie uzyskiwane osiągnięcia silników bazujących na innych utleniaczach.

### Stale środki napędowe

Paliwa stałe muszą spełniać następujące najważniejsze wymagania:

- mieć możliwie dużą wartość opałową;
- masa paliwa powinna być jednorodna i zapewniać spalanie według określonego prawa (z określoną prędkością);
- paliwo powinno stabilnie palić się przy możliwie małym ciśnieniu w komorze, przez co uzyskuje się mniejszy ciężar silnika oraz wydłuża się czas jego pracy;
- ciśnienie powstające przy spalaniu ładunku w komorze powinno

być w jak najmniejszym stopniu zależne od początkowej temperatury paliwa;

— paliwo powinno mieć dobrą stabilność chemiczną w czasie przechowywania i małą podatność na detonację;

— paliwo powinno mieć odpowiednie własności mechaniczne.

Historycznie pierwszym paliwem raketowym był tzw. proch czarny, stanowiący mieszaninę mechaniczną węgla, siarki i saletry (w mieszaninach tych węgiel jest substancją palną, kryształami saletry utleniaczem, natomiast siarka — substancją palną i jednocześnie materiałem wiążącym).

Pod koniec XIX wieku koloidalne prochy bezdymne wyparły proch czarny prawie całkowicie z dziedziny zastosowań wojskowych, w tym i z dziedziny napędów raketowych.

Intensywne prace prowadzone w różnych krajach nad opracowaniem paliw koloidalnych doprowadziły do wyprodukowania tzw. paliw jednorodnych (nitrocelulozowe prochy raketowe) o własnościach odpowiadających stawianym wymaganiom.

Stale paliwa jednorodne stanowią zwykle wieloskładnikowe układy, których energetyczne i fizykochemiczne własności określają azotany celulozy rozpuszczone i uplastycz-

nione nielotnymi rozpuszczalnikami (nitrogliceryna lub nitrodwuglikol).

W ostatnim okresie równolegle wprowadza się tzw. stałe paliwa niejednorodne, oparte na mieszaninie mechanicznej krystalicznych soli nieorganicznych bogatych w tlen oraz różnych substancji palnych. Pod względem swoich własności przewyższają one często prochy koloidalne.

Oprócz podstawowych składników, aby uzyskać wymagane własności balistyczne, eksploatacyjne i technologiczne, do masy paliwa wprowadza się dodatkowo odpowiednie substancje. Tak na przykład do masy koloidalnej paliw jednorodnych wprowadza się substancje stabilizujące (centralit itp.), zwiększając stabilność chemiczną. Dla polepszenia własności balistycznych wprowadzane są tzw. flegmatyzatory, zmniejszające liniową prędkość palenia oraz substancje zmniejszające wpływ początkowej temperatury ładunku na prędkość spalania. Zwiększenie stabilności spalania paliwa przy małych ciśnieniach uzyskuje się przez wprowadzenie tzw. katalizatorów (najczęściej w postaci tlenku ołowiu, kredy itp.). Niektóre składniki zwane plastyfikatorami (wazelina lub oleje mineralne) służą do nadania masie paliwa niezbędnej plastyczności w okresie produkcji elementów ładunku.

Właściwy dobór kształtu ma podstawowe znaczenie przy projektowaniu silników raketowych. Od geometrii ładunku w głównej mierze zależy pole powierzchni spalania, a więc ilość powstających gazów oraz czas i warunki prawidłowej pracy silnika. Praktyczne zastosowanie znalazły kształty charakteryzujące się prostotą konstrukcji i łatwością wykonania przy równoczesnym zapewnieniu żądanej regulacji dopływu gazów przy zachowaniu stabilnego spalania i wytrzymałości ładunku w czasie jego eksploatacji.

Jednakże nie zawsze właściwy wybór kształtu i wymiarów ładunku zapewnia uzyskanie powyższych wymagań. W niektórych przypadkach konieczne jest zastosowanie sztucznego ograniczenia powierzchni spalania ładunku poprzez pokrycie części powierzchni paliwa tzw. inhibitorem, czyli warstwą niepalną. W wielu przypadkach dla zwiększenia ilości gazów powstających w komorze spalania są stosowane ładunki składające się z kilku za-

wyczaj jednego typu elementów. Dla ładunków złożonych pole powierzchni spalania równe jest sumie powierzchni spalania wszystkich ziaren.

Dopływ gazów powstających przy spalaniu uwarunkowany jest zatem zmianą pola palącej się powierzchni danego typu ładunku, co może być przedstawione wzorem:

$$\frac{d\Psi}{dt} = \frac{S_1}{\lambda_1} \frac{S(\tau)}{S_1} u$$

gdzie:

$\Psi$  — względny ciężar spalonego ładunku,

$S_1$  — początkowa powierzchnia spalania,

$\lambda_1$  — początkowa objętość ładunku,

$S(\tau)$  — powierzchnia spalania w danej chwili,

$u$  — liniowa prędkość spalania.

Stąd wynika także, że dopływ gazów powstających w czasie spalania ładunku w komorze i warunkujących przebieg ciśnienia, a więc i ciągu silnika raketowego, uzależniony jest oprócz geometrii ładunku również i od liniowej prędkości spalania.

Prędkość spalania współczesnych środków napędowych, wynosząca przeciętnie dla stałych paliw jednorodnych 0,25—1,3 cm/sek, zaś dla paliw niejednorodnych 0,8—2,7 cm/sek, zależy głównie od właściwości paliwa, ciśnienia panującego w komorze spalania oraz początkowej temperatury ładunku.

Liniowa prędkość spalania najczęściej jest przedstawiana w postaci zależności wykładniczej:

$$u = Cp^n \exp aT$$

gdzie:

$C$  — stała dla danego środka napędowego (np. dla JPN  $C = 0,089$ ),

$p$  — ciśnienie panujące w komorze spalania (przeciętnie 70—150 kG/cm<sup>2</sup>),

$n$  — stała dla danego paliwa (np. dla JPN  $n = 0,69$ ),

$a$  — stała zależna od rodzaju paliwa,

$T$  — temperatura początkowa ładunku (°K).

Jak widać z powyższej zależności, stałe środki napędowe mają tę istotną wadę, że prędkość spalania, a więc dopływ gazów i uwarunkowany przez niego ciąg są zależne od początkowej temperatury ładunku. Odpowiednie zależności ciągu  $K = f(\tau)$  dla różnych temperatur ładunku dla typowego silnika raketowego podano na rysunku 1.

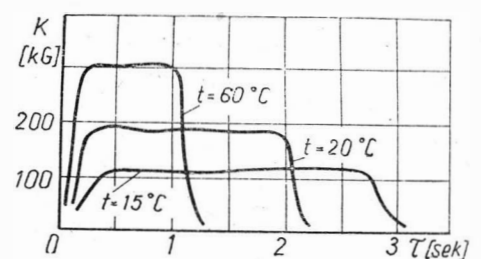
Współczesne kierunki rozwoju stałych środków napędowych mają na celu głównie zwiększenie wartości opałowej oraz opracowanie paliw o szerokim zakresie prędkości spalania — mało wrażliwych na wpływ początkowej temperatury i stabilnie palących się przy jak najmniejszych ciśnieniach.

Polepszenie energetycznych charakterystyk paliw jednorodnych można uzyskać przez stosowanie bardziej racjonalnych proporcji między nitrocelulozą a rozpuszczalnikiem, jak również przez wybór odpowiedniego stopnia nitracji celulozy. Tak więc przy wysokiej wartości nitrogliceryny i dużej nitracji celulozy (do  $N = 13,8\%$ ) można otrzymać paliwo o wartości opałowej do 1250 kcal/kg, co pozwala na uzyskanie praktycznie ciągów jednostkowych do 230—235 kG/kG/sek.

Dla otrzymania stałych środków napędowych o bardziej wysokich energetycznych charakterystykach konieczna jest częściowa lub całkowita zamiana niskokalorycznego węgla składnikami o większej kaloryczności (np. aluminium, bor, lit itd.). Składniki te mogą być wprowadzone do składu paliwa w postaci organicznych związków względnie metali sproszkowanych. Pozwala to na znaczny wzrost wartości opałowej stałych środków napędowych i osiągnięcie ciągów jednostkowych do 250 kG/kG/sek i więcej, jak np. silniki amerykańskiej rakiety „Avangard” czy „Scout”.

Trzeba podkreślić, że wprowadzenie tego rodzaju dodatków do stałych materiałów jest znacznie łatwiejsze niż w przypadku ciekłych środków napędowych.

W ostatnich latach spotyka się publikacje dotyczące badań silników strumieniowych, w których spalane są paliwa stałe oraz silników raketowych, w których paliwo jest w stanie stałym w postaci ziaren, a utleniaczem ciecz (np. 85% woda



1. Zależność ciągu rozwijanego przez silnik i czasu jego pracy od temperatury początkowej ładunku

utleniona). Jak podaje literatura, podczas badań tego rodzaju silników strumieniowych, przy użyciu stałego paliwa niejednorodnego, na wysokości 11 000 m uzyskano prędkość rakiety odpowiadającą  $Ma = 2$ . Przy tym czas pracy silnika wynosił 18 minut, a ciężar 227 kG.

Coraz szersze stosowanie paliw niejednorodnych jako środka napędowego jest uzasadnione całym szeregiem ich zalet w porównaniu z paliwami jednorodnymi. Przede wszystkim istnieje tu możliwość wykorzystania stosunkowo taniej i szerokiej bazy surowcowej.

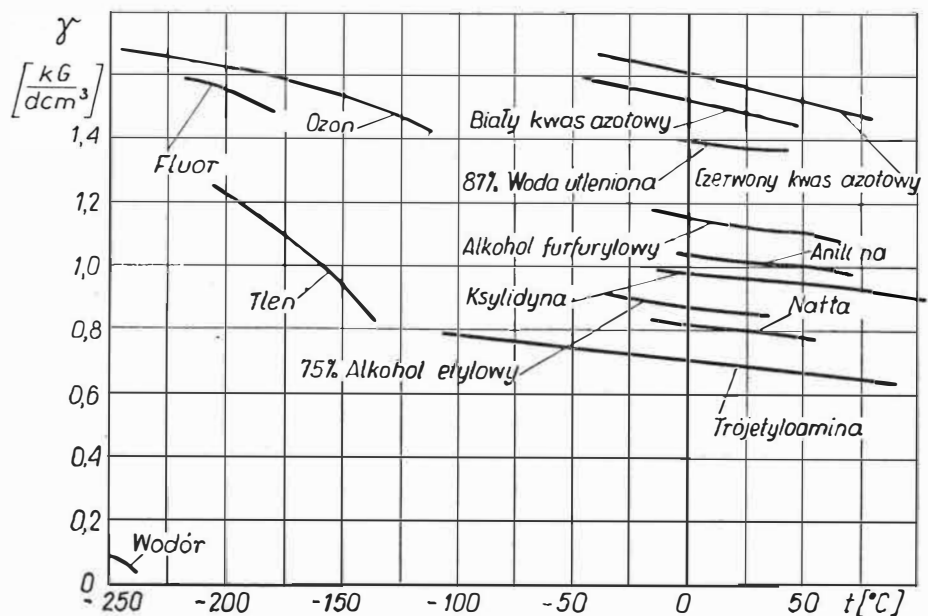
Istotne znaczenie ma również i to, że wiele paliw niejednorodnych nie tylko dorównuje paliwom jednorodnym, lecz ma lepsze charakterystyki balistyczne i eksploatacyjne. Między innymi paliwa niejednorodne z reguły odznaczają się mniejszą wrażliwością temperaturową prędkości spalania i większą stabilnością chemiczną.

Przy sporządzeniu ładunków z paliw jednorodnych stosowana jest zazwyczaj metoda wytlaczania oraz ciągłego prasowania. W ten sposób otrzymuje się ładunki o różnorodnym żądanym kształcie. Jednakże przy takim sposobie produkcji otrzymanie ładunków o dużych wymiarach napotyka na poważne trudności. Natomiast ładunki z większości stałych paliw niejednorodnych można formować bezpośrednio w komorze spalania, stosując metodę odlewania. Pozwala to na przygotowanie ładunków o dowolnych wymiarach.

Ze względu na różnorodność stosowanych silników raketowych, konieczne jest użycie w każdym poszczególnym przypadku właściwego rodzaju paliwa. Dlatego też we współczesnych silnikach raketowych znajdują zastosowanie zarówno stałe paliwa jednorodne, jak i niejednorodne.

### Ciekłe środki napędowe

Dla silników raketowych brak jest standardowych paliw, takich jak na przykład benzyna dla lotniczych silników tłokowych czy nafta dla silników turbinowych. W porównaniu z silnikami na paliwa stałe silniki na ciekłe środki napędowe pracują na bardzo zróżnicowanych paliwach i utleniaczach stosowanych w najrozmaitszych kombinacjach. W silnikach raketowych niemożliwa jest zmiana paliwa czy utleniacza ze względu głów-



2. Wykresy ciężaru właściwego ciepłych paliw i utleniaczy w funkcji temperatury

nie na dobór wtryskiwaczy i dyszy wylotowej. Dla każdego zestawu paliwo-utleniacz jest inny silnik, o innych wymiarach, kształtach i konstrukcji. Ponieważ liczba zarówno paliw, jak i utleniaczy jest znaczna, także liczba różnych wariantów zestawów paliwo-utleniacz jest bardzo duża. Ostateczna decyzja co do wyrobu dla danego silnika (z określonym przeznaczeniem) najwłaściwszego zestawu musi uwzględniać szereg wymagań zależnych głównie od wielkości silnika i jego przeznaczenia, z czego wypływa szereg wymagań nie tylko energetycznych, ale i eksploatacyjnych. Spełnienie tych wymagań, chociażby częściowo, jest niezwykle trudne. Wymagania w stosunku do raketowych środków napędowych można podzielić na trzy zasadnicze grupy.

**Wymagania podstawowe.** Najważniejsza w tej grupie jest możliwie duża wartość opałowa środka napędowego, która zapewnia uzyskanie dużych ciągów jednostkowych, co jest niezwykle ważne zwłaszcza w silnikach do napędu rakiet dalekiego zasięgu oraz napędu rakiet kosmicznych. Zależność ciągu jednostkowego od wartości opałowej środka napędowego przedstawia poniższa zależność:

$$K = 91,5 \sqrt{H_u \eta_t} \text{ kG/kG/sek}$$

gdzie:

$H_u$  — wartość opałowa środka napędowego (kcal/kG),

$\eta_t$  — sprawność cieplna silnika raketowego — osiąga ona we współczesnych konstrukcjach wartości 0,3—

—0,5. Sprawność cieplna jest tym wyższa im wyższe jest ciśnienie spalania.

Ponieważ wartości ciśnień w komorach silników raketowych osiągnęły już wartości szczytowe dla współczesnych materiałów konstrukcyjnych, dalszy wzrost ciągu jednostkowego można jedynie osiągnąć w oparciu o nowe bardziej kaloryczne środki napędowe.

Od środków napędowych wymaga się uzyskiwania wysokich temperatur w wyniku reakcji (zwykle spalania) w komorach silników, gdyż od temperatury zależy prędkość wypływu spalin, a więc i wielkość ciągu jednostkowego. W niektórych silnikach (np. rakiety V-2) z okresu ubiegłej wojny światowej, temperaturę tę świadomie obniżano, wprowadzając do paliwa wodę, gdyż materiały stosowane w budowie ówczesnych silników nie pozwalały na pełne wykorzystanie możliwości energetycznych środka napędowego.

**Wymagania związane z konstrukcją.** Jedno z najważniejszych wymagań w tej grupie stanowi możliwie mała zwłoka zapłonu, tj. czas, jaki upływa od chwili zetknięcia się obu składników ze sobą lub zapłonikiem do chwili pojawienia się płomienia, oraz łagodnie narastający proces spalania. Spełnienie tego wymagania gwarantuje niezawodny i łagodnie przebiegający rozruch silnika.

Pożądanym jest także możliwie wysoki ciężar właściwy  $\gamma$  środka napędowego, co pozwala na budowanie zwartych i lekkich konstrukcji pocisków jako całości. Na rysunku 2 przedstawiono wykresy zmia-

ny ciężarów właściwych różnych paliw i utleniaczy obecnie stosowanych w funkcji ich temperatury. Krańcowe punkty odpowiednich linii odpowiadają temperaturze krzepnięcia i wrzenia w warunkach normalnego ciśnienia. Należy tu zwrócić uwagę, że granice te ulegają przesunięciom w przypadku stosowania mieszanin i paliw tworzących roztwory. Z przedstawionych wykresów widać, jak niezwykle trudno jest utrzymać w gotowości startowej rakietę, w której paliwem jest wodór. Utrzymanie takiej rakiety w ciągłej gotowości zmuszałoby do zamrożenia jej do prawie absolutnego zera, co jest oczywiście wykluczone, bodajby z uwagi na aparaturę kierującą, nie mówiąc już o trudnościach technicznych. Także względy taktyczne nie przemawiają za stosowaniem na przykład aniliny jako paliwa ze względu na jej wysoką temperaturę zamarzania.

Wskazane jest również, aby paliwo i utleniacz jako ciecze miały podobne lepkości, co znakomicie ułatwia konstrukcję i produkcję przewodów i urządzeń układu zasilania. Ze względu na konieczność chłodzenia silnika jednym ze składników środka napędowego (najczęściej utleniaczem — gdyż przeciętnie przepływa go do silnika około trzykrotnie więcej niż paliwa) powinien on wykazywać możliwie duże ciepło właściwe. Składnik środka napędowego użyty do chłodzenia powinien mieć wysoką temperaturę parowania, w przeciwnym przypadku grozi możliwość tworzenia „korków” parowych w układzie zasilania silnika.

**Wymagania związane z eksploatacją.** Właściwości środka napędowego, ważne z eksploatacyjnego punktu widzenia, decydują często w ogóle o możliwości zastosowania danego środka napędowego w rakiecie o przeznaczeniu bojowym. Jest to oczywiście podyktowane wymogami taktycznymi. Wojskowi najchętniej stosują napędy na stałe środki napędowe, mimo gorszych właściwości energetycznych, przede wszystkim ze względu na ciągłą gotowość użycia pocisku przy minimalnych zabiegach przygotowawczych. Do ważniejszych właściwości eksploatacyjnych należą:

- stabilność chemiczna i fizyczna pozwalająca na długotrwałe magazynowanie w warunkach możliwie nie ograniczonych warunkami klimatycznymi,
- brak skłonności wybuchowych

zarówno przy oddzielnym przechowywaniu, jak i podczas przypadkowego zetknięcia się paliwa z utleniaczem,

— brak właściwości żrących i toksycznych.

Oczywiście, czytelnik, który zetknął się już z problematyką zasad konstrukcji rakiet i ich eksploatacji, zdaje sobie niewątpliwie sprawę z tego, że większość życzeń pozostaje nie spełniona. Jednakże, niedopełnienie powyższych wymagań eksploatacyjnych stwarza nowe trudności — właśnie eksploatacyjne — co obniża taktyczne walory rakiet.

### **Kierunki rozwojowe ciekłych środków napędowych**

Współcześnie stosowane w większości silników raketowych środki napędowe mają wartości opałowe od około 1400—2300 kcal/kg, co pozwala na osiąganie ciągów jednostkowych od około 215—260 kG/kg/sek. Są to środki napędowe bazujące na nafcie, anilinie, ksyli-dynie + trójetyloaminie oraz alkoholu etylowym jako paliwie i ciekłym tlenie lub kwasie azotowym jako utleniaczu. Używany bywa zarówno biały kwas azotowy (o stężeniu 98%), jak i czerwony, tj. biały kwas azotowy wzbogacony 20% dodatkiem czterotlenku azotu. Najkorzystniej pod względem energetycznym przedstawia się środek napędowy składający się z ciekłego tlenu i nafty lotniczej. Na takim właśnie środku napędowym, o wartości opałowej  $H_u = 2300$  kcal/kg pracuje silnik amerykański „Rocketdyne” F-1 o ciągu  $K = 680\ 000$  kG, których pięć będzie stanowiło napęd rakiety księżycowej „Saturn” V.

Nastawienie poszukiwań na kierunek osiągnięcia możliwie wysokich wartości opałowych prowadzi do badań nad nowymi środkami napędowymi opartymi głównie na ciekłym tlenie, fluorze i ozonie jako utleniaczach i wodorze lub hydrazynie jako paliwie. Na przykład, ze spalania wodoru z tlenem można uzyskać ciąg jednostkowy bliski 370 kG/kg/sek, wodoru z fluorem — ponad 440 kG/kg/sek, wodoru z ozonem bliski wartości 400 kG/kg/sek. Osiągi te można jeszcze podwyższyć stosując wysokie ciśnienia w komorze (w silniku F-1 wynosi ono 81 kG/cm<sup>2</sup>) oraz metaliczne dodatki do paliw w postaci zawiesin pyłowych takich metali, jak beryl, lit czy bor. Ze wszystkich znanych

utleniaczy szczególnie korzystnie wyróżnia się fluor, który ma tak silne właściwości „utleniające”, że nawet tlen ulega z nim reakcji połączonej z silnym wydzielaniem ciepła. Do niedawna uważano, że gazy szlachetne, jak argon, neon czy ksenon nie reagują zupełnie z innymi pierwiastkami, a okazało się jednak, że fluor reaguje z nimi. Ze względu na silne właściwości „utleniające” fluoru może on być przechowywany jedynie w naczyniach ze stopu Monela, który to stop opiera się działaniu fluoru. Również słabo reaguje fluor z tworzywami sztucznymi typu teflon. Duża prędkość przepływu fluoru sprzyja utlenianiu ścianek naczyń i przewodów, ich odporność na działanie fluoru podwyższa się stosując polerowanie powierzchni ścianek. Fluor jest gazem o niezwykle toksycznych właściwościach, jego zawartość w atmosferze zaledwie 0,005% po 15 minutach przebywania stanowi dla człowieka dawkę śmiertelną. Fluor z każdym paliwem raketowym stanowi środek samozapłonowy o bardzo niewielkiej zwłóce zapłonu, co daje możliwość znacznego skrócenia komory silnika.

Również bardzo silnym utleniaczem jest ozon. Ponieważ wytwarzanie ozonu z tlenu wymaga dostarczenia 720 kcal na uzyskanie 1 kG ozonu, ciepło to jest odzyskiwane i sumuje się z ciepłem powstającym podczas utleniania paliw. Stąd też środek napędowy oparty na ozonie jest o około 1/4 bardziej kaloryczny niż oparty na tlenie. Ozon, a nawet roztwór w tlenie (25% roztwór ozonu wykazuje dostateczną dla celów eksploatacyjnych stabilność) stanowi z paliwami węglowodorowymi samozapłonowe środki napędowe. Ozon jest także gazem silnie toksycznym, jego zawartość w atmosferze równa 1% stanowi dla człowieka dawkę śmiertelną. Na szczęście, jego obecność można wykryć węchem przy zaledwie 0,00002% stężeniu.

Jak już wspomniano, ostatnio prowadzone są badania nad silnikami pracującymi na stałym paliwie i ciekłym utleniaczu. Utleniaczem może być nadtlenek wodoru, który podczas przejścia przez katalizator uwalnia tlen konieczny do spalania paliwa umieszczonego w postaci ziaren w komorze silnika. Silniki takie nie kończą pracy przy wypaleniu paliwa, lecz mogą pracować dalej dzięki rozkładowi nadtlenu wodoru pozwalając na uzyskanie

jeszcze ciągu jednostkowego około 130 kG/kG/sek. Podczas spalania paliwa silnik wytwarza znacznie większy ciąg pracując jako stopień startowy.

#### Literatura

1. W. E. Ałasow: „Teoria raketnych dwigatielej”, Oborongiz, Moskwa 1962.
2. M. Barrere i inni: „Rocket Propul-

- sion — EPC”, Amsterdam, London, New York, 1960.
3. W. Feodosjew i G. Siniarew: „Wwiedenje w raketnuju techniku”, Oborongiz, Moskwa, 1960.
  4. K. A. Gilzin: „Dwigatieli niewidanych skorostiej”, Maszynostrojenie, Moskwa, 1965.
  5. C. P. Lent: „Rockets Jets and Atom”, Pen Ink Publishing Co, New York, 1952.
  6. H. Mielkie: „Der Weg ins All”, Berlin, 1957.
  7. A. W. Seregin: „Zidkije raketnyje topliwa”, Wojizdat, Moskwa, 1962.
  8. A. I. Sitantiew: „Twiordyje raket-

- nyje topliwa”, Wojizdat, Moskwa, 1964.
9. G. Sutton: „Rocket Propulsion Elements”, New York, London 1949.
  10. R. Szymanik: „Silniki raketowe”, WAT, Warszawa, 1962.
  11. S. Wójcicki: „Silniki pulsacyjne, strumieniowe, raketowe”, MON, Warszawa, 1962.
- „Woprosy raketnoj tiechniki”, 1960—1965.  
 „Interavia”, 1959—1965.  
 „L'aerotecnica”, 1957—1960.  
 „Flugwelt”, 1960—1965.  
 „Luffahrttechnik — Raumfahrttechnik”, 1963—1965.

Dr inż. W. LEHMANN  
Drezno

629.135.15.072/5

## Zastosowanie Przepisów Budowy Szybowców przy ustalaniu własności lotnych szybowców

Praca opublikowana w oryginale 19 stycznia 1963 r.

W pracy przedstawiono związek pomiędzy pilotażowymi wymaganiami odnoszącymi się do stateczności podłużnej i bocznej szybowców a wielkościami odpowiednich parametrów aerodynamicznych. Następnie przeanalizowano wielkości minimalnych i maksymalnych danych liczbowych zawartych w wymaganiach i zaleceniach przepisów, w zależności od danych geometrycznych oraz prędkości charakterystycznej szybowca. Ważnym warunkiem wyjściowym jest znajomość dostatecznie dokładnych wzorów przybliżonych, które pozwalają na przeprowadzenie obliczeń w znośnym czasie. W DODATKU zestawiono wynikowe wzory przybliżone; na podstawie przeprowadzonych obliczeń ich dokładność wydaje się być dostateczna.

#### Wykaz oznaczeń

Oznaczenia kątów, sił i momentów aerodynamicznych jak też i dane geometryczne odpowiadają normie niemieckiej TNL 10350.

Ponadto posłużono się następującymi symbolami, które w tekście nie są już bliżej definiowane:

$\rho_F/\rho = 2 G/\rho gFs$  — względna gęstość szybowca,  
 $v_s$  (km/h) — prędkość przeciągnięcia,  
 $v_{\varepsilon_{\min}}$  (km/h) — prędkość odpowiadająca doskonałości,

$T$  (sek) — okres oscylacji,  
 $T_a$  (sek) — okres oscylacji kąta natarcia,  
 $T_b$  (sek) — okres oscylacji toru lotu,  
 $t_{1/e}$  (sek) — czas wytłumiania amplitudy do wielkości 1/e amplitudy początkowej,

$t_{1/2} = 0,693 t_{1/e}$  (sek) — czas zmniejszenia się amplitudy zakłócenia do połowy,

$d C_{M d} C_a$  — zapas stateczności statycznej podłużnej,

$T_F = 2G/\rho gFV$  (sek) — jednostka czasu stosowana w zagadnieniach mechaniki lotu,

$\tau = t/T_F$  — czas bezwymiarowy, „aerodynamiczny”,

$C'_{a\alpha} = \delta C_a/\delta\alpha$  — przyrost współczynnika siły nośnej na jednostkę kąta natarcia,

$C'_{M\alpha} = \delta C_M/\delta\alpha$  — przyrost współczynnika momentu na jednostkę kąta natarcia,

$C'_{MY} = \delta C_M/\delta\bar{\omega}_y$  — tłumienie w ruchu podłużnym,

$C'_{M\alpha} = \delta C_M/\delta\bar{\alpha}$  — tłumienie wskutek zmiany kąta natarcia,

$\bar{\omega}_y = \omega_{ys}/V$  — względna prędkość kątowa,

$\bar{\alpha} = \alpha_s/V$  — względna prędkość przyrostu kąta natarcia,

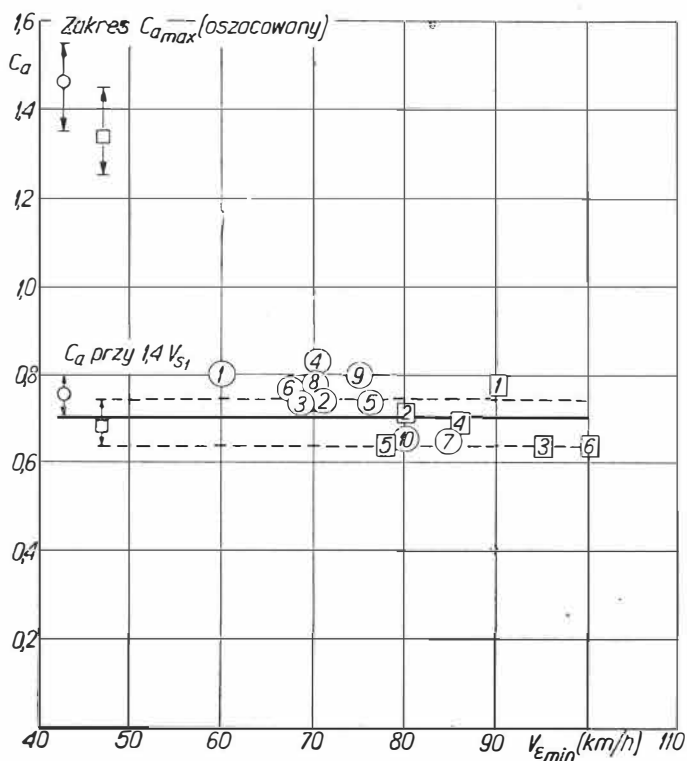
$\dot{V} = dV/d\tau$       $\dot{\alpha} = d\alpha/d\tau$

Współczynniki odnoszące się do ruchu boczego są oznaczane analogicznie.

\* \* \*

Uzyskane z biegiem lat doświadczenie lotnicze pozwala na ustalenie pewnych wytycznych odnośnie wymagań stawianych własnościom lotnym szybowców. Te wytyczne mają charakter wymagań lub też zaleceń i są ujęte w Przepisach Budowy Szybowców [1]. Powinny one stanowić nie tylko podstawę do badania i porównywania prototypów, ale również powinny do-

starzyć określonych kryteriów do wykorzystania już w fazie projektowania nowego szybowca przy określaniu jego własności aerodynamicznych. Należy zwrócić uwagę na związek pomiędzy wymaganiami odnoszącymi się do własności lotnych a mianowicie stateczności podłużnej i bocznej a odpowiednimi parametrami aerodynamicznymi. Następnie należy zba-



1. Wielkości współczynnika siły nośnej odpowiadające doskonałości dla różnych szybowców:

- |                              |                                      |                      |
|------------------------------|--------------------------------------|----------------------|
| ○ profil z $\xi\delta = 0,3$ | □ profil z $\xi\delta 0,4$ do $0,45$ |                      |
| 1 — D 28 b                   | 6 — B 8                              | 1 — D 34 c           |
| 2 — Baby IIb                 | 7 — SB 5                             | 2 — Standard Austria |
| 3 — Meise                    | 8 — Weihe 50                         | 3 — Žefir            |
| 4 — Mü 17                    | 9 — Kranich III                      | 4 — Foka             |
| 5 — B 5                      | 10 — Libelle                         | 5 — Phönix           |
|                              |                                      | 6 — A 15             |

dać, jakie minimalne i maksymalne wielkości wynikają z wymagań i zaleceń zawartych w przepisach w zależności od geometrycznych danych szybowca i przyjętej dla niego prędkości charakterystycznej. Skuteczność sterów w niniejszej pracy będzie analizowana tylko w niezbędnym zakresie. Siły na sterownicy nie są brane w ogóle pod uwagę. Ich zależność od prędkości lotu jest w ścisłym związku ze statecznością, jednakże ich wielkość może być dowolnie zmieniana bez wprowadzania zasadniczych zmian w układzie aerodynamicznym szybowca. Jako prędkość charakterystyczną przyjęto prędkość  $V = 1,4 V_{s1}$ ; do tej prędkości odnoszą się przeważnie dane zawarte w Przepisach Budowy Szybowców.

Ważnym warunkiem wyjściowym dla takich rozważań są dostatecznie dokładne wzory przybliżone, które pozwolą na dokonanie wymaganych przeliczeń bez nadmiernego zużycia czasu. W *Dodatk*u podano wzory przybliżone, przy czym ich dokładność wydaje się być dostateczna dla przeliczenia przykładów liczbowych. W zasadzie można przyjąć, że te wzory są znane. W analizie stateczności wychodzi się z pełnych wzorów ruchu, przy czym pomijane są wyrazy podrzędniejszego znaczenia.

Dla liczbowego ujęcia zagadnienia stateczności niezbędne jest jeszcze określenie zależności gęstości względnej szybowca od przyjętej prędkości charakterystycznej.

Gęstość względna szybowca jest określona w sposób następujący:

$$\rho_F/\rho = \frac{2G}{e \cdot gFs} = \frac{C_a}{gs} V^2$$

Należy przy tym ustalić wielkość współczynnika siły nośnej. Analiza statystyczna wykazuje, że zakres, w jakim może się zmieniać wielkość współczynnika siły nośnej dla odpowiedniej prędkości charakterystycznej, jest stosunkowo mały i zbiega się praktycznie z wielkością kąta natarcia odpowiadającego doskonałości szybowca (rys. 1). Należy też zwrócić uwagę na rozróżnienie dwóch rodzajów profili lotniczych, jakie są stosowane w budowie szybowców. Jeden rodzaj profili charakteryzuje się położeniem największej grubości w 30% cięciwy i dla nich wielkość współczynnika siły nośnej dla  $V = 1,4 V_s$  lub też dla  $V_{min}$  waha się w granicach  $C_a = 0,7$  do  $0,8$ . Drugi rodzaj profili odznacza się tym, że największa grubość leży w 40 do 45% cięciwy, zaś wielkość współczynnika siły nośnej dla  $V = 1,4 V_s$  lub też waha się pomiędzy  $0,63$  a  $0,75$ . W przykładach obliczeniowych przyjęto średnią wielkość współczynnika siły nośnej  $C_a = 0,7$  zaś gęstość względną szybowca  $\rho_F/\rho = 0,0713 V^2/s$ .

### Stateczność podłużna

Wymagania i zalecenia odnoszące się do stateczności podłużnej są zestawione w tabelicy 1. Minimalny zapas stateczności ze względu na kąt natarcia, wymagany w normalnym zakresie stanów lotu, wynosi 3%  $1\mu$ . Wymagania odnoszące się do stateczności dynamicznej mają jeszcze obecnie bardziej ogólny charakter. Nowsze badania, przeprowadzane przez Westbrooka i Mc Ruera [2] wykazują jednakże, że można określić konkretne wielkości liczbowe odnoszące się do krótkookresowych wahań (oscylacje kąta natarcia). Wielkości liczbowe, podane w niniejszej pracy, będą odnosiły się do częstości własnych i do współczynnika tłumienia wahań. Opierając się o badania w locie i na symulatorach lotu można określić zakresy, odpowiadające lepszym lub gorszym stopniom stateczności względnie sterowności. Badania były przeprowadzane wprawdzie na samolotach, jednakże można je adaptować do potrzeb szybownictwa.

Na podstawie danych, zawartych w Przepisach Budowy Szybowców Niemieckiej Republiki Demokratycznej (BVS), a mianowicie:  $T_a$  — okresu oscylacji oraz  $t_a$  — okresu wygaszania oscylacji można zestawić zakresy, podane na rys. 2 jako zamknięte krzywe  $a$ , określające własności dobre, dostateczne i nie do przyjęcia. Dla okresu drgań otrzymuje się tu dolną i górną granicę, natomiast okres wygaszania drgań w zakresach dobrych własności i dostatecznych jest ograniczony wielkością minimalną i maksymalną w zależności od okresu drgań. Dla zakresu własności nie do przyjęcia nie podano [2] żadnego dolnego ograniczenia. Dolna granica okresu drgań jest taka sama, jak dla opisanego poniżej zakresu drgań wahań kierunkowych. Poza zakresami, ograniczonymi krzywymi  $a$

Tabela 1. Wymagania pilotażowe odnoszące się do stateczności podłużnej [1]

Stateczność ze względu na kąt natarcia	$dC_M/dC_a \leq -0,03$ od $V_{s1}$ do $V_{DF}$
Oscylacje kąta natarcia	silnie tłumione
Oscylacje toru lotu	tłumione dla $T_b < 12$ sek
Czas wytłumienia amplitudy ( $1/e$ )	$t_b/T_b \leq -4,5$ dla $T_b > 12$ sek
Długość okresu oscylacji	



własności lotne są traktowane jako złe. W zakresie I powstają w wyniku wychylenia steru bardzo szybkie i duże wahania samolotu wokół nowego stanu równowagi, co jest przyjmowane przez pilota jako zachowanie nadzwyczaj nieprzyjemne. Jako najgorsze uznane są zakresy II do IV, gdzie wskutek zbyt małego tłumienia wahań podłużnych sterowanie nastęrcza trudności. W tych przypadkach pilot musi stale obserwować zachowanie samolotu i sterować delikatnie z wielkim wyczuciem.

Zakresy I do IV w ogólności nie mają jednakże znaczenia dla szybownictwa. Szybowce z usterzeniem konwencjonalnym wykazują przy prędkości  $V = 1,4 V_s$  okres wygaszania wahań podłużnych pomiędzy 0,24 a 0,40 sek, szybowce bezogonowe w zakresie 0,50 do 0,62 sek, a więc odpowiada to przy dłuższych okresach wahań zakresowi V, w którym samoloty są traktowane jako „bezwładne” (zakres zakreślony na rys. 2). W wyjaśnieniu rys. 2 dla ułatwienia przedstawiono przebiegi przechodzenia do nowego stanu równowagi po powstaniu jakiegoś gwałtownego zakłócenia (może to być wychylenie steru wysokości) dla tych pięciu zakresów. Przebieg uznany za prawidłowy jest tu zaznaczony linią przerywaną. Różnice w porównaniu do tego „prawidłowego przebiegu” są dobrze widoczne na poszczególnych wykresach. Jako przebieg prawidłowy uznano takie zachowanie się, gdy nowy stan równowagi zostaje uzyskany po około 0,8 sek i gdy największa amplituda wahań jest najwyżej o 10% większa od wielkości ustalonej. Amplitudy większe od 50% są uznane jako „nieprzyjemne”, toteż obszar leżący na lewo od krzywej d na rys. 2 należy wykluczyć.

Doświadczenie wykazuje, że w przypadku szybowców przyjmuje się większą „bezwładność” niż to ma miejsce przy samolotach\*). Wynika to z tego, że musi być dopuszczony bardzo duży zakres wędrówki środka ciężkości, żeby dopuścić wykonywanie lotów przez pilotów o ciężarach, jakie spotyka się w praktyce, a które bez zastrzeżeń są uwzględniane w dowodzie wytrzymałościowym jako dopuszczalne. Dlatego też czasem w locie z tylnym skrajnym położeniem środka ciężkości dopuszcza się nawet wystąpienie przebiegu aperiodycznego.

Na podstawie wyżej podanych przebiegów wahań podłużnych należy dokładniej rozważyć granicę pomiędzy obszarem niezbyt prawidłowych własności a obszarem zdecydowanie niedopuszczalnych dla dłuższych okresów wahań. W rezultacie gwałtownego wychylenia steru wysokości względnie innego nagłego zakłócenia przebieg zmian kąta natarcia w zakresie wahań jest w przybliżeniu opisany równaniem:

$$A/A_{ustal} = 1 + e^{-t/t_a} \left( \frac{-T_a}{2\pi t_a} \sin \frac{2\pi}{T_a} t - \cos \frac{2\pi}{T_a} t \right)$$

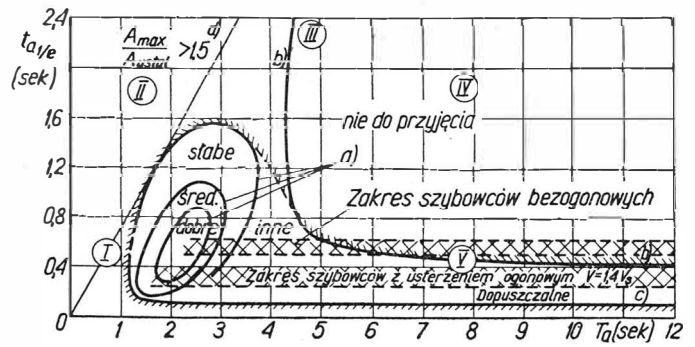
W zakresie aperiodycznym przebieg amplitud jest przedstawiony wzorem:

$$A/A_{ustal} = 1 + \frac{t_{a1}}{t_{a2} - t_{a1}} e^{-t/t_{a1}} - \frac{t_{a2}}{t_{a2} - t_{a1}} e^{-t/t_{a2}}$$

gdzie:

$$t_{a1,2} = \frac{T_F}{\lambda_{1,2}}$$

przy czym:

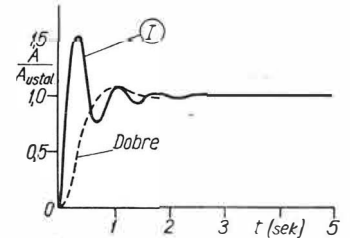


- Pilotażowo korzystne zakresy oscylacji kąta natarcia: a — krzywe graniczne dla samolotów szybkich według Westbrooka i Mc Ruera, b — krzywa graniczna dla warunku  $A/A_{ustal} = 0,7$  dla  $t = 1$  sek, c — krzywa graniczna dla warunku  $A/A_{ustal} = 0,7$  dla  $t = 0,27$  sek, d —  $A_{max}/A_{ustal} = 1,5$ .

Przebieg ruchu oscylacji po nagłym zakłóceniu równowagi:

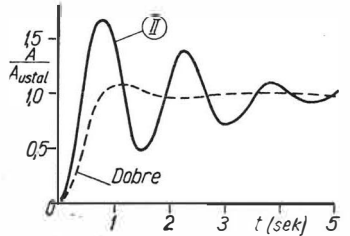
#### Zakres I

Samolot reaguje za szybko i za gwałtownie na ruch steru, znacznie przekracza w oscylacji wielkość ustaloną nowego położenia równowagi



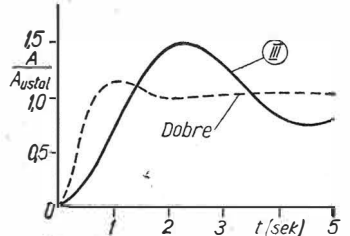
#### Zakres II

Samolot reaguje szybko i gwałtownie na ruch steru, wykonuje słabo tłumione oscylacje o dużej amplitudzie. Wymaga wielkiego „wyczucia” przy sterowaniu



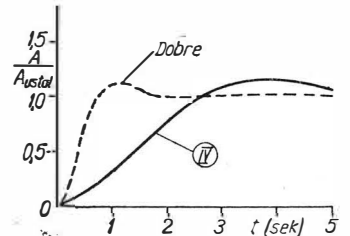
#### Zakres III

Samolot reaguje powoli, wykonuje słabo tłumione oscylacje, które mogą być łatwo wywołane przez pilota. Wymaga stałej uwagi podczas sterowania



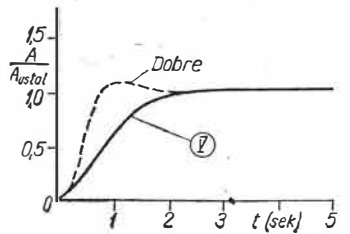
#### Zakres IV

Samolot reaguje za powoli i bezwładnie, przechodzi w nowe położenie równowagi ze słabo tłumionymi oscylacjami. Niebezpieczeństwo „przesterowania”



#### Zakres V

Samolot reaguje powoli i bezwładnie, przechodzi w nowe położenie równowagi po silnie tłumionych oscylacjach. Niebezpieczeństwo „przesterowania”



\*) Na ten temat były wymienione poglądy pomiędzy Autorem a mgrem inż. Bojanowskim z Instytutu Lotnictwa w Warszawie i inż. dypl. Gedeonem z Uniwersytetu Technicznego w Budapeszcie.

$$\lambda_{1,2} \approx \frac{\left(\frac{l_\mu}{i_y}\right)^2 (C'_{My} + C'_{M\bar{\alpha}}) - C'_\alpha}{2} \pm \sqrt{\frac{1}{4} \left[ C'_\alpha - (C'_{My} + C'_{M\bar{\alpha}}) \left(\frac{l_\mu}{i_y}\right)^2 \right]^2 + \frac{e_F}{e} \frac{s}{l_\mu} \left(\frac{l_\mu}{i_y}\right)^2 C'_{M\alpha} - 2C'_\alpha + \left(\frac{l_\mu}{i_y}\right)^2 C'_{My} C'_\alpha}$$

Na podstawie tych równań można określić jednoznacznie zależność pomiędzy czasem wygaszania wahań a ich okresem, względnie pomiędzy poszczególnymi czasami wygaszania wahań, przyjmując pewne amplitudy dla określonego czasu; w ten sposób można określić zakresy dopuszczalne ze względu na wymagane własności lotne. Zależność okresu wahań względnie w obrębie aperiodycznym czasu wygaszania się wahań od stateczności statycznej pozwala na ustalenie jeszcze dopuszczalnego skrajnego położenia środka ciężkości.

Rozpatrując przebiegi ruchu, podane w legendzie do rys. 2, słuszne wydaje się założenie, że amplituda, jaka występuje w sekundę od momentu nagłego zaburzenia równowagi, powinna wynosić przynajmniej 70% ustalonej wielkości końcowej, to znaczy:

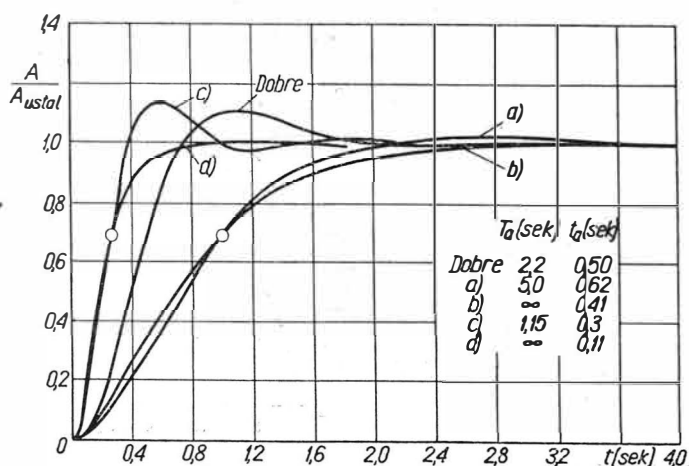
$$A/A_{ustal.} \geq 0,7$$

powinno zachodzić dla  $t = 1$  sek. Oczywiście to przyjęcie powinno być jeszcze „usztynwione” poprzez dalsze próby w locie. Na rys. 3 podano przykładowo przebieg ruchu — krzywa a dla  $T_a = 5$  sek i  $t_a = 0,62$  sek. Ta krzywa przechodzi dokładnie przez ustalony punkt. Ta wielkość amplitudy może być również osiągnięta podczas ruchu aperiodycznego (patrz krzywa b). Dla tej krzywej okres jest nieskończenie długi, natomiast czas wygaszania wahań wynosi  $t_a = 0,41$  sek. W podobny sposób można określić wielkości graniczne po drugiej stronie w celu uniknięcia zbyt szybkiej reakcji na wychylenie steru względnie na jakieś zewnętrzne zakłócenie równowagi. Inaczej szybowiec będzie uważany za zbyt niespokojny. Można więc przyjąć, że powinno być:

$$A/A_{ustal.} \leq 0,7$$

dla  $t = 0,27$  sek (rys. 3, krzywe c i d).

Przyjmując tak ustalone wielkości dla amplitudy po 1 względnie po 0,27 sek otrzymuje się według równania podanego powyżej graniczne krzywe b i c, wykreślone na rys. 2. Oczywiście te krzywe z wyżej przedstawionych powodów są słuszne w zakresie krótkich czasów wygaszania wahań. Przejście od jednej do



3. Przebieg ruchu po nagłym wychyleniu steru lub po innym zakłóceniu równowagi

drugiej krzywej zostało przeprowadzone w oparciu o wyniki badań uzyskane przez Westbrooka i Mc Ruera na szybkich samolotach. Obszar w ten sposób ograniczony jest traktowany jako jeszcze dopuszczalny zgodnie z powyższymi rozważaniami. Mieści się on dla okresu wahań poniżej 6 sek. pomiędzy czasami wygaszania wahań 0,1 do 0,41 sek.

Dla szybowców z usterzeniem ogonowym czasy wygaszania wahań leżą pomiędzy 0,24 a 0,40 sek, odpowiada im obszar poniżej krzywej granicznej b. Tak więc spełniają one powyższy warunek i wykazują aż do obszaru aperiodycznego dopuszczalne własności lotne. W wielu przypadkach można otrzymać minimalny zapas stateczności, który może być nawet mniejszy niż 3% minimalnej wielkości wymaganej przez przepisy BVS. Oczywiście ta ostatnia wielkość jest miarodajna dla wyznaczania skrajnego położenia środka ciężkości. Przy ustalaniu zapasu stateczności dla normalnego ciężaru pilota nie można dopuszczać aperiodycznego przebiegu wahań. Zaleca się tu przyjmować okres wahań  $T_a \leq 6$  sek.

Szybowce bezogonowe leżą powyżej krzywej granicznej b, przy czym okresy wahań są dłuższe niż 5—6 sek. Dla tych typów musi być przyjmowany najmniejszy zapas stateczności odpowiednio do zalecenia  $T_a \leq 5$  do 6 sek. Jak wspomniano na podstawie związku pomiędzy okresem wahania względnie okresem wygaszania wahań a statecznością statyczną można wyznaczyć zapas stateczności z drążkiem trzymanym. W obszarze ruchu okresowego otrzymuje się następującą zależność wyprowadzoną z przybliżonego wzoru, podanego w Dodatku, na okres wahań — zmienności kąta natarcia:

$$\frac{d}{dc_a} c_M = - \left[ \left( \frac{2}{T_a} \pi T_F \right) \left( \frac{l_\mu}{i_y} \right)^2 C'_{My} C'_\alpha + \frac{1}{4} \left\{ C'_\alpha - (C'_{My} + C'_{M\bar{\alpha}}) \left( \frac{l_\mu}{i_y} \right)^2 - C'_\alpha \right\} \frac{1}{\frac{e_F}{e} \left( \frac{l_\mu}{i_y} \right)^2 \frac{s}{l_\mu} C'_\alpha} \right]$$

Jak wynika z tego wzoru, wymagany zapas stateczności zależy w pierwszym rzędzie od gęstości powietrza, od prędkości lotu, od tłumienia oraz od momentu bezwładności szybowca względem osi poprzecznej. W obszarze ruchu aperiodycznego wymagany zapas stateczności może być określony według wyżej podanego wzoru na czas wygaszania wahań  $t_{a1,2}$ .

Analiza liczbowa jest przedstawiona na rys. 4 w postaci krzywych, dla których przyjęto przy obliczaniu zalecenie  $T_a \leq 6$  sek i przeciętne wielkości tłumienia oraz momentu bezwładności. W miarę zwiększania się charakterystycznej prędkości lotu zmniejsza się wymagany zapas stateczności. Większa rozpiętość przy niezmiennych innych parametrach wymaga zwiększenia zapasu stateczności. Ponieważ jednakże można przyjąć, że w ogólności szybowce o większej rozpiętości są przewidziane do lotów z większymi prędkościami niż to ma miejsce dla szybowców o rozpiętościach mniejszych, to zapas stateczności statycznej podłużnej, określający zale-

cane położenie środka ciężkości, wahać się będzie w granicach od 10 do 6‰ 1μ.

Podobna tendencja jest widoczna w pracy Gedeona [3], gdzie podane są określone wielkości dla poszczególnych kategorii szybowców, jeżeli się przyjmie, że szybowce szkolne oraz treningowe latają z mniejszymi prędkościami, a szybowce wyczynowe z większymi. W tej pracy określono minimalne zapasy stateczności na podstawie przeprowadzonych wywiadów z pilotami w następujący sposób: 9‰ dla szybowców początkowego szkolenia, 7‰ dla treningowych i 3‰ dla wyczynowych. Do tego dochodzą jeszcze wymagania odnośnie własności lotnych, które są ostrzejsze w przypadku szybowców szkolnych i treningowych niż w przypadku szybowców wyczynowych.

Zacher również zaleca na podstawie wywiadów z pilotami wielkość zapasu stateczności na około 8‰ 1μ. Tak więc i w tym przypadku wielkość 3‰ wymagana jako minimum zapasu stateczności przez przepisy BVS może być uważana za dolną wielkość graniczną.

Skrajne przednie położenie środka ciężkości jest zwykle wyznaczane wychodząc z warunku, żeby dla przypadku lądowania istniał wystarczający zapas wychylenia steru wysokości. W skrajnych przypadkach nawet stateczność dynamiczna może stanowić kryterium. Jest rzeczą znaną, że przy dużych wielkościach współczynnika siły nośnej często występuje niestateczność dynamiczna spowodowana tym, że pew-

ne warunki stateczności dynamicznej nie są tu spełnione. Oprócz wymagania, żeby wszystkie współczynniki równania charakterystycznego miały wielkości dodatnie jest również konieczne, żeby również wyróżnik Routha miał wielkość dodatnią, to znaczy musi być:

$$R = (BC - D)D - B^2E > 0$$

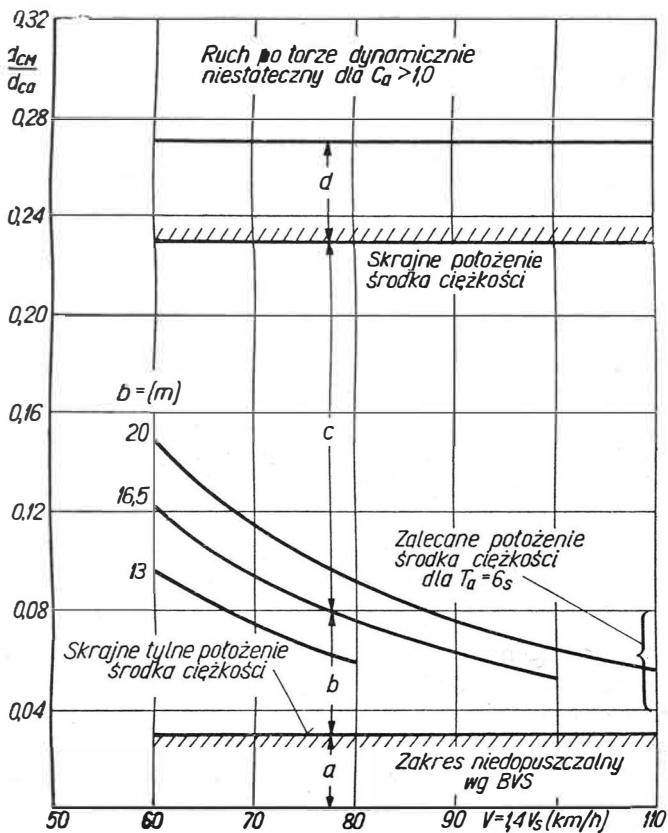
Przy  $R < 0$  ruch po torze nie jest już tłumiony. Tak więc z warunku  $R = 0$  można wyznaczyć dopuszczalne skrajne przednie położenie środka ciężkości. Ponieważ w przypadku szybowców wpływ puszczenia drążka powinien być jak najmniejszy, zaś tarcie w układzie sterownic jest zawsze stosunkowo duże, w tej pracy jest analizowana tylko stateczność statyczna z drążkiem trzymanym.

Analizując warunek  $R = 0$  otrzymuje się równanie kwadratowe na  $C'_{M\alpha}$

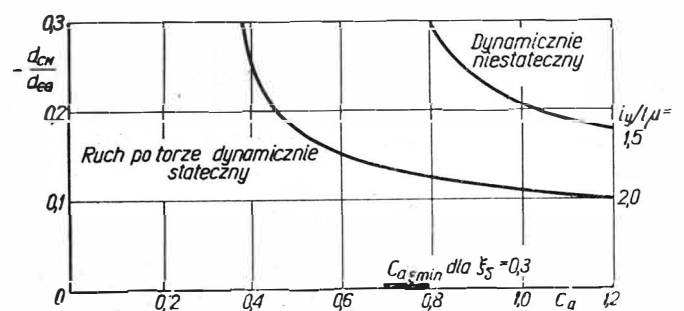
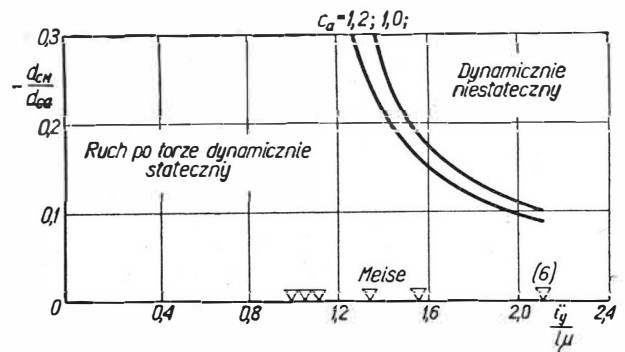
$$C'_{M\alpha}{}^2 + C_1 C'_{M\alpha} + C_2 = 0$$

według którego można obliczyć maksimum wielkości zapasu stateczności statycznej, przy której szybowiec jest jeszcze stateczny dynamicznie. Uwzględniając rezerwę 3 do 5‰ 1μ można określić skrajne przednie położenie środka ciężkości. Na rys. 4 przedstawiono tę granicę dla wielkości  $C_a = 1,0$ . Przy większym współczynniku siły nośnej otrzymuje się niewielką niestateczność.

Rys. 5 przedstawia zależność pomiędzy największym dopuszczalnym zapasem stateczności statycznej a wielkością względnego promienia bezwładności i wielkością współczynnika siły nośnej dla szybowca odniesienia o wielkości  $q_F/q = 4$ . Jest widoczne, że obydwa te czynniki mają rozstrzygające znaczenie. Poniżej pewnej wielkości promienia bezwładności nawet w zakresie maksymalnych wielkości współczyn-



4. Stateczność podłużna i zakres położenia środka ciężkości:  
 a — najmniejszy zapas stateczności według przepisów BVS (3‰ 1μ),  
 b — jeszcze dopuszczalny zakres położenia środka ciężkości,  
 c — zalecany zakres położenia środka ciężkości według warunku  $T_a \leq 6$  sek,  
 d — 3 do 5‰ 1μ. Zapas ze względu na niestateczność dynamiczną,  
 b i c — dopuszczalny zakres położenia środka ciężkości



5. Największy dopuszczalny zapas stateczności statycznej podłużnej w zależności od względnego promienia bezwładności i od wielkości współczynnika siły nośnej:  $q_F/q = 4$ ,  $b = 16,4$  m

nika siły nośnej nie występuje niestateczność dynamiczna. W przypadku promienia bezwładności, przyjętego przez Morellego [6] dla szybowca przykładowego zachodzi niestateczność dynamiczna szczególnie wcześniej i rozciąga się na duży zakres współczynnika siły nośnej  $C_a$ . Szybowiec MEISE leży w zakresie w którym może występować niestateczność. Na podstawie prób w locie jest on oznaczony jako lekko niestateczny. W przypadku szybowców o najmniejszych znanych promieniach bezwładności w zakresie użytkowym zachodzi zawsze stateczność dynamiczna. Tak więc przez zastosowanie możliwie małej wielkości promienia bezwładności można uniknąć niestateczności w ruchu po torze nawet przy największym współczynniku siły nośnej.

Duży wpływ momentu bezwładności wynika stąd, że wyróżnik Routha zależy od momentu bezwładności tylko poprzez współczynnik  $B$ . Ten współczynnik składa się z dwóch składników, z których jeden zależy od wielkości momentu bezwładności a drugi ma wielkość stałą. Współczynniki  $C$ ,  $D$  i  $E$  są, praktycznie biorąc, proporcjonalne do momentu bezwładności tak, że jego zmiana w jednakowy sposób wpływa na te trzy współczynniki. Oczywiście masa względna też wpływa na stateczność — jednakże w mniejszym stopniu.

Zwiększenie oporu, na przykład poprzez hamulce aerodynamiczne, działa zawsze ustateczniająco, ponieważ współczynnik  $D$  zostaje zwiększony. Przy tym jednakże zmienność oporu w zależności od kąta natarcia powinna być możliwie mała.

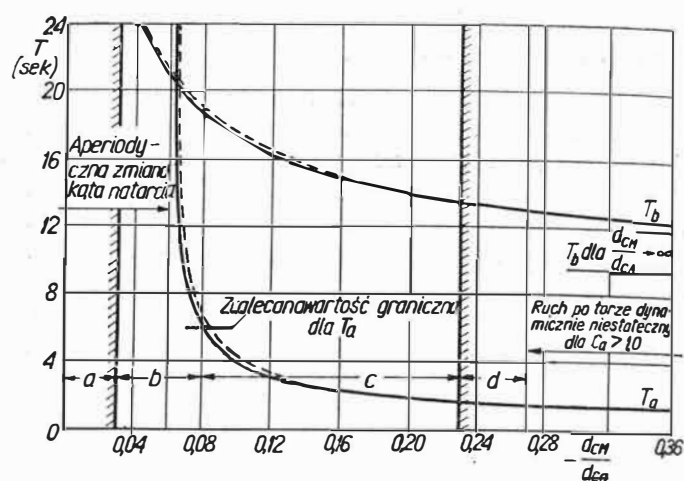
Na rys. 6 przedstawiono zależność trwania wahań kąta natarcia oraz oscylacji toru w funkcji zapasu stateczności statycznej. Ruch, polegający na wahańach kąta natarcia jest aperiodyczny w zakresie małych wielkości zapasu stateczności (w podanym przykładzie aż do wielkości  $dC_M/dC_a = 0,06$ ). W tym zakresie szybowiec jest określony jako „bezwładny”. Na prawo od wielkości  $dC_M/dC_a = -0,08$  wyznaczonej według zalecenia  $T_a \leq 6$  sek okresy wahań ruchu po torze i wahań kąta natarcia różnią się zdecydowanie, tak że można wyraźnie rozdzielić te dwie formy ruchu. Obszar ten jest uważany jako poprawny pilotażowo. Na prawo od wielkości  $dC_M/dC_a = -0,27$  występuje niestateczność dynamiczna wyjaśniona już na rys. 4.

Rys. 6 wykazuje również, że przybliżone wzory mają wystarczającą dokładność. W interesującym zakresie wielkości obliczone według wzorów przybliżonych zgadzają się praktycznie z wielkościami obliczonymi według pełnych równań ruchu z drążkiem trzymanym.

Na rys. 7 przedstawiono długość okresu wahań toru w zależności od prędkości lotu. Dolna wielkość okresu wahań może być obliczona przy nieskończonej dużej zapasie stateczności statycznej lub przy zanikającym tłumieniu podłużnym według wzoru:

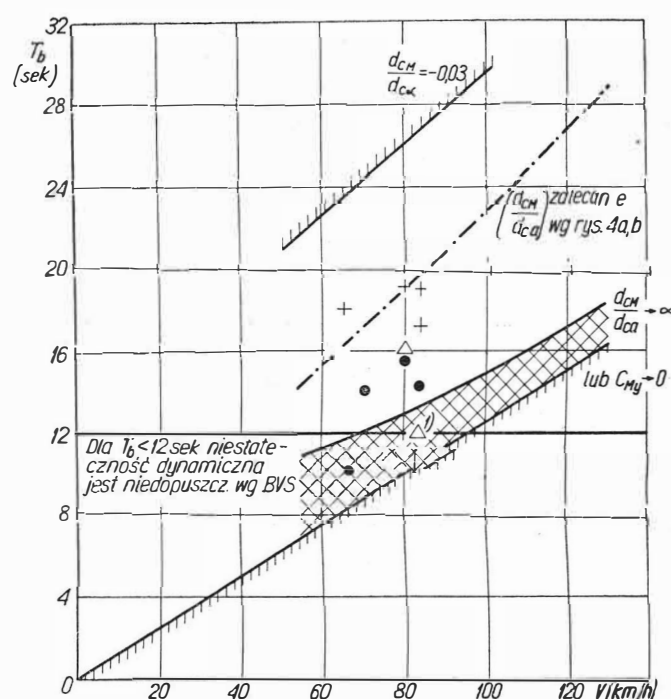
$$T_b = \frac{\pi}{g} \sqrt{2V}$$

Górna granica wynika z minimalnej wielkości zapasu stateczności statycznej, wynoszącej 30/0 1μ według przepisów BVS. Wykreślona krzywa uwzględnia również zależność gęstości względnej i rozpiętości szybowca od prędkości, przyjętej dla doskonałości szybowca. Długość okresu wahań toru leży w obszarze



6. Okres oscylacji kąta natarcia i toru lotu w zależności od zapasu stateczności statycznej:  $\sigma_F/\sigma = 4$ ,  $b = 16,5$  m;  $C_a = 0,7$ . a, b, c i d patrz legenda rys. 4.

— obliczenie przybliżone; - - - - - obliczenie dokładne



7. Okres oscylacji w ruchu po torze w zależności od prędkości lotu. XXX — zakres, w którym łatwo może wystąpić niestateczność dynamiczna

Szybowce według pomiarów w locie [4]:

I — bezogonowe, + stateczne dynamicznie, Δ obojętne, ● dynamicznie niestateczne

tak ograniczonym. Jeżeli skrajne tylne położenie środka ciężkości zostanie dobrane odpowiednio do warunku, żeby zgodnie z zaleceniem było  $T_a \leq 6$  sek, wtedy otrzymuje się największy okres wahań toru, oznaczony linią składającą się z kresek i kropek. Obszar zakreślony odpowiada takim położeniom środka ciężkości, przy którym zapas stateczności statycznej jest tak duży, że wahania toru mogą łatwo stać się dynamicznie niestateczne. Jak wynika z punktów, odpowiadających pomiarom w locie, przy niekorzystnym zaprojektowaniu nawet powyżej tego zakresu może wystąpić niestateczność dynamiczna.

Przepisy BVS wymagają dla  $T_b \leq 12$  sek stateczności dynamicznej, a więc w obszarze, w którym naj-

trudniej jest oddziaływać na własności pilotażowe. Wymagania dostarcza jednak warunku dla wyznaczenia skrajnego przedniego położenia środka ciężkości oraz szereg wytycznych dla projektu. Może to być osiągnięte dla wielkości  $V \geq 1,2 V_s$ .

### Stateczność boczna

Wymagania i zalecenia odnośnie stateczności bocznej według przepisów BVS są zestawione w tablicy 2. Nowsze badania wykazały [7], że czas wytłumienia wahań w ruchu oscylacji kierunkowych powinien być ograniczony od góry. W ten sposób otrzymuje

Tablica 2. Wymagania pilotażowe odnoszące się do stateczności i sterowności bocznej [1]

Stateczność statyczna kierunkowa	$C'_{N\beta} < 0$
Moment przechylający od ślizgu	$C'_{L\beta} > 0$
Czas wytłumienia amplitudy (1/e)	$t_g/T_g \leq 2,0$ ster trzymany
Diługość okresu wahań	$t_g/T_g \leq 3,0$ ster puszczoney
Stosunek amplitud	$C_r/C_g \leq 1,0$ do 1,5
Stateczność spiralna (1/e)	$0 \leq t_s \leq -15$ sek gdy ster kierunku i lotki są trzymane $0 \leq t_s \leq -15$ sek. gdy ster kierunku i lotki są puszczone dla $V \geq 1,4 V_{s1}$
Zalecenia odnoszące się do stateczności bocznej	
Diługość okresu wahań	$2 \leq T_g \leq 8$ sek
Zalecenia odnoszące się do sterowności bocznej	
Wychylenie lotek	$\left  \frac{\xi}{\zeta} \right  \leq 0,3$ do 0,5 dla $\beta \neq 0^\circ$
Wychylenie steru kierunku	

się podobny wykres korzystnych własności pilotażowych, jak dla wahań kąta natarcia, jednakże wielkości ograniczające mogą być tu nieco większe (rysunek 8).

Najogólniejsze wymagania przepisów BVS, to żądanie spełnienia warunku stateczności statycznej kierunkowej (tj.  $C'_{N\beta} < 0$ ) oraz poprzecznej (tj.  $C'_{L\beta} > 0$ ). Te wymagania nie określają jednakże wielkości wymaganej stateczności bocznej. Z wymaganego stosunku czasu tłumienia wahań do diługości okresu tych wahań oraz stosunku amplitud, a także z wymaganej stateczności spiralnej oraz z zaleceń odnośnie diługości okresu wahań w ruchu oscylacji kierunkowych otrzymuje się jednakże minimalne wielkości dla wchodzących pod uwagę współczynników aerodynamicznych w podobny sposób jak dla stateczności podłużnej.

Na rys. 9 przedstawiono dla przykładu liczbowego zależność momentu przechylającego od ślizgu do stateczności statycznej kierunkowej, wynikającą z warunków zestawionych w tablicy 2. W przykładzie liczbowym posłużono się wzorami przybliżonymi, podanymi w Dodatku; w ogólnym przypadku ich dokładność jest zupełnie zadowalająca dla takich rozważań. W przeciwstawieniu do stateczności podłużnej, w której dozwolone są duże zmiany zapasu stateczności statycznej nie powodując znaczniejszych zmian tłumienia, w przypadku stateczności bocznej można

przyjmować tłumienie w ruchu odchylenia a także siłę poprzeczną (boczną) jako proporcjonalne w pierwszym przybliżeniu do zapasu stateczności kierunkowej:

$$C'_{Nz} = k'_{CNz} \cdot C'_{N\beta}$$

gdzie:

$$k'_{CNz} = k_{NRu} \cdot \frac{C'_{N\beta SL}}{C'_{N\beta}} \cdot \frac{r_s}{s} \cdot \frac{2 - \frac{d\beta_s}{d\beta}}{\frac{d\beta_s}{d\beta}}$$

i:

$$C'_{q\beta} = k'_{Cq\beta} \cdot C'_{N\beta}$$

przy czym:

$$k'_{Cq\beta} = k_{qRu} \cdot \frac{C'_{N\beta SL}}{C'_{N\beta}} \cdot \frac{s}{r_s}$$

Czynniki  $k_{NRu}$  i  $k_{qRu}$  uwzględniają wpływ kadłuba.

Z wymagania  $t_g/T_g \leq 2$  i z zalecenia  $T_g \leq 8$  sek wynikają dwie minimalne wielkości na zapas stateczności statycznej kierunkowej, które w niewielkim tylko stopniu zależą od momentu przechylającego od ślizgu. Wielkość maksymalna wynika z ustalonego czasu okresu wahań.

Diługość okresu w niewielkim stopniu zależy od prędkości lotu dla wielkości parametrów według rys. 1. Także wymagany zapas stateczności statycznej kierunkowej nie zależy od prędkości lotu. Natomiast diługość okresu jest proporcjonalna do pierwiastka z rozpiętości, toteż zapas stateczności statycznej kierunkowej jest proporcjonalny do tej wielkości.

Z wymagania  $t_s \leq -15$  sek wynika minimalna wielkość momentu przechylającego od ślizgu. Ta minimalna wielkość jest znacznie mniejsza od wielkości, jaka wypada z warunku granicznej stateczności spiralnej ( $E = 0$ ). Dla  $C'_{N\beta} < -0,02$  w przykładzie obliczeniowym wielkość momentu przechylającego od ślizgu dla spełnienia warunku stateczności spiralnej wynosi  $C'_{L\beta} \cong 0,32$ . Taka wielkość momentu przechylającego od ślizgu jest jednakże za duża ze względu na dobrą sterowność boczną.

Dla kilku szybowców, nie odbiegających swymi danymi geometrycznymi i ciężarem od wielkości przyjętych w przykładzie obliczeniowym, oszacowana została wielkość zapasu stateczności statycznej kierunkowej i moment przechylający od ślizgu; naniesiono je na rys. 9. Dokładność oszacowania pozostawia nieco do życzenia, gdyż dostępne dane nie zawsze były kompletne. Poza tym, obliczenie przeprowadzono dla szybnego szybowca, to znaczy nie uwzględniono zmiany wzniosu skrzydła wskutek elastyczności jego konstrukcji, zwłaszcza przy obliczaniu momentu przechylającego od ślizgu. Przy większych wydłużeniach wskutek elastyczności skrzydła wielkość momentu przechylającego od ślizgu może wzrosnąć o wielkość  $\Delta C'_{L\beta} = 0,02$  do 0,05. Otrzymane z obliczeń wielkości zapasu stateczności statycznej kierunkowej są dwukrotnie większe niż podane jako minimalne wielkości dla spełnienia wymagania  $t_g/T_g \leq 2$ . Wielkości momentu przechylającego od ślizgu leżą powyżej granicy wyznaczonej z warunku wymagania  $t_s \leq -15$  sek. Tak więc punkty potwierdzają przynajmniej częściowo słuszność tych obydwu wymagań.

Potwierdzenie ilościowe niestety nie może być przedstawione, gdyż dla tych szybowców ocena stateczności bocznej jest określona na „czucie”. Czarne kropki oznaczają, że podczas lotu stwierdzono wyczuwalną niestateczność spiralną; krzyżyki oznaczają, że niestateczność spiralna jest bardzo mała. Tak więc warunek  $t_s \leq -15$  sek może być słusznie uznany za minimalne wymaganie.

Zapas stateczności statycznej kierunkowej jest przyjmowany zawsze tak mały, jak to tylko jest możliwe, żeby nie robić niepotrzebnie dużego ustereżenia pionowego. Wielkość momentu przechylającego od ślizgu może być w dowolny sposób powiększona ponad wielkość minimalną, na przykład poprzez zmianę wzniosu skrzydła. Z przepisów wynikają jednakże ograniczenia od góry. Warunek granicznej stateczności holendrowania ( $R=0$ ) jest bez znaczenia, gdyż wymaganie, żeby stosunek amplitud był  $C_r/C_\alpha \leq 1,0$  do 1,5 jest daleko ostrzejsze. W przykładzie obliczeniowym również i ta wielkość ma podrzędne znaczenie; dopuszczalne według tego wielkości momentu przechylającego od ślizgu są tak duże, że ze względu na sterowność są niepożądane.

Zalecenie, żeby w ustalonym locie ze ślizgiem stosunek wychylenia lotek do wychylenia steru kierunku był  $|\xi/\zeta| \leq 0,3$  do 0,5 daje wytyczną dla wyznaczenia górnej granicy (krzywa przerywana). Jednakże jedynie w szczególnych przypadkach można dokonać obliczenia tego stosunku bez opierania się o wyczerpujące badania w tunelu aerodynamicznym; ponieważ część momentu odchylającego lotek pochodzi od oporu profilowego daje się obliczeniowo ująć bardzo niedokładnie. W przykładzie obliczeniowym pominięto dlatego ten czynnik w momencie odchylającym od lotek i porzeczano jedynie na wielkości indukowanej:

$$C'_{N\xi} = -3C_\alpha C'_L$$

W ogólności można jednak prawdopodobnie stwierdzić, że wielkość momentu przechylającego od ślizgu powinna być  $C'_{L\beta} \geq 0,1$  a jeszcze lepiej 0,15 do 0,20.

Na podstawie przeprowadzonych rozważań można zestawzić następujące wnioski odnośnie przepisów:

a) wymagany zapas stateczności statycznej podłużnej ustalony na 30% według  $1\mu$  w przepisach BVS stanowi dolną granicę. Uczyniono przy tym wiele ustępstw odnośnie własności pilotażowych,

b) wymagane tłumienie wahań po torze może być skonkretyzowane w postaci warunku  $T_b \leq 12$  sek dla  $V \geq 1,2 V_s$ ,

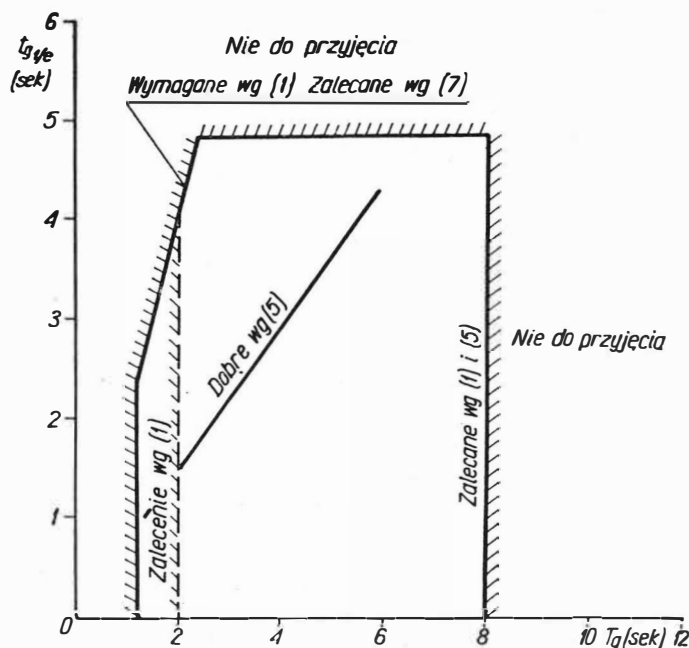
c) wymagania względnie zalecenia odnośnie stateczności bocznej mogą być uważane za wystarczające z punktu własności pilotażowych.

Do projektowania szybowców mogą być podane następujące wytyczne:

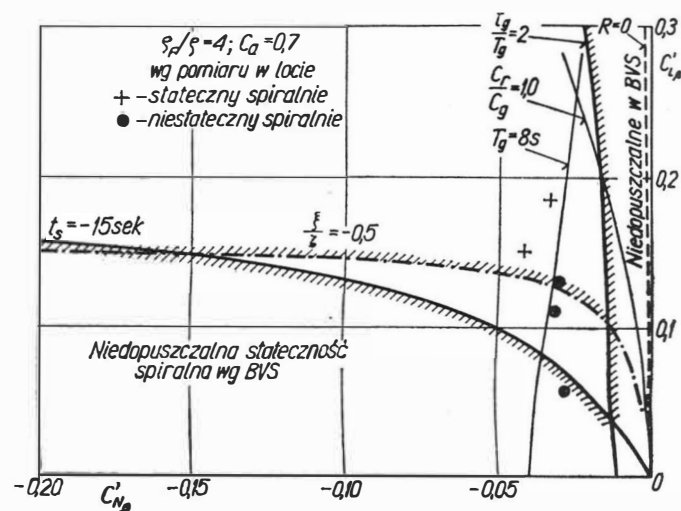
1) w celu uzyskania możliwie dobrych własności odnośnie stateczności podłużnej konieczne jest, żeby wpływ puszczenia drążka był możliwie mały,

2) moment bezwładności względem osi poprzecznej również powinien być możliwie mały,

3) przy zwiększonych wymaganiach odnośnie własności lotnych poleca się, żeby skrajne tylne położenie środka ciężkości było ustalone z wytycznej, dotyczącej okresu wahań kąta natarcia  $T_a \leq 5$  do 6 sek, zaś skrajne przednie położenie wynikało z warunku:



8. Korzystny z punktu widzenia pilotażowego zakres oscylacji w ruchu odchylen bocznych



9. Stateczność boczna

$$dC_M/dC_\alpha = \left( \frac{dC_M}{dC_\alpha} \right)_{R=0} + 0,03 \text{ (do } 0,05)$$

o ile warunek wystarczającej sterowności podczas lądowania nie jest dalej idący; tego rodzaju ustalenie zakresu zmian położenia środka ciężkości ma zwłaszcza znaczenie w przypadku szybowców bezogonowych,

4) dla uzyskania dobrych własności odnośnie stateczności bocznej należy stosować się do zalecenia, żeby  $T_\alpha \leq 8$  sek, zaś wielkość momentu przechylającego od ślizgu nie powinna być zbyt mała.

## DODATEK

A. Zestawienie wzorów przybliżonych odnoszących się do stateczności podłużnej.

Czas wygaszania amplitudy wahań kąta natarcia:

$$t_{a'}/e \approx - \frac{2T_F}{\left( \frac{l_{\mu}}{i_y} \right)^2 (C'_{My} + C'_{M\alpha}) - C'_\alpha}$$

Okres wahań kąta natarcia:

$$T_a \approx \frac{2\pi T_F}{\sqrt{-\frac{\rho_F}{\rho} \frac{s}{l_\mu} \left(\frac{l_\mu}{i_y}\right)^2 C'_{M\alpha} + 2C_a^2 - \left(\frac{l_\mu}{i_y}\right)^2 C'_{My} C'_a - \frac{1}{4} \left[ C'_a - (C'_{My} + C'_{M\bar{\alpha}}) \left(\frac{l_\mu}{i_y}\right)^2 \right]^2}}$$

Współczynnik tłumienia:

$$D = \frac{T_a}{2\pi t_{a1/e}}$$

Okres wahań toru lotu:

$$T_b \approx \frac{\pi}{g} \sqrt{2} v \sqrt{1 + \frac{l_\mu}{s} \frac{1}{\rho_F} C'_{My} \frac{1}{dC_M}} \frac{1}{dC_a}$$

B. Zestawienie wzorów przybliżonych odnoszących się do stateczności i sterowności bocznej.

Czas wygaszania oscylacji kierunkowych:

$$t_{a1/e} \approx \frac{2T_F}{\left(\frac{s}{i_z}\right)^2 C'_{Nz} - C'_{q\beta}}$$

Okres oscylacji kierunkowych:

$$T_g \approx \frac{2\pi T_F}{\sqrt{-\frac{\rho_F}{\rho} \left(\frac{s}{i_z}\right)^2 C'_{N\beta} - \frac{1}{4} \left[ \left(\frac{s}{i_z}\right)^2 C'_{Nz} \right]^2 - C_a \frac{\rho_F}{\rho} \frac{C'_{L\beta}}{C'_{Lx}}}}$$

Czas zmniejszania się amplitudy ruchu spiralnego:

$$t_{s1/e} \approx \frac{C'_{L\beta} \left[ C_a \left(\frac{i_z}{s}\right)^2 - C'_{Nx} \right] + C'_{N\beta} C'_{Lx}}{-C'_{L\beta} C'_{Nz} + C'_{N\beta} C'_{Lz} + tg\gamma (C'_{L\beta} C'_{Nx} - C'_{N\beta} C'_{Lx})} \cdot \frac{v}{g}$$

Granica stateczności spiralnej ( $E = 0$ ):

$$-C'_{L\beta} C'_{Nz} + C'_{N\beta} C'_{Lz} + tg\gamma (C'_{L\beta} C'_{Nx} - C'_{N\beta} C'_{Lx}) = 0$$

Granica niestateczności holendrowania ( $R = 0$ ):

$$-C'_{N\beta} C'_{Lx} \left[ \left(\frac{s}{i_x}\right)^2 \left(\frac{s}{i_z}\right)^2 C'_{Lx} C'_{Nz} + C_a \left(\frac{s}{i_x}\right)^2 C'_{Lz} \right] - C_a \frac{\rho_F}{\rho} C'_{L\beta} \left[ C_a \left(\frac{i_z}{s}\right)^2 C'_{L\beta} + C'_{N\beta} C'_{Lx} \right] = 0$$

Stosunek amplitud:

$$\frac{C_r}{C_g} \approx \frac{\frac{C'_{L\beta}}{C'_{N\beta}} \left(\frac{i_z}{i_x}\right)^2}{\sqrt{1 - \left(\frac{s}{i_x}\right)^4 \frac{C'_{Lx}}{\frac{\rho_F}{\rho} \left(\frac{s}{i_z}\right)^2 C'_{N\beta}}}}$$

Sterowność boczna w ustalonym ślizgu:

$$\frac{\xi}{\zeta} = \frac{C'_{N\xi}}{C'_{L\xi}} \cdot \frac{1}{\frac{C'_{N\zeta}}{C'_{L\zeta}} - \frac{C'_{N\beta}}{C'_{L\beta}}}$$

#### Literatura

1. „Bauvorschriften für Luftfahrtgerät der DDR”. Segelflugzeuge, Eigenschaften und Leistungen, 1961 (BVS)
2. Charles B., Westbrook C. B. & McRuer: „Handling qualities and pilot dynamics”. Aero. Space Engineering, 1959, May
3. Gedeon J.: „Statische Längsstabilitätsmessungen an Segelflugzeugen”, Aero Revue; 1961, No 4
4. Zacher H.: „Flugeigenschaftsuntersuchungen an 14 Segelflugzeugen”, FFM Bericht, Nr 40
5. Doetsch K. H.: „Flugeigenschaftsrichtlinien”. Unveröffentlichter, DVL-Bericht, 1943
6. Dr Morelli P.: „On the dynamic longitudinal stability of sailplanes with fixed and free controls”. Aero Revue, 1961, No. 9
7. Crone R. M. & Aharrah R. C.: „A new modified acceptance criterion for lateral directional flying qualities”. Aero Space Engineering, 1960, September.

Mgr inż. ZDZISŁAW LISEWSKI

533,697

681.121.7:621.43-41

## Zastosowanie wlotu lemniskatowego do pomiaru wydatku

W artykule omówiono zastosowanie wlotów lemniskatowych do pomiaru wydatku powietrza przez maszyny wirnikowe. Przedstawiono wyniki wzorcowania wlotu sprężarki osiowej i opisano stosowaną technikę pomiaru ciśnienia i opracowywania wyników wzorcowania wlotu. Przeprowadzono analizę dokładności określania wydatku tą metodą. W oparciu o analizę błędów podano zakres stosowania wlotów.

<b>Oznaczenia podstawowe</b>	$g$ [m/sek <sup>2</sup> ]	— przyspieszenie ziemskie	$R$ [kGm/kG°]	— stała gazowa	
$a$ [m/sek]	— prędkość dźwięku	$F$ [m <sup>2</sup> ]	— powierzchnia przekroju	$\gamma$ [kG/m <sup>3</sup> ]	— ciężar właściwy
$c$ [m/sek]	— prędkość	$G$ [kG/sek]	— wydatek (ciężarowy)	$\pi$ ( $\lambda$ )	— stosunek ciśnień
$d$ [m]	— średnica	$t$ [°C]	— temperatura	$\tau$ ( $\lambda$ )	— stosunek temperatur
$p$ [kG/m <sup>2</sup> ]	— ciśnienie	$T$ [°K]	— temperatura absolutna	$q$ ( $\lambda$ )	— funkcja wydatku
$r$ [m]	— promień			$\lambda$	— współczynnik prędkości
$h$ [mm H <sub>2</sub> O]	— wysokość słupa wody (lub rtęci)				

$\mu$	— współczynnik wydatku
$\varphi$	— wilgotność względna
$l$ [m]	— długość
$\Delta$	— błąd bezwzględny
$\kappa$	— wykładnik izentropy
$Re$	— liczba Reynoldsa

$Ma$	— liczba Macha
$\vartheta$ [stopień]	— kąt

### Indeksy

$o$	— płaszczyzna kontrolna przed wlotem
$1$	— płaszczyzna kontrolna części cylindrycznej wlotu

$c$	— parametry całkowite
$t$	— parametry teoretyczne
$kr$	— parametry krytyczne
$b$	— ciśnienie barometryczne
$s$	— ciśnienie nasycenia
$z$	— wymiar zewnętrzny i temperatura otoczenia
$w$	— wymiar wewnętrzny
$\bar{r}$	— parametr średni

Do mierzenia wydatku używane są różnego rodzaju zwężki pomiarowe, najczęściej kryzy, dysze i dysze Venturiego. Szczegółowe dane odnośnie obliczeń zwęzek, ich konstrukcji i sposobu zabudowy w rurociągach zamieszczone są w PN-55/M-53950 oraz w odpowiedniej literaturze zagranicznej (DIN, GOST itp.).

Urządzenia te znalazły szerokie zastosowanie w przemyśle, a także do celów laboratoryjnych. Na ogół nie udaje się zapewnić wysokiej dokładności pomiaru wydatku za pomocą zwęzek. Średni błąd względny pomiaru  $G$  dla obliczeniowych warunków przepływającego czynnika i przy starannym wykonaniu zwężki (np. odpowiednia ostrość krawędzi minimalnego otworu kryzy) jest na ogół większy od 0,8%. Poza tym wymaga się, aby zwężka zamontowana była w prostym odcinku rurociągu o długości równej  $20d$  (przeciętnie). Często w praktyce, szczególnie laboratoryjnej, występują na tym tle trudności związane z zabudową zwęzek pomiarowych.

W lotnictwie wraz z rozwojem turbinowych silników odrzutowych znalazła zastosowanie metoda pomiaru wydatku za pomocą wlotów lemniskatowych. Wykorzystano ten sposób do pomiaru wydatku powietrza podczas badań silnika w hamowni oraz jego poszczególnych zespołów (sprężarka, turbina) na stoiskach doświadczalnych.

Powyższa metoda odznacza się wysoką dokładnością pomiaru, nie wymaga długich odcinków rurociągów, a w niektórych przypadkach stanowi jedyne rozwiązanie umożliwiające dokonanie pomiaru.

Celem pracy, na której oparto niniejszy artykuł, było przeprowadzenie wzorcowania wlotu do pomiaru wydatku powietrza przez sprężarkę osiową i określenie współczynnika wydatku  $\mu$ .

### Teoretyczne podstawy określania wydatku za pomocą wlotów

Wprowadzenie analitycznej zależności na wydatek oparto o rów-

nanie ciągłości przepływającego czynnika zapisane dla przekroju 1-1 (rys. 2):

$$G_t = c_{t1} \gamma_{t1} F_1 \quad (1)$$

Wstawiając do (1) odpowiednie zależności otrzymuje się po przekształceniach wzór na wydatek teoretyczny we wlocie o następującej postaci:

$$G_t = B F_1 q(\lambda_{t1}) \frac{p_{co}}{\sqrt{RT_{co}}} \quad (2)$$

gdzie:

$$B = \sqrt{g \kappa \left( \frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}} = 2,14 \text{ dla } \kappa = 1,4$$

$$q(\lambda_{t1}) = \lambda_{t1} \left( \frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \left( 1 - \frac{\kappa - 1}{\kappa + 1} \lambda_{t1}^2 \right)^{\frac{1}{\kappa - 1}}$$

Odpowiednie równanie dla wydatku rzeczywistego przyjmie z kolei postać całkową (3):

$$G = B \frac{2\pi}{\sqrt{R}} \int_0^{r_z} q(\lambda_1) \frac{p_{c1}}{\sqrt{T_{c1}}} r dr \quad (3)$$

Przyjmując dla przepływającego czynnika poniższe założenia:

$$T_{co} = T_{c1}(r) = \text{const}$$

$$p_{t1} = p_1(r) = \text{const}$$

wprowadza się pojęcie współczynnika wydatku zdefiniowanego w sposób następujący:

$$\mu = \frac{G}{G_t} = \frac{2\pi \int_0^{r_z} q(\lambda_1) p_{c1} r dr}{q(\lambda_{t1}) p_{co} F_1} \quad (4)$$

Współczynnik wydatku  $\mu$  zostaje wyznaczony w wyniku badań wlotu. Określone za jego pomocą równa-

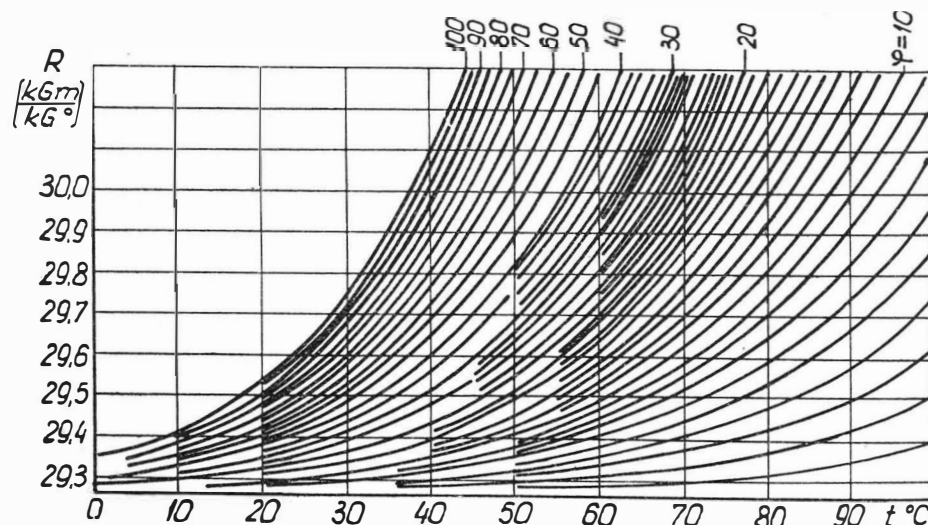
nie wydatku wyraża się zależnością:

$$G = B \mu F_1 q(\lambda_{t1}) \frac{p_{co}}{\sqrt{RT_{co}}} \quad (5)$$

gdzie  $B = 2,14$  dla  $\kappa = 1,4$ .

Funkcję gazodynamiczną  $q(\lambda_{t1})$  określa się z tablic [3] w oparciu o zmierzony stosunek ciśnień:

$$\frac{p_1}{p_{co}} = \pi(\lambda_{t1})$$



1. Zmiana stałej gazowej  $R$  dla powietrza w funkcji wilgotności względnej powietrza i temperatury [5]



— stąd dla danego  $\pi(\lambda_{t1})$  odczytuje się odpowiednią wartość funkcji  $q(\lambda_{t1})$ .

W celu dokonania pomiaru wydatku we wlocie należy, po wyznaczeniu współczynnika  $\mu$ , zmierzyć ciśnienie całkowite i temperaturę całkowitą czynnika przed wlotem oraz ciśnienie statyczne z zewnętrznej ścianki części wlotu o stałym przekroju.

Oprócz powyższych pomiarów należy również mierzyć wilgotność względną powietrza  $\varphi$  oraz uwzględnić jej wpływ na zmianę stałej gazowej  $R$ .

Zależność zmiany stałej gazowej od wilgotności względnej powietrza otaczającego przedstawia poniższa relacja [4]:

$$R = \frac{29,27}{1 - 0,378 \varphi} \frac{p_s}{p_b} \quad (6)$$

Na rys. 1 przedstawiono w postaci wykresłej zmianę stałej gazowej  $R$  w funkcji temperatury dla szeregu wartości  $\varphi = \text{const}$  [5].

Tablica 1. Zmiana ciśnienia pary nasyconej w funkcji temperatury [6]

t °C	0	5	10	15
$p_s$ [mm Hg]	4,579	6,543	9,209	12,788
t °C	20	25	30	35
$p_s$ [mm Hg]	17,756	23,756	31,824	42,175

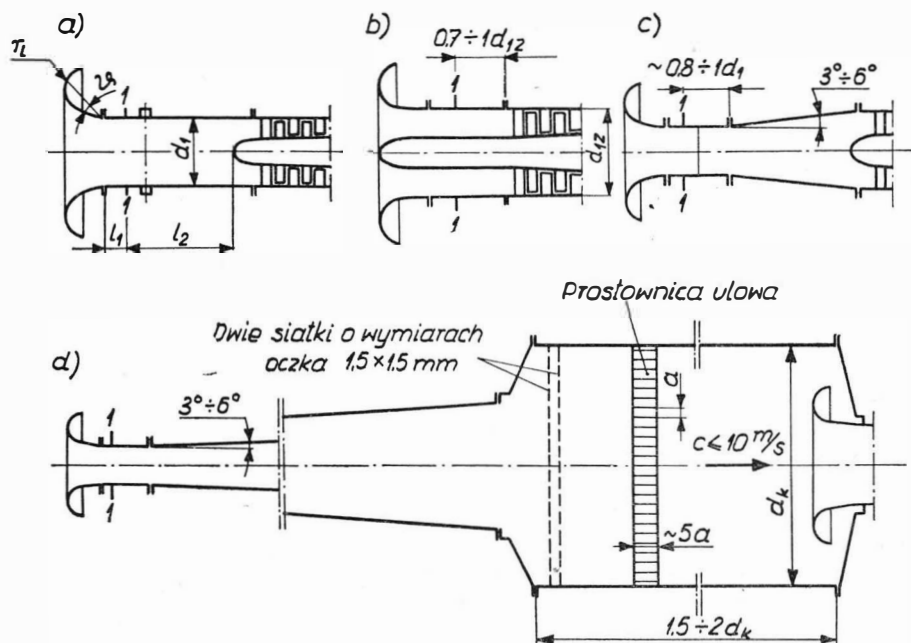
W tablicy 1 podano wartości ciśnień pary nasyconej dla zakresu temperatur 0÷35 °C.

### Schematy rozwiązań konstrukcyjnych układów wlot-obiekt badany

Zasadnicze schematy konstrukcyjne zastosowań wlotów do pomiaru wydatku czynnika przez badane obiekty (w omawianym przypadku przez sprężarki osiowe) przedstawiono na rys. 2.

Wariant — a (rys. 2) stanowi najbardziej typowe rozwiązanie, w którym średnica cylindrycznej części wlotu równa się średnicy zewnętrznej kanału sprężarki. Układ powyższy znajduje zastosowanie w przypadku, jeśli prędkości przepływu w przekroju 1-1 są dostatecznie duże (np.  $\lambda_{t1} \geq 0,25$ ). Ograniczenie zakresu zastosowania wlotu związane jest z dążeniem do zapewnienia odpowiedniej dokładności określania tą drogą wydatku.

Na rysunku podano również główne wymiary konstrukcyjne wlotu,



2. Schematy zastosowań wlotów do pomiaru wydatku a — rozwiązanie typowe, b — pomiar wydatku w kanale pierścieniowym, c — przykład zastosowania wlotu o mniejszej średnicy, d — zespół laboratoryjny (wlot, dyfuzor, komora wyrównawcza)

którymi należy się kierować przy jego projektowaniu. Na podkreślenie zasługuje konieczność utrzymania w podanym zakresie odległości ciała centralnego od płaszczyzny pomiaru ciśnienia statycznego i odległości płaszczyzny pomiaru  $p_1$  od końca lemniskaty (początku cylindrycznej części wlotu). Zapewnić ponadto należy dokładne wykonanie kilku (np. 8) otworów o średnicy 0,7÷0,8 mm w płaszczyźnie 1-1.

Otwory powinny być wykonane prostopadle do ścianki, przy czym krawędź otworów od wewnętrznej strony wlotu należy pozostawić ostrą, usuwając jedynie grad.

Przykład kanału wlotowego ze zwiększoną prędkością przepływu, wpływającą na dokładność pomiarów, przedstawiono na rys. 2b. Zwiększenie prędkości osiągnięto przez wysunięcie ciała centralnego do przodu wlotu i dokonywanie pomiarów w kanale pierścieniowym.

Inne rozwiązanie kanału wlotowego pokazano na rys. 2c. Pozwala ono na zastosowanie wlotu o mniejszych wymiarach i tym samym uzyskanie dostatecznie dużych podciśnień w przekroju 1-1. Zaznaczyć trzeba, że w tym przypadku wystąpi bezpośrednio na wlocie do badanego obiektu warstwa przyścienna o zwiększonej grubości (przepływ dyfuzorowy). Może to mieć nieraz niekorzystny wpływ na charakterystykę badanego zespołu.

Bardziej uniwersalne rozwiązanie przedstawiono na rys. 2d. Stanowi ono laboratoryjny zespół do pomiaru wydatku. Wlot pomiarowy po-

łączony jest poprzez dyfuzor z przednią ścianą komory wyrównawczej. Z kolei do przeciwległej ściany komory przymocowuje się część wlotową badanego obiektu. Powyższy układ umożliwia użycie wlotu o najbardziej właściwych wymiarach (z punktu widzenia dokładności pomiaru) oraz zapewnia nieznkształcony rozkład parametrów we wlocie do badanej sprężarki czy innego obiektu.

Poniżej omówiono wyniki badań wlotu, których celem było wyznaczenie współczynnika wydatku  $\mu$ .

Badany wlot należał do grupy przedstawionej na rys. 2a. Charakteryzowały go następujące wymiary:  $d_1 = 135$  mm,  $l_1 = 50$  mm,  $l_2 = 210$  mm, dla  $\vartheta = 45^\circ$   $r_l = 110$  mm,  $\vartheta_{\text{max}} = 60^\circ$ .

### Technika wzorcowania wlotów oraz wyniki pomiarów

Badania przeprowadzono w Laboratorium Turbin ILot, przy wykorzystaniu istniejącej wytwornicy powietrza. Pomiary wykonano na stoisku do wzorcowania sond, w którym na miejsce tunelu aerodynamicznego zamontowano przewidziany do badań wlot [7].

W czasie badań należało wyznaczyć rozkłady ciśnień całkowitych wzdłuż promienia w płaszczyźnie pomiaru ciśnień statycznych 1-1. W tym celu na wlocie wykonano gniazda do zamontowania odpowiednich sond. Przekrój, w którym umiejscowiono gniazda, oddalono od

przekroju 1-1 o 40 mm. Wymienione położenie wynikało z oddalenia punktu pomiarowego sondy od jej trzonka, które było konieczne do usunięcia wpływu trzonka sondy na strukturę przepływającego czynnika w miejscu dokonywania pomiarów.

Do pomiarów użyto sondy specjalnej konstrukcji przeznaczonej do pomiarów w obszarze warstwy przyściennej [8]. Wlot do końcówki pomiarowej wykonano w kształcie owalnym, aby mierzone ciśnienie odpowiadało położeniu osi geometrycznej przekroju otworu wlotowego sondy. Ukształtowana w powyższy sposób końcówka zapewnia wysoką dokładność pomiaru  $p_{c1}$  przy małych liczbach  $Re$ , nawet rzędu 10 (liczba  $Re$  odniesiona do wymiarów sondy) [9].

Mierzono także rozkłady  $p_{c1}(r)$  sondą z kołowym otworem pomiarowym. Uzyskano rezultaty mniej dokładne, obarczone błędami oddziaływania ścianki wlotu oraz związane z przesunięciem punktu spiętrzenia z osi geometrycznej przekroju wlotowego sondy (rys. 3b).

Istotne znaczenie przy pomiarach w obrębie warstwy przyściennej od-

Tablica 2. Różnica ciśnień statycznych wskazywanych przez otwór nr 1 i kolejnymi otworami równo rozmieszczonymi na obwodzie wlotu

Otwór nr	1	2	3	4	5	6	7	8
$h_{1-i}$ [mm H <sub>2</sub> O]	0	+6	+4	+6	-6	+4	-4	-2

grywa dokładne określenie zagłębienia sondy. Wynika to z grubości warstwy przyściennej wynoszącej w danym przypadku 2÷3 mm, w której należy rozmieścić kilkanaście punktów pomiarowych.

W omawianych badaniach dokładność określenia zagłębienia sondy wynosiła  $\pm 0,05 \div \pm 0,1$  mm. Odczyt zagłębienia z wymienioną dokładnością zapewniał przystosowany do tego celu warsztatowy czujnik zegarowy.

Mierzone ciśnienia odczytywano z manometru wodnego (U-rurki) oraz częściowo dublowano odczyty za pomocą mikromanometru wodnego o zakresie do 500 mm H<sub>2</sub>O.

Wyniki badań przedstawiono na rys. 3 w postaci rozkładu  $p_{c1}(r)$ . Dla uzyskania informacji o zmianie współczynnika wydatku w funkcji liczby  $Ma$  (lub  $\lambda$ ) wykonano pomia-

ry dla trzech prędkości przepływającego czynnika.

Jak wynika z przedstawionych wyników badań grubość warstwy przyściennej w przekroju 1-1 praktycznie nie zależy od prędkości przepływu (zmiana prędkości od  $\lambda_{t1} = 0,5$  do  $\lambda_{t1} = 0,8$  pociąga za sobą niedużą zmianę liczby  $Re$ , z  $1,33 \cdot 10^7$  do  $1,88 \cdot 10^7$ ).

Przy dokładnym wykonaniu lem-niskaty grubość warstwy przyściennej w kierunku obwodowym nie powinna wykazywać większych różnic. Na potwierdzenie przytoczyć można pomiary wykonane w drugim miejscu wlotu oddalonym w kierunku obwodowym o 90°. Zmierzona różnica wynosiła, w zależności od położenia w stosunku do ścianki, około 0,2÷0,4 mm.

W czasie badań sprawdzono również równomierność wskazań ciśnień statycznych z ośmiu otworów ( $d = 0,8$  mm) równo rozstawionych na obwodzie. Występujące różnice w stosunku do jednego dowolnie wybranego otworu (np. 1) przedstawiono w tabeli 2. Zmierzony rozrzut zawiera się w granicach dopuszczalnych odchyłek i można wnioskować, że uśrednione ciśnienie wzdłuż obwodu będzie odzwierciedlać rzeczywiste ciśnienie panujące w przekroju 1-1.

Większe różnice ciśnień wzdłuż obwodu (np. 30÷50 mm H<sub>2</sub>O i więcej) świadczą mogą o niewłaściwym wykonaniu wlotu, który nie zapewnia jednorodnej struktury płynącego czynnika i powoduje powstawanie oderwań strumienia od ścianki.

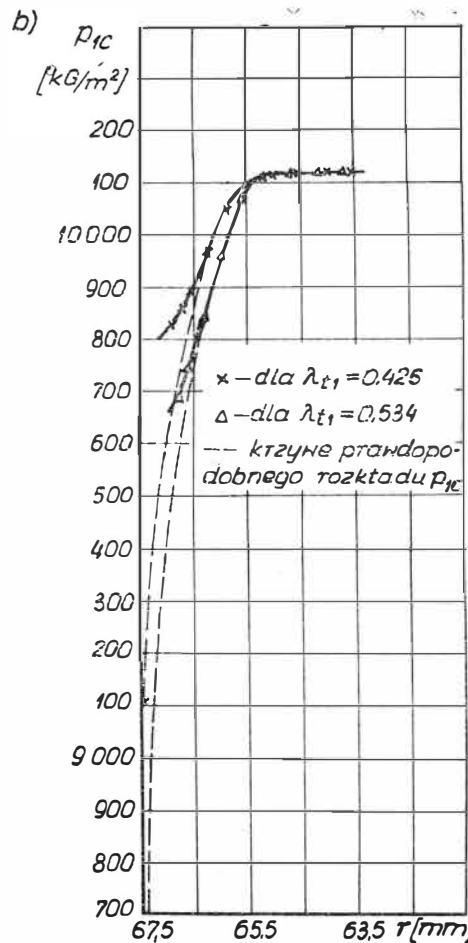
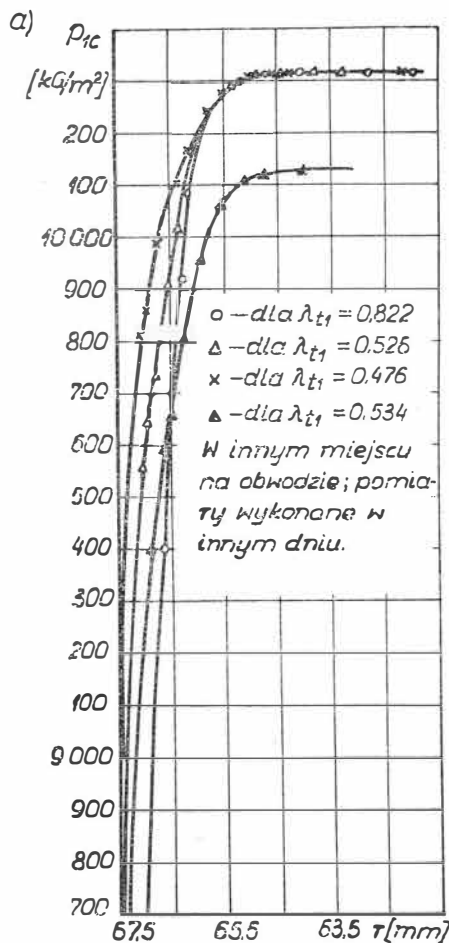
Po upewnieniu się o prawidłowym rozkładzie ciśnienia wzdłuż obwodu, dalsze pomiary ciśnienia dokonuje się za pomocą jednego manometru, mierzącego uśrednione ciśnienie z szeregu punktów pomiarowych na obwodzie wlotu.

Celowe jest ze względów praktycznych wydzielenie jednego z 8 otworów i dublowanie za jego pomocą pomiarów ciśnień, mierzonych wymienionym manometrem uśredniającym.

### Wyznaczenie współczynnika wydatku na podstawie przeprowadzonych badań

Opis metody wyznaczania współczynnika wydatku  $\mu$  oparty jest o dane z pomiarów.

Na rys. 4 przedstawiono zmianę w funkcji promienia wartości ilo-



3. Rozkład ciśnienia całkowitego we wlocie w przekroju 1-1; a — zmierzony sondą z otworem owalnym, b — zmierzony przy użyciu sondy z otworem kołowym

czynu poszczególnych parametrów występujących pod znakiem całki w wyrażeniu (4).

Obliczenie wspomnianej całki wykonano etapami zgodnie z oznaczeniem pól na schemacie przedstawionym także na rys. 4. Pole I wyznaczono za pomocą planimetrowania powierzchni, natomiast powierzchnię pól II-IV obliczono na drodze algebraicznej.

Obliczenia przeprowadzono zgodnie z zasadą, że:

$$\int_0^{r_z} D dr = F = F_I + F_{II} - F_{III} + F_{IV} \quad (7)$$

gdzie:

$$D = [p_{c1} q(\lambda_{t1}) r]$$

$F_I$  = wynik planimetrowania pola I (zmiana  $D$  w zakresie  $r_A - r_B$ )

$F_{II} = [D]_A (r_z - r_B)$ ; — pole prostokąta o bokach  $D_A$  oraz  $(r_z - r_B)$

$F_{III} = [D]_A \frac{1}{2} (r_z - r_A)$ ; — pole trójkąta o przyprostokątnych  $D_A$  oraz  $(r_z - r_A)$

$F_{IV} = (D)_{Bsr} \frac{1}{2} r_B$ ; — pole trójkąta o przyprostokątnych  $D_{Bsr}$  oraz  $r_B$ .

Zgodnie z podanym wyjaśnieniem wyliczono poniżej dla przykładu wartość całki (4) dla  $\lambda_{t1} = 0,526$

$$F = 74,67 + 118,44 - 2,8 + 1519,35 = 1709,66$$

$$2\pi \int_0^{r_z} D dr = 2\pi F = 10\,742,142.$$

W wyniku obliczenia wielkości  $E = F_1 p_{co} q(\lambda_{t1})$ , wchodzącej z kolei do mianownika wyrażenia (4), otrzymano odpowiednio:

$$E = 14\,306,62 \cdot 1,031\,34 \cdot 0,736\,7 = 10\,870$$

Podane w tabelicy 3 wartości współczynnika  $\mu$  obliczono zgodnie z (4), wg poniższego wzoru:

$$\mu = \frac{2\pi \int_0^{r_z} D dr}{E} \quad (8)$$

Oprócz wymienionej definicji spotyka się w literaturze uproszczoną postać współczynnika wydatku:

$$K = \frac{2\pi \int_0^{r_z} p_{c1} r dr}{p_{co} F_1} \quad (9)$$

Ujmuje on sobą uśrednienie tylko ciśnienia całkowitego w przekroju 1-1.

Dla stwierdzenia różnic w wartościach obu współczynników wykonano odpowiednie obliczenia dla

Tabela 3. Zestawienie wartości współczynników wydatku  $\mu$  i  $K$

dla $\lambda_{t1} = \downarrow$	Obliczono wg [4] i [9]	
	$\mu$	$K$
0,476	0,98936	0,99756
0,526	0,98824	0,99681
0,534	0,98779	0,99665
0,822	0,98924	0,99458

każdego z nich. Wyniki obliczeń zestawiono w tabelicy 3.

Z porównania przedstawionych wyników widać, że uśrednienie tylko ciśnień całkowitych daje wartości współczynnika  $K$  większe od współczynnika  $\mu$ . Różnica między  $K$  i  $\mu$  wynosi przeciętnie 0,9%. Otrzymany wynik nie pozwala na stosowanie w praktyce uproszczonej postaci współczynnika przepływu.

Wyniki pomiarów i obliczeń wskazują na stałość współczynnika  $\mu$  ze zmianą prędkości przepływu.

Nieduży jest poza tym wpływ nierównomiernej grubości warstwy przyściennej (w granicach od 0,2 ÷ 0,4 mm) na wartość współczynnika wydatku. Podane w tabelicy 3 wyniki obliczeń współczynników  $\mu$  i  $K$  dla  $\lambda_{t1} = 0,534$  dotyczą przypadku, w którym grubość warstwy przyściennej była większa o około 0,4 mm (maks.) od grubości istniejącej dla pozostałych  $\lambda_{t1}$  (patrz także rys. 3a). Różnica w wartościach  $\mu$  dla  $\lambda_{t1} = 0,526$  i  $\lambda_{t1} = 0,534$  wynosi zaledwie 0,05%. Na ogół  $\mu$  nie jest

funkcją  $\lambda_{t1}$  (co potwierdzają uzyskane rezultaty), a zależy jedynie od dokładności wykonania zarysu wlotu, stanu powierzchni itp., czyli od parametrów charakteryzujących geometrię wlotu.

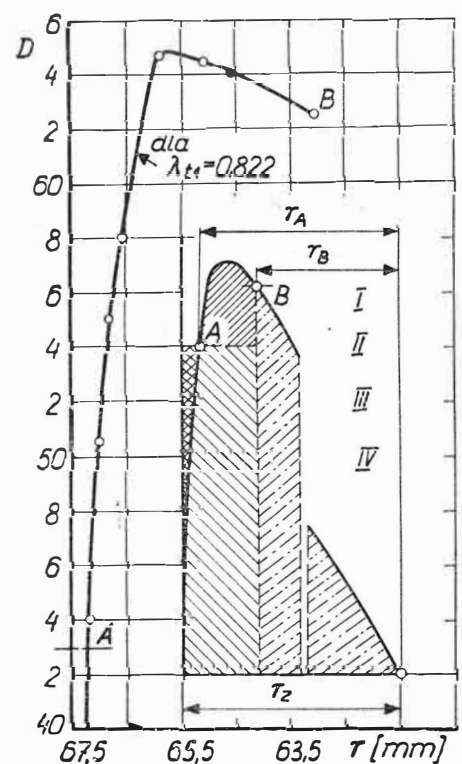
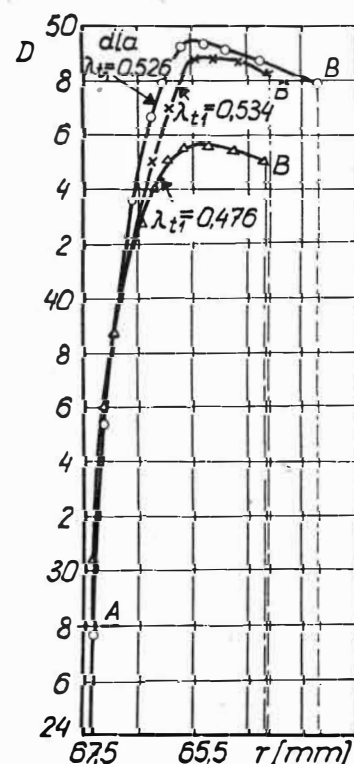
Z przeprowadzonych obliczeń otrzymano również dane odnośnie dokładności określania  $\mu$ . Przytoczone wyniki wskazują na wysoką dokładność wyznaczenia współczynnika wydatku. Błąd określenia  $\mu$  wynosi w przypadku przyjęcia  $\mu(\lambda_{t1}) = \text{const}$  mniej niż 0,2%. Zawarty jest w tym również błąd od niejednakowego wykonania kształtu powierzchni wlotowej wzdłuż obwodu, co związane jest z niejednakową grubością warstwy przyściennej.

#### Ocena dokładności pomiaru wydatku za pomocą wlotów

W oparciu o ogólnie przyjęte zasady teorii błędów wypisano poniżej zależność na błąd względny maksymalny wydatku wyrażonego wzorem (5):

$$\frac{\Delta G}{G} = \frac{\Delta \mu}{\mu} + \frac{\Delta F_1}{F_1} + \frac{\Delta q(\lambda_{t1})}{q(\lambda_{t1})} + \frac{\Delta p_{co}}{p_{co}} + \frac{1}{2} \frac{\Delta T_{co}}{T_{co}} + \frac{1}{2} \frac{\Delta R}{R} \quad (10)$$

W praktyce bardziej prawdopodobny do popełnienia jest błąd względny średni, zdefiniowany jako:



4. Zmiana w funkcji promienia iloczynu parametrów występujących pod znakiem całki w wyrażeniu (4)

$$\left(\frac{\Delta G}{G}\right)_{\text{śr}} = \sqrt{\left(\frac{\Delta \mu}{\mu}\right)^2 + \left(\frac{\Delta F_1}{F_1}\right)^2 + \left[\frac{\Delta q(\lambda_{t_1})}{q(\lambda_{t_1})}\right]^2 + \left(\frac{\Delta p_{co}}{p_{co}}\right)^2 + \left(\frac{1}{2} \frac{\Delta T_{co}}{T_{co}}\right)^2 + \left(\frac{1}{2} \frac{\Delta R}{R}\right)^2} \quad (11)$$

Szerszego omówienia wymagają błędy niektórych składników wchodzących do wyrażenia (10) i (11).

Błąd określenia funkcji  $q(\lambda_{t_1})$  ma następującą postać:

$$\left[\frac{\Delta q(\lambda_{t_1})}{q(\lambda_{t_1})}\right]_{\text{śr}} = \frac{1 - \lambda_{t_1}^2}{1 - \varepsilon \lambda_{t_1}^2} \left(\frac{\Delta \lambda_{t_1}}{\lambda_{t_1}}\right)_{\text{śr}} \quad (12)$$

przy czym  $\varepsilon = \frac{z-1}{z+1}$

Współczynnik prędkości wyraża się poniższym wzorem:

$$\lambda_{t_1} = \sqrt{\beta(1 - p_1^\alpha p_{co}^{-\alpha})} \quad (13)$$

gdzie  $\alpha = \frac{z-1}{z}$

$$\beta = \frac{z+1}{z-1}$$

Błąd określenia współczynnika prędkości we wlocie  $\lambda_{t_1}$  przedstawia zależność (14):

$$\left(\frac{\Delta \lambda_{t_1}}{\lambda_{t_1}}\right)_{\text{śr}} = \frac{\alpha p_1^\alpha}{2(p_{co}^\alpha - p_1^\alpha)} \sqrt{\left(\frac{\Delta p_{co}}{p_{co}}\right)^2 + \left(\frac{\Delta p_1}{p_1}\right)^2} \quad (14)$$

Tablica 4. Zmiana błędów pomiaru wydatku oraz jego członów w funkcji  $\lambda_{t_1}$

Lp.	$\lambda_{t_1}$	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6
1	$\frac{\Delta \mu}{\mu}$ %	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
2	$\frac{\Delta F_1}{F_1}$ %	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06	0,06
3	$\left(\frac{\Delta p_b}{p_b}\right)_{\text{śr}}$ %	0,0282	0,0282	0,0282	0,0282	0,0282	0,0282
4	$\left(\frac{\Delta h_1}{h_1}\right)_{\text{śr}}$ %	0,4	0,41	0,42	0,44	0,5	0,55
5	$\left(\frac{\Delta p_1}{p_1}\right)_{\text{śr}}$ %	0,029	0,0303	0,0378	0,0534	0,0868	0,145
6	$\frac{\alpha p_1^\alpha}{2(p_{co}^\alpha - p_1^\alpha)}$	87,2	21,3	9,3	5,2	3,29	2,54
7	$\left(\frac{\Delta \lambda_{t_1}}{\lambda_{t_1}}\right)_{\text{śr}}$ %	3,5	0,88	0,435	0,312	0,3	0,376
8	$\frac{1 - \lambda_{t_1}^2}{1 - \varepsilon \lambda_{t_1}^2}$	1,0	0,96	0,925	0,84	0,783	0,682
9	$\left[\frac{\Delta q(\lambda_{t_1})}{q(\lambda_{t_1})}\right]_{\text{śr}}$ %	3,5	0,945	0,402	0,262	0,234	0,256
10	$\frac{1}{2} \frac{\Delta T_{co}}{T_{co}}$ %	0,084	0,084	0,084	0,084	0,084	0,084
11	$\frac{1}{2} \left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\text{śr}}$ %	0,023	0,023	0,023	0,023	0,023	0,023
12	$\frac{\Delta G}{G}$ %	3,9	1,24	0,80	0,66	0,63	0,65
13	$\left(\frac{\Delta G}{G}\right)_{\text{śr}}$ %	3,51	0,874	0,462	0,347	0,327	0,343

Ciśnienie całkowite przed wlotem, w przypadku pracy w układzie na ssaniu — równe ciśnieniu barometrycznemu  $p_b = h_b \gamma_{Hg}$  [kG/m<sup>2</sup>], wyznacza się z błędem następującym:

$$\left(\frac{\Delta p_b}{p_b}\right)_{\text{śr}} = \sqrt{\left(\frac{\Delta h_b}{h_b}\right)^2 + \left(\frac{\Delta \gamma_{Hg}}{\gamma_{Hg}}\right)^2} \quad (15)$$

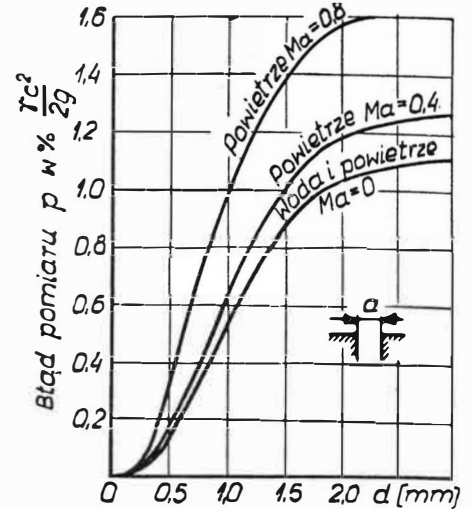
gdzie:  $\gamma_{Hg} = 13,546 - 0,00245 t_z$ ,

$$\text{a stąd: } \frac{\Delta \gamma_{Hg}}{\gamma_{Hg}} = 0,0045 \frac{\Delta t_z}{t_z}$$

Ciśnienie statyczne w przekroju 1-1 określa zależność (16), a błąd wyznaczenia  $p_1$  wyrażenie (17).

$$p_1 = p_b - h_1 \gamma_{H_2O} \quad (16)$$

$$\left(\frac{\Delta p_1}{p_1}\right)_{\text{śr}} = \sqrt{\left[\frac{p_b}{p_b - h_1 \gamma_{H_2O}} \left(\frac{\Delta p_b}{p_b}\right)\right]^2 + \left[\frac{h_1 \gamma_{H_2O}}{p_b - h_1 \gamma_{H_2O}} \left(\frac{\Delta h_1}{h_1} + \frac{\Delta \gamma_{H_2O}}{\gamma_{H_2O}}\right)\right]^2} \quad (17)$$



5. Błąd pomiaru ciśnienia statycznego w funkcji średnicy otworu mierzącego ciśnienie i prędkości przepływu [10]

gdzie:

$$\gamma_{H_2O} = 1 - \frac{(t_z - 4)^2 (t_z + 273) (350 - t_z)}{466700 (t_z + 67) (365 - t_z)}$$

$$\frac{\Delta \gamma_{H_2O}}{\gamma_{H_2O}} = 0,0029 \frac{\Delta t_z}{t_z}$$

Wchodzący do wyrażenia (17) błąd  $\Delta h_1/h_1$  wyznaczono w oparciu o dane z rys. 5. Z rysunku wynika, że błąd  $\Delta h_1/h_1$  zależy od wymiarów otworów mierzących ciśnienie i od prędkości przepływającego czynnika. Dopuszczalne do przyjęcia błędy  $\Delta h_1/h_1$  wymagają stosowania otworów o średnicach  $d \leq 1$  mm. Z uwagi na łatwość zanieczyszczenia małych otworów (co pociąga za sobą wzrost błędów) nie zaleca się otworów o  $d < 0,5$  mm. W omawianym wlocie przyjęto  $d = 0,8$  mm.

Błąd określenia stałej gazowej  $R$ , obliczony na podstawie wzoru (6), przedstawiono zależnością (18):

$$\left(\frac{\Delta R}{R}\right)_{\text{śr}} \approx 0,378 \frac{\varphi p_s}{p_b} \times \sqrt{\left(\frac{\Delta \varphi}{\varphi}\right)^2 + \left(\frac{\Delta p_s}{p_s}\right)^2 + \left(\frac{\Delta p_b}{p_b}\right)^2} \quad (18)$$

gdzie [4]:

$$\frac{\Delta p_s}{p_s} \approx 1,6 \frac{\Delta t_z}{t_z}$$

Na podstawie przeprowadzonych badań i obliczeń przyjęto błąd określenia współczynnika wydatku  $\Delta \mu/\mu = 0,2$  %.

Błąd wyznaczenia powierzchni przekroju kołowego wlotu wynika z przyjętej tolerancji wykonania cylindrycznej części wlotu. W danym przypadku  $d_1 = 135^{+0,04}$  mm, czemu odpowiada  $\Delta F_1/F_1 = 0,06\%$ .

Przyjmując do przykładu obliczeniowego:  $\Delta t_z = 0,5^\circ$ ,  $t_z = 25^\circ \text{C}$  (co w przypadku pracy na ssaniu daje  $\Delta T_{co}/T_{co} = 0,168\%$ ),  $\Delta h_b/h_b = 0,0267\%$ ,  $\Delta p_s/p_s = 3,2\%$ ,  $\Delta \varphi/\varphi = 4\%$  — zestawiono w tablicy 4 obliczenie błędu pomiaru  $G$  oraz jego zasadniczych członów w funkcji prędkości przepływającego czynnika ( $\lambda_{t1}$ ).

Najbardziej zależy od prędkości wyrażenie stojące przed pierwiastkiem w zależności (14) — tablica 4, lp. 6 — i ma ono decydujące znaczenie na dokładność pomiaru wydatku. Z danych przedstawionych w tablicy 4 wynika jednocześnie zakres stosowania wlotów do pomiaru wydatku, uzależniony od wymaganej dokładności pomiaru. Nie nadają się na ogół do stosowania wloty, w których  $\lambda_{t1} < 0,2$ .

Należy zaznaczyć, że zmiana w funkcji  $\lambda_{t1}$  wyrażenia umieszczone-

go w tablicy 4, lp. 6, nie zależy od wartości parametrów przed wlotem. Natomiast błędy  $\Delta p_{co}/p_{co}$  oraz  $\Delta p_1/p_1$  zależą w dużym stopniu od bezwzględnych wartości  $p_{co}$  i  $p_1$ . Dlatego przy pomiarach na tłoczeniu należy niejednokrotnie zwiększyć prędkość we wlocie, a dolny zakres stosowania wlotów podnieść do  $\lambda_{t1} \geq 0,3$ .

W wyniku przeprowadzonej analizy uzyskano potwierdzenie dużej dokładności pomiaru wydatku omawianą metodą, znacznie przewyższającą dokładności pomiaru przy zastosowaniu normalnych zwęzek.

Z tablicy 4 otrzymano informacje o zmianie dokładności pomiaru  $G$  wraz ze zmianą prędkości ( $\lambda_{t1}$ ) we wlocie, co odpowiada również zmianie wydatku. Wyliczone dane pozwalają na wyszczególnienie zakresu  $\lambda_{t1}$ , w którym błędy pomiaru  $G$  przyjmują wartości najmniejsze. W układach pracujących na ssaniu zakres zastosowań wlotów do pomiaru wydatku zaczyna się od  $\lambda_{t1} \geq 0,2$ .

Biorąc pod uwagę prostotę ukła-

dów pomiarowych z wlotem lemniskatowym, można przypuszczać, że opisana metoda pomiaru znajdzie zastosowanie również poza lotnictwem, w pomiarach wydatku przez różne typy maszyn wirnikowych.

#### Literatura

1. Pomiar natężenia przepływu płynów za pomocą zwęzek normalnych PN-55/M-53950.
2. Zirikij G. S. i inni: Gazowyje turbiny awiacyjnyh dwigatelej, Oborongiz 1963 r.
3. Tablicy gazodynamiczieskich funkcji, Minist. Awiacyjnojj Promyszlenosti SSSR, 1956 r.
4. Krzyżanowski J., Gałka B., Nitkiewicz E.: Zastosowanie maszyny cyfrowej do analizy wyników badań stopnia modelowego turbiny. Biuletyn nr 269 IMP PAN Gdańsk, 1964 r.
5. Kersten I. O.: Aerodynamiczieskie ispytania szachtnych wentylatorow, Izdat. „NEDRA”, 1964 r.
6. Pankhurst R. C., Holder D. W.: Technika eksperymentu w aerodynamiczieskich trubach. Izdat. Inostrannojj Lit., Moskwa 1955 r.
7. Jędrzejewski P.: Stoisko do badania sond przeznaczonych do pomiarów w turbinach gazowych. Prace ILOT, nr 19, 1963 r.
8. Lisewski Z.: Sondy przeznaczone do pomiarów w turbinach gazowych. Prace ILOT, nr 19, 1963 r.
9. Wuest W.: Druckmessenden in der aerodynamischen Versuchs-technik, WGL-Bericht, nr 5/1962 r.
10. Gorlin S. M., Slesinger I. I.: Aeromechaniczieskie izmierienja — metody i pribory, Izdat. Nauka, Moskwa 1964 r.

Mgr inż. ANDRZEJ RUDIUK

534(063):629.13

## Zagadnienia lotnicze i pokrewne na XII Seminarium Otwartym z Akustyki

W końcu ub. roku odbyło się w Warszawie coroczne, dwunaste już z rzędu, seminarium z akustyki. Organizatorem seminarium był Komitet Akustyki Polskiej Akademii Nauk oraz Oddział Warszawski Polskiego Towarzystwa Akustycznego. Od kilku lat na seminariach tych omawiane są również zagadnienia lotnicze związane z hałasem wywoływanym przez samoloty. Na obecnym seminarium zgłoszone były trzy referaty z dziedziny lotnictwa. Tematy tych referatów były następujące: „Wielkość natężenia hałasu wokół samolotu odrzutowego”, „Warunki akustyczne lokalizacji współczesnych lotnisk komunikacyjnych” oraz „Wpływ pewnych hałasów lotniczych na najbliższe, zamieszkałe otoczenie”.

W pierwszym referacie autor omówił konkretne pomiary hałasu wokół samolotu odrzutowego, problemy związane z techniką pomiarową oraz stosowane kryteria oceny.

Drugi referat, który nie został wprowadzić wygłoszony, ale o którego treści można było się zorientować z rozdzanych

między uczestników materiałów (streszczenia referatów), dotyczył warunków lokalizacji współczesnych lotnisk komunikacyjnych, czyli usytuowania ich względem miast z punktu widzenia hałasu wytwarzanego przez samoloty. Referat porusza przy tym zagadnienie hałasu powstającego przy próbach silników i starcie samolotów oraz sprawę wysokości przelotu samolotów.

Wreszcie w trzecim z wymienionych referatów podano przykłady pomiarów poziomu hałasu w osiedlach cta-czających warszawski port lotniczy Okęcie.

W dyskusji nad tym referatem przytoczono przykład badania wpływu hałasu lotniska Orly pod Paryżem, na najbliższe istniejące tam szkoły, przyrównując je do szkół oddalonych od lotniska. Badania te wykazały bardzo niekorzystny wpływ bliskości lotniska na wyniki w nauce i postawę etyczno-moralną uczniów.

Spośród innych zagadnień omawianych w czasie seminarium na uwagę zasługują:

Zagadnienie wpływu hałasu na funkcje psychiczne i psychomotoryczne na człowieka (ciekawe z punktu widzenia pracy pilota).

Walka z hałasem w motoryzacji i okrętownictwie.

Kryteria oceny oraz niektóre sposoby zmniejszania szkodliwego oddziaływania drgań na człowieka.

Własności izolacyjne rezonatorów Helmholtza (nowe nie spotykane dotąd zastosowanie rezonatorów Helmholtza do walki z hałasem).

Zjawisko Flutterecho powierzchni kulistych (zagadnienia wzmoczenia pogłosu wewnątrz z powierzchniami kulistymi) — mogące wystąpić np. w kadłubach samolotu o przekroju kołowym.

Ciekawą imprezą była zorganizowana wycieczka do zakładów naukowo-badawczych Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN. Z prowadzonych tam prac na uwagę zasługuje badanie zmęczenia właściwości materiałów za pomocą ultradźwięków, pozwalające na znaczne skrócenie czasu badań.

Prenumeratę TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

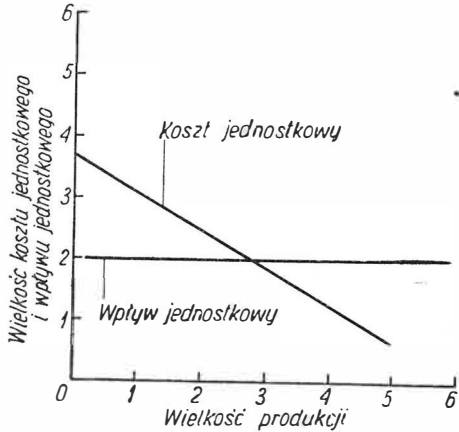
ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT

Warszawa. ul. Mazowiecka 12

Telefon 28-80-16

# O niektórych ekonomicznych aspektach subsydiowania przedsiębiorstw lotniczych

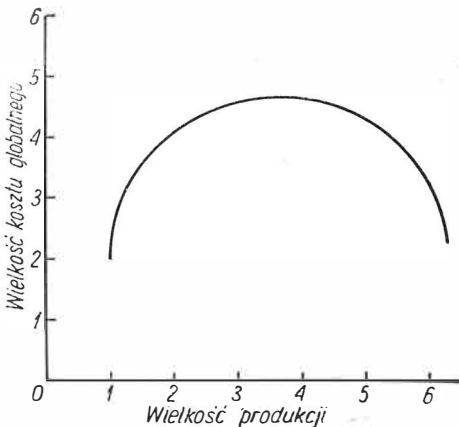
Niczyniwe interesujący artykuł mgra inż. Rościława Aleksandrowicza pt.: „Niektóre organizacyjne i ekonomiczno-techniczne problemy transportu lotniczego” \*) sugeruje we wstępie możliwość podjęcia dyskusji. Korzystając więc z tej propozycji, uważam za celowe zabranie głosu w dyskusji na niektórych tezach sformułowanych przez Autora, ponieważ z ekonomicznego punktu widzenia mogą one budzić pewne wątpliwości.



1

Przy bogactwie poruszonych w tym artykule tematów nie sposób jest omówić wszystkie zagadnienia, chciałbym więc poświęcić nieco uwagi ekonomicznym podstawom konieczności subsydiowania (dofinansowania) przedsiębiorstw transportu lotniczego, a więc problemowi omówionemu w punkcie trzecim artykułu.

Moim zdaniem R. Aleksandrowicz przyjął niewłaściwy oraz niepełny podział kosztów na bezpośrednie i pośrednie. Powszechnie panujący w literaturze ekonomicznej podział kosztów jest



2

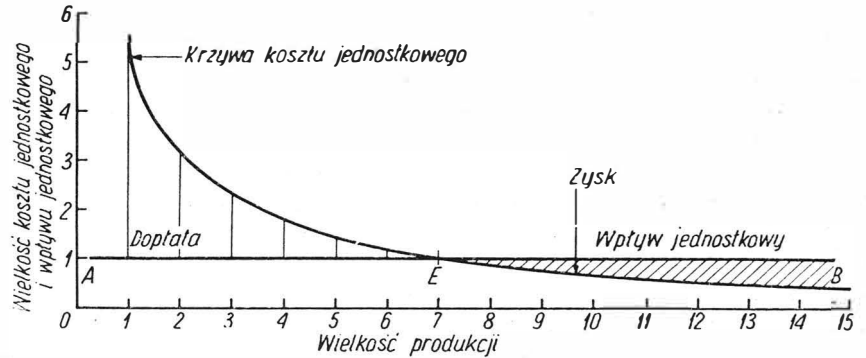
bowiem na stałe i zmienne (kryterium podziału jest reakcja kosztów na zmiany w wielkości działalności) oraz na bezpośrednie i pośrednie (w zależności od związku kosztów z samym procesem przemieszczania). Przy zmianach wielkości produkcji należy zarazować koszt bezpośredni stały i bezpośredni zmienny oraz koszt pośredni stały i pośredni zmienny. Z pewnym uproszczeniem można powiedzieć, że w miarę powiększania produkcji koszt bezpośredni stały i koszty pośrednie pozostają na nie zmienionym poziomie, zaś

\*) Technika Lotnicza nr 10—11/64.

koszt bezpośredni zmienny wzrasta wprost proporcjonalnie do wzrostu produkcji. Konsekwencją tych prawidłowości jest spadek kosztu jednostkowego w miarę wzrostu produkcji. R. Aleksandrowicz stosuje więc zupełnie nieadekwatny podział przedstawiając na rys. 1 koszty pośrednie i koszty stałe.

Przekładając założenia Autora na język ogólnie przyjęty otrzymamy rys. 1 i 2.

R. Aleksandrowicz słusznie przyjmuje spadkowy przebieg kosztu jednostkowego. Natomiast błędne jest przyjęcie liniowego przebiegu tego kosztu. Konse-



3

kwencją bowiem liniowego spadku kosztu jednostkowego byłby paraboliczny przebieg kosztu globalnego, co jest nie do przyjęcia zarówno z teoretycznego, jak i praktycznego punktu widzenia. Wydaje się, że przedstawione rysunki 1 i 2 należy zastąpić rysunkami 3 i 4.

O słuszności przedstawionego na rys. 3 przebiegu kosztu jednostkowego w transportie lotniczym przekonują nas badania przeprowadzone w tej dziedzinie przez wielu ekonomistów \*\*). W związku z tym, że zmieniliśmy nieco kształt krzywej kosztu jednostkowego (przy zachowaniu ogólnej tendencji spadkowej),

a dla przedsiębiorstw rentownych:

$$\text{koszt jednostkowy} = \text{wpływ jednostkowy} - \text{zysk jednostkowy}$$

Przedsiębiorstwo lub przedsiębiorstwa znajdujące się w punkcie E, osiągną równowagę:

$$\text{koszt jednostkowy} = \text{wpływ jednostkowy}$$

Powyższe zależności prezentuje w wielkościach globalnych rys. 4. Dla lepszej orientacji zamieszczamy również tablicę wielkości liczbowych do rys. 3 i 4.

Koszt globalny przedstawiony na rysunku 4 może wzrastać w różny sposób (bardziej lub mniej proporcjonalnie w zależności od przyrostów produkcji), ale będzie charakteryzował się zawsze wzrostem. Nigdy więc nie osiągnie przedstawionych na rysunku linii przerywanej a i b, gdzie a oznacza niezmiennosć kosztów globalnych w miarę przyrostów produkcji, zaś b — proporcjonalny przyrost kosztów globalnych w miarę

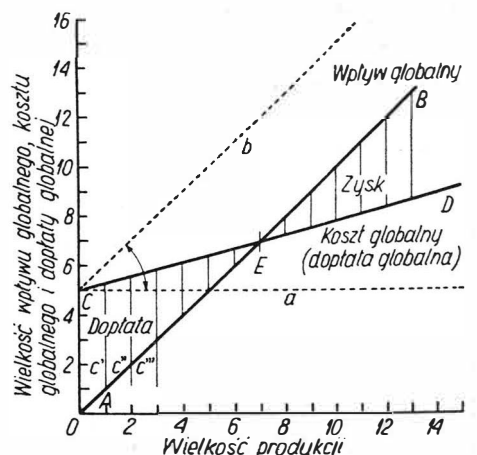
Wielkość produkcji	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Koszt jednostkowy	52	28	19	15	12	11	10	09	08	07	07	07	06	06	06
Koszt globalny	53	56	58	61	64	67	70	73	75	78	81	84	87	90	94
Dopłaty globalne	43	36	28	21	14	07	00	Z Y S K							
Dopłaty jednostkowe	43	18	09	05	02	01	00								
Wpływ jednostkowy	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Wpływ globalny	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15

przebiegu wpływu kosztu globalnego i dopłat będzie wyglądał inaczej niż przedstawia to Autor.

Przy przyjęciu założeń przedstawionych na rys. 3 przy stałym wpływie jednostkowym i spadkowej krzywej kosztu jednostkowego w pewnym punkcie nastąpi zrównanie tych dwóch wielkości (punkt E). Przedsiębiorstwa produkujące mniej są nierentowne, należy je dofinansować. Przedsiębiorstwa zaś, które mają większą produkcję są rentowne, osiągają zysk. Można zatem powiedzieć, że dla przedsiębiorstw nierentownych:

$$\text{koszt jednostkowy} = \text{wpływ jednostkowy} + \text{dopłata jednostkowa}$$

\*\*\*) Przykładowo wskażę na informacje podane przez B. Kalestynskiego w „Ekonomie Transportu Lotniczego”, cz. II, str. 303, 304, 305 oraz przez S. Wheatcrofta w pracy „The Economics of European Air Transport”.



4

powiększania się produkcji. W konsekwencji prosta kosztu globalnego przennie się zawsze (w różnym punkcie) z prostą wpływu globalnego kształtującą się proporcjonalnie do przyrostów produkcji. A zatem wątpliwa wydaje się być teza R. Aleksandrowicza: „Dla przedsiębiorstwa, startującego z małej wielkości pracy przewoźowej, dopłaty globalne będą początkowo wzrastały w miarę zwiększania się przewozów i znaczną spadną dopiero po przekroczeniu pewnego maksimum, związanego z określoną wielkością ogółem wykonywanej pracy przewoźowej”. W świetle przedstawionych przez nas zależności widziimy, iż w miarę zwiększania się produkcji wielkość dopłat globalnych będzie się zmniejszała wprost proporcjonalnie do zmian kosztu globalnego.

R. Aleksandrowicz mówi: „Przyjmując, iż jednostkowe wpływy za przewozy będą utrzymywały się niezależnie od wielkości wykonywanej pracy przewoźowej na statym poziomie równym lub przewyższającym sumę kosztów bezpośrednich i granicy kosztów pośrednich, okaże się, że zawsze możliwe jest osiągnięcie wyników finansowych bardzo zbliżonych do opłacalności przedsiębiorstwa lub nawet dochodu”. Częściowo twierdzenie to jest prawdziwe. Jednakże cała trudność przy ustalaniu opłacalności produkcji przedsiębiorstwa lotniczego jest związana z określeniem jak oddalona jest prosta przedstawiająca wpływ globalny (lub jednostkowy), od prostej kosztu globalnego (lub krzywej kosztu jednostkowego). Im bardziej będziemy przesuwali tę prostą w górę, tym bardziej przedsiębiorstwo staje się opłacalne. W praktyce zabieg ten dokonywany jest w różny sposób i odbywa się pod nazwą dofinansowania lub subsydiowania przedsiębiorstwa. Do najczęściej spotykanych metod dofinansowania należą: subsydia otrzymywane bezpośrednio w formie dopłat gotówkowych do kasy przedsiębiorstwa, zwolnienie od podatków, ustalenie niższych cen paliwa, wykupywanie zdeprecjowanego sprzętu, stosowanie ulg bankowych i innych itp. Jak więc widzimy, wachlarz możliwości dofinansowania jest szeroki i obok form wyraźnych nosi także znamiona zakamuflowanej i trudnej do odkrycia na pierwszy rzut oka pomocy finansowej. Porównanie wpływów jednostkowych z kosztem jednostkowym byłoby doskonałym wskaźnikiem przy założeniu, iż wpływ przedsiębiorstwa jest naturalnie, a nie sztucznie kształtującą się wielkością, odzwierciedlającą rzeczywisty nakład pracy i uwzględniającą pewien rozsądny zysk. Ponieważ zjawisko to w zasadzie nie występuje, porównanie kosztu jednostkowego z wpływem jednostkowym może doprowadzić do fałszywych wniosków. W tych warunkach jedynie możliwa do przyjęcia staje się analiza kosztu jednostkowego. Nie znaczy to jednak, że analiza wielkości dopłat i subsydiów jest pozbawiona jakiegokolwiek wartości. Wielkość tę otrzymamy jednak pośrednio z analizy kosztu jednostkowego, ponieważ im większa będzie wielkość przewozów, tym mniejszy będzie koszt jednostkowy i mniejsza wartość subsydiów. Bezpośrednio jednak nie możemy przyjąć wielkości dopłat jako wskaźnika miarodajnego opłacalności pracy przedsiębiorstwa. Nie można się więc zgodzić z poglądem Autora, który uważa dopłaty jednostkowe za „dostatecznie dobry wskaźnik celowości rozwoju transportu lotniczego przy przyjętych założeniach”. Po pierwsze — jak już wykazaliśmy — nie jest to dostatecznie precyzyjny wskaźnik, a po drugie — wskaźnik ten nie jest pierwszoplanową wartością, bowiem jak stwierdza B. Kalestyński: „Zysk i rentowność osiągnąć w transporcie lotniczym nie stanowią podstawy do rozwoju transportu lotniczego”\*\*\*). Omówienie tych przyczyn wychodziłoby jednak poza ramy tego artykułu.

Pomimo tych krytycznych uwag należy przyznać, iż omawiany artykuł jest wartościowym przyczynkiem do dyskusji na temat ekonomiki transportu lotniczego. Należy również cieszyć się, że pismo przeznaczone dla techników poświęciło miejsce niewątpliwie ważnym problemom ekonomicznym.

\*\*\*) B. Kalestyński, op. cit., str. 392.

■ Polska nie podejmie się organizacji Szybowniczych Mistrzostw Świata w 1967 r. W związku z tym Narodowa Federacja Lotnicza Francji zgłosiła oficjalnie, do Komisji Szybowniczej FAI w Paryżu, kandydaturę Francji jako organizatora tych Mistrzostw.

■ Prawie 200 milionów pasażerów przewiozły w roku ub. towarzystwa lotnicze. Z tego około 160 mln przedsiębiorstwa zrzeszone w ICAO, zaś ca 40 mln „Aeroflot”.

■ Stan samolotów cywilnych w USA wynosił przed rokiem prawie 100 tys. szt. — w tym 2200 samolotów komunikacyjnych. Pilotów cywilnych zarejestrowano 428 tys., w tym 108 tys. pilotów komunikacyjnych, zaś 175 tys. — prywatnych. Na pierwszym miejscu w ogólnej liczbie samolotów znajdowała się „Cessna” — 28 234 maszyn, na drugim „Beech”, na trzecim „Champion”.

■ Pierwszy samolot „Concorde” ma zostać oblatany w marcu 1968 roku we Francji, zaś drugi w pół roku później — w Anglii. Pierwszą serię planuje się na 1969 r., zaś przekazanie samolotów do regularnej eksploatacji — na 1971 r.

■ Angielskie zakłady lotnicze sygnalizują o nawiązaniu współpracy z francuskimi zakładami „Sud-Aviation” i „Dassault” w dziedzinie konstrukcji wspólnego anglo-francuskiego samolotu komunikacyjnego o napędzie odrzutowym. Samolot ma mieć średni zasięg i pojemność na 200—240 pasażerów.

■ W przemyśle lotniczym i astronautycznym Anglii pracuje 260 tysięcy robotników. Połowę z tej liczby zatrudniają cztery wielkie przedsiębiorstwa: Rolls-Royce (37 000 pracowników), BAC (36 700), Hawker Siddeley Dynamics (33 800) i Bristol Siddeley Engines (30 500). Do grupy średnich zalicza się zakłady: Hawker Siddeley Aviation, Westland Aircraft, Short oraz Hartland-Handley Page (wszystkie razem — 35 000 pracowników). Do małych zakładów zalicza się firmy: Alvis, Aviation Traders, Beagle Aircraft, Bristol Aerojet, Britten Norman, Scottish Aviation i Slingsby.

■ Do 30 krajów zostały wyeksportowane samoloty rolnicze PZL-101 „Gawron”, polskie szybowce i przyrządy pokładowe.

■ Zmarł nagle uczony radziecki, członek prezydium Akademii Nauk ZSRR S. Korolew. Był on konstruktorem raket i aparatów kosmicznych, za pomocą których wystrzelono pierwsze sztuczne satelity Ziemi. Pod kierownictwem Korolewa konstruowano pilotowane statki kosmiczne.

■ Pod koniec ub. roku odbyła się w Paryżu 5-dniowa konferencja międzynarodowa (zorganizowana wspólnie przez UNESCO i Międzynarodową Unię Telekomunikacyjną) na temat możliwości wykorzystania satelitów komunikacyjnych dla celów oświatowych i wymiany kulturalnej. Konferencja zgromadziła specjalistów z 19 krajów, m.in. Argentyny, Brazylii, Francji, Indii, Japonii, Szwecji, Czechosłowacji, Jugosławii, Nigerii. Przewodniczył obradom dr Olaf Rudbeck (Szwecja), wiceprzewodniczącymi byli dr I. T. Czystiakow (ZSRR) i dr W. Schramm (St. Zj.). Trzy satelity stacjonarne wyposażone w odpowiednie urządzenia mogą jednocześnie obsługiwać wszystkie kraje. Pojedyncze stacjonarne satelity telekomunikacyjne — amerykańskie i radzieckie — pełnią już dziś zadania łączności informacyjnej. Na uwagę zasługuje rozważana na konferencji paryskiej propozycja wykorzystania przekazów satelitarnych w krajach opóźnionych w rozwoju.

■ Angielscy specjaliści obliczyli, że obecnie w przestrzeni kosmicznej znajduje się ponad 480 obiektów pochodze-

nia ziemskiego. 40 z tej liczby to czynne satelity Ziemi. Dużą liczbę obiektów stanowią odłamki jednej z raket amerykańskich, która wystrzelona 4 lata temu nie zdołała umieścić na orbicie sztucznego satelity i eksplodowała. Za-chodzi obawa, że jeśli w dalszym ciągu Kosmos będzie zaśmiecany w ten sposób, stworzy to poważne niebezpieczeństwo dla przyszłych kosmonautów. Za kilkadziesiąt lat trzeba będzie w jakiś sposób „oczyszczyć” przestrzeń okołoziemską.

■ Z Przylądka Kennedy’ego wystrzelona została rakietą „Titan-3c” z czterema sztucznymi satelitami. Rakietą miała umieścić satelity na orbitach ponad 32 tys. km nad równikiem. Jeden z satelitów mierzy promieniowanie słoneczne, dwa są eksperymentalnymi satelitami komunikacyjnymi, zaś czwarty wysyła sygnały radiowe na częstotliwości 431,9 megacykła przeznaczone dla radioamatorów.

■ Planuje się wysłanie trzech bezzałogowych pojazdów „Apollo” w bieżącym roku. W 1967 r. przewidziany jest pierwszy lot z załogą.

■ W marcu br. odbył się w Arnhem (Holandia) III Międzynarodowy Kongres Lotnictwa Rolniczego. Kongres ten zorganizowały wspólnie: Międzynarodowy Ośrodek Lotnictwa Rolniczego (IAAC) z siedzibą w Hadze oraz rząd Holandii i przemysł holenderski. Loty pokazowe zademonstrowały USA (8 typów samolotów), ZSRR („Pszczółka”), Francja, Włochy, Czechosłowacja („Cmielak”) i Polska („Wilga”).

■ Wydział techniki lotniczej Uniwersytetu Londyńskiego przyznał tytuł doktorski inż. Józefowi Krasińskiemu, wykładowcy z zakresu konstrukcji płatowców w Wyższej Szkole Lotniczej w Argentynie. Inż. Krasiński uznawany jest za jednego z najwybitniejszych specjalistów w tej dziedzinie na terenie Ameryki Południowej.

■ Aeroklub w Norymberdze (NRF) otrzymał na raz drugi nagrodę za utrzymanie najwyższego w kraju stopnia bezpieczeństwa lotów. Na 10 samolotach klubu wylatano 25 000 godzin (200 000 startów, 3 miliony km lotu) bez wypadku z ludźmi.

■ „Aeroflot” i „Air France” uruchomiły na trasie Moskwa — Paryż wspólny powiatowy transport towarów. Początkowo latać będzie radziecki samolot An-12 opatrzonego znakami obu towarzystw; potem wejście do eksploatacji również samolot francuski.

■ Najpoważniejsze wytwórnie lotnicze z Anglii, Francji, NRF, Włoch i Holandii oraz 11 przedsiębiorstw komunikacji lotniczej zainteresowanych jest opracowaniem projektu „aerobusu” na krótki zasięg, o pojemności na 170—200 pasażerów. Przewiduje się, że loty eksploatacyjne tego transportowca powinny się rozpocząć w 1971 r.

■ Ostatnia konferencja ICAO zaleciła wprowadzenie aparatów rejestrujących automatycznie pracę sprzętu i załogi (tzw. „rekorderów”) na wszystkich samolotach komunikacyjnych o napędzie turbinowym. Równocześnie postanowiono, że na samolotach transkontynentalnych należy instalować dwie radiostacje nadawcze bardzo wielkich częstotliwości (VHF).

■ Radziecki satelita telekomunikacyjny „Molnia-1” pośredniczy w regularnych rozmowach telefonicznych między abonentami Moskwy, Kijowa, Chabarowska i Władywostoku. Opłaty za rozmowy między miastami prowadzone za pośrednictwem satelity nie są wyższe od normalnych. Krąży już trzy „Molnie”.

„Molnia-1” przekazał prawie godzinny program telewizji kolorowej z Moskwy do Paryża.

■ Na zapytanie Departamentu Stanu USA przedstawiciel Związku Radzieckiego oświadczył, że ZSRR przestrzega i zamierza przestrzegać w przyszłości postanowień uchwalonej 17 października 1963 roku rezolucji w sprawie nieumieszczenia w przestrzeni kosmicznej broni masowej zagłady.

## SAMOLOT TRANSPORTOWY LOCKHEED C-5A

Konkurs na ciężki samolot transportowy dla amerykańskich sił powietrznych, w którym brały udział firmy Boeing, Douglas i Lockheed, został niedawno rozstrzygnięty na korzyść projektu opracowanego przez firmę Lockheed (w dużym stopniu dzięki tańszemu o 250 milionów dolarów kosztorysowi). Kontrakt został zawarty na sumę 2,2 miliarda dolarów i obejmuje prace rozwojowe i budowę — obok pięciu prototypów — 58 samolotów seryjnych. Przewidywana jest poza tym następną serią liczącą 57 samolotów. Koszt budowy jednego samolotu ma wynosić 16 milionów dolarów.

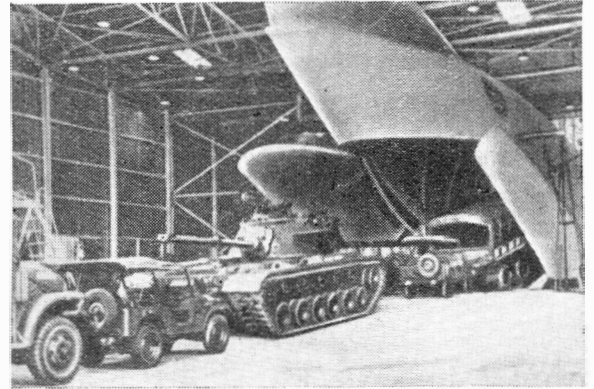
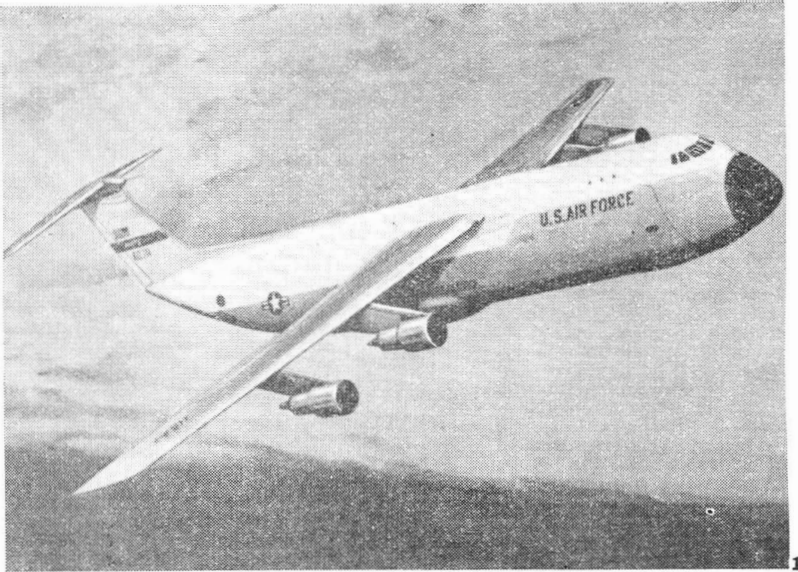
mienia, do 185 km/h, a na krawędzi spływu — klapy dwuszczelinowe.

Do załadunku samolotu służy odchylana do góry część nosowa kadłuba i otwierane na boki klapy części ogonowej. Długość przestrzeni ładunkowej między rampami wynosi 36,8 m, szerokość — 5,8 m, wysokość — 4,1 m, powierzchnia ładunku — 214 m<sup>2</sup> i dodatkowo 37 m<sup>2</sup> na rampach. Górny pokład może pomieścić 100 uzbrojonych żołnierzy. Załogę samolotu stanowi sześć osób.

Przy projektowaniu samolotu wiele uwagi poświęcono wyborowi najwłaściwszego układu podwozia. W

(opisywana w zeszycie 12/65 TL). W silniku GE 1/6 zastosowano sprężarkę niskiego ciśnienia, która zapewnia stosunek wydatków 8:1 i spręż ogólny 25:1, dzięki czemu jednostkowe zużycie paliwa jest bardzo małe. Sprężarka ta jest napędzana przez sześciostopniową turbinę (16-stopniową sprężarkę wytworknicę napędza dwustopniowa turbina). Ogólny wydatek powietrza wynosi 680 kg/sek, z czego 80 kg/sek przypada na wytworknicę, ciężar silnika — 3250 kg (stosunek ciągu do ciężaru 5,6), długość — 4,57 m, średnica — 2,44 m.

Nowością jest zastosowanie insta-



2

Samolot Lockheed C-5A przypomina swym układem samolot Lockheed C-141A. Jest to mianowicie górnopłatowiec z czterema silnikami podwieszonymi pod skrzydłem, z usterzeniem w kształcie litery T i podwoziem umieszczonym w przykadłubowych gondolach. Przy ciężarze całkowitym 323 T może on transportować 100 T ładunku na odległość 5150 km, przy czym do startu wymaga pasa o długości 2440 m, a do lądowania — pasa o długości 1220 m. Na odległość 10 000 km może przewozić ładunek o ciężarze 45 T; ciężar paliwa wynosi przy tym 136 T. Prędkość przelotowa samolotu Lockheed C-5A przekracza 800 km/h. Długość samolotu wynosi 70 m, rozpiętość — 67 m (skrzydło ma skos 25°), wysokość liczona do szczytu usterzenia — 19,2 m.

Dla poprawienia warunków startu i lądowania zastosowano na krawędzi natarcia skrzydła klapy Kruegera, zmniejszające prędkość, przy której następuje oderwanie stru-

tym celu przeprowadzono na doświadczalnym pasie o długości 11,5 m i szerokości 4,3 m badania różnych układów kół, odtwarzając obciążenia odpowiadające lądowaniu i kołowaniu, przy czym zmieniano również wielkość kół i ciśnienie w oponach. W wyniku tych badań zastosowano dwa zestawy kół w układzie „tandem” po obu stronach kadłuba. Każdy zestaw składa się z trzech par kół ustawionych w trójkąt. Przednia goleń ma cztery koła. Wysokość podwozia można zmieniać w celu ułatwienia załadunku samolotu. Przy obniżonym podwoziu odległość kadłuba od ziemi wynosi 30 cm. Wysokość poszczególnych zestawów kół można zmieniać niezależnie od siebie, co znacznie upraszcza przegląd kół i hamulców.

Do napędu samolotu zastosowano cztery dwuprzepływowe silniki General Electric GE 1/6 o ciągu 18 140 kG każdy. Silnik GE 1/6 należy do nowej rodziny silników, której podstawę stanowi wytworknica gazu GE1

lacji do wykrywania uszkodzeń samolotu (Malfunction Detection System — MDS). Instalacja ta obejmuje 1000 punktów kontrolnych płatowca i silników i podaje — na specjalnym ekranie — przyczyny złego funkcjonowania zespołów. Na ekranie wyświetlane są poza tym mikrofilmy wskazujące dla danego zespołu dopuszczalne odchyłki w pracy, konieczne naprawy i czas potrzebny do ich przeprowadzenia. Odpowiednie mikrofilmy wybiera przelicznik. Dzięki temu urzędzeniu załoga samolotu jeszcze przed lądowaniem może przekazać obsłudze naziemnej niezbędne informacje dotyczące uszkodzenia. Eliminuje ono poza tym konieczność przeprowadzania prób przed startem samolotu.

Poza wersją wojskową przewiduje się również budowę dwóch wersji cywilnych — towarowej i pasażerskiej — które pozwolą na znaczne obniżenie taryf przewozowych. Wersja pasażerska jest obliczona na 700 pasażerów. Wersje cywilne mają być przekazane do eksploatacji przed 1972 rokiem — w trzy lata po oddaniu do użytku wersji wojskowej. Ten okres czasu ma pozwolić na przystosowanie portów lotniczych do eksploatacji nowego typu samolotu.

W.K.



## RAKIETA NOŚNA „DIAMANT”

Rakieta „Diamant”, za pomocą której umieszczono na orbitach dwa pierwsze francuskie sztuczne satelity A.1 i D.1, została zbudowana w ramach rozwoju pocisków kierowanych dla francuskich sił odstraszania.

We Francji jest obecnie rozwijana cała seria raket doświadczalnych SEREB, mających stanowić podstawę przyszłych pocisków kierowanych. Są to: „Agate”, „Emeraude”, „Topaze”, „Rubis” i „Saphir”. Rakieta „Diamant” powstała z rakiety „Saphir” („Emeraude” + „Topaze”) przez dodanie trzeciego stopnia. Trzeci stopień rakiety „Diamant” wchodzi poza tym w skład rakiety „Rubis” („Agate” + trzeci stopień).

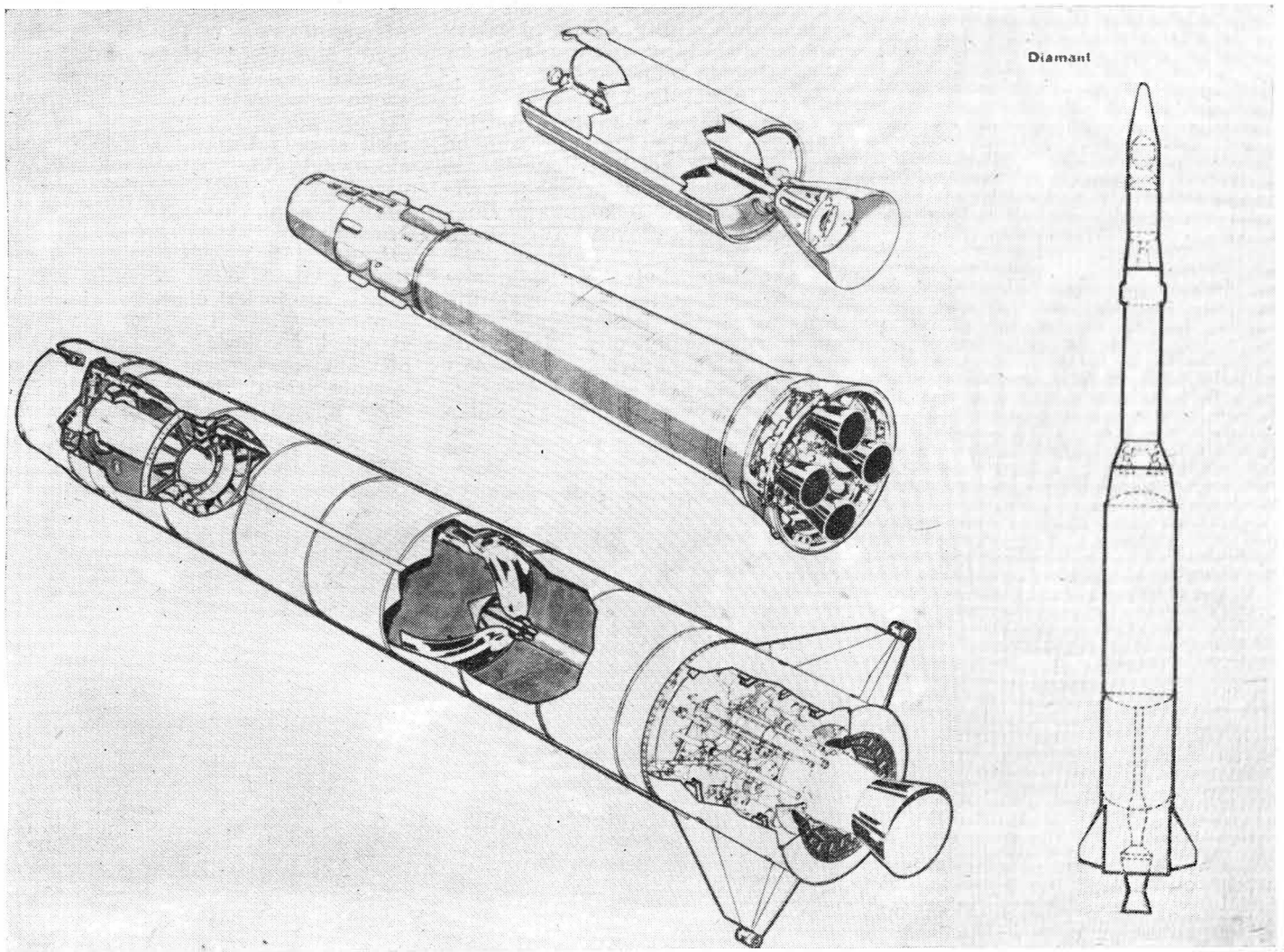
Rakieta „Diamant” składa się z trzech stopni, przy czym pierwszy stopień („Emeraude”) ma silnik na ciekły środek napędowy, natomiast drugi („Topaze”) i trzeci stopień mają silniki na paliwo stałe. Dwa pierwsze stopnie są wyposażone w urządzenia kierujące, podczas gdy trzeci stopień jest tylko stabilizowany za pomocą ruchu obrotowego.

Silnik pierwszego stopnia pracuje na terpentynie i kwasie azotowym. Z przodu stopnia — przed zbiornikiem kwasu azotowego — znajduje

się wytwornica gazu do przetłaczania paliwa i utleniacza do silnika. Wytwornica zawiera 116 kg prochu „Epictete” E-8 i 120 l wody. Składniki te dają mieszaninę gazu prochowego i pary wodnej o temperaturze poniżej 300 °C, która dostaje się — przez zawór regulacyjny — do zbiorników kwasu azotowego i terpentyny. Silnik jest zamocowany na przegubie kardanowym, który pozwala na przechylenie silnika w dwóch płaszczyznach o 3°30' i sterowanie w ten sposób rakieta. Aby umożliwić przechylenie silnika zastosowano giętkie przewody paliwa i utleniacza. Są one wykonane z krótkich odcinków rurek z kulistymi końcami, które ślizgają się w cylindrycznych osłonkach. Komora spalania i dysza są wykonane ze stali. Ściany komory spalania są chłodzone cienkim filmem paliwowym; gardziej dyszy jest pokryta od wewnątrz grafitem, a stożkowe zakończenie — warstwą cyrkonu. Stopień jest zaopatrzony w krzyżowe usterzenie, przy czym dwa jego stateczniki mają stery działające jako lotki (przechylenie, a właściwie obrót stopnia). Poza tym na usterzeniu są zamocowane dwa małe silniczki rakietowe na proch,

które spełniają rolę sterów w czasie pierwszych pięciu sekund lotu, gdy stery aerodynamiczne są mało skuteczne. W późniejszej fazie lotu silniczki te zostają automatycznie odrzucone. W przedniej, stożkowej części stopnia znajduje się dwanaście prochowych elementów do oddzielenia pierwszego stopnia od drugiego. Umieszczono tam również urządzenia kierujące. W tylnej części stopnia znajduje się prądnicą trójfazowego prądu zmiennego.

Drugi stopień składa się z trzech zasadniczych zespołów: z zasobnika z instalacją kierującą, ze zbiornika paliwa stałego „Isolane” 28/7 i z czterech dysz wylotowych. Zbiornik jest wykonany z walcowanej blachy stalowej o grubości 1,5 mm. Aby zmniejszyć asymetryczne obciążenia w czasie palenia się ładunku, jest on klejony tylko do płaszcza zbiornika. W przedniej pokrywie zbiornika znajduje się otwór o średnicy 100 mm, który umożliwia centrowanie rdzenia i przez który przeprowadzony jest zapalnik. W tylnej pokrywie znajdują się wykonane z tytanu dysze wylotowe z grafitowymi gardzielami. Dysze są zamocowane przechylnie. Zasobnik urządzeń kierujących zawiera centralę sterowa-



nia położenia, zespół giroskopów, urządzenie programujące, urządzenie elektroniczne do sterowania dyszami i czujniki mierzonych parametrów. Poza tym w zasobniku znajdują się urządzenia do wyzwalania mechanicznych i pirotechnicznych procesów w pierwszym i drugim stopniu: wyłącznik czasowy, przyspieszeniomierz do wykrywania spadku ciągu silnika drugiego stopnia, przekaźniki i baterie ładunków oddzielających stopnie. W zasobniku mieści się również układ zdalnego kierowania, który pracuje i wykonuje rozkazy uruchomienia silnika trzeciego stopnia, gdy ma to nastąpić w czasie różnym od obliczonego, i zniszczenia rakiety. Urządzenie to obejmuje dwa odbiorniki, dwa przyrządy dekodujące i cztery zewnętrzne anteny. W przedniej części stopnia znajduje się jeszcze sześć silniczków raketowych na paliwo stałe, z których cztery służą do wywołania ruchu obrotowego (270 obr/min), a dwa — do oddzielenia drugiego i trzeciego stopnia. W tylnej części stopnia umieszczono szereg dysz sterujących, które służą do nadania trzeciemu stopniowi przewidzianego położenia w chwili uruchomienia jego silnika. Dwie leżące naprzeciw siebie pary dysz sterują pochwleniem i kierunkiem, dwie pozostałe — obrotem. Z dysz wypływa freon, który znajduje się w dwóch kulistych zbiornikach pod ciśnieniem 250 kG/cm<sup>2</sup>. Po przejściu do dwóch następnych zbiorników jego ciśnienie spada do 20 kG/cm<sup>2</sup> i pod tym ciśnieniem jest doprowadzany — poprzez rozdzielacz — do dysz sterujących. Dysze są zamykane i otwierane elektrycznie sterowanymi zaworami.

Paliwo trzeciego stopnia („Isolane” 28/7) jest umieszczone w zbiorniku wykonanym z włókna szklanego i pokrytym sublimującym płaszczem chłodzącym. Cylindryczna część pokrycia stopnia jest wykonana ze stopu aluminiowego. Silnik ma jedną stałą dyszę, której stożkowa część wylotowa jest wykonana z tworzywa „Orthostrasil” i wzmocniona nawiniętym na nią włóknem szklanym. Odrzucona osłona satelity nadaje korzystny kształt aerodynamiczny rakiecie i chroni satelitę w czasie przelotu przez gęste warstwy atmosfery. Jest to konstrukcja przekładkowa z tworzywa sztucznego.

Lot silnikowy rakiety „Diamant” z pracującym pierwszym, a następnie drugim stopniem trwa tylko 139 sek, przy czym rakietę osiąga wysokość 128 km. Lot balistyczny trwa do 452 sekundy od chwili wystrzelenia rakiety, kiedy to zaczyna pracować silnik trzeciego stopnia. Silnik trzeciego stopnia po 45 sek pracy nadaje satelicie prędkość 7710 m/sek.

Rakietę „Diamant” może wynieść na 300 km orbitę kołową ładunek o ciężarze 115 kG lub na 600 km orbitę ładunek 62 kG przy azymucie wystrzelenia 90°. W przypadku orbity eliptycznej o perigeum 300 km i apogeum 3000 km ciężar ładunku wynosi 75 kG (przy azymucie 90°).

W przyszłości zamierza się zastąpić obecny pierwszy stopień stopniem z silnikiem na stały środek napędowy. Trzeci stopień ma być udoskonalony przez zwiększenie ilości paliwa do 1000 kG lub zastosowanie silnika na ciekły wodór i ciekły tlen. Pozwoli to na zwiększenie ciężaru użytecznego do 200 kG w przypadku orbity o perigeum 400 km i apogeum 1300 km.

#### Dane stopni rakiety „Diamant”

##### Pierwszy stopień

długość	10,00 m
ciężar własny	1950 kG
ciężar utleniacza	9700 kG
ciężar paliwa	3070 kG
impuls jednostkowy na ziemi	203
okres pracy	93 sek
ciąg maksymalny	31 000 kG
ciśnienie w komorze spalania	17,6 kG/cm <sup>2</sup>

##### Drugi stopień:

długość	4,70 m
ciężar własny	670 kG
ciężar paliwa	2260 kG
impuls jednostkowy w próżni	259
okres pracy	44 sek
ciąg średni	15 000 kG
ciśnienie w komorze spalania	35,2 kG/cm <sup>2</sup>

##### Trzeci stopień:

długość	2,06 m
ciężar własny	67,9 kG
ciężar paliwa	641 kG
impuls jednostkowy w próżni	273
okres pracy	45 sek
ciąg maksymalny	5200 kG
ciśnienie w komorze spalania	40 kG/cm <sup>2</sup>

**W.K.**

### RODZINA SILNIKÓW BRISTOL SIDDELEY — SNECMA M.45

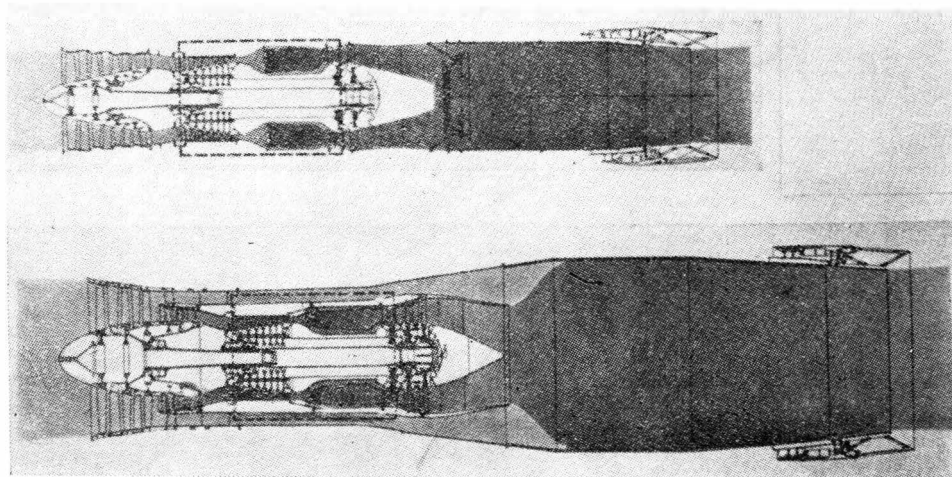
2.32

Od kilku już lat trwa współpraca angielskiej i francuskiej wytwórni silników lotniczych — Rolls-Royce i SNECMA — która ma na celu rozwój silnika „Olympus” 593, przeznaczonego do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego „Concorde”, oraz ostatnio rodziny silników M.45. Jak już wspomniano w „Nowościach Technicznych” (TL zesz. 12, 1965), na ostatniej Wystawie Paryskiej pokazano dwa silniki z liczącej cztery podstawowe typy rodziny silników M.45; obecnie znane są dalsze szczegóły na temat tych silników.

Za wspólnym rozwojem rodziny silników o ciągu w zakresie od 2000 do 5000 kG przemawiały te same czynniki, co w przypadku silników RB.172/T.260 konkurencyjnego zespołu Rolls-Royce i Turbomeca (patrz TL zesz. 3, 1966). Jednak w przeciwieństwie do silników RB.172/T.260 seria M.45 obejmuje zarówno silniki jednoprzepływowe, jak i dwuprzepływowe. Należy do niej silnik jednoprzepływowy M.45A o ciągu 2100 kG; silnik M.45B, będący wojskową odmianą silnika

M.45A i rozwijający z dopalaniem ciąg 3089 kG; silnik dwuprzepływowy M.45F o ciągu 3050 kG i silnik M.45G, będący wojskową odmianą poprzedniego i rozwijający z dopalaniem ciąg 5550 kG.

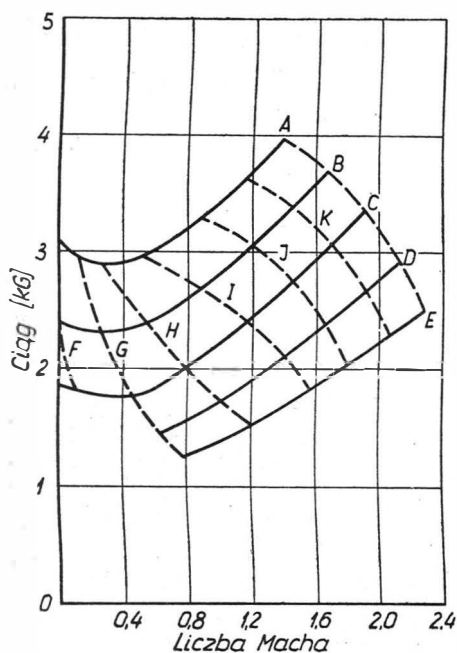
Sprężarka niskiego ciśnienia wszystkich czterech silników została zaprojektowana przez firmę SNECMA i w dużym stopniu przypomina doświadczalną sprężarkę przydźwiękową TS.12. Aby zmniejszyć długość i ciężar sprężarki, przednie jej łożysko zostało umieszczone w połowie długości sprężarki (zastosowanie „wiszących” przednich stopni). Uniknięto dzięki temu stosowania kierownicy wlotowej i urządzeń przeciwbłodzeniowych. Sprężarka niskiego ciśnienia silników M.45A i M.45B składa się z czterech stopni, a jej prędkość obrotowa wynosi 15 050 obr/min, natomiast sprężarka niskiego ciśnienia silników M.45F i M.45G ma pięć stopni i prędkość obrotową 11 280 obr/min, przy czym trzy pierwsze stopnie pracują na oba kanały silnika, a dwa pozostałe znajdują się



w kanale sprężarki wysokiego ciśnienia. Do napędu sprężarki niskiego ciśnienia dwóch pierwszych silników służy jednostopniowa turbina, sprężarkę dwóch ostatnich napędza turbina dwustopniowa.

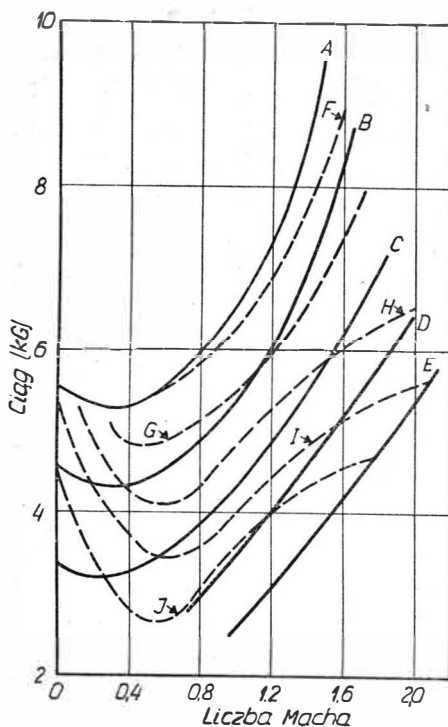
Wszystkie cztery silniki mają jednakowy zespół wysokiego ciśnienia, który jest zmniejszonym zespołem wysokiego ciśnienia silnika Bristol Siddeley „Olympus” 320. Zespół ten składa się z siedmiostopniowej sprężarki i jednostopniowej turbiny. Łopatki wirnikowe turbiny są chłodzone powietrzem i zaopatrzone na końcach w półki, które tworzą osłonę (bandaż) opasujący wirnik.

Przy projektowaniu dopalaczy silników M.45B i M.45G firma SNECMA korzystała z doświadczeń zdobytych przy budowie silników „Atar” i „Olympus” 593. Jednak ze względu na prostotę budowy i obsługi nie zastosowano ciągłej regulacji ciągu, lecz ograniczono się tylko do jednego stopnia ciągu.



2

Silnik M.45G jest brany pod uwagę, obok silnika RB.172/T.260, przy wyborze napędu naddźwiękowego przechwytywacza o zmiennym skosie skrzydła, budowanego wspólnie przez Anglię i Francję. Szersze możliwości zastosowań wytwórnie widzą w silniku M.45F — próby stoiskowe tego silnika mają rozpocząć się w lecie br. — i w związku z tym opracowują nowe jego wersje. Pierwsza z nich, nosząca oznaczenie M.45H, ma ten sam układ co silnik M.45F, różniąc się tylko zespołem niskiego ciśnienia, który zapewnia stosunek wydatków 3,5:1. Silnik ten jest przeznaczony do napędu powstającej obecnie w NRF, Francji i Anglii nowej generacji pasażerskich samolotów na krótkie trasy. Ostatnio został on wybrany do napędu samolotu VFW 614. W związku z tym silnik M.45H został przystosowany do lotów na wysokości 6000 m z prędkością  $Ma = 0,6$ . W stadium projektowania zwrócono również uwagę na jed-



3

nostkowe zużycie paliwa i ciąg w warunkach startu i wznoszenia, gdyż w przypadku samolotów na krótkie trasy duży okres czasu pracy silników przypada na starty i wznoszenie z prędkością  $Ma = 0,45$ . Nie jest wykluczone, że silniki M.45F lub M.45H wejdą jako pierwsze do eksploatacji.

#### Dane silników

	M.45B i M.45G	
ciąg statyczny [kG]		
z dopalaniem	3089	5550
bez dopalania	2041	3220
jednostkowe zużycie paliwa [kG/kGh]		
z dopalaniem	1,935	2,495
bez dopalania	0,789	0,602
wydatek powietrza [kG/sek]	30,3	66,6
przez kanał wewnętrzny	—	30,3
przez kanał zewnętrzny	—	36,3
spręż	14,04	14,16
stosunek wydatków	—	1,2
długość [mm]	2896	3670
maks. średnica [mm]	610	916
średnica wlotu [mm]	482	734
ciężar [kG]	515	795
stosunek ciągu do ciężaru		
bez dopalania	4,0	4,05
z dopalaniem	6,0	7,0

Rysunek 1 przedstawia silnik M.45B (na górze) i silnik M.45F (na dole). Na rysunkach 2 i 3 pokazano ciąg i jednostkowe zużycie tych silników w zależności od warunków lotu, przy czym linie ciągłe odpowiadają stałym wysokościami lotu (A — 0 m; B — 3000 m; C — 1600 m; D — 9150 m; E — 11 000 m), a linie przerywane — stałym wartościom jednostkowego zużycia paliwa w kG/kGh (rysunek 2: F — 1,9; G — 2,0; H — 2,1; I — 2,2; J — 2,3; K — 2,4; L — 2,5; rysunek 3: F — 2,8; G — 2,7; H — 2,6; I — 2,5; J — 2,4).

W. K.

#### UKŁAD ODNIESIENIA VARS

W produkcji seryjnej znajduje się zbudowany przez firmę General Precision Inc. układ odniesienia dla pionu i azymutu VARS (Vertical and Azimuth Reference System) przeznaczony do samolotów Breguet 1150 „Atlantic”. Próby w różnych warunkach lotu zostały zakończone w czerwcu 1965 roku. Podczas tych prób stwierdzono, że precyzja ramki azymutowej wynosi mniej niż  $\pm 0,2^\circ$  na godzinę (wartość dopuszczalna  $\pm 0,33^\circ$  na godzinę). Urządzenie składa się ze stabilizowanej platformy, zespołu elektronicznego z przelicznikiem korekcyjnym i zespołu nastawczego. Urządzenie dostarcza danych na temat przechylenia, pochylenia i kursu samolotu, które są konieczne w nawigacji na długich trasach. Jego ciężar wynosi 27 kG, a zapotrzebowanie miejsca — 45  $dm^3$ .

W. K.

#### AUTOPROGRAMOWANIE Z RYSUNKU

Podstawowym czasem przygotowania produkcji przy stosowaniu obrabiarek sterowanych programowo jest przygotowanie samego programu. W tym celu opracowano różne metody, pomoce, przyrządy i urządzenia pomocnicze. Ostatnim osiągnięciem w tej dziedzinie jest autoprogramowanie bezpośrednio z rysunku wykonanego w skali. Szczególnie użyteczny okazał się ten sposób opracowań w odniesieniu do wierceń otworów w elementach konstrukcyjnych płatowców, chassis i obudów urządzeń elektronicznych oraz płyt obwodów drukowanych.

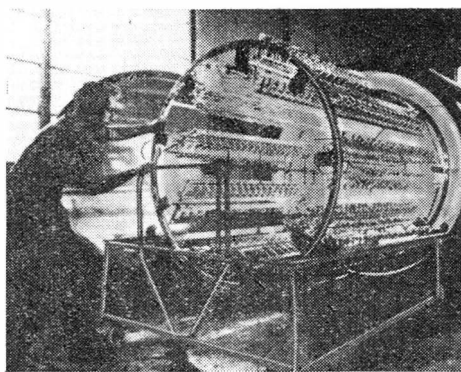
Oszczędności czasu programowania sięgają 70%. Pełny zestaw urządzeń do opracowania i rejestracji programu składa się: z koordynatografu optycznego służącego do dokładnego wyznaczenia punktów na rysunku w układzie współrzędnych prostokątnych, z urządzenia odczytującego, z którego informacje przechodzą do maszyny programującej i wreszcie dziurkarki wykonującej taśmę programową. Zestaw tych urządzeń pozwala na tworzenie rysunków o maksymalnych wymiarach 2540 mm  $\times$  2540 mm. Stosowana skala rozrysowań obejmuje podziałki 1:4, 1:2, 1:1, 2:1 i 4:1. Układ pozwala rejestrować położenie punktów z dokładnością  $\pm 0,01$  mm przy skali rysunku 1:1. Oczywiście przy innych podziałkach dokładność rzeczywista rośnie lub maleje proporcjonalnie do podziałki. Dostatecznie wprawny programista potrafi ustawić układ optyczny w stosunku do rysunku z dokładnością  $\pm 0,075$  mm. Dlatego rzeczywiste sumaryczne tolerancje przy podziałce 1:1 wynoszą  $\pm 0,1$  mm. Sam program tworzy się z dwóch źródeł: informacji położenia punktów z rysunku oraz informacji pomocniczych o charakterze funkcji wprowadzanych jednocześnie przez programistę. Informacje tworzą bezpośrednio program na taśmie dziur-

kowanej, która może być wprowadzona do urządzeń sterujących obrabiarek bez dalszych jakichkolwiek zabiegów.

A. G.

## METALIZACJA W PRÓŻNI

Stosunkowo niedawno opracowano proces technologiczny umożliwiający pokrywanie materiałów cienką warstwą metalu. Pokrywać można przedmioty zarówno z metali, jak i mas plastycznych, oraz innych niemetali. Początkowo stosowany on był do dekoracyjnego powlekania zabawek z mas plastycznych, a ostatnio jest szeroko stosowany w technice, a zwłaszcza w przemyśle elektrycznym i elektronicznym, chłodniczym, budowie statków kosmicznych, lotniczym, a nawet samochodowym. Proces nakładania pokryć odbywa się w komorze próżniowej przy podciśnieniu  $10^{-3}$  mm słupa rtęci. W komorze tej umieszcza się przedmiot powlekany oraz metal do nakładania. Metal ten podgrzewa się jedną z wielu metod do temperatury parowania. Pary metalu stykając się ze znacznie chłodniejszym przedmiotem powlekanym, kondensują się i następnie



krystalizują w równomierną cienką warstewkę silnie przywarłą do podłoża. Ten sposób nanoszenia warstw metalicznych ma wiele zalet:

a) przedmiot powlekany ma niską temperaturę w czasie całego zabiegu,

b) przedmiot nie podlega żadnym reakcjom chemicznym,

c) daje warstewki czystego metalu,

d) pozwala pokrywać prawie wszystkie materiały stałe,

e) daje bardzo równomierne warstwy,

f) pozwala na sterowanie wielko-

ścią ziarna w tworzącej się warstwie metalu.

Warstwy pokryciowe dzielą się na grube i cienkie, a za umowną granicę przyjęto  $2,5 \mu$ . Dzięki możliwości pokrywania tworzyw sztucznych warstewką metalu, można uzyskać wspaniałe izolatory ciepłne, zwłaszcza dla niskich temperatur. Tak wykonane materiały używa się na osłony zbiorników z ciekłym tlenem dla statków kosmicznych. Szerokie możliwości kojarzenia różnych materiałów: — podłoża i pokrycia — umożliwiają wytworzenie produktów o niezmiernie interesujących własnościach. Między innymi stosuje się pokrywanie włókien z tworzyw sztucznych zwiększając ich odporność na uszkodzenia fizyczne oraz oddziaływanie wilgoci i chemikaliów. Grube warstwy pokryciowe stosowane są na elementy normalne i konstrukcyjne w samolotach, do zabezpieczeń antykorozyjnych lub zwiększenia odporności na wysokie temperatury.

Drobne elementy wprowadza się do komór na specjalnych przyrządach (fot.) a inne, np. papier przewija się z określoną prędkością uzyskując przebiegi ciągłe.

A.G.

# KRONIKA

● Jubileusz 10-lecia pracy w służbie zdrowia obchodził Centralny Zespół Lotnictwa Sanitarnego. Dziś Polska ma 15 zespołów Pogotowia Lotniczego, zaś roczna liczba transportów w ciągu 9 lat (1956—1965) zwiększyła się trzykrotnie, osiągając blisko 8000 rocznie. Jubileusz zamyka się 16 milionami wylatanych kilometrów i 60 tys. transportów. Stacje Pogotowia Lotniczego dysponują 60 samolotami i 10 śmigłowcami. W br. Lotnictwo Sanitarne otrzyma 8 samolotów „Wilga II”. Projektuje się pokrycie kraju siecią lądowisk dla samolotów sanitarnych. Będą one istniały we wszystkich powiatach. Rady narodowe podjęły już uchwały o wydzieleniu terenów.

● Zarząd Główny Aeroklubu PRL przyznał Odznakę Zasłużonego Działacza Lotnictwa Sportowego 13 osobom. Wśród nich: inż. Z. Burzyńskiemu (z Warszawy), prof. Z. Franaszczukowi (z Gdańska), J. R. Koniecznemu (z W-wy), mgrowi inż. W. Lei (z W-wy), mgrowi inż. W. Rychterowi (z W-wy).

● Koło SIMP przy Zarządzie Głównym APRL zorganizowało konferencję techniczną poświęconą Szybowcowym Mistrzostwom Świata w W. Brytanii w 1965 r. Referaty ilustrowane przezroczami wygłosili: inż. J. Becker (konstrukcje szybowców), Z. Korsak (urządzenia radiowe — pokładowe i naziemne), inż. Fr. Niechwiejczyk (osprzęt szybowcowy) i inż. St. Pągowski (szybowcowe wozy transportowe). Na konferencji wyświetlono także filmy APRL z mistrzostw świata w Argentynie i w Anglii.

● W ub. roku „Lot” przewiózł 360 tys. pasażerów, z tego 212 tys. na liniach krajowych. Notuje się wzrost przewozów w porównaniu z 1964 r. o 50 tys. osób. Plan pięcioletni, zakładający przewiezienie 1250 tys. pasażerów zrealizowano 3.IX.1965 r. W ub. roku PLL „Lot” przewiózł 7 tys. ton przesyłek towarowych.

● Nowy park PLL „Lot” liczyć będzie w bież. roku: osiem samolotów Il.18 oraz dziesięć AN-24 (przewidziane dostawy

AN-24 w pierwszej połowie roku — 7 szt., w drugiej — 3 szt.). Planuje się przewiezienie 418 tys. pasażerów. Ruch pasażerski ogółem — w skali rocznej wzrośnie o 18%, zaś w porcie „Okęcie” — o 40%. Fracht wyniesie 9 tys. ton. Zamierza się uruchomić w 1966 r. linię do Mediolanu oraz Algieru, Bejrutu i na Środkowy Wschód. W kraju zapewni się połączenia okrężne (np. Kraków — Poznań).

● Wyposażenie Centralnego Portu Lotniczego Warszawa-Okęcie osiągnąć ma standard międzynarodowy z dniem 1.I.1967 r. Od tego terminu nowoczesne urządzenia radarowe Centrum Kontroli Ruchu Lotniczego pozwolą sprawdzać do lądowania samoloty wszelkich wielkości i typów, ze wszystkich kierunków, w dzień i w nocy oraz przy każdej pogodzie. Niestety budowa dworca nie została zsynchronizowana z zabezpieczeniem ruchu lotniczego w porcie Okęcie.

● Na posiedzeniu Polskiego Towarzystwa Astronautycznego w Warszawie, omawiano dotychczasowe wyniki eksploatacji polskich rakiet meteorologicznych typu „Meteor 1”. Naukowcy PIHM są zadowoleni z dotychczasowych osiągnięć i twierdzą, że sprawność rakiet przekroczyła zamierzone początkowo efekty. Będą prowadzone dalsze doświadczenia z „Meteor 1”, którego drugi człon będzie zaopatrzonej w miniaturowy nadajnik radiowy do przekazywania danych na Ziemię. Równocześnie w niedalekiej przyszłości konstruktorzy rakiet meteorologicznych rozpoczną próby z „Meteor 2”. Ta nowa, doskonalona rakietą meteorologiczną przeznaczona będzie do szerokich badań meteo.

● Działalność departamentów lotniczych w Ministerstwie Komunikacji zostanie zreorganizowana. Zapowiedział to minister P. Lewiński na łamach tygodnika „Transport i Drogi”. Zostanie utworzony Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego, któremu będą podporządkowane: Zarząd Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych (dla kierowania ruchem lotniczym i eksploatacji portów) oraz Polskie

Linie Lotnicze „Lot” (dla transportu i komunikacji lotniczej). Minister przedstawia korzyści nowej organizacji.

● Na stanowisko sekretarza generalnego APRL powołany został płk. nawig. mgr Arnold Juniter. Płk. K. Donigiewicz przeszedł do dalszej służby w Wojsku Polskim.

● Uchwałą Prezydium Polskiej Akademii Nauk powołany został płk. nawig. mgr Arnold Juniter. Płk. K. Donigiewicz przeszedł do dalszej służby w Wojsku Polskim.

● Ministerstwo Łączności — w ramach prac rozwojowych — przewiduje budowę sztucznego satelity telekomunikacyjnego.

● Już 17 zagranicznych towarzystw lotniczych ma w Warszawie swoje placówki. Należy już do tradycji, że PLL „Lot” corocznie podejmuje kolację przedstawicieli obcych linii lotniczych.

● 8 przedsiębiorstw przewozu lotniczego podpisało w końcu ub. roku umowę w ramach RWPG o współpracy w dziedzinie działalności eksploatacyjnej, handlowej i finansowej. Umowa ujęła wszystkie dotychczasowe porozumienia krajów RWPG dotyczące transportu lotniczego.

● Od 1967 r., będzie się ukazywał Międzynarodowy Rocznik Transportu, jako praca zbiorowa w ramach współdziałania trzech wydawnictw: Transpress VEB Verlag für Verkehrswesen, Berlin (NRD), Nakładatelstri Dopravy a Spoju, Praha (CSRS) i P.P. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. Rocznik będzie się ukazywać w trzech wersjach językowych dla potrzeb krajów RWPG. Wśród dziedzin transportu, którym poświęcone będzie wydawnictwo — poczesne miejsce zajmie lotnictwo.

● Dla potrzeb komunikacji, sportu i pogotowia lotniczego przybędą dwa lotniska.

▲ W Koszalinie powstał społeczny komitet budowy lotniska cywilnego, który czyni energiczne starania o wybudowanie lotniska o kilka kilometrów od

mięsta, w okolicy miejscowości Mścice. Akcja uzgodniona jest z władzami lotniczymi i terenowymi. Realizację planuje się na 1967/68 r.

▲ Starania czynione przez Aeroklub Ziemi Warmińsko-Mazurskiej w Olsztynie o rozbudowę lotniska w Dątkach i wyposażenie go w hangary, uwięczone zostały powodzeniem. Prace rozpoczęły się już w bieżącym roku.

● Na lotnisku w Ławicy pod Poznaniem zainstalowano ostatnio urządzenia radiolokacyjne. Nowoczesne wyposażenie

poważnie podnosi przydatność i rangę lotniska.

● W tym roku będą przekazane do eksploatacji trzy obiekty, usprawniające ruch samolotów w porcie lotniczym na Okęciu, a mianowicie: nowa wieża kontrolna, wieża radarowa oraz stacja wskazująca kierunek lądowania, zlokalizowana w rejonie Piaszczyna.

● Komisja Samolotowa APRL zgłosiła propozycję, aby tegoroczne krajowe mistrzostwa samolotowe w akrobacji odbyły się we wrześniu w Warszawie.

Omówiono też udział polskiej ekipy w IV Mistrzostwach Świata tejże dyscypliny (w Moskwie) na samolotach, będących kolejną modyfikacją Zlina-„Super Kasper Akrobat”.

● Aeroklub Gdański uzyskał w 1965 r. najlepsze wyniki i przez APRL sklasyfikowany został na pierwszym miejscu w kraju. Spadochroniarze wykonali 988 skoków (ustanawiając 22 rekordy klubowe i 13 krajowych), szybownicy wylatali 987 godzin i przelecieli 17 677 km, piloci samolotowi wylatali 671 godzin.

## NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

A. Buch: „Zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej”. PWN 1964, str. 436, rys. 268, tabl. 143, cena zł 56.—

Jest to monografia poświęcona zjawisku o podstawowym znaczeniu dla pracowników lotnictwa. W książce omówiono mechanizm zmęczenia metali i stopów oraz wpływ spiętrzenia naprężeń, kształtu i wielkości przedmiotu, stanu temperatury i innych czynników na ich wytrzymałość zmęczeniową. Autor przeprowadził analizę powiązania tej wytrzymałości z wytrzymałością doraźną oraz przeprowadził ocenę współczynnika bezpieczeństwa na podstawie porównania parametru zmęczenia próbki laboratoryjnej z wytrzymałością zmęczeniową części maszyn. Dane dotyczące własności zmęczeniowych różnych metali i stopów oraz wykonanych z nich części i zespołów zostały ujęte w tablicach i wykresach. Autor powołuje się na 477 pozycji bibliograficznych.

Z.

nawigację pojazdów, systemy ich sterowania oraz metody sprowadzenia na Ziemię. Na koniec zaznajamia autor czytelników z perspektywami przyszłych lotów kosmicznych człowieka i jego podróży na Księżyc.

Z.

K. Krowicki i M. Syczewski: „Stałe paliwa raketowe”. MON 1964, str. 300, rys. 28, tabl. 73, cena 25 zł.

Książka jest pierwszą polską publikacją poświęconą stałym paliwom raketowym. Autorzy omówili ich własności fizyczne jak: zapłon, mechanizm palenia, ciąg, zapoznali czytelników z ulewniaczami, lepiszczami, plastyfikatorami, stabilizatorami — wreszcie opisali liczne rodzaje stałych paliw raketowych.

Z.

David K. Lloyd i Myron Lipov: „Nie-zawodność działania: Kierownictwo, metody i teoria matematyczna”.

Ta książka amerykańskich autorów („Reliability: management, methods and mathematics”) powinna zainteresować konstruktorów, a w szczególności konstruktorów sprzętu latającego. Autorzy omawiają zagadnienia z dziedziny teorii niezawodności, podając jej podstawowe źródła oraz metody poprawy jakości i niezawodności działania wyrobów. Główny nacisk położono na teorię prawdopodobieństwa oraz na matematyczną statystykę. Omówione są zagadnienia związane z produkcją, kontrolą i eksploatacją wyrobów. Rozpatrzone pod względem niezawodności silniki odrzutowe oraz turbogeneratory. Poszczególne części książki kończą się ćwiczeniami (w sumie 61 pozycji).

Z.

„Proczność i dynamika awiacyjnych dwigatleń, Sbornik statiej”. Wyd. I, Izdatielstwo Maszinoostrojenje, Moskwa, stron 290, cena 1 rb. 13 kop.

Zbiór prac wydany przez kolegium redakcyjne w składzie — J. A. Birger, W. M. Dariewskij, R. S. Kinasoszwili, S. W. Sieriensien i B. F. Szorr. W skład zbioru wchodzi następujące prace: Obliczanie wytrzymałościowe cylindrycznych zbiorników metalowych i z mas plastycznych, wzmocnionych uzwojeniami z materiału o wysokiej wytrzymałości, — Konstrukcje i obliczenia wytrzymałości cylindrycznych zbiorników z mas plastycznych na płótnie szklanym, — Wyznaczenie odkształceń i naprężeń w cylindrycznej konstrukcji skorupowej przy miejscowych obciążeniach, — Obliczenia wytrzymałościowe pierścieni obciążonych siłami, przy zawieszeniu w ich wnętrzu silników, — Przybliżone obliczenia wytrzymałościowe roboczych kół sprężarek odśrodkowych z dwustronnym wlotem, — Obliczanie roboczych łopatek turbin z półkami w postaci bandaży, — Badanie krytycznej prędkości wirnika przy pomiarze sztywności jego podpór, — Drgania wymuszone układów połączonych, Analiza warunków powstania drgań własnych układu z jednym stopniem swobody, — Giętno-skrętne drgania zagiętych łopatek sprężarkowych, — Warunki wywołania flatteru oświetlenia strug z łopatek sprężarki, — Współczynniki skupienia i względnego rozkładu naprężeń w zamkach typu jodełkowego maszyn turbinowych.

Zbiór prac przeznaczony jest dla pracowników naukowych instytutów oraz inżynierów zajmujących się zagadnieniami statycznej i dynamicznej wytrzymałości różnych konstrukcji.

LS

„Ustałostnyje ispytania i analiz ich riezultatow”. W. Weibull, Izdatielstwo Maszinoostrojenje, Moskwa, 1964 r., stron 276, cena 1 rb. 91 kop.

Wydanie oryginalne angielskie z roku 1961 przetłumaczone zostało na rosyjski przez T. A. Bieksza i Je. S. Muslina pod redakcją S. W. Sieriensiena. Książka daje przegląd współczesnego stanu metod i środków zmęczeniowych badań materiałów i konstrukcji. Dano przegląd przyjętych oznaczeń i terminologii, granic wytrzymałości doraźnej i zmęczeniowej, metod badań zmęczeniowych, badań długotrwałości konstrukcji, badań z wstępnymi obciążeniami statycznymi i powtarzanymi oraz metod wykrywania pęknięć. Opiszono maszyny i urządzenia stosowane przy badaniach zmęczeniowych — z obciążeniem osiowym, z gięciem powtórnym, dla gięcia z obrotem, dla skręcania, dla skręcania ze zginaniem i dla obciążań trzysiosowych, maszyny dla badań konstrukcji wielkości naturalnej, urządzenia do badań zmęczeniowych drutów, linek, sprężyn, łopatek turbin i łopat śmigieł lotniczych, badania próbek o dużych wymiarach typu belek oraz ciałek konstrukcji samolotów. Omówiono szczegóły maszyn i urządzeń do badań zmęczeniowych, ich mechanizmy obciążające, urządzenia mierzące i regulacyjne oraz aparaturę wyłączającą, jak i zasady tarowania statycznego i dynamicznego, kontrolę urządzeń i błędy wskazań maszyn badawczych. Osobno opisano przyrządy i urządzenia pomiarowe dla rejestracji przesunięć, odkształceń i innych wad oraz dla sumowania liczby cykli obciążań. W następnym rozdziale przedstawiono metody przygotowania próbek i konstrukcji do badań, typy próbek dla różnych szczegółów konstrukcji, ich obróbka i metody pomiarów, oraz zabezpieczenie przed uszkodzeniami i korozją. Kolejno przedstawiono czynniki mające wpływ na wyniki badań, oraz omówiono wpływ stanu materiału próbki, rodzaj stanu naprężeń, typu i rodzaju badanej konstrukcji, zastosowanych urządzeń badawczych, warunków zewnętrznych w czasie przeprowadzania badań oraz metodyki samych badań. Przedstawiono też zasady ustalania programu badań, wyboru badanych elementów i wyboru urządzeń badawczych, metod ustalania warunków technicznych przeprowadzania badań, zasad sporządzania wykresnego zestawienia wyników. W ostatnim rozdziale omówiono zasady analizy wyników badań, stosowane ogólnie metody statystyczne, wyznaczenie zależności między naprężeniami i trwałością konstrukcji oraz rozkładu trwałości, wyznaczenie zależności między prawdopodobieństwem, naprężeniami i trwałością oraz zasady oceny wyników badań odporności na zmęczenie i przy zwiększaniu amplitudy. Każdy z rozdziałów daje rejestrację obecnego stanu technicznego omawianych zagadnień. Dano też obszernie zestawienie 1572 pozycji literatury i publikacji.

C. Z. Carroll Porczyński: „Materiały przyszłości — włókna ogniotworne, włókna metalowe, kompozycje”. MON 1964 r., str. 342, rys. 124, tabl. 79, cena zł 30.—

Książka ta ukazała się przed dwoma laty w języku angielskim. Jako unikalna z uwagi na swą tematykę. Wydana już została w kilku krajach, m. in. w USA. Dzieło traktuje o materiałach konstrukcyjnych, wytwarzanych z włókien ogniotwornych w połączeniu z innymi tworzywami, jak masy plastyczne, materiały ceramiczne, metale itp. Autor omówił zagadnienia produkcji i zastosowania tych materiałów w pierwszym rzędzie w lotnictwie i technice raketowej. Książka została opracowana na podstawie wielkiej ilości (557) najnowszych źródeł głównie angielskich i amerykańskich.

Z.

S. G. Aleksandrow i R. E. Fiedorow: „Radzieckie sztuczne satelity i statki kosmiczne”. PWN, Warszawa 1964 r., str. 447, rys. 181, tabl. 35, schematy, fotografie, cena 35 zł.

Jest to polskie opracowanie książki wydanej w 1961 r. przez Akademię Nauk Związku Radzieckiego. Książka, która ukazała się jako kolejny tom „Biblioteki Problemów” zawiera podstawowe wiadomości o pojazdach i rakietach kosmicznych. Ponadto autorzy omawiają metody badań górnej atmosfery i przestrzeni kosmicznej oraz wyniki badań naukowych prowadzonych z pokładu sztucznych satelitów i przy pomocy rakiet kosmicznych. Przedmowę do książki napisali akademik L. I. Siedow i prof. A. I. Lebiediński.

Z.

A. Ducrocq: „Człowiek w przestrzeni kosmicznej. Loty sterowane statków kosmicznych”. PWN, Warszawa 1964 r., str. 386, rys. 21, tabele, cena 28 zł.

Jest to tłumaczenie z francuskiego, dokonane przez R. Romickiego. Autor jest już znany w Polsce z książki pt. „Era robotów”. Ducrocq traktuje historyczne pierwsze satelity Ziemi, a gruntownie omawia rakiety ciężkie o wielkiej masie, unoszące statki kosmiczne. Książka opisuje tory, po jakich statki poruszają się wokół Ziemi i podczas lotu na Księżyc i planety, omawia

Książka przeznaczona jest dla pracowników biur konstrukcyjnych, laboratoriów zakładowych oraz instytutów naukowo-badawczych.

LS.

„Kosmiczieskaja technika”, red. H. S. Seifert, Izdatelstwo Nauka, Moskwa, 1964 r., stron 728, cena 3 rb 11 kop.

Oryginał tej pracy zbiorowej wydany był w języku angielskim w Stanach Zjednoczonych AP w roku 1959, w opracowaniu zaś brało udział dwudziestu czterech specjalistów. Przekład rosyjski wykonany został przez czterech tłumaczy pod redakcją A. I. Łurie. Książka powstała z materiałów kursów wygłoszonych przez autorów w roku 1957 w kalifornijskim uniwersytecie z zakresu konstruowania i budowy kosmicznych aparatów latających, analizy i projektowania ich lotu oraz metod sterowania ich ruchem. W przedkładzie książka składa się z trzech części. W pierwszej części nazwanej — dynamika lotu — największą pod względem objętości rozpatrzone zostało szereg zagadnień mechaniki ruchu po torze aparatów kosmicznych przy wejściu na orbitę, w czasie ruchu w przestrzeni międzyplanetarnej oraz przy wejściu w atmosferę. Omówiono też charakterystyki lotne raket w ruchu prostoliniowym, zasady optymalizacji czynnego odcinka drogi lotu w czasie działania silników, orbity sateloidów Ziemi, planowane tory lotów do Księżyca. Mimo pewnej nierówności wykładów i poszczególnych powtórzeń, objęty zakres zagadnień daje wystarczająco pełny pogląd na zadania i metody nowego rozdziału mechaniki — astrodynamiki. Poza poprzednio wliczonymi rozpatrzone zostały zagadnienia optymalnego programowania ciągu raket, dynamika lotu aparatów kosmicznych rozporządzających małym ciągiem, metody przejścia między orbitami, ocena opierających się na teorii względności zjawisk występujących w przestrzeni kosmicznej, procesy wymiany ciepła przy naddźwiękowych prędkościach wejścia w atmosferę oraz możliwość bezpiecznego lądowania. Druga część książki omawia konstrukcję i silnikowe zespoły raket, różne zasady wytworzenia raketowego ciągu i stosowane metody ich technicznej realizacji. Opisane silniki raketowe na paliwo stałe i płynne, możliwości zastosowania raketowych silników jądrowych, zasady magnetohydrodynamiki, typy konstrukcji, analiza układu i materiały stosowane oraz ogólna analiza kosmicznych aparatów latających. Dużą uwagę zwrócono na podstawy obliczeń wytrzymałościowych i zasady optymalnego konstruowania raket. W trzeciej części rozpatrzone problemy łączności kosmicznej, zasady radionawigacji, bezwładnościowe układy sterowania pociskami balistycznymi, radiowe bezwładnościowe układy sterujące i metody sterowania na pośrednich i końcowych odcinkach drogi lotu pocisków. Do każdego rozdziału dodano wykaz literatury, na końcu książki dołączono alfabetyczny spis rzeczowy. Książka daje podstawowe metody obliczeń, liczne dane liczbowe, szereg rysunków i fotografii używanego sprzętu. Książka przeznaczona jest dla inżynierów zajmujących się zagadnieniem lotów kosmicznych oraz budową statków kosmicznych.

LS

„Swarka i pajka tonkostiennych truboprowodow”, A. I. Gubin, A. M. Kitajew, Izdatelstwo Maszinostronjenje, Moskwa 1964 r., stron 112, cena 53 kop.

W książce przedstawiono technologie gięcia, spawania, lutowania, obróbki przeciwkorozyjnej, montażu i kontroli jakości przewodów cienkościennych o różnym przeznaczeniu ze stali o małej zawartości węgla i nierdzewnej, z tytanu, aluminium, miedzi i mosiądzu. Dano potrzebne wiadomości o lutowaniach i topnikach oraz o materiałach dodatkowych i gazach obojętnych stosowanych przy spawaniu i lutowaniu przewodów palnikami gazowym i prądami wysokiej częstotliwości. Rozpatrzono przyczyny powstawania wad przy spawaniu i lutowaniu i przedstawiono sposoby ich unikania i usuwania. Dano również wskazówki konstruowania spawanych i lutowanych połączeń przewodów oraz informacje o wytrzymałości przewodów przy obciążeniach statycznych, zmiennych i zmęczeniowych. Przy opracowaniu książki były wykorzystane materiały z zakładów budowy maszyn, z biur konstrukcyjnych i instytutów, szereg wiadomości z literatury technicznej ostatnich lat oraz materiały badawcze i doświadczenie autorów. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i technologów przemysłu lotniczego, samochodowego, traktorowego, chemicznego i żywnościowego.

LS

„Projektowanie pasażerskich samolotów s ucziotom ekonomiki ekspluatacii” A. A. Badiagin, Je. A. Obruckij, Izdatelstwo Maszinostronjenje, Moskwa, 1964, stron 296, cena 96 kop.

W książce przedstawiono metody techniczno-ekonomicznej oceny pasażerskich samolotów i projektowanie samolotu z uwzględnieniem kosztów własnych przewodów. Przy omawianiu wydatków eksploatacyjnych rozpatrzono strukturę tych wydatków, zasady określania wydatków na lot według sumarycznych stawek rozchodowych, zasady uzyskania dochodowości przy eksploatacji samolotu, omówiono techniczne wskaźniki ekonomiczności samolotu, zwracając specjalną uwagę na wskaźnik ekonomiczności prędkości lotu i rozpatrując obszernie techniczno-ekonomiczne charakterystyki samolotów transportowych i samolotów pasażerskich naddźwiękowych. W rozdziale drugim rozpatrzone zostały zasady wstępnego projektowania samolotu pasażerskiego, ustalenie technicznych wymagań i układu samolotu, zasady wyboru optymalnych parametrów skrzydła i kadłuba, wpływ warunków eksploatacji samolotu na wybór parametrów podwozia, zasady wyboru typu silnika i liczby silników. W następnym rozdziale omówiono zasady wyboru ekonomicznej wysokości i prędkości w zależności od zasięgu lotu i wysokościowych charakterystyk silników, zagadnienie prędkości przelotowej, prędkości handlowej i najwygodniejszej liczby międzylądowań. Rozpatrzono też wpływ charakterystyk startu i lądowania na ekonomiczność

eksploatacji samolotu pasażerskiego, zagadnienie prędkości krytycznej i długości przerwanych startu w przypadku awarii silnika oraz efekty ekonomiczne kapitalnych inwestycji, jak i efekty ekonomiczne polepszenia technicznych wskaźników samolotów i silników. Książka zawiera wiele danych liczbowych w postaci tabel i wykresów, przykłady obliczania techniczno-ekonomicznych wskaźników dla kilku samolotów z silnikami tłokowymi i odrzutowymi, oraz charakterystyki wraz z rysunkami i wykresami piętnastu najbardziej znanych w świecie samolotów, będących obecnie w czynnej eksploatacji. Dano również wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów przemysłu lotniczego oraz personelu technicznego towarzystw komunikacji lotniczej. LS.

„Konstruowanie praborow dla stran s tropiczeskim klimatom”, W. P. Tchorziewskij, I. G. Pieriewiezienciew, Izdatelstwo Maszinostronjenje, Moskwa, 1964 r., stron 200, cena 76 kop.

Jest to drugie wydanie tej książki opracowane i uzupełnione, dające usystematyzowane dane techniczne zebrane przez autorów ze sprawozdań, instrukcji, materiałów technicznych różnych instytucji, przedsiębiorstw i instytutów naukowo-badawczych, z artykułów radzieckich i zagranicznych, czasopism i książek z zakresu zagadnień wykonania i dostawy przyrządów i wyposażenia do krajów o klimacie tropikalnym. Wykorzystane też zostały doświadczenia własne autorów przy opracowaniu kontrolno-pomiarowych przyrządów dla krajów tropikalnych. W książce dano klasyfikację i charakterystykę stref klimatu tropikalnego, wymagania stawiane przyrządom i podstawowe sposoby zabezpieczenia przed działaniem klimatu tropikalnego, a w szczególności przed temperaturą, wilgotnością i rośnieniem, pleśnią, nasłonecznieniem, pyłem, solą morską i owadami. Omówiono zasady opracowania konstrukcji przyrządów i ich poszczególnych typowych zespołów, następnie właściwe stosowane pokrycia lakiernicze, pokrycia metaliczne i chemiczne nieorganiczne, zasady badania przyrządów pod względem spełniania wymagań tropikalnych, oraz zasady zabezpieczania przyrządów w czasie magazynowania i transportu. Szczegółowo przedstawiono metody wewnętrznej opakowania przyrządów, oraz wymagania opakowania zewnętrznego. W dodatkach dano wykazy wraz z krótkimi informacjami materiałów konstrukcyjnych dla tropikalizowanych przyrządów — masy plastyczne, materiały elektroizolacyjne, materiały lakiernicze, emalie, i lakiery elektrotechniczne, materiały dla uszczelnień, kleje, kable i przewody, dopuszczalne obciążenia prądowe przewodów w różnej obudowie, normy czynników tropikalnych do prób badawczych, klasyfikacja sprzętu według sposobów opakowania, materiały do konserwacji i roztworów do przemywania, oraz materiały opakowań. Książka przeznaczona jest dla inżynierów technicznych pracowników zakładów oraz biur konstrukcyjnych jako podręcznik. LS.

Czytajcie i prenumerujcie

## MASZYNY MATEMATYCZNE

Zastosowania w gospodarce, technice i nauce

Dwumiesięcznik

organ Pełnomocnika Rządu d.s. Elektronicznej Techniki Obliczeniowej  
oraz Naczelnej Organizacji Technicznej

„MASZYNY MATEMATYCZNE” — czasopismo przeznaczone przede wszystkim dla aktualnych i potencjalnych użytkowników maszyn matematycznych, ekonomistów i inżynierów różnych specjalności, organizatorów, projektantów, konstruktorów, pracowników nauki — podaje w sposób przystępny potrzebne informacje szerokiemu kręgowi Czytelników interesujących się zagadnieniami zastosowań maszyn matematycznych we wszystkich branżach gospodarki narodowej.

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT, Warszawa, Czackiego 3/5.

Zamówienia na rok bieżący na prenumeratę normalną roczną zł 72.— i półroczną zł 36.— oraz prenumeratę ulgową roczną zł 48.— i półroczną zł 24.— przyjmuje Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 — w godz. 8.00—15.00, tcl. 26-80-16 i 26-85-88, nr konta PKO 1-9-121697.

Adres redakcji: Warszawa, ul. Koszykowa 79, Instytut Maszyn Matematycznych, tel. 26-37-29 w godz. 7.30—14.30.

Tablica 30. Własność mechaniczna blach i płyt z amerykańskich stopów magnezu wg. ASTM B 90-64

Lp.	Oznaczenie stopu	Stan	Grubość (mm)	Wytrzymałość na rozciąganie $R_{m \min}$ (kG/mm <sup>2</sup> )	Granica plastyczności $R_{0,2 \min}$ (kG/mm <sup>2</sup> )	Wydłużenie $A_4 \min$ (%)
1	AZ31B	wyżarzony	0,4 do 12,7 pow. 12,7 do 50,8 pow. 50,8 do 76,2	22,5 — 28,1 21,1 — 28,1 21,1 — 28,1		12 10 9
2	AZ31B	utwardzony i niezupełnie wyżarzony (na normalną twardość)	0,4 do 6,3 pow. 6,3 do 9,5 pow. 9,5 do 12,7 pow. 12,7 do 25,4 pow. 25,4 do 50,8 pow. 50,8 do 76,2	27,4 26,7 26,0 25,0 23,9 23,9	20,4 18,3 16,9 15,5 14,1 12,7	6 8 8 8 8 8
3	AZ31B	utwardzony i niezupełnie wyżarzony (na maksymalną twardość)	6,3 do 9,5 pow. 9,5 do 12,7 pow. 12,7 do 19,0 pow. 19,0 do 25,4 pow. 25,4 do 38,1 pow. 38,1 do 50,4	27,4 26,7 26,0 26,0 24,6 24,6	19,0 18,3 17,6 16,2 15,5 14,8	6 6 6 6 6 6
4	HK31A	wyżarzony	0,4 do 6,3 pow. 6,3 do 12,7 pow. 12,7 do 25,4 pow. 25,4 do 76,2	21,1 — 26,7 21,1 21,1 20,4	11,3 10,6 9,8	12 12 12 12
5	HK31A	utwardzony i niezupełnie wyżarzony (na normalną twardość)	0,4 do 3,2 pow. 3,2 do 6,3 pow. 6,3 do 25,4 pow. 25,4 do 76,2	23,9 23,9 23,9 23,2	18,3 16,2 17,6 17,6	4 4 4 4
6	HM21A	przesycony przerobiony plastycznie na zimno i sztucznie starzony	0,4 do 6,3 pow. 6,3 do 12,7 pow. 12,7 do 25,4 pow. 25,4 do 76,2	23,2 22,5 21,1 21,1	12,7 14,8 14,8 14,8	6 6 6 6
7	ZE10A	wyżarzony	0,4 do 1,5 pow. 1,5 do 6,3 pow. 6,3 do 12,7	21,1 21,1 20,4	12,7 10,6 8,4	15 15 12
8	ZE10A	utwardzony i niezupełnie wyżarzony (na normalną twardość)	0,4 do 3,2 pow. 3,2 do 4,8 pow. 4,8 do 5,3	25,3 23,9 21,8	17,6 15,5 14,1	4 4 4

Tablica 31. Własności mechaniczne prętów i kształtowników z amerykańskich stopów magnezu (wg ASTM B107-63)

Lp.	Oznaczenie stopu	Stan	Srednia lub najmniejsza grubość (mm)	$R_{m \min}$ (kG/mm <sup>2</sup> )	$R_{0,2 \min}$ (kG/mm <sup>2</sup> )	$A_4 \min$ (%)	HB min (kG/mm <sup>2</sup> )
1	AZ31B	wyciskany	do 6,3 pow. 6,3 do 38,1 pow. 38,1 do 63,5 pow. 63,5 do 127,0	24,6 24,6 23,9 22,5	14,8 15,5 15,5 14,1	10,0 10,0 10,0 7,0	49
2	AZ61A	wyciskany	do 6,3 pow. 6,3 do 38,1 pow. 38,1 do 63,5 pow. 63,5 do 127,0	26,7 28,1 28,1 28,1	14,1 16,9 16,9 15,5	8,0 10,0 10,0 7,0	60 60 60
3	M1A	wyciskany	do 6,3 pow. 6,3 do 38,1 pow. 38,1 do 63,5 pow. 63,5 do 127,0	21,1 22,5 22,5 25,4	— — — —	2,0 3,0 2,0 2,0	44 44 44 44
4	AZ60A	wyciskany	do 6,3 pow. 6,3 do 38,1 pow. 38,1 do 63,5 pow. 63,5 do 127,0	30,2 30,2 30,2 29,5	19,7 19,7 19,7 19,0	9,0 9,0 8,0 4,0	60 60 60 60
		sztucznie starzony	do 6,3 pow. 6,3 do 38,1 pow. 38,1 do 63,5 pow. 63,5 do 127,0	33,1 33,8 33,8 31,6	21,1 23,2 23,2 21,1	5,0 4,0 4,0 2,0	82 82 82 82
5	ZK60A	wyciskany	do 12,9 pow. 12,9 do 19,4 *) pow. 19,4 do 32,3	30,2 30,2 30,2 30,2	21,8 21,8 21,8 21,8	5,0 5,0 5,0 4,0	75 75 75 75
		sztucznie starzony	do 12,9 pow. 12,9 do 19,4 *) pow. 19,4 do 32,3	31,6 31,6 31,6	25,3 25,3 25,3	4,0 4,0 4,0	82 82 82

\*) Powierzchnia przekroju poprzecznego w cm<sup>2</sup>

Tablica 32. Własności mechaniczne rur z amerykańskich stopów magnezu (wg ASTM B217-63)

Lp.	Oznaczenie stopu	Stan	Srednica zewnętrzna maks. (mm)	Grubość ścianki (mm)	$R_{m \min}$ (kG/mm <sup>2</sup> )	$R_{0,2 \min}$ (kG/mm <sup>2</sup> )	$A_4 \min$ (%)	HB (kG/mm <sup>2</sup> )
	AZ31B	wyciskany	152,4 152,4	0,7 do 6,3 6,3 do 19,1	22,5 22,5	11,3 11,3	8,0 4,0	46
2	AZ61A	wyciskany	152,4	0,7 do 19,1	25,3	11,3	7,0	50
3	M1A	wyciskany	152,4	0,7 do 19,1	19,7	—	2,0	42
		wyciskany	76,2	0,7 do 19,1	28,1	19,7	5,0	75
4	ZK60A	sztucznie starzony	76,2	0,7 do 19,1	32,3	26,7	4,0	82

Tablica 33. Własności mechaniczne odkuwek z amerykańskich stopów magnezu (wg ASTM B91-64)

Oznaczenie stopu	Stan	Wytrzymałość na rozciąganie $R_m$ min (kG/mm <sup>2</sup> )	Granica plastyczności $R_{0,2}$ min (kG/mm <sup>2</sup> )	Wydłużenie $A_4$ min (%)	Przeznaczenie
TA54A		25,3	15,5	7,0	do kucia na młotach
AZ31B		23,9	13,4	6,0	do kucia na prasach i młotach
AZ61A		26,7	15,5	6,0	do kucia na prasach
AZ80A	kuty	29,5	18,3	5,0	do kucia na prasach
AZ80A	sztucznie starzony	29,5	19,7	2,0	
ZK60A	sztucznie starzony	29,5	18,3	7,0	do kucia na prasach

Tablica 34. Własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych amerykańskich stopów magnezu przerabianych plastycznie

Postać	Oznaczenie stopu	Stan	Własności mechaniczne $R_m$ (kG/mm <sup>2</sup> ) $R_e$ (kG/mm <sup>2</sup> ) $A_4$ (%)	Temperatura badania (°C)							
				20	95	120	150	205	260	315	
blachy	HK31A	utwardzony i niezupełnie wyżarzony	$R_m$ $R_e$ $A_4$	24,6 14,8 23,0					15,5 14,8 36,0		7,7 4,9 86,0
		wyżarzony	$R_m$ $R_e$ $A_4$	27,4 21,1 6,0					16,9 15,5 16,0		9,1 4,9 70,0
	HM21A	przesycony + przerobiony plastycznie + sztucznie starzony	$R_m$ $R_e$ $A_4$	23,9 17,6 10,0					12,7 12,0 30,0		9,8 8,4 15,0
profile wyciskane	AZ31B	wyciskany	$R_m$ $R_e$ $A_4$	26,7 20,4 15,0	24,6 15,5 20,0	21,8 12,7 29,0	17,6 10,6 38,0				
	AZ61A	wyciskany	$R_m$ $R_e$ $A_4$	31,6 23,2 16,0	29,5 18,3 21,0		21,1 14,1 40,0	14,8 9,8 42,0			5,6 3,5 70,0
	M1A	wyciskany	$R_m$ $R_e$ $A_4$	26,0 18,3 11,0	19,0 14,8 15,0	16,9 13,4 20,0	14,8 11,3 19,0	13,4 8,4 25,0			6,3 3,5 93,0
	AZ80A	wyciskany	$R_m$ $R_e$ $A_4$	34,5 25,3 11,0	33,1 21,8 20,0		24,6 18,3 39,0	16,2 12,0 35,0			7,0 4,9 102,0
		sztucznie starzony	$R_m$ $R_e$ $A_4$	38,7 28,1 7,0	34,5 22,5 20,0	29,5 19,0 33,0	29,3 14,8 41,0				
	ZK60A	sztucznie starzony	$R_m$ $R_e$ $A_4$	37,3 30,9 11,0	22,5	19,7	16,9		10,6 8,4 84,0	4,2 2,8 177,0	
odkuwki	AZ80A	przesycony i sztucznie starzony	$R_m$ $R_e$ $A_4$	35,2 23,9 5,0	30,2 19,0 15,0		21,1 14,8 30,0	15,5 10,6 49,0	9,8 5,6 83,0	6,3 3,5 123,0	
	ZK60A	sztucznie starzony	$R_m$ $R_e$	34,5 26,7 13,0							

Tablica 35. Czasowa granica pełzania niektórych amerykańskich stopów magnezu

Oznaczenie stopu	Stan	Temperatura badania (°C)	Czasowa granica pełzania, kG/mm <sup>2</sup>																				
			$R_{0,1/1}$	$R_{0,1/10}$	$R_{0,1/100}$	$R_{0,2/1}$	$R_{0,2/10}$	$R_{0,2/100}$	$E_{0,2/500}$	$R_{0,5/1}$	$R_{0,5/10}$	$R_{0,5/100}$	$R_{0,5/500}$										
AZ31B	wyciskany	93	4,4	3,8	3,0	7,2	6,3	5,1	4,3	11,1	9,8	8,2	7,2	12,0	13,5	12,0	10,3	9,1	15,0	13,6	11,8	10,6	
		121	3,5	2,9	2,0	6,0	5,0	3,6	2,7	9,3	7,9	6,0	4,9	9,6	11,0	8,7	7,5	6,2	12,6	11,0	8,7	7,2	7,2
		149	2,8	2,0	1,1	4,8	3,5	2,0	1,3	7,5	5,9	3,8	2,6	7,0	9,8	5,9	4,4	—	3,7	3,7	8,3	5,9	4,4
AZ61A	wyciskany	93	4,1	3,4	2,7	7,7	6,8	5,2	4,2	14,1	12,5	10,1	8,5	15,5	17,2	15,5	13,1	11,3	19,5	17,7	15,3	13,6	13,6
		121	3,2	2,5	1,1	6,3	4,9	3,0	2,0	11,4	8,9	5,9	4,1	14,1	11,3	9,4	7,8	5,8	16,1	13,3	9,4	7,0	7,0
		149	2,5	1,5	—	4,7	2,9	0,9	—	8,7	5,8	2,3	0,7	11,0	7,7	4,7	3,5	1,4	12,7	9,2	4,7	2,3	2,3
ZK60A	sztucznie starzony	93	1,4	—	—	5,5	3,7	2,1	1,4	10,6	7,0	4,1	2,7	10,1	14,0	10,1	6,0	4,1	15,7	12,0	7,6	5,1	5,1
		121	—	—	—	3,8	2,0	0,8	—	7,0	3,9	1,8	—	9,8	11,7	7,7	2,8	—	11,7	7,7	3,9	—	—
		149	—	—	—	2,0	0,9	0,7	—	3,7	1,8	1,1	—	5,3	2,7	1,1	1,1	—	6,7	3,7	1,5	—	—