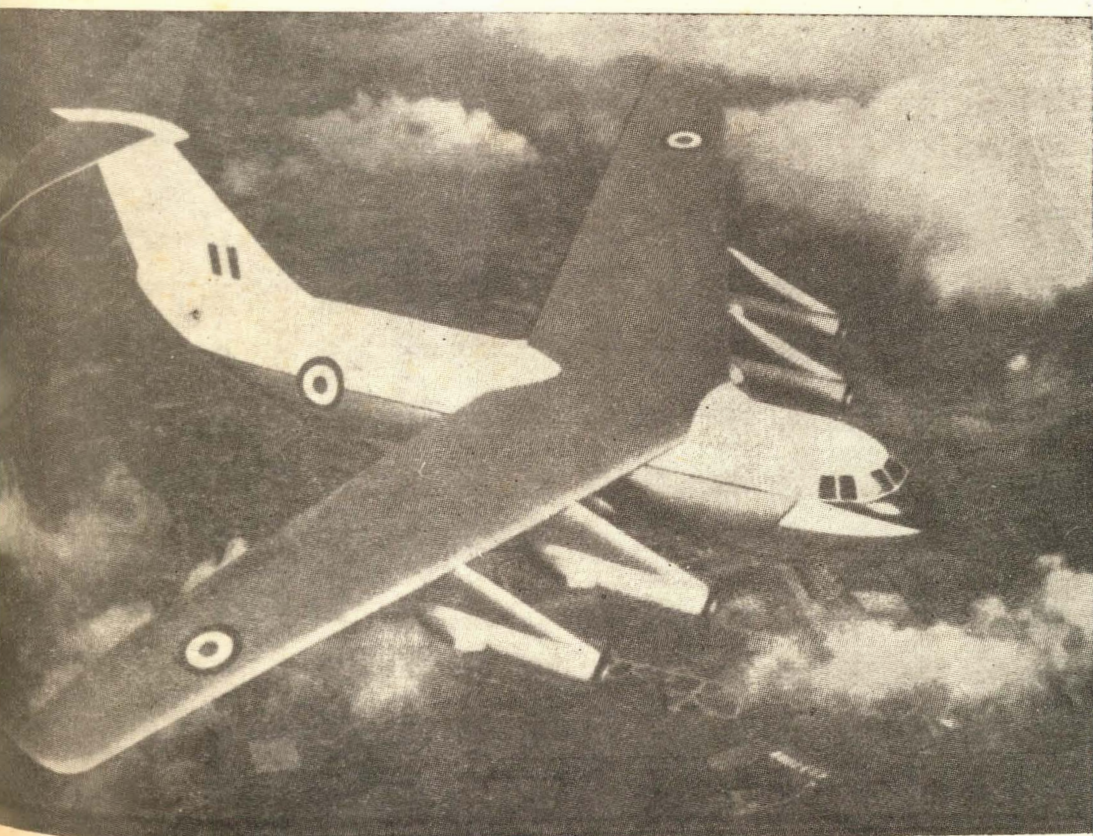


TECHNIKA LOTNICZA



10-11

1964

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

cz. X

Stopy aluminium

(ciąg dalszy)

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

W bieżącym zeszycie podano dalszy ciąg danych technicznych dotyczących stopów aluminium do przeróbki plastycznej produkowanych w USA oraz stopów odlewniczych produkowanych w Polsce i w ZSRR.

W tabeli 13 podano dobór metod łączenia amerykańskich stopów aluminium do przeróbki plastycznej, w tabeli 14 — własności mechaniczne i zastosowanie polskich odlewniczych stopów aluminium wg PN-61/H-88027; tabela 15 dotyczy amerykańskich stopów alu-

minium do przeróbki plastycznej, a tabela 16 — własności mechanicznych radzieckich odlewniczych stopów aluminium wg GOST 2685 — 63.

Kolejne tabele 17 i 18 zawierają własności fizyczne, własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach oraz własności technologiczne kilku radzieckich odlewniczych stopów aluminium (wg P. B. Michajłow-Michajew: „Sprawocznik po metalliczeskim materialam turbino- i motorostrojeniu”, Moskwa 1961 r.).

Tabela 13 Dobór metod łączenia stopów aluminium do przeróbki plastycznej.

Lp.	Oznaczenie stopu	Stan	Spawanie gazowe	Spawanie łukowe		Zgrzewanie oporowe	Lutowanie	
				pod topnikiem	w osłonie gazu obojętnego		twarde	miękkie
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	2011	obrobiony cieplnie	N	N	N	N	N	N
2	2014	obrobiony cieplnie	N	D	D	D	N	N
3	2014 platerowany	obrobiony cieplnie	N	D	D	D	N	N
4	2017	obrobiony cieplnie	N	D	D	B	N	N
5	2018	obrobiony cieplnie	N	D	D	D	N	N
6	2024	obrobiony cieplnie	N	D	D	D	N	N
7	2024 platerowany	obrobiony cieplnie	N	D	D	D	N	N
8	3003	wyżarzony	B	B	B	D	B	B
9	3003	utwardzony	B	B	B	B	B	B
10	3003 platerowany	wyżarzony	B	B	B	D	B	B
11	3003 platerowany	utwardzony	B	B	B	B	B	B
12	3004	wyżarzony	B	B	B	D	D	D
13	3004	utwardzony	D	B	B	B	D	D
14	4032	obrobiony cieplnie	N	D	D	O	N	N
15	5050	wyżarzony	B	B	B	D	D	D

1	2	3	4	5	6	7	8	9
16	5050	utwardzony	B	B	B	B	D	D
17	5052	wyżarzony	B	B	B	D	O	O
18	5052	utwardzony	B	B	B	B	O	O
19	5154	wyżarzony	O	B	B	D	N	N
20	5154	utwardzony	O	B	B	D	N	N
21	5056	wyżarzony	O	B	B	D	N	N
22	5056	utwardzony	O	B	B	B	N	N
23	6061	obrobiony cieplnie	B	B	B	B	B	D
24	6062	obrobiony cieplnie	B	B	B	B	B	D
25	6063	obrobiony cieplnie	B	B	B	B	B	D
26	6053	obrobiony cieplnie	B	B	B	B	B	D
27	6151	obrobiony cieplnie	B	B	B	B	D	D
28	6951	wyżarzony	B	B	B	O	B	B
29	6951	obrobiony cieplnie	B	B	B	B	B	B
30	7075	obrobiony cieplnie	N	N	N	D	N	N
31	7075 platerowany	obrobiony cieplnie	N	N	N	D	N	N

B — łączy się bardzo dobrze

D — łączy się dobrze przy zastosowaniu specjalnych urządzeń lub specjalnej techniki

O — łączy się ograniczenie (skłonność do pęknięć, obniżone własności mech. i odporność na korozję)

N — nie łączy się zwykłymi metodami

TRESC ZESZYTU

W. Łanecka-Makaruk, J. Maryniak — Zagadnienie flatteru skrzydeł szybowców	253
W. M. Chaldiejew — Wybór racjonalnych parametrów mechanizmów przy projektowaniu szybkich aparatów latających	259
B. Kułakowski — Metody wyznaczania stałej czasowej jednawalowego turbinowego silnika odrzutowego	266
T. Rajpert — Hałas wywołany strumieniem gazów spalinyowych, cz. I	272
S. Pomykała, L. Bukowski — Uniwersalna zgrzewarka punktowa do bardzo cienkich drutów i blach	283
R. Zarzycki — Technika pomiarów tensometrycznych o wysokiej dokładności	284
R. Aleksandrowicz — Niektóre organizacyjne i ekonomiczno-techniczne problemy transportu lotniczego	289
Nowości techniczne	294
Rozwój egipskiego przemysłu lotniczego — W. K.	298
Z lotnictwa komunikacyjnego	299
Pomocę Konstruktorskie Techniki Lotniczej — A. Ciszewski, T. Radomski — Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych. cz. X — Stopy aluminium (c.d.)	okł.

CONTENTS

W. Łanecka-Makaruk, J. Maryniak — Flutter problems of sailplane wings	253
W. M. Chaldiejew — Choice of optimum parameters of mechanisms for high speed flying vehicles	259
B. Kułakowski — Methods of determination of time-constant of one-spool turbojet engines	266
T. Rajpert — Noise developed by jet of combustion gases, part I	272
S. Pomykała, L. Bukowski — The universal spot welding machine for fine wires and thin sheets	283
R. Zarzycki — Technics of high accuracy measurements by means of strain gages	284
R. Aleksandrowicz — Some organisation and economic-technical problems of air transport	289
Technical news	294
The development of the aircraft industry in Egypt — W. K.	298
From communication aviation	299
Designer's data sheets — A. Ciszewski, T. Radomski: Materials used in aviation structures, part X — Aluminium alloys (continuation)	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

W. Łanecka-Makaruk, J. Maryniak — Проблема флаттера крыльев планеров	253
W. M. Chaldiejew — Выбор рациональных параметров при проектировании скорых летающих аппаратов	259
B. Kułakowski — Методы определения временной постоянной одновального турбинного реактивного двигателя	266
T. Rajpert — Шум вызываемый потоком отходящих газов. Часть I	272
S. Pomykała, L. Bukowski — Универсальная сварочная машина для очень тонких проволок и жесткой	283
R. Zarzycki — Техника тензометрических измерений о высокой точности	284
R. Aleksandrowicz — Некоторые организационные и экономические-технические проблемы авиатранспорта	289
Технические новости	294
Развитие египетской авиационной промышленности — W. K.	298
Из коммуникационной авиации	299
Конструкторские пособия Авиационной Техники — A. Ciszewski, T. Radomski — Материалы применяемые в авиационных конструкциях, часть II. Алюминиевые сплавы (прод. след.)	окл.



NASZA OKŁADKA

Projekt angielskiego samolotu transportowego skróconego startu Hawker Siddeley HS881.



mgr inż. WIESŁAWA ŁANECKA-MAKARUK,
mgr inż. JERZY MARYNIAK
Politechnika Warszawska

533.6.013.422 : 629.135.15.014.3

Zagadnienie flatteru skrzydeł szybowców

Niniejsze sprawozdanie jest wykonane na podstawie badań i obliczeń autorów przy udziale zespołu Katedry Mechaniki Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej.

Wstęp

W ostatnich latach w miarę rozwoju szybownictwa nowe się stały wzrost prędkości osiąganych na szybowcach.

Wymagania stawiane konstrukcji pod względem wytrzymałości i lekkości oraz dopuszczalnej prędkości nurkowania są coraz wyższe. Cały szereg wypadków w locie wskazuje na to, że przyczyną zniszczenia konstrukcji jest zjawisko drgań samowzbudnych — flatter. Zaistniała więc konieczność przewidywania, a następnie zapobiegania temu zjawisku przez obliczenie prędkości, przy której ono występuje, tak zwanej krytycznej prędkości flatteru. Opieranie się wyłącznie na sprawdzaniu kryteriów sztywnościowych jest niewystarczające.

Sam zjawisko flatteru jest bardzo skomplikowane, toteż przy obliczaniu prędkości krytycznej stosuje się szereg założeń upraszczających. Najlepsza ze znanych i stosowanych metod obliczeń opiera się na założeniu półsztywnego skrzydła i przyjęciu skończonej ilości stopni swobody. Pomimo tych uproszczeń obliczenia prędkości krytycznej flatteru są bardzo pracochłonne i ilość pracy, jaką trzeba im włożyć, bardzo szybko wzrasta wraz z liczbą uwzględnionych stopni swobody.

Obecnie, gdy istnieje możliwość zastosowania do tych obliczeń matematycznych maszyn elektronowych, opracowano już programy dla obliczenia prędkości krytycznej flatteru dla samolotów, które przyjęto również dla szybowców.

W ogólnym przypadku możliwe jest badanie flatteru z uwzględnieniem stosunkowo małej liczby stopni swobody ze względu na to, że w każdym układzie warunków krytycznych pewne stopnie swobody mają decydujące znaczenie, to znaczy amplitudy ich są znacznie większe niż amplitudy pozostałych ruchów. Możemy więc mówić o flatterze danego „typu”, na przykład zginanie i skręcanie skrzydła, zginanie skrzydła — wychylenie lotki, czy też zginanie kadłuba — wychylenie steru wysokości itp.

Stwierdzono, że najlepszą zgodność z wynikami w locie osiąga się, gdy jako założone postacie odkształceń (stopnie swobody) przyjmie się postacie własne.

Znajomość postaci i częstości własnych jest więc niezbędna do obliczeń prędkości krytycznej flatteru. Najlepszym źródłem znajomości postaci i częstości własnych są próby rezonansowe.

W celu zebrania danych statystycznych, dotyczących postaci i częstości drgań własnych szybowców, Zespół Katedry Mechaniki Lotu PW przeprowadził w latach 1956—61 próby rezonansowe 10 szybowców wyczynowych różnych typów. Zebrane i usystematyzowane wyniki dla ośmiu szybowców były tematem referatu pt. „Próby rezonansowe szybowców” ogłoszonego na VII Kongresie O.S.T. I.V. w Lesznie w 1958 r. i opublikowanego w „Technice Lotniczej” nr 6, 1958 r. praca [6]. Do chwili obecnej przebadano

pięć dalszych szybowców wyczynowych — prototypów lub seryjnych.

Do obliczeń krytycznej prędkości flatteru oprócz znajomości postaci i częstości drgań własnych niezbędna jest znajomość danych geometrycznych i masowych skrzydła.

Dotychczas dane te obliczano teoretycznie, przyjmując pewne założenia upraszczające. W celu uzyskania dokładnych danych dotyczących rozkładu mas, momentów bezwładności, momentów statycznych i położenia środków ciężkości wzdłuż rozpiętości, przeprowadzono pomiary na skrzydle szybowca „Bocian”.

Opis metody pomiarów i uzyskane wyniki podano w dalszej części artykułu.

W pracy niniejszej przeprowadzono obliczenia kilku przypadków flatteru skrzydeł dwóch polskich szybowców „Bociana” i „Zefira 2”.

Dla szybowca „Bocian” obliczono prędkość krytyczną flatteru dla dwóch wariantów postaci odkształceń skrzydła.

W pierwszym wariantcie rozpatrywany jest flatter skrzydła, w którym jednym stopniem swobody jest podstawowe zginanie skrzydła, a drugim — podstawowe skręcanie skrzydła.

W drugim wariantcie jako jeden stopień swobody przyjęto drugą postać giętną skrzydła, a drugi — podstawowe skręcanie skrzydła.

Dla szybowca „Zefir 2” obliczono dwa różne przypadki flatteru skrzydeł:

1) podstawowe zginanie skrzydła i podstawowe skręcanie skrzydła, przy czym zbadano tu: a) wpływ przesunięcia osi skrętnej na V_{kr} flatteru przy stałym położeniu środka ciężkości, oraz b) wpływ przesunięcia środka ciężkości na V_{kr} flatteru przy stałym położeniu osi skrętnej na skrzydle,

2) podstawowe zginanie skrzydła i wychylenie lotki, przy czym w obliczeniach uwzględniono zarówno lotkę sztywną, jak i odkształconą w różnym stopniu.

Przy wyborze postaci drgań przyjętych do obliczeń oparto się na wynikach prób rezonansowych szybowca „Bocian” i „Zefir 2” zawartych w pracy [7 i 8].

Oznaczenia

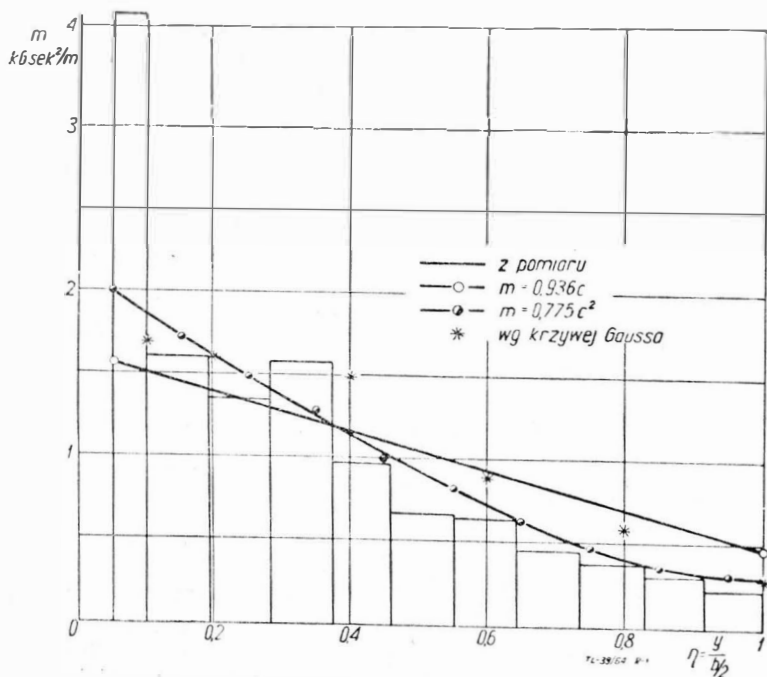
- a_{jk} — bezwymiarowe współczynniki bezwładności,
- $b(m)$ — rozpiętość skrzydeł,
- b_{jk} — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne pochodzące od tłumienia,
- c_{jk} — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne pochodzące od sztywności,
- e_{jk} — bezwymiarowe współczynniki sztywności,
- $f_1(\eta)$ — funkcja podstawowego ugięcia skrzydła,
- $f_2(\eta)$ — funkcja II ugięcia skrzydła,
- $F(\eta)$ — funkcja podstawowego skręcenia skrzydła,

- $g \left[\frac{m}{sek^2} \right]$ — przyspieszenie ziemskie,
 $\bar{h} = \frac{x}{l}$ — położenie osi skrętnej w η_0 ,
 I_i [kGmsek²] — moment bezwładności segmentu „i”,
 l [m] — bieżąca cięciwa skrzydła,
 l_0 [m] — cięciwa skrzydła w płaszczyźnie symetrii szybowca,
 l_k [m] — końcowa cięciwa skrzydła,
 l_m [m] — cięciwa w przekroju odniesienia,
 L [m] — długość wahadła skrętnego,
 $m \left[\frac{kG \text{ sek}^2}{m^2} \right]$ — masa skrzydła na jednostkę długości,
 $m_s \left[\frac{kG \text{ sek}^2}{m} \right]$ — masa skrzydła,
 $\bar{m}x$ [kG sek²] — moment statyczny skrzydła względem osi skrętnej na jednostkę długości,
 $\bar{m}x^2$ [kG sek²] — moment bezwładności skrzydła względem osi skrętnej na jednostkę długości,
 M_i [kGm] — moment działający na segment „i”,
 Q_i [kG] — ciężar segmentu „i” skrzydła,
 Q_s [kG] — ciężar skrzydła,
 T [sek] — okres wahań skrętnych,
 V [m/sek] — prędkość lotu,
 V_{krf} [m/sek] — krytyczna prędkość flutteru,
 γ_{ik} — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne pochodzące od bezwładności,
 ν [Hz] — częstość drgań,
 ν_u [Hz] — częstość własnych drgań giętnych,
 ν_s [Hz] — częstość własnych drgań skrętnych,
 ω [rd/sek] — prędkość kątowa wahań skrętnych,
 $\omega = \frac{2\pi\nu l_m}{V}$ — parametr częstości dla cięciwy odniesienia,
 ρ — gęstość powietrza.

Rozkład masy i położenie środków ciężkości wzdłuż rozpiętości skrzydła

Analizę rozkładu masy skrzydła i położenie środków ciężkości wzdłuż rozpiętości przeprowadzono na przykładzie skrzydła szybowca „Bocian”. Aby uzyskać dokładne wyniki rozkładu masy skrzydła, momentu statycznego, momentu bezwładności i położenia środków ciężkości wzdłuż rozpiętości pocięto skrzydło szybowca „Bocian” (bez lotki) na 11 części wzdłuż rozpiętości, a następnie każdą część zważono, określono położenie jej środka ciężkości i zmierzono momenty bezwładności.

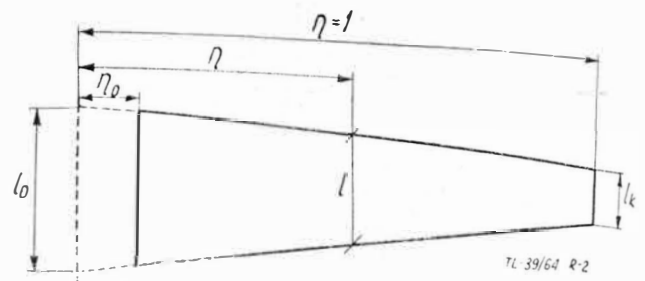
Wyniki ważenia poszczególnych segmentów zostały nanie-sione na wykres rozkładu masy wzdłuż rozpiętości (rys. 1).



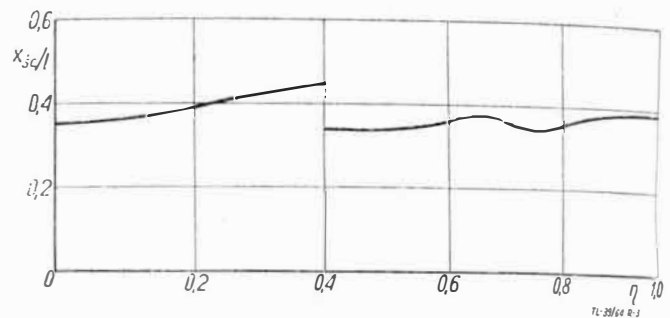
Rys. 1. Rozkład masy wzdłuż rozpiętości skrzydła szybowca „Bocian”

Na wykresie tym naniesiono dodatkowo 2 linie, z których jedna przedstawia rozkład masy, proporcjonalny do cięciwy ($m = k \cdot l$), a druga do kwadratu cięciwy ($m = k_1 \cdot l^2$).

Punkty oznaczone krzyżykami przedstawiają rozkład masy wzdłuż rozpiętości, dobrany według krzywej Gaussa ($m = k_2 \cdot e^{(-k_3\eta)^2}$).



Rys. 2. Geometria skrzydła



Rys. 3. Położenie środka ciężkości wzdłuż rozpiętości skrzydła szybowca „Bocian”

Funkcję na rozkład masy skrzydła wzdłuż rozpiętości do-brano zgodnie z oznaczeniami na rys. 2 w następujący spo-sób:

$$\eta = \frac{y}{b/2}$$

$$l(\eta) = l_0 - (l_0 - l_k)\eta$$

więc przy założeniu rozkładu masy, proporcjonalnego do cięciwy, mamy:

$$m = k \cdot l$$

$$\frac{Q_s}{g} = k \frac{1}{2} \int_{\eta_0}^1 l d\eta, \text{ stąd } k = \frac{Q_s}{g b/2} \frac{1}{\int_{\eta_0}^1 l d\eta}$$

Analogicznie postępujemy przy pozostałych założeniach rozkładu masy wzdłuż rozpiętości.

Z rys. 1 widać, że najlepsze przybliżenie w stosunku do rzeczywistego rozkładu masy wzdłuż rozpiętości daje przy-jęcie funkcji proporcjonalnej do kwadratu cięciwy skrzydła.

W przypadku braku rozkładu rzeczywistego masy wzdłuż rozpiętości przyjmujemy ją do obliczeń.

Położenie środka ciężkości wzdłuż rozpiętości skrzydła w procentach średniej cięciwy zmierzono i przedstawiono na rys. 3.

Rozkład momentów bezwładności wzdłuż rozpiętości skrzydła

Rzeczywisty rozkład momentów bezwładności skrzydła wzdłuż rozpiętości uzyskano przez pomiar momentów bez-władności poszczególnych segmentów skrzydła względem własnych środków ciężkości. Mierzony segment skrzydła za-wieszano na cienkich, wiotkich linkach o długości $L \cong 7$ m jako wahadło skrętne i mierzono okres wahań T .

Dla wahadła skrętnego, jak widać z rys. 4, istnieją nastę-pujące zależności:

$$-I_i \theta_0 \omega_i^2 + M_i = 0$$

$$\omega_i = \frac{2\pi}{T_i} = \sqrt{\frac{M_i}{I_i \Theta_0}}$$

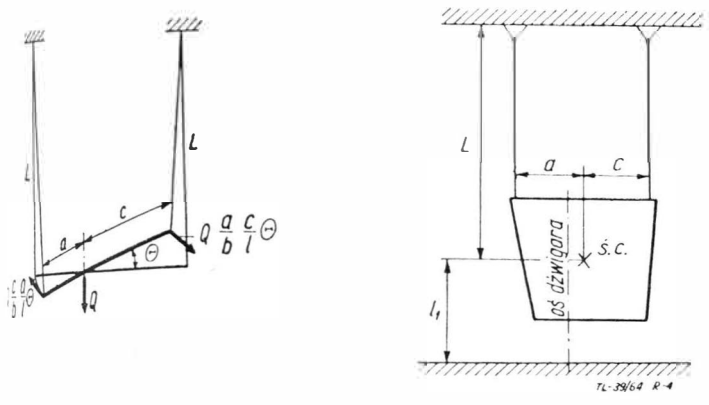
gdzie M_i (z rys. 4)

$$M_i = Q_i \frac{c_i}{b_i} \frac{a_i}{L} \Theta a_i + Q_i \frac{a_i}{b_i} \frac{c_i}{L} \Theta \cdot c = \frac{Q_i \Theta a_i c_i}{L}$$

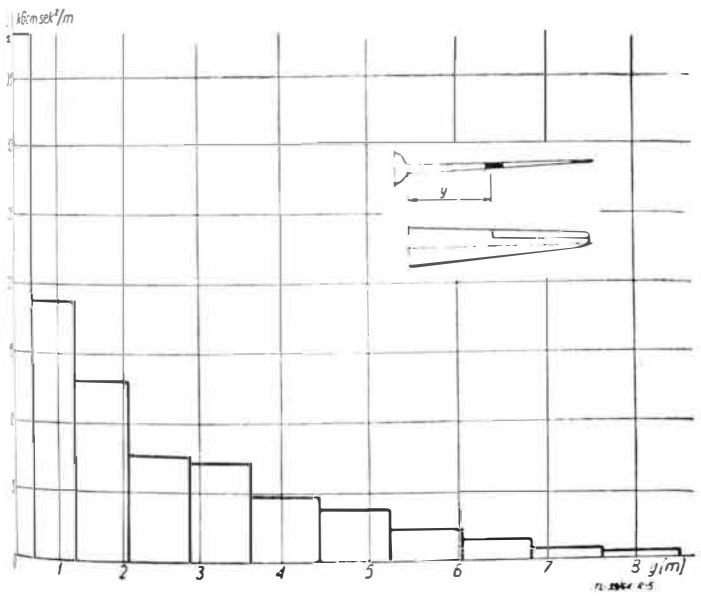
A więc moment bezwładności segmentu „i” względem osi równoległej do osi dźwigara i przechodzącej przez jego środek ciężkości wyraża się następująco:

$$I_i = Q_i \frac{a_i c_i}{L} \frac{1}{4\pi^2} T_i^2$$

Rozkład momentów bezwładności wzdłuż rozpiętości skrzydła względem linii środków ciężkości skrzydła z lotką przedstawiono na rys. 5.



Rys. 4. Schemat wahadła skrętnego

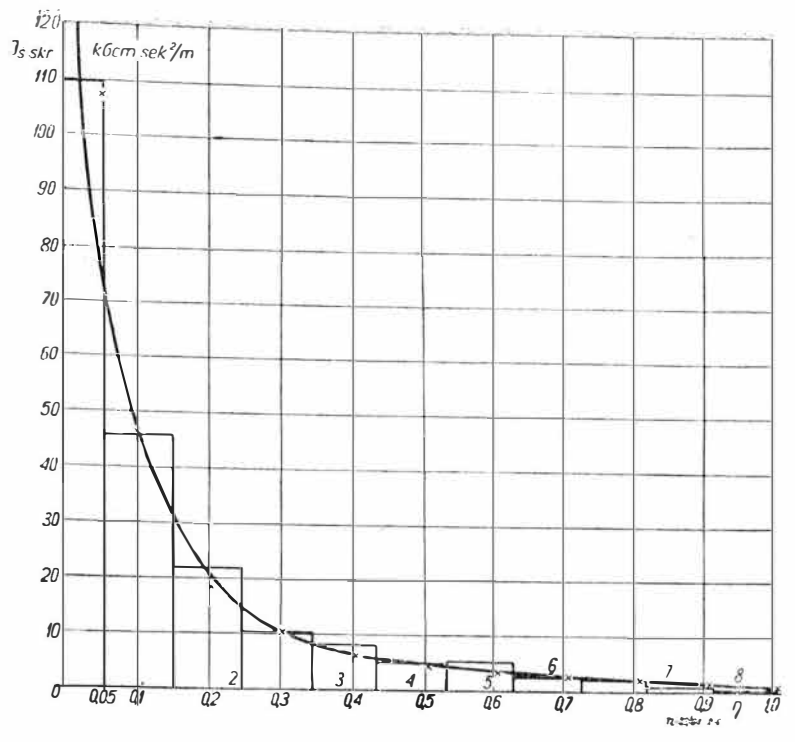


Rys. 5. Rozkład momentów bezwładności względem wspólnej linii środków ciężkości skrzydeł z lotką szybowca „Bocian”

Do obliczeń krytycznej prędkości flatteru potrzebny jest rozkład momentów bezwładności skrzydła wzdłuż rozpiętości względem dynamicznej osi skręceń. Mając więc z prób rezonansowych położenie osi skręceń, obliczono rozkład momentów bezwładności względem środka skręceń wzdłuż rozpiętości i wyniki przedstawiono na rys. 6.

Określenie częstości i postaci drgań własnych skrzydła

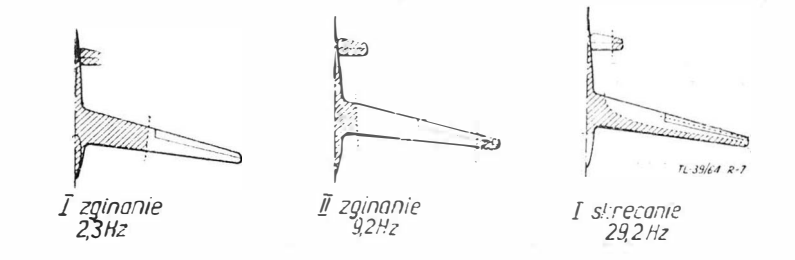
Częstości i odpowiadające im postacie drgań własnych potrzebne do obliczenia krytycznej prędkości flatteru określano za pomocą prób rezonansowych. Dzięki tym próbom



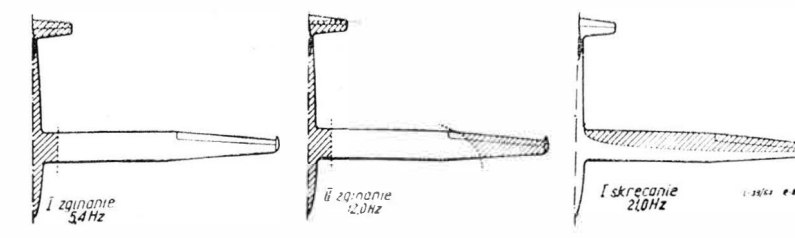
Rys. 6. Rozkład momentów bezwładności względem osi skręceń wzdłuż rozpiętości skrzydeł szybowca „Bocian”

w stosunkowo prosty sposób można otrzymać wyniki. Ponadto otrzymane tą drogą częstości i postacie własne po zastosowaniu ich do obliczeń dają najlepszą zgodność z wynikami w locie.

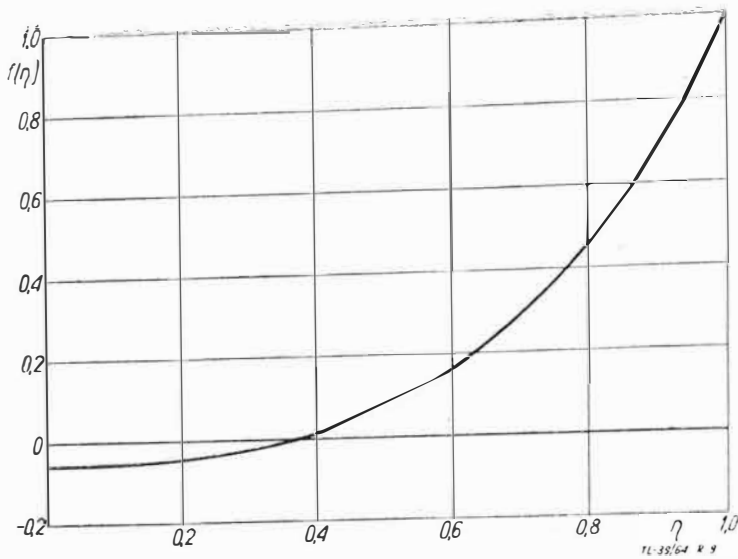
Metoda przeprowadzenia prób rezonansowych została dokładnie opisana w pracy [6]. Dzięki zastosowaniu nowej aparatury elektronicznej zmieniła się obecnie tylko technika wzbudzenia drgań. Obecnie stosuje się układ wzbudzający firmy „Philips”, składający się z generatora Z 906069 o zakresie częstości 2÷10000 Hz, wzmacniacza typu GM 5535 i dwóch wzbudników elektrodynamicznych PR 9270. Dwa wzbudniki umożliwiają wzbudzenie drgań o postaciach symetrycznych (gdy pracują w fazie zgodnej) lub antysymetrycznych (gdy pracują w fazie przeciwnej). Zastosowanie układu elektrodynamicznego dało w stosunku do napędu mechanicznego większą dokładność w określeniu częstości rezonansowych i pozwoliło na otrzymanie czystych postaci drgań własnych bez zakłóceń pochodzących od wzbudników mechanicznych i ich napędów.



Rys. 7. Podstawowe postacie własne drgań skrzydła szybowca „Bocian”



Rys. 8. Podstawowe postacie własne drgań skrzydła szybowca „Zefir 2”



Rys. 9. Funkcja zginania skrzydła szybowca „Bocian” przy postaci pierwszej giętnej o częstotliwości 3,3 Hz

Na rys. 7 i 8 przedstawiono przykładowo postacie drgań własnych skrzydeł szybowców „Bocian” i „Zefir 2” otrzymane z prób rezonansowych.

Do obliczenia prędkości krytycznej flatteru skrzydła potrzebne są postacie ugięcia i postać skręcenia skrzydła.

Funkcje podstawowego zginania skrzydła $f_1(\eta)$ i drugiego zginania skrzydła $f_2(\eta)$ oraz podstawowego skręcania skrzydła $F(\eta)$ dla szybowca „Bocian” przedstawiono na rys. 9, 10, 11.

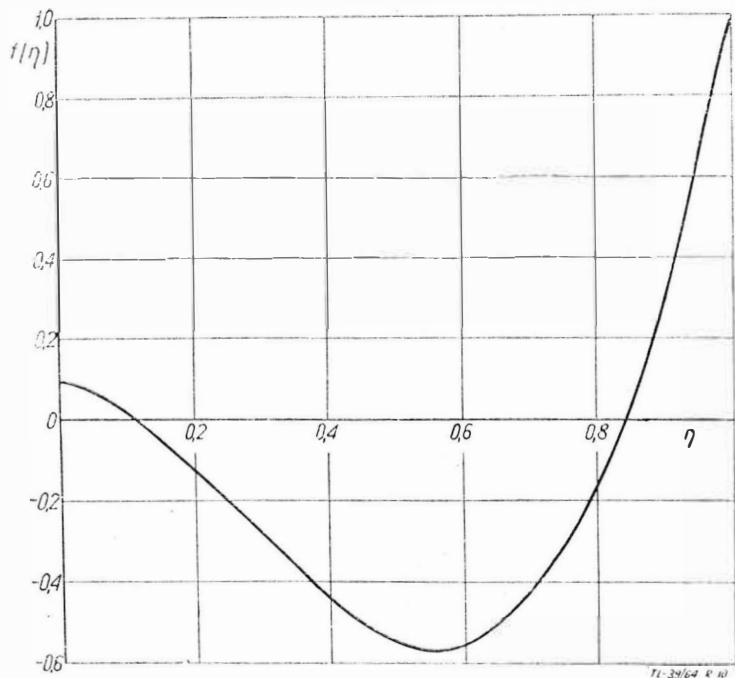
Jako przekrój odniesienia przyjmuje się zwykle koniec skrzydła, gdzie $f(\eta) = 1$ i $F(\eta) = 1$.

Również funkcje ugięć i skręcenia skrzydła dla szybowca „Zefir 2” otrzymuje się z prób rezonansowych, praca [8].

Metoda obliczeń krytycznej prędkości giętno-skrętnego flatteru skrzydła

Do obliczeń krytycznej prędkości flatteru przyjęto metodę opracowaną przez H. Templetona w pracy [1].

W niniejszej pracy nie rozpatrywano flatteru od strony teoretycznej i wyprowadzeń poszczególnych zależności, gdyż są one obszernie przedstawione w pracach [1, 2, 3, 4, 5], ograniczono się wyłącznie do podania wielkości współczyn-



Rys. 10. Funkcja zginania skrzydła szybowca „Bocian” przy postaci drugiej giętnej o częstotliwości 9,2 Hz

ników i wzorów w ostatecznej postaci, potrzebnej bezpo-średnio w obliczeniach.

Obliczenia przeprowadzono tabelarycznie, przy czym najwygodniej było podzielić skrzydło szybowca wzdłuż rozpiętości na 10 jednakowych segmentów. W ten sposób długość bezwymiarowa jednego segmentu $\Delta\eta = 1$, co znacznie ujed-liczyło obliczenia.

Dla poszczególnych segmentów określono masę, położenie środka ciężkości (rozdział 1), moment bezwładności (rozdział 2), funkcję ugięcia i funkcję skręcenia (rozdział 3).

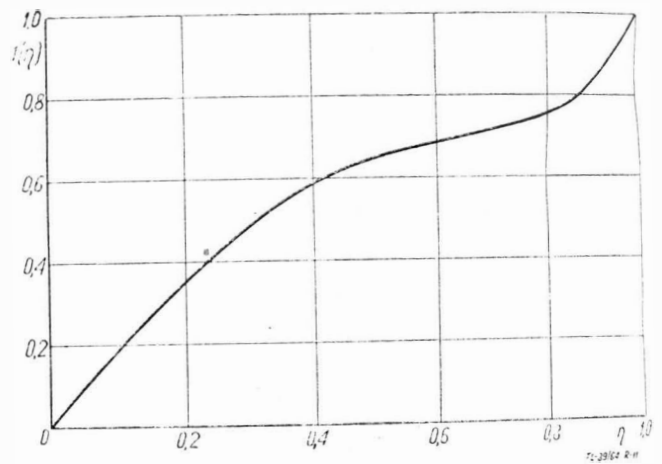
Wielkości bezwymiarowych współczynników bezwładności, sztywności i aerodynamicznych w postaci ostatecznej (roboczej) wyrażają się następująco:

Bezwymiarowe współczynniki bezwładności:

$$a_{11} = \frac{1}{\rho l_m^2} \Delta\eta \sum_{i=1}^n f^2(\eta_i) m + \frac{m_k f(\eta)^2}{\rho b/2 l_m^2}$$

$$a_{12} = a_{21} = \frac{1}{\rho l_m^3} \Delta\eta \sum_{i=1}^n f(\eta_i) F(\eta_i) m \bar{x}$$

$$a_{22} = \frac{1}{\rho l_m^3} \Delta\eta \sum_{i=1}^n F^2(\eta_i) m \bar{x}^2$$



Rys. 11. Funkcja skręcenia skrzydła szybowca „Bocian” przy postaci pierwszej skrętniej o częstotliwości 29,2 Hz

Bezwymiarowe współczynniki sztywności, obliczone przy korzystaniu ze współczynników bezwładności i znajomości częstotliwości „ v_g ” i „ v_s ” drgań własnych (rozdział 3) mają postać:

$$e_{11} = \frac{4 \pi^2 l_m^2}{V^2} a_{11} v_g^2$$

$$e_{22} = \frac{4 \pi^2 l_m^2}{V^2} a_{22} v_s^2$$

Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne pochodzące od tłumienia:

Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne, pochodzące od sztywności:

$$b_{11} = \frac{\pi}{l_m} A \Delta\eta \sum_{i=1}^n f^2(\eta_i) l$$

$$b_{12} = \frac{1}{4} \frac{\pi}{l_m^2} \Delta\eta \sum_{i=1}^n f(\eta_i) F(\eta_i) l^2 + \frac{\pi}{l_m^2} A \Delta\eta \left[\frac{3}{4} \sum_{i=1}^n f(\eta_i) F(\eta_i) l^2 \right]$$

$$\begin{aligned}
 & - \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l^2 h \left] + \frac{\pi}{l_m} \frac{B}{\omega_m} \Delta \eta \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l \right. \\
 b_{21} = & \left. \frac{\pi}{l_m^2} A \Delta \eta \left[\frac{1}{4} \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l^2 - \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l^2 \cdot h \right] \right. \\
 & \left. + \frac{\pi}{l_m^3} \Delta \eta \left[\frac{3}{16} \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^3 - \frac{1}{4} \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^3 h \right] + \frac{\pi}{l_m^2} A \Delta \eta \cdot \right. \\
 & \left. \left[\frac{3}{16} \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^3 - \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^3 \cdot h + \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^3 h^2 \right] + \frac{\pi}{l_m^2} \cdot \right. \\
 & \left. \frac{B}{\omega_m} \Delta \eta \left[\sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^2 h - \frac{1}{4} \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^2 \right] \right.
 \end{aligned}$$

Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne pochodzące z sztywności:

$$\begin{aligned}
 c_{11} = & \frac{\pi}{l_m} \omega_m B \Delta \eta \sum_{i=1}^n f^2(\eta) l \\
 & + \frac{\pi}{l_m} A \Delta \eta \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l + \frac{\pi}{l_m^2} \omega_m B \Delta \eta \left[\frac{3}{4} \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l^2 - \right. \\
 & \left. - \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l^2 \cdot h \right]
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 c_{21} = & \frac{\pi}{l_m^2} \omega_m B \Delta \eta \left[\frac{1}{4} \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l^2 - \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l^2 \cdot h \right] \\
 & + \frac{\pi}{l_m^2} A \Delta \eta \left[\frac{1}{4} \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^2 - \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^2 \cdot h \right] + \frac{\pi}{l_m^3} \omega_m \cdot \\
 & B \Delta \eta \left[\frac{3}{16} \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^3 + \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^3 h + \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^3 \cdot h^2 \right]
 \end{aligned}$$

Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne pochodzące z bezwładności:

$$\begin{aligned}
 \gamma_{11} = & \frac{1}{4} \frac{\pi}{l_m^2} \Delta \eta \sum_{i=1}^n f^2(\eta) l^2 \\
 \gamma_{21} = & \frac{1}{4} \frac{\pi}{l_m^3} \Delta \eta \left[\frac{1}{2} \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l^3 - \sum_{i=1}^n f(\eta) F(\eta) l^3 \cdot h \right] \\
 & + \frac{1}{4} \frac{\pi}{l_m^4} \Delta \eta \left[\frac{9}{32} \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^4 - \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^4 \cdot h + \sum_{i=1}^n F^2(\eta) l^4 \cdot h^2 \right]
 \end{aligned}$$

Równanie flatteru przedstawione za pomocą równań Lagrange'a po przekształceniach sprowadzą się do następującej postaci:

$$\left. \begin{aligned}
 p_0 \omega_m^4 - p_2 \omega_m^2 + p_4 &= 0 \\
 -p_1 \omega_m^3 + p_3 \omega_m &= 0
 \end{aligned} \right\} [1]$$

wyznaczając z drugiego równania

$$\omega_m^2 = \frac{p_3}{p_1} \quad [2]$$

i wstawiając do pierwszego, otrzymujemy:

$$p_0 p_3^2 - p_1 p_2 p_3 + p_1^4 p_4 = 0 \quad [3]$$

Współczynniki $p_0 \dots p_4$ są następującymi funkcjami współczynników bezwładności, sztywności i aerodynamicznych:

$$p_0 = (a_{11} + \gamma_{11})(a_{22} + \gamma_{22}) - (a_{12} + \gamma_{12})(a_{21} + \gamma_{21})$$

$$p_1 = b_{11}(a_{22} + \gamma_{22}) + b_{22}(a_{11} + \gamma_{11}) - b_{12}(a_{21} + \gamma_{21}) - b_{21}(a_{12} + \gamma_{12})$$

$$p_2 = (a_{11} + \gamma_{11})(c_{22} + e_{22}) + (a_{22} + \gamma_{22})(c_{11} + e_{11}) + b_{11} b_{22} - (a_{12} + \gamma_{12}) c_{21} - (a_{21} + \gamma_{21}) c_{12} - b_{12} b_{21}$$

$$p_3 = (c_{11} + e_{11}) b_{22} + (c_{22} + e_{22}) b_{11} - b_{12} c_{21} - b_{21} c_{12}$$

$$p_4 = (c_{11} + e_{11})(c_{22} + e_{22}) - c_{12} c_{21}$$

Niewiadomymi i szukanymi wielkościami w równaniu [3] są: prędkość krytyczna flatteru V i parametr częstości ω_m , przy czym zmienna V występuje jawnie we współczynnikach e_{11} i e_{22} , a zmienna ω_m niejawnie we współczynnikach aerodynamicznych b_{ij} i c_{ij} .

Rozwiązanie układu równań wykonuje się metodą kolejnych przybliżeń: zakłada się parametr częstości ω_m i przyjmując z tabeli 1 odpowiadające jej wielkości A i B oblicza się współczynniki aerodynamiczne b_{ij} i c_{ij} oraz wszystkie pozostałe niezależne od ω .

Tabela 1

Zależność współczynników A i B od wartości lokalnego parametru częstości ω z pracy [1]

ω	A	B
0,20	0,8319241	0,1723022
0,24	0,8063273	0,1800727
0,28	0,7833715	0,1848904
0,32	0,7627719	0,1875659
0,36	0,7442570	0,1886727
0,40	0,7275799	0,1886242
0,44	0,7125211	0,1877232
0,48	0,6988879	0,1861940
0,52	0,6865125	0,1842043
0,56	0,6752492	0,1818897
0,60	0,6649711	0,1793131
0,64	0,6555636	0,1765929
0,68	0,6469160	0,1737590
0,72	0,6390200	0,1708575
0,76	0,6317179	0,1679234
0,80	0,6249763	0,1649840
0,84	0,6187392	0,1620556
0,88	0,6129575	0,1591543
0,92	0,6075879	0,1562909
0,96	0,6025921	0,1534740
1,00	0,5979361	0,1507095

Ponieważ współczynniki sztywności dla przyjętych postaci własnych wyrażają się zależnością

$$e_{11} = \frac{const}{V^2} \quad \text{i} \quad e_{22} = \frac{const}{V^2}$$

to po podstawieniu wartości liczbowych na wszystkie pozostałe współczynniki równanie [3] stanie się równaniem dwukwadratowym względem V . Po obliczeniu V^2 oblicza się współczynniki p_1 i p_3 oraz sprawdza ω_m^2 z równania [2].

Jeżeli ω_m obliczone ze wzoru [2] różni się nie więcej niż o 40% od wartości założonej, wówczas obliczoną wartość V można przyjąć jako krytyczną prędkość flatteru. Jeżeli różnica jest większa — przyjmujemy do obliczeń tę wartość ω_m , którą otrzymaliśmy ze wzoru [2] i obliczenie powtarzamy.

Z praktyki obliczeniowej autorów wiadomo, że w przypadku szybowców najwygodniej jest przyjąć jako pierwsze przybliżenie wartość $\omega_m = 0,52$.

Wyniki obliczeń krytycznej prędkości flatteru dla szybowców „Bocian” i „Zefir 2”

Wyniki obliczeń dla szybowca „Bocian” podano w tabeli 2. Jak widać, obliczono tu trzy przypadki flatteru, przy czym otrzymane krytyczne prędkości flatteru giętno-skrętnego skrzydeł są we wszystkich przypadkach dużo wyższe od dopuszczalnej prędkości nurkowania.

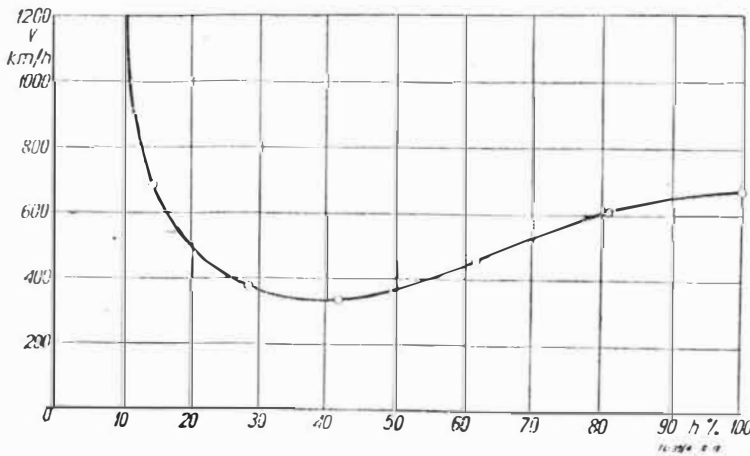
Tabela 2

Lp.	Położenie osi skrętnej	I giętna postać skrz., częstość	II giętna postać skrz., częstość	I skrętna postać skrz.	V_{kr} flatteru	V_{kr} flatteru
		Hz	Hz	Hz	m/sek	km/godz
1	Rzeczywiste	3,3	—	29,2	196	705
2	Rzeczywiste	—	9,2	29,2	nie określone	—
3	Oś przesunięta do przodu o 10% l	—	9,2	29,2	210	755

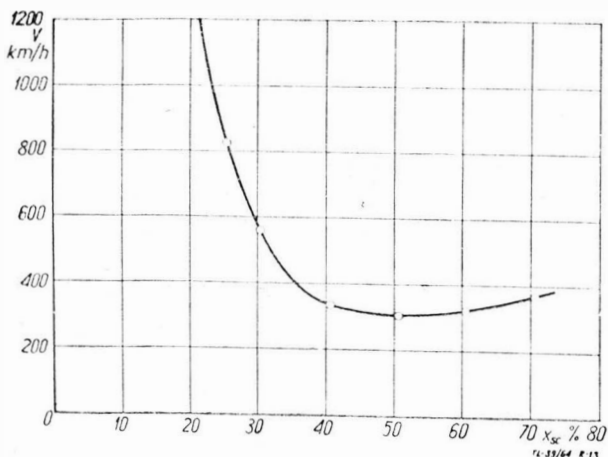
W sposób analogiczny jak dla szybowca „Bocian” przeprowadzono obliczenie dla szybowca „Zefir 2” dla dwóch stopni swobody dla podstawowej postaci giętno-skrętnej — częstość 5,4 Hz i podstawowej postaci skrętnej — częstość 21,0 Hz. Zbadano tu wpływ dwóch czynników na prędkość krytyczną flatteru:

- 1) wpływ przesunięcia osi skrętnej przy stałym położeniu środka ciężkości w 40,5% l,
- 2) wpływ przesunięcia środka ciężkości przy stałym położeniu osi skrętnej na skrzydle.

W części pierwszej uwzględniono siedem różnych położań osi skrętnej na skrzydle do osi biegnącej wzdłuż krawędzi



Rys. 12. Zależność krytycznej prędkości flatteru od położenia osi skrętnej dla szybowca „Zefir 2”



Rys. 13. Zależność krytycznej prędkości flatteru od położenia środka ciężkości dla szybowca „Zefir 2”

natarcia poprzez rzeczywiste położenie aż do osi leżącej na krawędzi spływu.

Krańcowe położenia osi, których wystąpienie w konstrukcji rzeczywistej jest niemożliwe, zostały przyjęte dla lepszego uchwycenia charakteru zależności prędkości krytycznej flatteru od położenia osi skrętnej.

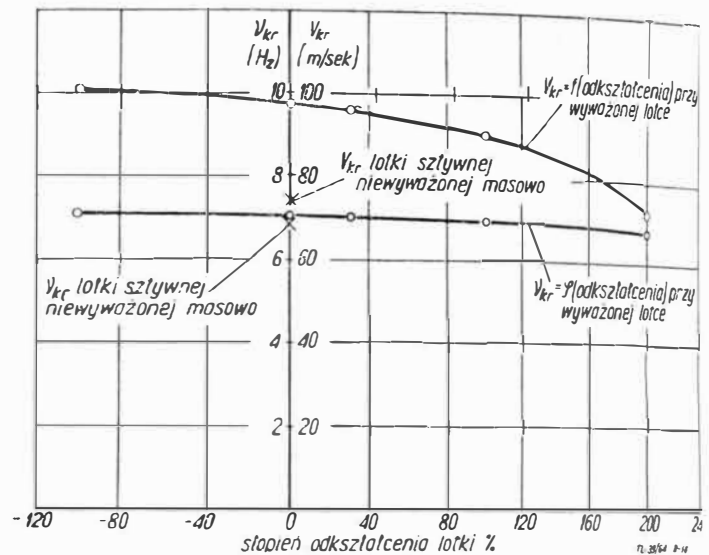
W części drugiej, przy nie zmienionym położeniu osi skrętnej (przyjęto rzeczywiste położenie osi) obliczenia przeprowadzono dla sześciu różnych położań środków ciężkości od 20% l do 70% l.

Wyniki tych obliczeń ilustrują wykresy na rys. 12 i 13.

Wnioski

Ad 1. Rzeczywiste położenie osi skrętnej wynosi 42% l. Prędkość flatteru odpowiadająca temu położeniu jest najmniejszą prędkością i wynosi 333 km/godz.

Przesuwanie osi skrętnej do tyłu zwiększa co prawda prędkość flatteru, jednak występuje on nawet wtedy, gdy oś skrętna pokrywa się z krawędzią spływu, dla $h = 100\% l$ $V_{kr} = 667$ km/godz.



Rys. 14. Zależność częstości i prędkości krytycznej flatteru od stopnia odkształcalności lotki szybowca „Zefir 2”

Małe przesunięcie (rzędu 10% l) osi skrętnej do przodu powoduje taki sam przyrost prędkości krytycznej flatteru jak przesunięcie osi do tyłu. Wzrost prędkości jest niewielki i wynosi 30 km/godz.

Przy dalszym przesuwaniu osi skrętnej do przodu następuje gwałtowny wzrost prędkości flatteru, a przy położeniu osi $h = 10\% l$ flatter już nie występuje.

Ad 2. Rzeczywisty środek ciężkości leży w 40,5% l. Położeniu temu odpowiada prędkość flatteru równa 333 km/godz. Przesunięcie środka ciężkości do tyłu powoduje początkowo obniżenie prędkości flatteru, a przy dalszym przesuwaniu wzrost tej prędkości. Zmiany te są nieznaczne. Natomiast przesunięcie środka ciężkości do przodu daje wyraźny efekt wyważenia masowego skrzydła, prędkość flatteru gwałtownie rośnie i przy położeniu środka ciężkości w 21% l flatter już nie występuje.

Aby zbadać wpływ odkształcalności lotki szybowca „Zefir 2” na prędkość krytyczną flatteru przeprowadzono obliczenia dla dwóch następujących stopni swobody: pierwsza postać giętna antysymetryczna skrzydła — częstość 7,3 Hz i swobodne wychylenie lotki, przy czym w obliczeniach uwzględniono zarówno lotkę sztywną, jak i odkształconą w różnym stopniu — praca [11].

Odształcenie lotki (skręcenie) obliczono na podstawie wyników uzyskanych podczas prób rezonansowych skrzydła szybowca „Zefir 2” dla częstości 21,0 Hz (pierwsza skrętna postać skrzydła) praca [8].

Przy obliczeniach lotka była traktowana jako:

- sztywna: 0% odkształcalności,
- rzeczywista: 100% odkształcalności,
- o obniżonej sztywności: 200% odkształcalności.

Odształcenie lotki polegało na skręceniu poszczególnych przekrojów względem siebie.

Wyniki przedstawiono na rys. 14.

Z wykresu tego widać, że wyważenie masowe lotki podwyższa wyraźnie prędkość krytyczną flatteru z 79 m/sek do 98 m/sek. Wynika stąd, że takie sprężenia masowe, w których środki ciężkości leżą za osią obrotu, bardzo obniżają prędkość krytyczną flatteru.

Ze wzrostem odkształcalności lotki prędkość krytyczna spada bardzo wyraźnie, jak również nieznacznie obniża się częstość drgań.

Okazuje się, że w obliczanych przypadkach prędkość krytyczna flatteru jest dużo wyższa od prędkości dopuszczalnej, a więc przypadki te nie są groźne dla konstrukcji.

W dalszym ciągu prac nad flatterem szybowców zostaną obliczone następujące przypadki flatteru o dwóch stopniach swobody dla szybowca „Zefir 2”:

- 1) druga postać giętna i pierwsza postać skrętna skrzydeł,
- 2) pierwsza postać skrętna i wychylenie lotki.

Ze względu na odmienną konstrukcję szybowców w stosunku do samolotów należałoby wykonać obliczenia innych postaci flatteru i dla większej ilości szybowców w celu wprowadzenia pewnych uogólnień i weryfikacji kryteriów.

LITERATURA

1. H. Templeton — „The Technique ad flutter calculations”, CP nr 172 A.R.C. Technical Report
2. R. Bisplinghoff, H. Ashley, R. Halfman — „Aeroelasticity”
3. J. Duncan — „The Fundamentals of flutter”, RAE Report
4. P. B. Walker — „The Mechanical Aspect of flutter”, Aircraft Engineering, 1938
5. Y. C. Fugh — „An introduction to the theory of Aeroelasticity”
6. W. Szemplińska, R. Aleksandrowicz, J. Maryniak — „Próby rezonansowe szybowców” — Technika Lotnicza zes. 6/58
7. Sprawozdanie nr 23 Katedry Mechaniki Lotu Politechniki Warszawskiej z prób rezonansowych szybowca SZD-9 „Bocian” (nie opublikowane)
8. Sprawozdanie nr 36 i 36a Katedry Mechaniki Lotu Politechniki Warszawskiej z prób rezonansowych szybowca „Zefir 2” (nie opublikowane)
9. Sprawozdanie nr 47 Katedry Mechaniki Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej „Obliczenia krytycznej prędkości flatteru skrzydeł szybowców” (nie opublikowane)
10. J. Linkowski — Praca dyplomowa magisterska wykonana w Katedrze Mechaniki Politechniki Warszawskiej pt. „Obliczenia krytycznej prędkości flatteru giętno-skrętnego skrzydeł szybowca „Zefir 2” (nie opublikowane)
11. A. Kochman — Praca przejściowa magisterska wykonana w Katedrze Mechaniki Politechniki Warszawskiej pt. „Obliczenia krytycznej prędkości flatteru skrzydła szybowca „Zefir 2” o postaci skręcania skrzydeł z równoczesnym wychyleniem lotki” (nie opublikowane)

W. M. CHAŁDIEJEW

629.135.072.2

Wybór racjonalnych parametrów mechanizmów przy projektowaniu szybkich aparatów latających

W zeszycie 1 kwartalnika „Aviacionnaja Technika” z roku 1963, wydawanego w Kazaniu, opublikowano pracę omawiającą niektóre zagadnienia projektowania mechanizmów i układów podwozi nowoczesnych samolotów. Rozpatrzono zagadnienie uzyskiwania optymalnych parametrów mechanizmów — bez posługiwania się metodą kolejnych przybliżeń, oraz właściwego i optymalnego rozmieszczenia mechanizmów w ograniczonej przestrzeni konstrukcji samolotu. Omówiono też wyznaczenie sił obciążających poszczególne zespoły mechanizmów, kinematyczne i konstrukcyjne granice dopuszczalnych wymiarów zespołów oraz analizę wpływu sił bezwładności i tarcia. Praca zawiera szereg cennych wskazówek dla projektujących zespoły podwoziowe.

Oznaczenia

Zewnętrzne siły i przeguby mechanizmów oznaczono dużymi literami alfabetu łacińskiego na przykład: T —siła, l —przegub).

Reakcje w przegubach oznaczono literą R z indeksem małymi literami — oznaczenia przegubu. Na przykład: reakcja w przegubie $B-R_b$.

Ramiona sił i reakcji względem przegubów oznaczono literą q , z dwoma indeksami (małymi literami): pierwsza litera oznacza reakcję lub siłę, druga zawias (na przykład: ramię l względem przegubu $E-q_{le}$).

Wymiary geometryczne zespołów: a) między dwoma odpowiednio ruchomymi lub nieruchomymi przegubami — literą l z dwoma indeksami (małymi literami — oznaczenia przegubów), (na przykład: wymiary rozstawienia $AB-l_{ab}$); b) między przegubami ruchomymi i nieruchomymi — literą r z dwoma indeksami, z których pierwszy oznacza przegub ruchomy, drugi nieruchomy (na przykład: wymiar rozstawu $10-T_{ao}$); c) bieżąca wielkość parametru napędu (długość racującego cylindra) niezależnie od miejsca jego połączenia układem kinematycznym — literą h .

Wstęp

Projektowanie różnorodnych typów aparatów latających związane jest z opracowaniem licznych mechanizmów napędowych ich zespołów.

Projektowanie takich mechanizmów (synteza) w ogólnym przypadku obejmuje syntezy układu i wymiarów. Praktycznie konstruktor spotyka się jedynie z rozwiązaniem zadania syntezy wymiarowej (wyznaczeniem kinematycznych

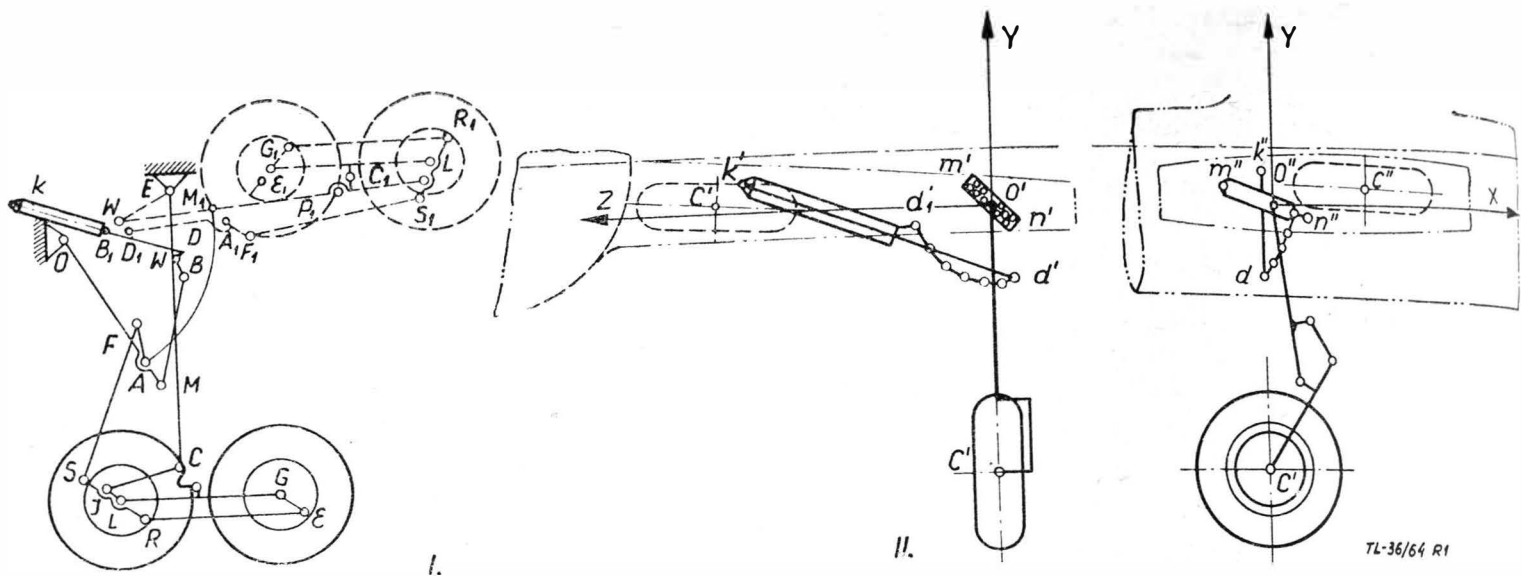
wymiarów mechanizmu), ponieważ szerokie zastosowanie mają jedynie prostsze (ustalone) typy mechanizmów.

W obecnej chwili w praktyce konstrukcyjnej stosowane są dwie grupy mechanizmów: płaskie, mające równoległe osie obrotu zespołów i przestrzenne, umożliwiające obrót zespołu względem dowolnie położonej w przestrzeni osi obrotu (rys. 1).

Wzrastające zagęszczenie układu zespołów szybkich aparatów latających wymaga od konstruktora w pierwszym rzędzie spełnienia czysto konstrukcyjnych wymagań — rozmieszczenia mechanizmów w ostro ograniczonych gabarytach konstrukcji.

W związku z tym, że klasyczne metody teorii mechanizmów przewidyują zazwyczaj — jako dane wyjściowe — wyznaczenie kinematyczne, ich bezpośrednie wykorzystanie w praktyce konstrukcyjnej jest uciążliwe.

Mechanizmy lotnicze mają szereg specjalnych osobliwości: z zasady są wykorzystywane do napędu dużych i kompletnych zespołów (chowane podwozia, pomosty ładunkowe, pokrywy hermetyczne, silniki w obrotowych gondolach, stery aerodynamiczne i strumieniowe itp.), których wymiary konstrukcyjne, jak również wymiary zespołów napędowych i przegubów mechanizmów wynikają z wielkości sił, działających na zespół w położeniu obliczeniowym (zazwyczaj blokowanym), a nie w czasie jego ruchu (pracy). Na przykład podwozie obciążone jest w położeniu wypuszczonym w czasie startu i lądowania, pokrywy hermetyczne — w położeniu zamkniętym w czasie lotu na dużych wysokościach itp. Tym niemniej, wybór kinematycznych parametrów mechanizmu oraz moc napędu związane są z rozpatrzeniem mechanizmu w czasie ruchu, z uwzględnieniem działających przy tym sił.



Rys. 1. Podstawowe typy mechanizmów: I — płaski (mechanizm głównej nogi podwozia samolotu TU-104), II — przestrzenny

W pracy niniejszej przedstawione są inżynierskie metody projektowania mechanizmów, w których jako wyjściowe przyjmuje się wymagania konstrukcyjne rozmieszczenia mechanizmów w ściśle ustalonych gabarytach konstrukcji. Przeprowadzono przy tym analizę wpływu sił bezwładności i sił tarcia na obciążenia napędu mechanizmu oraz przedstawiono sposoby obliczenia sił potrzebnych w napędzie z uwzględnieniem tychże sił bezwładności i tarcia.

Kryteria oceny racjonalnego doboru parametrów mechanizmów

Dla szybkiego rozwiązania dowolnego zadania projektowania ważne jest prawidłowe wybranie kryterium porównawczej oceny możliwych wariantów konstrukcji. Zazwyczaj do wyboru kryterium służą założenia podstawowe.

W danym przypadku celem projektowania jest znalezienie takich parametrów mechanizmu, które zapewniają: pierwsze — racjonalne obciążenie jego zespołów w podstawowych położeniach (obliczeniowych), drugie — rozmieszczenie mechanizmów w ściśle ograniczonej komorze konstrukcji, trzecie — uzyskanie wymaganej pracy użytecznej możliwie małymi siłami w roboczym napędzie.

Praca użyteczna A , uzyskiwana w czasie pracy mechanizmu pod działaniem napędu roboczego, może być przedstawiona w postaci

$$A = \int_0^H T \cdot dh = \xi HT_{max}, \quad [1]$$

gdzie:

T i T_{max} — odpowiednio bieżące i maksymalne siły w napędzie,

dh — nieskończenie małe przemieszczenie napędu,

H — pełny skok roboczy napędu,

$$\xi = \frac{\int_0^H T \cdot dh}{T_{max} \cdot H} \text{ — współczynnik wypełnienia wykresu.}$$

Ponieważ wielkość pracy użytecznej A przy ustalonych warunkach układu praktycznie nie zależy od kinematyki mechanizmu, a w zupełności jest określona siłami zewnętrznymi działającymi na mechanizm, to jako kryterium porównawczej oceny możliwych wariantów układów kinematycznych należy przyjąć wielkość (ξH).

Oczywiście, optymalny mechanizm dla danych warunków układu będzie taki, w którym zapewnione będzie uzyskanie największego współczynnika wypełnienia wykresu ξ i pełnego skoku roboczego H .

W warunkach realnych najbardziej skutecznym sposobem zmniejszenia maksymalnych potrzebnych sił T_{max} w napędzie jest zmiana współczynnika ξ , o którego zwiększenie należy starać się w pierwszym rzędzie, co zaś dotyczy sko-

ku H , to w ciasnych warunkach układu współczesnego aparatu latającego niemożliwe są zmiany wielkości, a pozostaje jedynie konieczność zapewnienia wykorzystania pełnego skoku roboczego¹⁾.

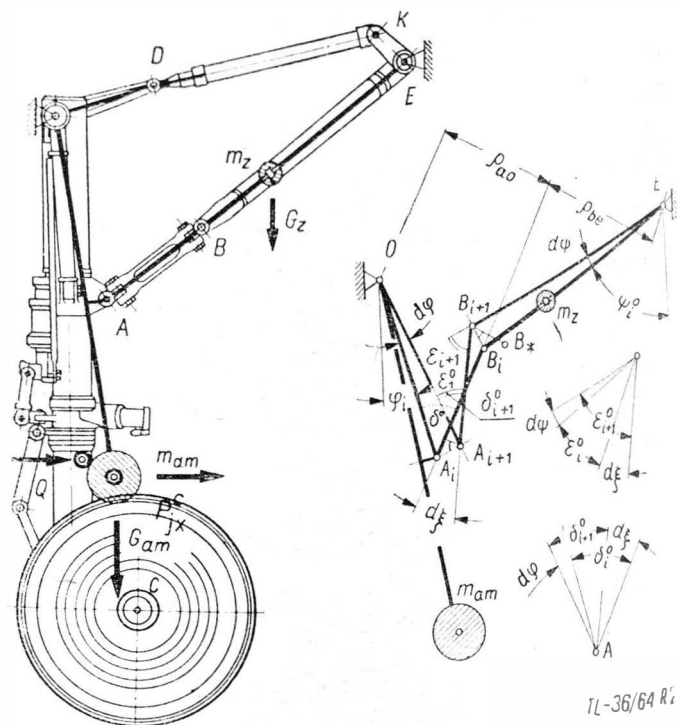
Znalezienie więc optymalnego układu mechanizmu jest podstawowym zadaniem konstruktora. Dla rozwiązania tego zadania konieczne jest poznanie zależności między geometrycznymi wymiarami poszczególnych zespołów mechanizmu a siłą w napędzie.

Taka zależność w postaci ogólnego równania dla wyznaczenia potrzebnej siły w napędzie może być wyprowadzona odpowiednio do typowego obliczeniowego układu mechanizmu (rys. 2).

Ogólne równanie potrzebnej siły w napędzie mechanizmu

Typowy schemat obliczeniowy mechanizmu w przypadku ogólnym może być przedstawiony jako układ k sprowadzonych do punktów mas, obracających się względem nieruchomych przegubów (punktów mocowania mechanizmu do konstrukcji aparatu).

¹⁾ Metodę wyznaczania miejsca zamocowania cylindra dla warunków pełnego wykorzystania jego skoku podano w lit. [2].



Rys. 2. Typowy obliczeniowy układ mechanizmu

Takie przypuszczenie w zastosowaniu do mechanizmów, używanych w konstrukcjach latających aparatów, jest w pełni słuszne, ponieważ ciężar poruszanych zespołów wielokrotnie przewyższa ciężar pozostałych części mechanizmu. Dopuszczalne przy tym błędy są niewielkie i z zasady są po stronie zapasu konstrukcji.

Sily działające na mechanizm w czasie jego pracy można podzielić na:

- 1) sily, których wielkość nie zależy od kinematyki mechanizmu, Q — sily aerodynamiczne, P_i — sily bezwładności powstające na skutek przyspieszeń w czasie ruchu aparatu (obciążenia), G — ciężar,
- 2) sily zależne od kinematyki mechanizmu — sily tarcia w zawiasach i sily bezwładności P_i , powstające od przyspieszeń w czasie ruchu względem aparatu.

Dane obciążenia Q , P_i , P_i mogą być rozpatrywane jako składowe względem osi współrzędnych, jak i w postaci momentów tych sily względem nieruchomych przegubów.

Podanie obciążeń w formie momentów jest wygodne w przypadku analizy mechanizmów przestrzennych²⁾.

W zastosowaniu do przyjętego układu obliczeniowego, zgodnie z zasadą możliwych przesunięć, można napisać:

$$T \cdot dh + \sum_1^k M_j \cdot d\varphi + \sum_1^k J_i \frac{d^2\varphi}{dt^2} \cdot d\varphi + \sum_1^n M_{\mu} \cdot d\alpha = 0 \quad [2]$$

- gdzie:
- T — wymagana siła w napędzie mechanizmu,
 - dh — nieskończenie małe przesunięcie napędu (zmiana długości cylindra roboczego),
 - J_i, M_i — odpowiednio moment bezwładności i moment sił zewnętrznych zespołu względem osi nieruchomej,
 - $d\varphi$ — przesunięcie kątowe zespołu „i” względem osi nieruchomej zawiasu,
 - $M_{\mu} d\alpha$ — odpowiednio, moment tarcia i kątowe przesunięcie w zawiasie „i” mechanizmu,
 - k — liczba mas skupionych w punktach (liczba nieruchomych zawiasów mechanizmów),
 - n — ogólna liczba zawiasów (przegubów) mechanizmu.

Podzieliwszy otrzymane równanie przez elementarne przesunięcie dh i przeszedłszy do granicy $dh \rightarrow 0$, otrzymuje się równanie łatwe do rozwiązania względem potrzebnej sily w napędzie:

$$T = T_* + T_j + T_{\mu} = x_{\mu} \cdot x_j \cdot T_* \quad [3]$$

gdzie:

$T_* = \sum_1^k M_j \frac{d\varphi_j}{dh}$ — składowa sily w napędzie, od sily niezależnych od kinematyki mechanizmu,

$T_j = \sum_1^k J_i \frac{d^2\varphi}{dt^2} \cdot \frac{d\varphi}{dh}$ — składowa sily w napędzie, od sily bezwładności powstających w wyniku kinematyki mechanizmu,

$T_{\mu} = \sum_1^n M_{\mu} \frac{d\alpha}{dh}$ — składowa sily w napędzie, od sily tarcia w parach kinematycznych,

$$x_j = \frac{T_j + T_*}{T_*} = \left(1 + \frac{\sum_1^k J_i \frac{d^2\varphi}{dt^2} \cdot \frac{d\varphi}{dh}}{T_*} \right) \text{ — współczynnik uwzględniający obciążenie napędu siłami bezwładności,}$$

²⁾ Przykład obliczenia mechanizmu przestrzennego w przypadku zadania obciążeń zewnętrznych w formie składowych jest podany w lit. [5].

$$x_{\mu} = \frac{T_* + T_j + T_{\mu}}{T_* + T_j} = \left(1 + \frac{\sum_1^n M_{\mu} \frac{d\alpha}{dh}}{x_j \sum_1^k M_i \frac{d\varphi}{dh}} \right) \text{ — współczynnik uwzględniający obciążenie napędu siłami tarcia.}$$

Pochodne, wchodzące w wyrażenia składowych sily T w otrzymanym równaniu, wyznacza się z rozpatrzenia kinematyki mechanizmu jako pewne funkcje jego pośredniego położenia (bieżącej wielkości przesunięcia h napędu). Postać tych funkcji w końcowym wyniku jest zależna od miejsca połączenia napędu z kinematycznym łańcuchem mechanizmu.

Pochodne drugiego rzędu $\frac{d^2\varphi}{dt^2}$ wygodniej jest wyrazić za pomocą pochodnych przesunięć:

$$\frac{d^2\varphi}{dt^2} = \frac{d}{dh} \left[\frac{d\varphi}{dh} \left(\frac{dh}{dt} \right)^2 \right] = V_h^2 \frac{d^2\varphi}{dh^2} + 2V_h \frac{dV_h}{dh} \cdot \frac{d\varphi}{dh}, \quad [4]$$

gdzie $V_h = \frac{dh}{dt}$ i $\frac{dV_h}{dh}$ — odpowiednio prędkość i przyspieszenie ruchu napędu.

Współczynniki x_j i x_{μ} w równaniu [3] uwzględniają obciążenie napędu siłami zależnymi od kinematyki mechanizmu, stąd wielkość tych współczynników charakteryzuje doskonałość mechanizmu pod względem wielkości sily obciążających. Oczywiście, im mniejsze są współczynniki x_j i x_{μ} , tym doskonalszy jest mechanizm.

Wyznaczenie pochodnych, wchodzących do równania na potrzebną siłę w napędzie mechanizmu

Na skutek tego, że mechanizmy stosowane w konstrukcjach aparatów latających mają jeden stopień swobody, istnieje całkowicie określona zależność między kątowymi przesunięciami we wszystkich zawiasach (przegubach) mechanizmu, niezależnie od miejsca podłączenia napędu. W zastosowaniu do czteroczłonowego mechanizmu, który najszerzej jest stosowany w praktyce konstrukcyjnej, taka zależność może być ustalona (rys. 2):

1) z warunku równości rzutów przesunięć zawiasów A i B na kierunek członu AB

$$\frac{d\varphi}{dh} = \frac{r_{be}}{r_{ao}} \cdot \frac{\sin \varepsilon}{\sin \delta} \cdot \frac{d\psi}{dh} = \frac{\varrho_{be}}{\varrho_{ao}} \cdot \frac{d\psi}{dh} \quad [5]$$

2) z rozpatrzenia zmiany kątów δ_i i ε_i w wyniku przesunięcia dh napędu

$$\frac{d\delta}{dh} = \frac{d\varphi}{dh} - \frac{d\zeta}{dh}, \quad [6]$$

$$\frac{d\varepsilon}{dh} = \frac{d\psi}{dh} + \frac{d\zeta}{dh}, \quad [7]$$

Z rozpatrzenia $\Delta A_i B_i B_*$ łatwo ustalić, że:

$$d\zeta = \sin d\zeta = \frac{r_{ao} \cdot d\varphi \cdot \cos \delta + r_{be} \cdot d\psi \cdot \cos \varepsilon}{l_{ab}}$$

lub

$$\frac{d\zeta}{dh} = \frac{\varrho_{ao}}{l_{ab} \cdot \operatorname{tg} \delta} \cdot \frac{d\varphi}{dh} + \frac{\varrho_{be}}{l_{ab} \cdot \operatorname{tg} \varepsilon} \cdot \frac{d\psi}{dh}$$

Wtedy, wyliczywszy z równań [6] i [7] pochodną $\frac{d\zeta}{dh}$

i wprowadzając oznaczenia $k\zeta = \frac{1}{l_{ab}} \left(\frac{1}{\operatorname{tg} \delta} + \frac{1}{\operatorname{tg} \varepsilon} \right)$

otrzymuje się:

$$\frac{d\delta}{dh} = \left(1 - \varrho_{ao} k\zeta \right) \frac{d\varphi}{dh} \quad [8]$$

$$\frac{d\varepsilon}{dh} = \left(1 + \varrho_{be} k\zeta \right) \frac{d\psi}{dh} \quad [9]$$

³⁾ Pochodna $\frac{d\zeta}{dh}$, po przejściu przez zawias A goleni OE , zmienia znak.

zagadnienia należy przeprowadzić w zastosowaniu do różnych typów.

Podstawowe zależności między wymiarami członów dla obu przypadków podane są na rys. 4.

Należy zaznaczyć, że położenie zawiasu B na składającym się członie, jak widać to z równania [5], wpływa na wzajemny stosunek pochodnych $\frac{d\psi}{dh}$ i $\frac{d\psi}{dh}$ a w końcowym wyniku i na ich absolutną wielkość.

Najczęściej, w miarę zwiększania wymiaru członu BE

stosunek $\frac{l_{be}}{l_{ao}}$ rośnie (patrz rys. 5).

Człon OE (goleń). W drugim przypadku, gdy $\varphi_{max} > \varphi_e$, minimalny wymiar

$$l_{oe} \geq r_{ao} \quad [15]$$

Łatwo to stwierdzić, wyznaczając maksymalny wymiar członu w rozpatrywanym przypadku

$$r_{he\ max} \leq \frac{l_{ae}}{2}$$

W następnym zachodzą następujące nierówności: $r_{he} < l_{ab}$, $r_{he} < r_{ao}$, $r_{he} < l_{oe}$, $r_{he} + r_{ao} < l_{ab} + l_{oe}$, wyznaczające warunki istnienia wykorbienia BE w rozpatrywanym mechanizmie.

W pierwszym przypadku $\varphi_{max} < \varphi_e$, warunek z równania [15] nie jest więc graniczny, ponieważ zmiana członu BE na wykorbienie nie przeszkadza uzyskaniu wymaganego kąta φ_{max} , uwzględniając jednak tę okoliczność, że na wykonywanych mechanizmach kąt φ_{max} jest bliski pod względem wielkości do kąta φ_e , można przyjąć warunek z równania [15] za słuszny dla obu przypadków. Warunek ten wyznacza także maksymalny wymiar członu OA- r_{ao} .

Granice konstrukcyjne

Ograniczenia konstrukcyjne, wyznaczone z warunków doboru układu mechanizmu na aparacie, zwracają zazwyczaj granice kinematyczne zmian wymiarów członów przy pro-

jektowaniu. Najczęściej zmniejszenie wymiaru członu BE, jak widać z rysunku 5, związane jest ze zwiększeniem kąta φ_{max} , którego wielkość jest ograniczona zazwyczaj wymiarami komory przeznaczony na umieszczenie mechanizmu. Graniczna wielkość konstrukcyjna członu BE może być znaleziona wykreślnie jako punkt przecięcia B_1'' geometrycznego miejsca możliwych położenia punktu B (elipsa z ogniskami w punktach A_1 i E) z pomocniczą linią, daną z rozważań konstrukcyjnych w odległości Δ od krawędzi komory (rys. 5).

Człon OE z zasady wyznacza się warunkami siłowego układu mechanizmu na aparacie latającym w położeniu roboczym, to znaczy warunkami minimum ciężaru konstrukcji.

Człon AO ograniczony jest konstrukcyjnymi wymiarami napędzanego zespołu i zazwyczaj nie ogranicza konstrukcji.

Granice stosowalności różnych typów podłączenia napędów

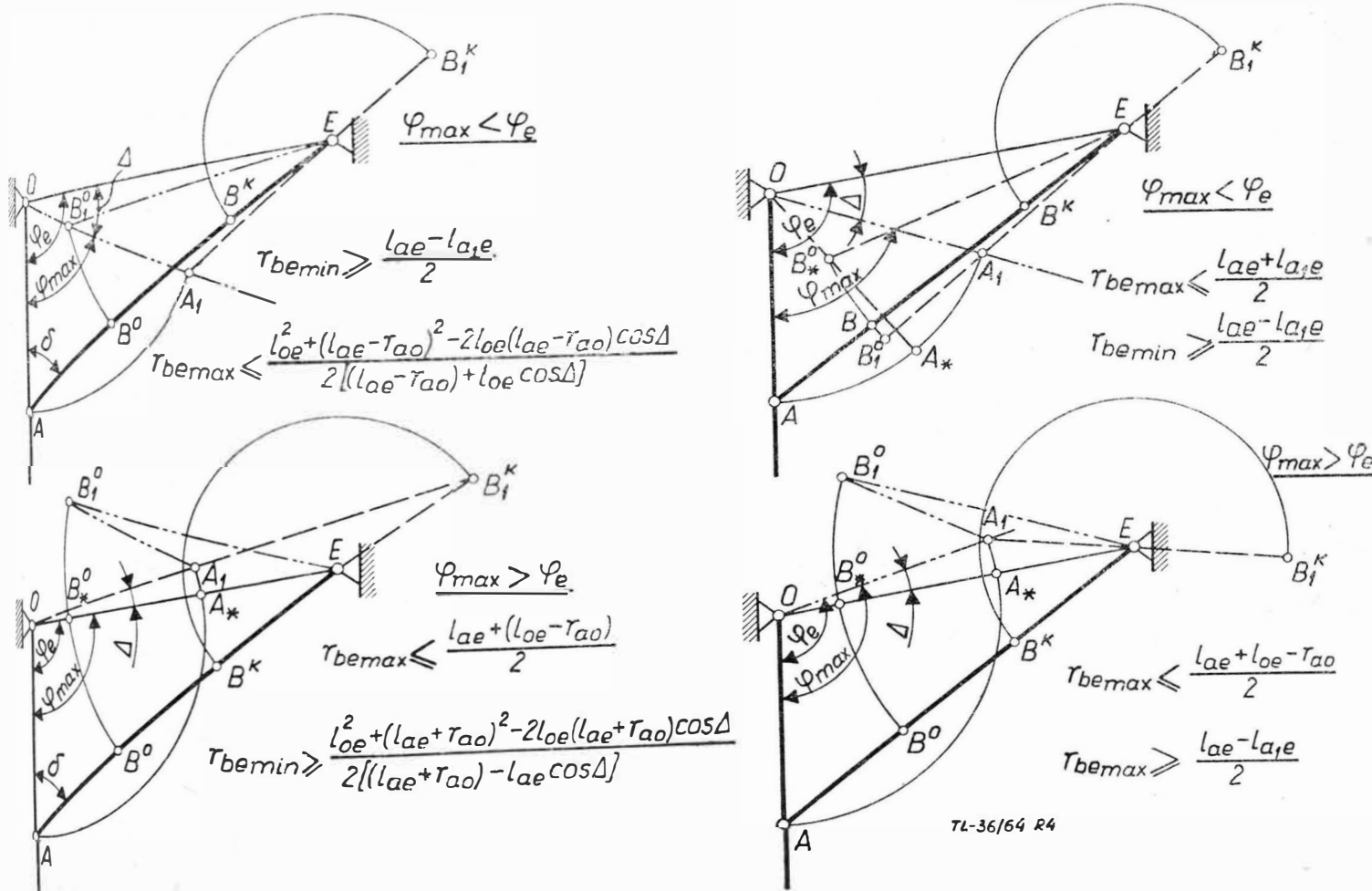
Napędy siłowe stosowane zazwyczaj w konstrukcjach aparatów latających w czasie wykonania ruchu na dany sygnał umożliwiają tylko jednoznaczny obrót przyległych do nich członów. Ta właściwość umożliwia ustalenie granicy stosowalności różnych typów połączeń napędu do kinematycznego układu mechanizmu (rys. 4).

Graniczne wielkości maksymalnego kąta obrotu napędzanego zespołu dla różnych typów podłączenia napędu mechanizmów — podane są w załączonej tabeli.

Analiza wpływu sił bezwładności i sił tarcia na siłę potrzebną w napędzie

Wyznaczenie x_i

Dla ułatwienia analizy sił bezwładności, posługując się równaniem [4], można przedstawić siłę T_i wchodzącą do równania [3] w postaci dwu składowych:



Rys. 4. Kinematyczne granice dopuszczalnych zmian wymiarów członów przy projektowaniu czteroczołowego mechanizmu

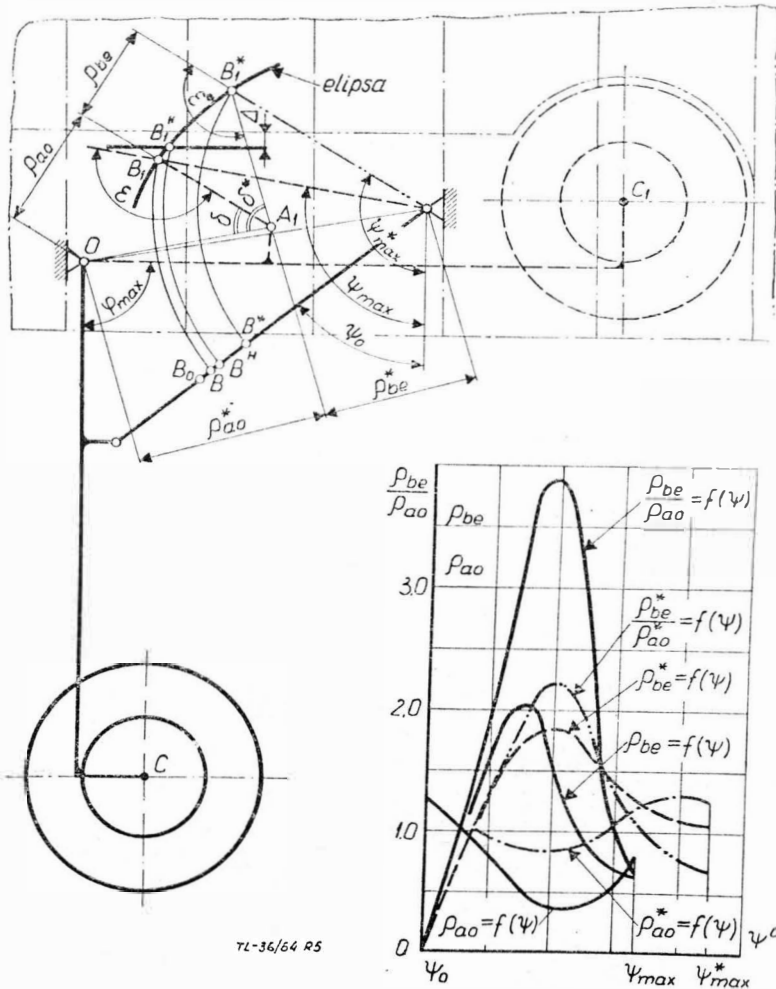
Tabela

Typ mechanizmu	Położenie mechanizmu, odpowiadające φ_{max} w przypadkach		Uwagi
	1 $\varphi_{max} < \varphi_e$	2 $\varphi_{max} < \varphi_e$	
I	przy kącie $\delta = 0^\circ$	przy kącie $\delta = 180^\circ$	największy kąt φ_{max} uzyskuje się przy $\tau_{be\ max}$
II	przy kącie $\varepsilon = 0^\circ$	$\varphi_{max} > \varphi_e$ jest niemożliwe, ponieważ przy kącie φ_e kąt ε ma minimalną wielkość	
III	przy kącie $\varepsilon = 180^\circ$	$\varphi_{max} > \varphi_e$ jest niemożliwe, ponieważ przy kącie φ_e kąt δ ma minimalną wielkość	
IV	praktycznie nieograniczone		

$$T_{j1} = V_h^2 \sum_1^k I_j \frac{d^2\varphi}{dh^2} \cdot \frac{d\varphi}{dh} - \text{zależnej tylko od kinematyki mechanizmów,}$$

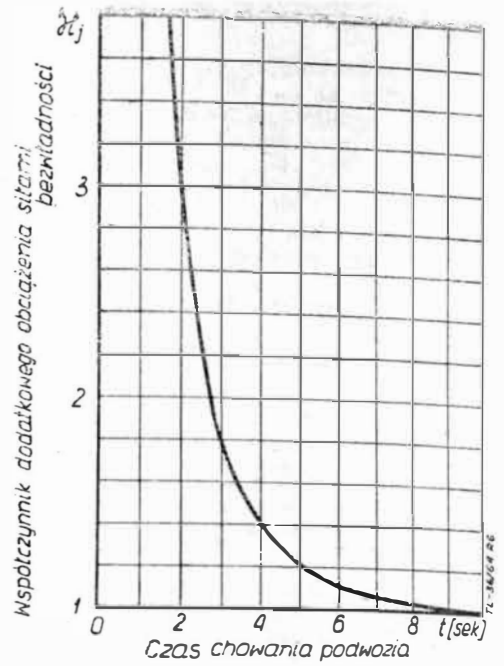
$$T_{j2} = 2V_h \frac{dV_h}{dh} \sum_1^k I_i \left(\frac{d\varphi}{dh} \right)^2 - \text{zależnej od przyspieszenia ruchu napędu.}$$

Wielkość T_{j1} proporcjonalna jest zawsze do T , podczas gdy T_{j2} na skutek możliwości zmiany znaku przyspieszenia ruchu napędu $\frac{dV_h}{dh}$, może zmieniać znak. Jednak dla



Rys. 5. Wykreślne przedstawienie konstrukcyjnych granic dopuszczalnych wymiarów członów w zastosowaniu do konkretnych warunków doboru układu mechanizmu. Wykres wpływu położenia

zawiasu B na składającym się członie AE na stosunek $\frac{\rho_{be}}{\rho_{a0}}$



Rys. 6. Wykres zmiany współczynnika α_j dodatkowego obciążenia napędu siłami bezwładności w funkcji czasu t pracy mechanizmu

mechanizmów rozpatrywanej klasy przeważający wpływ ma praktycznie wielkość T_{j1} , co przy wiadomych błędach dających zapas wytrzymałości umożliwia przyjęcie sumaryczną wielkość T_j proporcjonalną do T .

Takie uproszczenie umożliwia ograniczenie wyznaczenia współczynnika α_j tylko do jednego położenia mechanizmu, odpowiadającego T_{*max} , ponieważ dobór mocy napędu wykonuje się dla maksymalnej siły.

Dla obliczenia α_j konieczna jest znajomość wielkości V_h i $\frac{dV_h}{dh}$ w położeniu obliczeniowym, to znaczy charakterystyka prędkości napędu $V_h = f(T)$.

Taka charakterystyka zależy jest od typu stosowanego napędu i może być wyznaczona ze znanej zależności $V_h = f(T)$, charakteryzującej dany napęd. Na przykład dla napędu hydraulicznego taką charakterystyką jest zależność ciśnienia p w instalacji od wydajności q pompy, $p = f(q)$.

W ogólnym przypadku dla wyznaczenia $V_h = f(h)$ konieczne jest poznanie zależności $T = f(h)$, której wyznaczenie jest konieczne przy obliczeniu sił w napędzie. W danym więc przypadku zadanie może być rozwiązane tylko metodą kolejnych przybliżeń.

Praktycznie, dla napędu hydraulicznego i elektromechanicznego $V_h = \frac{H}{t} = \text{const}$, to znaczy, że $\frac{dV_h}{dh} = 0$, a w następstwie $T_{j2} = 0$.

Dla napędów pneumatycznych zależność $T = f(V_h)$ może być sporządzona na podstawie politropy rozprężania powietrza przy danych ciśnieniach roboczych.

W celu wyznaczenia dodatkowego obciążenia (dociążenia) napędu siłami bezwładności przy danej kinematyce mechanizmu, należy wyznaczyć zależność α_j od czasu pracy napędu t (wypuszczanie lub chowanie).

W tym celu przedstawiono

$$T_{j1} = \frac{C_1}{t^2},$$

$$T_{j2} = \frac{C_2}{t} \cdot \frac{dV_h}{dh} \quad [16]$$

gdzie: $C_1 = H^2 \sum_1^k I_i \frac{d^2\varphi}{dh^2} \cdot \frac{d\varphi}{dh}$,

$$C_2 = 2H \sum_1^k I_i \left(\frac{d\varphi}{dh} \right)^2 - \text{wielkości niezależne od czasu chowania.}$$

Typowa zależność $x_i = f(t)$, sporządzona na podstawie równania [16] w zastosowaniu do przestrzennego mechanizmu chowania podwozia, pokazana jest na rys. 6.

Wyznaczenie x_{μ}

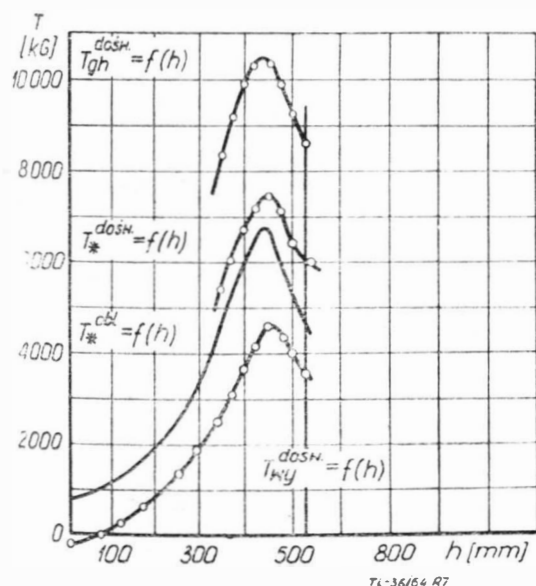
W praktyce ważne jest znać współczynnik x_{μ} w położeniu dla T_{max} . Dla obliczenia x_{μ} , niezależnie od pochodnych $\frac{da_i}{dh}$ konieczne jest znać momenty tarcia w przegubach (zawiasach) mechanizmu. W ogólnym przypadku wielkość M_{μ} zależna jest od reakcji w zawiasie R_i (od położenia mechanizmu), wymiarów jego czopa r_i , materiałów trącego się zespołu — współczynnika tarcia μ , warunków przylegania, które można uwzględnić wprowadzeniem współczynnika k :

$$M_{\mu i} = k \mu r_i R_i. \quad [17]$$

Należy zaznaczyć, że w przypadku rozpatrywania ruchu płasko-równoległego, gdy nie istnieje symetria sił względem płaszczyzny obrotu członów, przy wyznaczeniu reakcji w zawiasach mechanizmu należy wychodzić z warunku pełnej równowagi członu, ponieważ w danym przypadku, jak wskazano w lit. [3], rzeczywiste reakcje w zawiasach mogą różnić się od reakcji znalezionych przy rozpatrywaniu płaskiego zadania nie tylko pod względem wielkości, lecz i pod względem znaku.

W praktyce prac biur konstrukcyjnych bardzo często straty na tarcie ocenia się za pomocą współczynnika korekcyjnego $x_{\mu} = 1,10 \dots 1,15$, to znaczy w przybliżeniu proporcjonalnym zwiększeniem siły obliczeniowej w napędzie o wielkości współczynnika tarcia μ , przy tym całkowicie nie uwzględnione są kinematyczne cechy mechanizmu. Takie podejście do zagadnienia powoduje często duże błędy i w następstwie prowadzi do znacznych przeróbek mechanizmu i drogich prac uzupełniających.

Z równania [3] wynika, że wielkość x_{μ} zależna jest nie tylko od M_{μ} , lecz i od pochodnych $\frac{da_i}{dh}$, to znaczy od kinematyki mechanizmu.



Rys. 7. Wykres potrzebnych sił na napędzie mechanizmu głównej goleni podwozia samolotu TU-104. $T_{*}^{obl} = f(h)$ i $T_{*}^{dosw} = f(h)$ — odpowiednio krzywa obliczeniowa i doświadczalna obciążenia napędu mechanizmu siłami niezależnymi od kinematyki (bez uwzględnienia tarcia). $T_{chw}^{dosw} = f(h)$ i $T_{wy}^{dosw} = f(h)$ — krzywe doświadczalne pełnej siły w napędzie z uwzględnieniem tarcia odpowiednio dla chowania i wypuszczania podwozia (doświadczenie wykonano w wydziale na kinematycznym stanowisku. W obliczeniach siły bezwładności nie były uwzględniane, ponieważ w czasie pracy mechanizmu rzędu $t = 20 \dots 30$ sek, mającym miejsce w tym mechanizmie, siły te były znikomo małe)

Przeprowadzone obliczenia na przykładzie mechanizmów podwozia wskazują, że współczynnik x_{μ} osiąga wielkość 1,50 i więcej.

Doświadczalne badania dodatkowego obciążenia napędu siłami tarcia, przeprowadzone przez autora tej pracy na przykładzie seryjnego mechanizmu głównej goleni podwozia samolotu Tu-104, potwierdziły prawidłowość wykonanych obliczeń (doświadczalnie uzyskano wielkość $x_{\mu} = 1,54$). Doświadczalny wykres obciążenia napędu podany jest na rys. 7.

Rzeczywiste wielkości współczynnika tarcia w zawiasach (średnie) $\mu = 0,108 \dots 0,111$, uzyskane przez odwrotne przeliczenie wyników doświadczalnych przy założeniu stałości ich wielkości we wszystkich zawiasach mechanizmu, znajdują się w granicach wielkości μ , podawanych w podręcznikach dla podstawowego trącego się zespołu (stal po brązie).

Ta okoliczność wyraźnie wskazuje na wpływ parametrów kinematycznych $\frac{da_i}{dh}$ na wielkość x_{μ} oraz umożliwia zalecenie posługiwania się do obliczeń wielkościami współczynnika μ , podawanymi w podręcznikach.

Wnioski

1. Przedstawiona metodyka doboru parametrów mechanizmu, opierająca się na uwzględnieniu konkretnych warunków doboru układu mechanizmu, umożliwia najkrótszą drogą, bez zbędnych obliczeń dodatkowych, uzyskać dane dla optymalnego przy danych warunkach wariantu mechanizmu.

2. Dla celów praktycznych obliczenia sił napędu wystarczające jest wyznaczenie wielkości x_j i x_{μ} w jednym położeniu odpowiadającym T_{max} . Ta okoliczność umożliwia dobór kinematycznych parametrów mechanizmu bez uwzględnienia sił tarcia i sił bezwładności.

3. Otrzymane wyrażenia współczynnika x_j oraz analiza struktury składowych T_{j1} i T_{j2} według równania [16] wskazują, że dodatkowe obciążenie napędu siłami bezwładności zależy od kinematyki mechanizmu — wielkości $\frac{d\varphi_i}{dh}$, $\frac{d^2\varphi_i}{dh^2}$,

oraz od prędkościowej charakterystyki napędu V_h i $\frac{dV_h}{dh}$.

Charakter zależności x_j od czasu t pracy, sporządzonej na podstawie równania [16], pokazany jest na rys. 6. Wykresem tym można posługiwać się przy wstępnej ocenie wielkości x_j należy jednak pamiętać, że ta zależność wyznaczona jest w zastosowaniu do konkretnej kinematyki mechanizmu z całkowicie wyznaczonymi wielkościami współczynników C_1 i C_2 .

Dla zmniejszenia wpływu sił bezwładności na dodatkowe obciążenie napędu konieczne jest starać się maksymalnie zwiększyć współczynnik ξ pełnoty wykresu, to znaczy unikać położenia mechanizmu bliskich do położenia martwych, gdy małemu przesunięciu dh napędu odpowiada duże przesunięcie $d\varphi_i$ członów, to znaczy gdy wielkości pochodnych $\frac{d\varphi_i}{dh}$ i $\frac{d^2\varphi_i}{dh^2}$ są duże.

4. Obliczenia i badania doświadczalne dodatkowego obciążenia napędu siłami tarcia wskazują na znaczny wpływ na współczynnik x_{μ} kinematycznych parametrów $\frac{da_i}{dh}$.

Jako podstawowy sposób zmniejszenia współczynnika x_{μ} należy uważać zmniejszenie wielkości pochodnym $\frac{da_i}{dh}$ w położeniu obliczeniowym układu w głównych najbardziej obciążonych zawiasach mechanizmu, innymi słowy, należy unikać członów krótkich obciążonych dużymi siłami. Na przykład w mechanizmie głównej goleni podwozia samolotu Tu-104 (rys. 1-1) krótki człon BE z dużym czopem w zawiasie B, uwarunkowany koniecznością

podziału najbardziej obciążonego w czasie lądowania członu CE, doprowadził do pojawienia się dużego momentu tarcia i dużych wielkości pochodnej $\frac{da_i}{dh} \left(\frac{d\varepsilon}{dh} \right)$ w położeniu obliczeniowym.

Przy obliczeniach współczynnika x_μ wskazane jest posługiwać się średnimi wielkościami współczynnika tarcia μ . Takie założenie nie spowoduje wyraźnego błędu, ponieważ współczynniki tarcia w podobnych typach konstrukcji zawiasów mechanizmów nieznacznie różnią się pod względem wielkości.

Mgr inż. BOHDAN KUŁAKOWSKI

621.438.001.2 : 621.454

Metody wyznaczania stałej czasowej jednowałowego turbinowego silnika odrzutowego

W artykule przedstawiono fizyczne znaczenie stałej czasowej jako podstawowej cechy dynamicznej silnika turbinowego; opisano cztery metody obliczania stałej czasowej turbinowego silnika odrzutowego i porównano wyniki obliczeń przeprowadzonych za pomocą tych metod z wynikami pomiarów.

Przy projektowaniu układu paliwowego konieczna jest znajomość cech dynamicznych silnika turbinowego jako obiektu regulacji, szczególnie w przypadku układów zamkniętych. Podstawową cechą dynamiczną silnika turbinowego, jako obiektu regulacji, jest jego stała czasowa i współczynnik wzmocnienia.

Obliczenie stałej czasowej silnika na drodze analitycznej jest dość skomplikowane, a ponadto wymaga wielu uproszczeń i założeń.

Najpewniejszą drogą znalezienia stałej czasowej jest pomiar, jednak wymaga on posiadania gotowego silnika i przeprowadzenia bardzo kosztownych badań.

Gdy ma się do czynienia z projektem silnika, do którego należy opracować układ paliwowy, pozostaje tylko droga analityczna. Z tego powodu ważne są różne metody obliczania stałej czasowej. Jest ich kilka i różnią się między sobą jedynie większą lub mniejszą ilością uproszczeń, co zresztą nie idzie w parze z dokładnością wyników. Przegląd tych metod pozwoli czytelnikowi na zorientowanie się w zagadnieniu oraz na porównanie z wynikami pomiarów, które podano w zakończeniu tej pracy.

Zależnie od rodzaju posiadanych danych wyjściowych można wybrać dowolną metodę obliczeń stałej czasowej przy projektowaniu nowego układu paliwowego silnika.

Ze względu na brak większej ilości wyników badań tego typu na turbinowych silnikach odrzutowych, nie przeprowadzono w tej pracy pełnej analizy porównań metod analitycznych z wynikami badań.

Wykaz ważniejszych oznaczeń i znaczników

Oznaczenia:

- A [kcal/kgm] — cieplny równoważnik pracy,
- A, C, D, E — stałe,
- C_p [kcal/kg $^\circ$] — rzeczywiste ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu,
- G [kg/sek] — wydatek powietrza, wydatek,
- D_{sr} [m] — średnia średnica
- I [kgm sek 2] — moment bezwładności wirujących zespołów silnika,
- M [kgm] — moment obrotowy
- P [kG] — siła,
- T [°K] — bezwzględna temperatura całkowita,
- V_3 [m/sek] — prędkość bezwzględna gazu na wylocie z kierownicy turbiny,
- k — wykładnik izentropy, współczynnik wzmocnienia silnika,

1. Koziewnikow S. N. — Teoria mechanizmów i maszyn. MaszGiz, 1954
2. Worobjew G. N. — Opriedielenje racjonalnych parametrow ubirajuszcziewosia szassi skorostnych samolotow. Tr. KAJ, wyp. XXIX, 1955
3. Małyszew A. P. — Siłowej analiz mechanizmów w konstruktywnej obrabotkie. „Stanki i Instrumenty”, nr 3, 1948
4. Bładow P. J. — Rasziot nagruzki na gidrawliczeskiej siłowej cilindr. Tr. MAJ, wyp. 56, 1956.
5. Chaldiejew W. M. — Opriedielenje potrebnowo usilja w podjonnikie-podkosie prostranstwiennowo mechanizma pri uborkie szassi. JWUZ, „Awiacjonnaja tiechnika”, nr 3, 1958

- n [obr/min] — prędkość obrotowa,
- p [kG/cm 2] — ciśnienie całkowite,
- u [m/sek] — prędkość obwodowa,
- α, β — kąty w trójkącie prędkości turbiny,
- α — współczynnik nadmiaru powietrza,
- l — różnica,
- η — sprawność cieplna,
- $\lambda = \frac{\Delta G_p}{G_{p0}}$ — przyrost względny wydatku paliwa,
- $\varphi = \frac{\Delta n}{n_0}$ — przyrost względny prędkości obrotowej,
- φ_c — współczynnik strat prędkości na łopatkach turbiny,
- ψ — współczynnik strat energii na łopatkach turbiny,
- $\bar{\varphi}$ — współczynnik,
- π — spręż, stopień rozprężania (odniesione do ciśnień całkowitych),
- ω [1/sek] — prędkość kątowna,
- ς — stopień reakcyjności,
- $\xi = \frac{\Delta V_3}{V}$ — względny przyrost prędkości gazu,
- τ [sek] — stała czasowa,

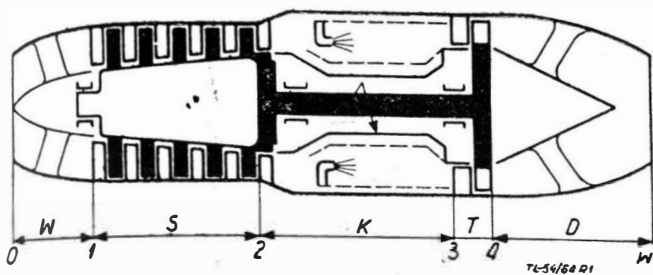
Znaczniki

- S — sprężarka,
- T — turbina,
- g — gaz,
- p — paliwo,
- 1, 2, 3, 4... — numeracja przekrojów w silniku wg rys. 1,
- 1, 2... 11, 12... — numeracja stałych,
- H — wysokość lotu,
- V — prędkość lotu.

Wiadomości podstawowe

Turbinowy silnik odrzutowy stanowi skomplikowany układ dynamiczny zawierający szereg akumulatorów energii; zachodzą w nim liczne procesy fizyczne i chemiczne, których nie można uwzględnić w uproszczonym opisie matematycznym własności silnika.

Zasadniczy wpływ na dynamiczne własności silnika ma bezwładność wirujących zespołów, istnienie pozostałych



Rys. 1. Schemat silnika z oznaczeniem przekroju

$$\tau \frac{d\varphi}{dt} + \varphi = k \lambda \quad [6]$$

gdzie τ — stała czasowa silnika

$$\tau = \frac{I \frac{\pi}{30}}{\left[\left(\frac{\partial M_S}{\partial n} \right)_o - \left(\frac{\partial M_T}{\partial n} \right)_o \right]} \quad [7]$$

oraz k — współczynnik wzmocnienia

$$k = \frac{\left[\left(\frac{\partial M_T}{\partial G_p} \right)_o - \left(\frac{\partial M_S}{\partial G_p} \right)_o \right] G_{p0}}{\left[\left(\frac{\partial M_S}{\partial n} \right)_o - \left(\frac{\partial M_T}{\partial n} \right)_o \right] n_o} \quad [8]$$

akumulatorów energii w silniku można pominąć nie popełniając większego błędu.

W pracy niniejszej przedstawiono silnik jako obiekt jednopojemnościowy, który charakteryzuje się następującym równaniem:

$$I \frac{d\omega}{dt} = M_T - M_S \quad [1]$$

lub

$$I \frac{\pi}{30} \frac{dn}{dt} = M_T - M_S \quad [2]$$

przy czym moment obrotowy turbiny i sprężarki można przedstawić jako funkcję prędkości obrotowej i wydatku paliwa

$$M_T = M_T(n, G_p) \quad [3]$$

$$M_S = M_S(n, G_p) \quad [4]$$

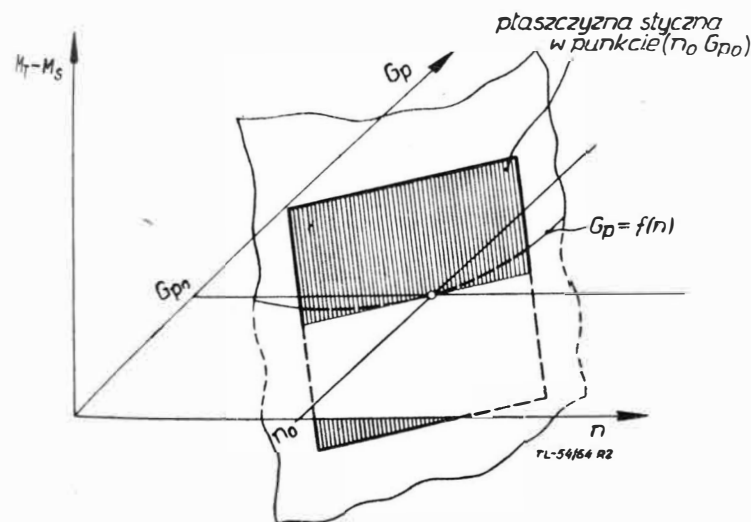
Zależności [3] i [4] są funkcjami nieliniowymi (patrz rys. 2).

Aby otrzymać liniową formę równania 2, rozwinięto obydwie funkcje [3] i [4] na szeregi potęgowe, następnie odrzucono wyrazy rzędu drugiego i wyższych i wstawiono uzyskane zależności od równania [2], które po przekształceniu przyjęło następującą postać:

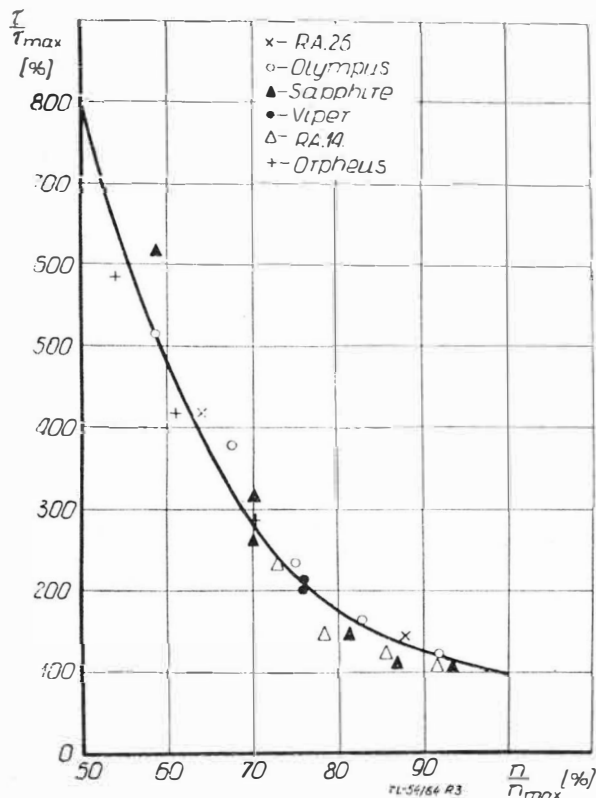
$$\begin{aligned} \frac{I \pi}{30} \frac{d\Delta n}{dt} + \left[\left(\frac{\partial M_S}{\partial n} \right)_o - \left(\frac{\partial M_T}{\partial n} \right)_o \right] \Delta n = \\ = \left[\left(\frac{\partial M_T}{\partial G_p} \right)_o - \left(\frac{\partial M_S}{\partial G_p} \right)_o \right] \Delta G_p \end{aligned} \quad [5]$$

Ostateczną formę równania otrzymano przez podzielenie obu stron przez współczynnik przy Δn oraz przez zastąpienie wielkości mianowanych Δn i ΔG_p wielkościami bezwymiarowymi

$$\varphi = \frac{\Delta n}{n} \quad i \quad \lambda = \frac{\Delta G_p}{G_p}$$



Rys. 2. Zależność momentów turbiny i sprężarki od prędkości obrotowej i wydatku paliwa



Rys. 3. Porównanie zmian stałej czasowej różnych silników o funkcji prędkości obrotowej względnej

Równanie [6] jest równaniem przybliżonym, dającym dostateczną dokładność tylko w zakresie małych odchyłek od początkowego stanu równowagi.

W powyższych rozważaniach posługiwano się momentem turbiny i momentem sprężarki jako funkcjami prędkości obrotowej i wydatku paliwa. Określenie tych funkcji na drodze analitycznej zmusza do zrobienia wielu założeń i dlatego w metodach analitycznych do określania stałej czasowej używa się innych funkcji:

$$M_T = M_T(T_3, G_2, n, p_3, p_4)$$

$$M_S = M_S(T_1, G, n, p_1, p_2, \eta_5)$$

Linearyzacja tych funkcji nasuwa wiele trudności i dlatego wszystkie następne równania będą dotyczyły niewielkich przyrostów zmiennych.

Zmianę stałej czasowej, w zależności od prędkości obrotowej, można obliczać szereg wartości τ przy różnych prędkościach obrotowych. Jak wykazują wyniki badań [lit. 2] przebieg zmienności τ/τ_{max} w funkcji prędkości obrotowej względnej n/n_{max} jest jednakowy dla wielu silników ze sprężarkami osiowymi (rys. 3) i może być określony wzorem

$$\frac{\tau}{\tau_{max}} = \left(\frac{n_{max}}{n} \right)^3$$

Zmianę stałej czasowej, w zależności od wysokości i prędkości lotu, oblicza się następująco:

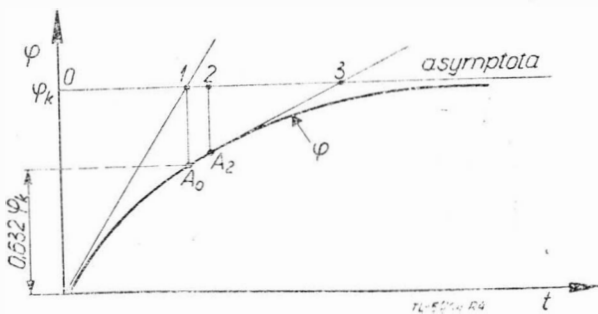
$$\tau = \tau_0 \frac{p_0}{p_{HV}} \sqrt{\frac{T_{HV}}{T_0}}$$

Interpretacja geometryczna stałej czasowej silnika (patrz rys. 4) pozwala na łatwe zrozumienie jej sensu fizycznego. Metody wykresne wykorzystuje się do określania stałej czasowej z pomiaru.

Rozwiązanie równania [6] przy założonej skokowej zmianie λ daje następującą zależność:

$$\varphi = c \left(1 - e^{-\frac{t}{\tau}} \right) \quad [9]$$

Funkcja ta przedstawia zmianę przyrostu względnego prędkości obrotowej w zależności od czasu (po skokowym zwiększeniu dopływu paliwa do silnika).



Rys. 4. Zmiana przyrostu względnego prędkości obrotowej w funkcji czasu

Łatwo udowodnić, że stała czasowa τ (rys. 4) jest to rzut odcinka $A_0 0$ lub $A_2 3$ stycznej na oś czasu oraz, że punkt A_0 ma współrzędne $(\tau, 0,632 \varphi_k)$.

W następnej części pracy rozpatrzono cztery metody obliczeniowe określania stałej czasowej oraz jeden z najprostszych sposobów pomiaru.

1. Metoda analityczna określania stałej czasowej. Metoda ta jest oparta na założeniu, że moment sprężarki jest wprost proporcjonalny do iloczynu wydatku powietrza i prędkości obrotowej. Ponadto nie wymaga ona znajomości charakterystyki sprężarki ani charakterystyki zużycia paliwa.

2. Metoda obliczeniowo-doświadczalna określania stałej czasowej. W tej metodzie użyto stoiskową charakterystykę zużycia paliwa w warunkach ustalonych do wyznaczenia pochodnej $\partial G_p / \partial n$. Na skutek zastosowania współczynnika doświadczalnego Φ , opartego na licznych badaniach można uznać, że jest to metoda najbardziej słuszna, a ponadto nieskomplikowana.

3. Wzór przybliżony do obliczeń stałej czasowej. Wzór ten w zasadzie jest identyczny z wzorem użytym w metodzie drugiej, lecz nie zawiera współczynnika eksperymentalnego.

4. Wyprowadzenie równania różniczkowego silnika jako obiektu regulacji i obliczenie stałej czasowej silnika. Metoda ta jest najbardziej pracochłonna. Ponadto konieczna tu jest charakterystyka sprężarki do określenia dwóch pochodnych

$$\frac{\partial G}{\partial n} \quad i \quad \frac{\partial G}{\partial \pi_s}$$

Metoda analityczna obliczania stałej czasowej

Metoda obliczania stałej czasowej podana przez W. D. Abezgauza [lit. 1] polega na określeniu momentów turbiny i sprężarki jako funkcji prędkości obrotowej i zużycia paliwa i obliczeniu pochodnych cząstkowych tych momentów. Następnie posługując się wzorem [7] oblicza się stałą czasową silnika.

Moment obrotowy turbiny można przedstawić następująco:

$$M_T = \frac{P_{Tu} D_{sr}}{2} = \frac{D_{sr}}{2} \frac{G_g}{g} \left[V_3 \cos \alpha_3 - u_T + \psi \sqrt{(V_3 \cos \alpha_3 - u_T)^2 + \frac{\xi \cos^2 \beta_3}{\varphi_c^2 (1 - \xi)} V_3^2 \frac{\cos \beta_3}{\cos \beta_3}} \right] \quad [10]$$

W dalszych rozważaniach założono, że moment M_T jest funkcją tylko trzech zmiennych: wydatku gazów G_g , prędkości wypływu czynnika z kierownicy turbiny V_3 i prędkości obrotowej (wyrażonej we wzorze [10] przez prędkość obwodową u_T).

Uczynione założenie pozwala na znaczne uproszczenie rachunku i nie daje dużych błędów [lit. 1]. Następnie wzór [10] zlinearyzowano, ograniczając się do wyrazów pierwszego rzędu

$$M_T = M_{T0} + M_{T0} \xi + A_{11} \nu - A_{12} \varphi \quad [11]$$

gdzie

$$\xi = \frac{\Delta G_g}{G_{g0}}; \quad \nu = \frac{\Delta V_3}{V_{30}};$$

$$A_{11} = \left(\frac{\partial M_T}{\partial V_3} \right) V_{30}; \quad A_{12} = - \left(\frac{\partial M_T}{\partial n} \right)_0 n_0$$

W celu uzyskania zależności wiążących bezwymiarowe parametry φ , ν i ξ zestawiono szereg wzorów określających te parametry. Następnie wzory te zlinearyzowano i rozwiązano układ równań, co dało następującą zależność

$$\nu = D_{11} \varphi + D_{12} \lambda \quad [12]$$

Po wstawieniu równości [12] do równania momentu [11] otrzymano

$$M_T = M_{T0} + M_{T0} \xi + (A_{11} D_{11} - A_{12}) \varphi + A_{12} D_{12} \lambda \quad [13]$$

Dla uzyskania związku [12] zrobiono między innymi założenie, że jednostkowa praca sprężania w sprężarce jest proporcjonalna do kwadratu prędkości obrotowej

$$C_{D12} (T_2 - T_1) = \text{const} \cdot n^2 \quad [14]$$

oraz, że przekrój dyszy wylotowej silnika jest stały.

Rozpatrzono następnie czynniki wpływające na moment oporowy sprężarki. Założono, że moment oporowy sprężarki osiowej lub odśrodkowej jest proporcjonalny do iloczynu wydatku powietrza i prędkości obrotowej.

$$M_S = \text{const} G \cdot n \quad [15]$$

Po zlinearyzowaniu wzoru [15] otrzymano:

$$M_S = M_{S0} + M_{S0} \varphi + M_{S0} \xi \quad [16]$$

gdzie

$$\xi = \frac{\Delta G_g}{G_{g0}} \quad \text{przy założeniu, że } G_g \approx G.$$

Z równań [13] i [16] oraz [2] otrzymano

$$\pi \frac{I n_0}{30} \frac{d\varphi}{dt} + (M_{S0} - A_{11} D_{11} + A_{12}) \varphi = A_{11} D_{12} \lambda$$

Następnie, po przekształceniu otrzymano wzór na stałą czasową

$$\tau = \frac{I \frac{\pi}{30} n_0}{M_{S0} - A_{11} D_{11} + A_{12}} \quad [17]$$

Przy czym

$$D_{11} = - \frac{C_{15} C_{16}}{\Delta} \begin{vmatrix} C_{12} - C_{11} & 0 & -C_{12} C_{13} & 0 \\ 1/2 & 1/2 E_1 & -E_2 & 1 - E_1 \\ -1 & 1 & C_{14} & 0 \\ 1 & 1/2 E_1 & \frac{C_{11}}{C_{15}} - \frac{C_{17}}{C_{15}} & 1 - C_{15} \frac{C_{17}}{C_{16}} E_1 \end{vmatrix}$$

$$D_{12} = \frac{(1 - \bar{C}_{17})(\bar{C}_{12} - \bar{C}_{11})}{\Delta} \left| \begin{array}{ccc} -\frac{1}{2} E_1 - E_2 E_1 + E_1 - 1 & & \\ & & C_{14} \\ & & \end{array} \right|$$

$$\Delta = \frac{1}{2} \begin{vmatrix} \frac{1}{2} E_1 & 1 & E_2 \\ E_1 - 1 & 2 E_2 - C_{14} & 2 E_1 - 2 \\ 1 & C_{14} & 1 - C_{17} \end{vmatrix}$$

$$C_{11} = \frac{T_{30}}{2(T_{30} - T_{40})}; \quad C_{12} = \frac{T_{40}}{2(T_{30} - T_{40})}; \quad C_{13} = \frac{k_g - 1}{k_g};$$

$$C_{14} = C_{13} \eta T; \quad C_{15} = \frac{k}{k-1} \eta S_0; \quad C_{16} = 2 \frac{T_{20} - T_1}{T_{20}}; \quad C_{17} = \frac{T_{20}}{T_{30}}$$

$E_1 = E_2 = 1$ (dla krytycznego wypływu z dyszy silnika).

W praktyce stała czasowa silnika obliczana jest najczęściej dla maksymalnych warunków pracy, to jest warunków obliczeniowych, przy których występuje zwykle krytyczny wypływ gazów z dyszy silnika. Dla innych warunków pracy silnika stałą czasową określa się z charakterystyk podanych na rys. 3.

Do obliczeń stałej czasowej silnika wystarczy więc znać parametry czynnika w ustalonych warunkach pracy w punkcie obliczeniowym.

Metoda obliczeniowa określania stałej czasowej silnika podana wyżej opiera się na kilku założeniach, między innymi na tym, że praca sprężania w sprężarce jest proporcjonalna do kwadratu prędkości obrotowej i że sprawność sprężarki nie ulega zmianie przy niewielkich przyrostach momentów turbiny i sprężarki.

Metoda obliczeniowo-doświadczalna określania stałej czasowej według J. Lawrence'a i R. Powella [lit. 2]

Widoczna na rys. 2 płaszczyzna styczna, przechodząca przez punkt (G_{p0}, n_0) , daje ślad na płaszczyźnie poziomej określony następującym równaniem:

$$\left(\frac{\partial M}{\partial n} \right)_{G_p} (n - n_0) + \left(\frac{\partial M}{\partial G_p} \right)_n (G_p - G_{p0}) = 0$$

gdzie

$$M = M_T - M_S$$

oraz w postaci kierunkowej

$$G_p = \frac{-\left(\frac{\partial M}{\partial n} \right)_{G_p} n_0 + \left(\frac{\partial M}{\partial G_p} \right)_n G_{p0}}{\left(\frac{\partial M}{\partial G_p} \right)_n} + \frac{\left(\frac{\partial M}{\partial n} \right)_{G_p}}{\left(\frac{\partial M}{\partial G_p} \right)_n} \quad [18]$$

Współczynnik kątowy wynosi:

$$\frac{\partial G_p}{\partial n} = \frac{-\left(\frac{\partial M}{\partial n} \right)_{G_p}}{\left(\frac{\partial M}{\partial G_p} \right)_n}$$

Powyższą zależność przekształcono następująco

$$-\left(\frac{\partial M}{\partial n} \right)_{G_p} = \frac{\partial G_p}{\partial n} \left(\frac{\partial M}{\partial G_p} \right)_n \quad [19]$$

Pochodną $\left(\frac{\partial M}{\partial G_p} \right)_n$ określa się z zależności termodynamicznych w silniku. Po przekształceniu znanych wzorów otrzymuje się ją w postaci następującej:

$$\left(\frac{\partial M}{\partial G_p} \right)_n = \frac{C_{p34} \left(1 - \frac{T_4}{T_3} \right) \alpha}{2 \pi n} \left[1 + \mu_1 \left(\frac{\partial G}{\partial G_p} \right)_n + \right.$$

$$\left. + \mu_2 \left(\frac{\partial T_2}{\partial p} \right)_n \right] \quad [20]$$

gdzie

$$\mu_1 = \frac{1}{\alpha} \left[T_2 - \frac{C_{p12} (T_2 - T_1)}{C_{p34} \left(1 - \frac{T_4}{T_3} \right)} \right]$$

$$\mu_2 = \frac{G}{\alpha} \left[1 - \frac{C_{p12}}{C_{p34} \left(1 - \frac{T_4}{T_3} \right)} \right]$$

Oznaczając wyrażenie w nawiasie kwadratowym w równaniu [20] symbolem Φ' oraz $\Phi = \alpha \cdot \Phi'$ otrzymano:

$$\left(\frac{\partial M}{\partial G_p} \right)_n = \frac{\frac{C_{p34}}{A} \left(1 - \frac{T_4}{T_3} \right) \Phi}{2 \pi n} \quad [21]$$

W oparciu o wzór [7] i przyjęte powyżej oznaczenie $M = M_T - M_S$, wzór na stałą czasową można przedstawić następująco:

$$\tau = \frac{\frac{\pi}{30} I}{-\left(\frac{\partial M}{\partial n} \right)_{G_p}} \quad [22]$$

Wykorzystując zależności [19] i [21] oraz wzór [22] otrzymano:

$$\tau = \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \frac{n I}{\frac{C_{p34}}{A} \left(1 - \frac{T_4}{T_3} \right) \Phi \frac{dG_p}{dn}} \quad [23]$$

Współczynnik Φ określa się za pomocą charakterystyki sprężarki. Jak podaje literatura techniczna [lit. 2] na podstawie badań przeprowadzonych na szeregu silników ze sprężarkami osiowymi, $\Phi = \text{const.} = 0,0706$, stąd

$$\tau = \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \frac{n I}{\frac{C_{p34}}{A} \left(1 - \frac{T_4}{T_3} \right) 0,0706 \frac{dG_p}{dn}} \quad [24]$$

Wzór [24] odnosi się do różnych warunków pracy silnika ze sprężarką odśrodkową. W powyższym przypadku oprócz danych w punkcie obliczeniowym, to jest wartości temperatur T_4 i T_3 , potrzebna jest znajomość charakterystyki zużycia paliwa $G_p = f(n)$ w ustalonych warunkach stoiskowych.

Wzór przybliżony do obliczeń stałej czasowej τ według Abezgauza [lit. 1]

Posługując się wzorami [7] i [8] otrzymuje się następującą zależność:

$$\frac{\tau}{k} = \frac{\pi I}{30} \frac{n_0}{\left(\frac{M_T}{\partial G_p} \right)_n G_{p0}} \quad [25]$$

przy czym założono, że $\left(\frac{\partial M_S}{\partial G_p} \right)_n = 0$ [lit. 1].

Współczynnik wzmocnienia k stosunkowo łatwo jest wyznaczyć z przebiegu linii pracy w warunkach ustalonych silnika, a mianowicie

$$k = \frac{\Delta n}{n_0} \frac{G_{p0}}{\Delta G_p} \quad [26]$$

Pochodną $\left(\frac{\partial M_T}{\partial G_p}\right)_n$ określa się z ogólnego wzoru na moment turbiny

$$M_T = \frac{1}{2\pi n} \frac{C_{p34} T_3}{A} \left(1 - \frac{T_1}{T_3}\right) G_g \quad [27]$$

przy założeniu, że $\frac{T_1}{T_3} = \text{const.}$ otrzymuje się:

$$\frac{\partial M_T}{\partial T_3} = \frac{M_{T0}}{T_{30}} \quad [28]$$

Z zależności termodynamicznych wynika, że

$$\frac{\partial T_3}{\partial G_p} = \frac{(T_3 - T_2)_0}{G_{p0}} \quad [29]$$

Można napisać, że:

$$\left(\frac{\partial M_T}{\partial G_p}\right)_n = \left(\frac{\partial M_T}{\partial T_3}\right)_n \left(\frac{\partial T_3}{\partial G_p}\right)_n \quad [30]$$

stąd:

$$\left(\frac{\partial M_T}{\partial G_p}\right)_n = \frac{M_{T0} (T_3 - T_2)_0}{T_{30} G_{p0}} \quad [31]$$

Zależność [31] wstawiono do równania [25] i otrzymano

$$\frac{\tau}{k} = \frac{\pi n}{30} \frac{I}{M_{T0} (T_3 - T_2)} \frac{T_{30}}{G_{p0}} \quad [32]$$

Powyższy wzór jest wzorem przybliżonym i nadaje się do określenia stosunku τ/k w dowolnych warunkach pracy silnika. Ponieważ współczynnik wzmocnienia k jest łatwy do określenia z charakterystyki stoiskowej silnika, metoda powyższa jest jednym z najprostszych sposobów określenia stałej czasowej τ .

Wyprowadzenie równania różniczkowego silnika jako obiektu regulacji i obliczenie stałej czasowej silnika wg W. S. Woronkova [lit. 3]

Wzorem wyjściowym do poniższych rozważań jest wzór [2]

$$\frac{\pi I}{30} \frac{dn}{dt} = M_T - M_S$$

Założono, że M_T i M_S są liniowymi funkcjami parametrów gazodynamicznych czynnika roboczego w silniku. Wychodząc z wzorów na momenty M_T i M_S

$$M_T = \frac{716,2 R_g \frac{k_g}{k_g - 1} \eta_T T_3 G_g}{75 n} \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_T}\right)^{\frac{k_g - 1}{k_g}} \right] \quad [33]$$

$$M_S = \frac{716,2 R \frac{k}{k - 1} \cdot T_1 \cdot G}{\eta_S 75 n} \left[\pi_S^{\frac{k - 1}{k}} - 1 \right] \quad [34]$$

można napisać po zlinearyzowaniu

$$\begin{aligned} \Delta M_T = & M_{T0} + \left(\frac{\partial M_T}{\partial T_3}\right)_0 \Delta T_3 + \left(\frac{\partial M_T}{\partial G_g}\right)_0 \Delta G_g + \\ & + \left(\frac{\partial M_T}{\partial n}\right)_0 \Delta n + \left(\frac{\partial M_T}{\partial \pi_T}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_T}{\partial p_3}\right)_0 \Delta p_3 + \\ & + \left(\frac{\partial M_T}{\partial \pi_T}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_T}{\partial p_4}\right)_0 \Delta p_4 \end{aligned} \quad [35]$$

gdzie $\eta_T = \text{const.}$

oraz

$$\Delta M_S = M_{S0} + \left(\frac{\partial M_S}{\partial T_1}\right)_0 \Delta T_1 + \left(\frac{\partial M_S}{\partial G}\right)_0 \Delta G +$$

$$\begin{aligned} & + \left(\frac{\partial M_S}{\partial n}\right)_0 \Delta n + \left(\frac{\partial M_S}{\partial \pi_S}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_S}{\partial p_1}\right)_0 \Delta p_1 + \\ & + \left(\frac{\partial M_S}{\partial \pi_S}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_S}{\partial p_2}\right)_0 \Delta p_2 \end{aligned} \quad [36]$$

gdzie $\eta_S = \text{const.}$

Równanie [35] i [36] podstawiono do równania [2] i otrzymano wówczas:

$$\begin{aligned} \frac{\pi I}{30} \frac{dn}{dt} + \left(\frac{\partial M_S}{\partial n} - \frac{\partial M_T}{\partial n}\right)_0 \Delta n = & \left(\frac{\partial M_T}{\partial T_3}\right)_0 \Delta T_3 + \\ & + \left(\frac{\partial M_T}{\partial G_g}\right)_0 \Delta G_g + \left(\frac{\partial M_T}{\partial \pi_T}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_T}{\partial p_3}\right)_0 \Delta p_3 + \\ & + \left(\frac{\partial M_T}{\partial \pi_T}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_T}{\partial p_4}\right)_0 \Delta p_4 - \left(\frac{\partial M_S}{\partial T_1}\right)_0 \Delta T_1 + \\ & - \left(\frac{\partial M_S}{\partial G}\right)_0 \Delta G - \left(\frac{\partial M_S}{\partial \pi_S}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_S}{\partial p_2}\right)_0 \Delta p_2 + \\ & + \left(\frac{\partial M_S}{\partial \pi_S}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_S}{\partial p_1}\right)_0 \Delta p_1 \end{aligned} \quad [37]$$

Indeks „o” przy pochodnych cząstkowych oznacza, że zostały one obliczone w punkcie wyjściowym, tzn. dla ustalonych warunków pracy silnika, gdy $M_{T0} = M_{S0}$.

Przyjmując w równaniu [37] stałe warunki zewnętrzne ($\Delta p_1 = 0$ i $T_1 = 0$), otrzymano siedem wielkości zmiennych, tj. Δn , ΔT_3 , ΔG_g , Δp_3 , Δp_2 , Δp_4 , ΔG .

Aby określić siedem powyższych niewiadomych w funkcji jednej niewiadomej ΔG_p należy ułożyć brakującą ilość równań. Tymi równaniami są:

- równanie sprężania powietrza w sprężarce,
- równanie rozprężania gazów w turbinie,
- bilans cieplny w komorze spalania,
- równanie ciągłości przepływu w różnych przekrojach silnika,
- równanie strat ciśnienia w komorze spalania.

Powyższe równania po zlinearyzowaniu mają następującą postać:

$$\begin{aligned} \Delta T_2 = & \left(\frac{\partial T_2}{\partial T_1}\right)_0 \Delta T_1 + \left(\frac{\partial T_2}{\partial \pi_S}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_S}{\partial p_2}\right)_0 \Delta p_2 + \\ & + \left(\frac{\partial T_2}{\partial \pi_S}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_S}{\partial p_1}\right)_0 \Delta p_1 \end{aligned}$$

$$\Delta G_p = \Delta G_g + \left(\frac{\partial G_p}{\partial T_3}\right)_0 \Delta T_3 - \left(\frac{\partial G_p}{\partial T_2}\right)_0 \Delta T_2$$

$$\Delta T_4 = \left(\frac{\partial T_4}{\partial T_3}\right)_0 \Delta T_3 + \left(\frac{\partial T_4}{\partial \pi_T}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_T}{\partial p_3}\right)_0 \Delta p_3 +$$

$$+ \left(\frac{\partial T_4}{\partial \pi_T}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_T}{\partial p_4}\right)_0 \Delta p_4$$

$$\Delta T_3 = \left(\frac{\partial T_3}{\partial T_2}\right)_0 \Delta T_2 + \left(\frac{\partial T_3}{\partial G_p}\right)_0 \Delta G_p - \left(\frac{\partial T_3}{\partial G}\right)_0 \Delta G$$

$$\Delta G \cong \Delta G_g \cong \left(\frac{\partial G}{\partial \pi_S}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_S}{\partial p_1}\right)_0 \Delta p_1 +$$

$$+ \left(\frac{\partial G}{\partial \pi_S}\right)_0 \left(\frac{\partial \pi_S}{\partial p_2}\right)_0 \Delta p_2 + \left(\frac{\partial G}{\partial n}\right)_0 \Delta n$$

$$\Delta G_g = \left(\frac{\partial G_g}{\partial p_3}\right)_0 \Delta p_3 + \left(\frac{\partial G_g}{\partial T_3}\right)_0 \Delta T_3$$

$$\Delta G_g = \left(\frac{\partial G_g}{\partial p_4}\right)_0 \Delta p_4 + \left(\frac{\partial G_g}{\partial T_4}\right)_0 \Delta T_4$$

$$\Delta p_3 = \sigma_k \Delta p_2.$$

Tabela 1

Zależność stałej czasowej od pochodnej cząstkowej $\frac{\partial G}{\partial \pi_S}$ przy stałej wartości współczynnika wzmocnienia $k = 0,25$

$\frac{\partial G}{\partial \pi_S}$	-1	-2	-3	-4	-5	6	-7	-8
τ	0,611	0,574	0,546	0,523	0,504	0,488	0,474	0,463

tość τ zmienia się od 0,611 do 0,463. A więc dla danego typu silnika, do którego odnosi się powyższy przykład, stała czasowa prawie nie zależy od pochodnej cząstkowej

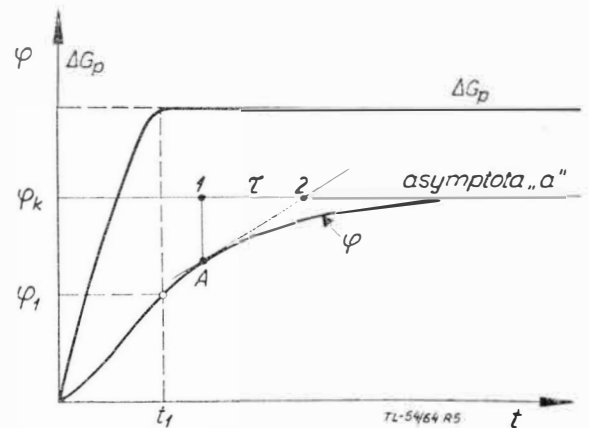
$$\left(\frac{\partial G}{\partial \pi_S}\right) n^*$$

Pomiar stałej czasowej silnika

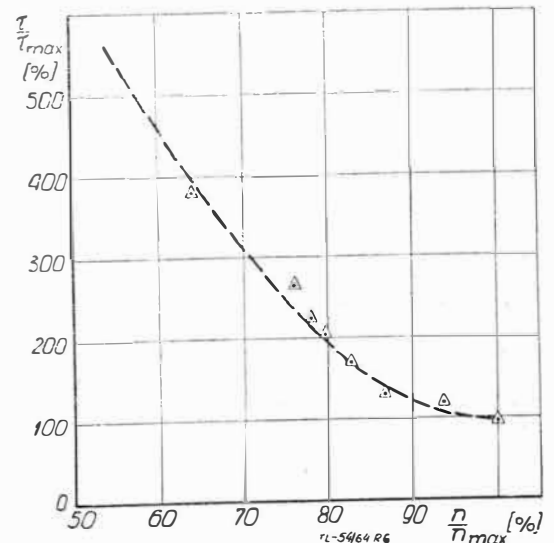
W celu określenia cech dynamicznych silnika przeprowadzono szereg pomiarów różnych parametrów podczas pracy silnika w warunkach ustalonych. Oscylografowano zmiany tych parametrów podczas procesów przejściowych pomiędzy dwoma stanami ustalonymi przy skokowej zmianie wydatku paliwa.

Oscylografowanie procesów przejściowych badanego silnika wykazało, że zamierzona skokowa zmiana wydatku paliwa układem paliwowym na hamowni jest niemożliwa z wielu względów, między innymi z powodu opóźnienia w przestawianiu dźwigni sterującej itp.

Narastanie wydatku paliwa do wartości żądanej trwało od 0,3 do 0,6 sek (rys. 5). Charakter narastania wydatku



Rys. 5. Zmiana przyrostu względnej prędkości obrotowej silnika w funkcji czasu podczas prób silnika



Rys. 6. Zmiana stałej czasowej badanego silnika w funkcji prędkości obrotowej względnej

Wszystkie pochodne cząstkowe, występujące w powyższych równaniach, dadzą się określić na podstawie obliczeń cieplnych w ustalonych warunkach pracy silnika z wyjątkiem pochodnych $\frac{\partial G}{\partial \pi_S}$ i $\frac{\partial G}{\partial n}$. Pochodne te należy określić na podstawie charakterystyki sprężarki.

Rozwiązując powyższy układ dziewięciu równań otrzymuje się zależność różniczkową wiążącą prędkość obrotową silnika i zużycie paliwa w postaci

$$\tau \frac{d \Delta n}{dt} + \Delta n = k \Delta G_p$$

gdzie τ jest stałą czasową silnika.

Przykład

Dane: $I = 0,724 \text{ kGm sek}^2$, $n = 1,156 \text{ obr/min}$, $\pi_S = 4,63$,

$\pi_T = 2,23$, $T_3 = 1,153 \text{ }^\circ\text{K}$, $T_2 = 502,4 \text{ }^\circ\text{K}$, $\eta_S = 0,73$,

$\eta_T = 0,9$, $G = 48,1 \text{ kG/sek}$, $G_g = 48,8 \text{ kG/sek}$, $p_3 = 4,27 \text{ kG/cm}^2$,

$p_4 = 1,90 \text{ kG/cm}^2$, $M_T = 900 \text{ kGm}$, $M_S = 880 \text{ kGm}$.

Układ równań:

$$875 \frac{d \Delta n}{dt} + 19,62 \Delta \bar{n} - 4,88 \Delta \bar{G}_g + 714 \Delta \bar{\pi}_S + 1018 \Delta \bar{\pi}_T - 900 \Delta \bar{T}_3 = 0$$

$$\Delta \bar{T}_2 = 0,351 \Delta \bar{\pi}_S$$

$$\Delta \bar{G}_p = \Delta \bar{G}_g + 1,772 \Delta \bar{T}_3 - 0,772 \Delta \bar{T}_2$$

$$\Delta \bar{T}_4 = \Delta \bar{T}_3 - 0,218 \Delta \bar{\pi}_T$$

$$\Delta \bar{G} = 0,962 \frac{\partial G}{\partial \pi_S} \Delta \bar{\pi}_S + 240,3 \frac{\partial G}{\partial n} \Delta \bar{n}$$

$$\Delta \bar{G}_g = \Delta \bar{p}_3 - 0,5 \Delta \bar{T}_3$$

$$\Delta \bar{p}_3 = \Delta \bar{\pi}_3$$

$$\Delta \bar{p}_3 = \Delta \bar{\pi}_T + \Delta \bar{p}_4$$

$$\Delta \bar{G}_g = \Delta \bar{p}_4 - 0,5 \Delta \bar{T}_4$$

gdzie $\Delta \bar{n} = \frac{\Delta n}{n_0}$ $\Delta \bar{G}_g = \frac{\Delta G_g}{G_{g0}}$ itd.

Po obliczeniu otrzymano

$$65,07 - 4,842 \frac{\partial G}{\partial \pi_S}$$

$$= \frac{16989 \frac{\partial G}{\partial n} - 0,1085 \frac{\partial G}{\partial \pi_S} + 1,459}{24,684 - 3,924 \frac{\partial G}{\partial \pi_S}}$$

$$k = \frac{1698 \frac{\partial G}{\partial n} - 0,1085 \frac{\partial G}{\partial \pi_S} + 1,459}{24,684 - 3,924 \frac{\partial G}{\partial \pi_S}}$$

stąd

$$\tau = \frac{65,07 - 9,842 \frac{\partial G}{\partial \pi_S}}{24,684 - 3,924 \frac{\partial G}{\partial \pi_S}}$$

Przyjęto, że k jest znane ($k = 0,25$).

Na podstawie wyników obliczeń umieszczonych w tabeli 1 można stwierdzić, że przy zmianie $\frac{\partial G}{\partial \pi_S} = (-1) \div (-8)$ war-

Tabela 2

Zmiana stałej czasowej silnika badanego w funkcji prędkości obrotowej

$\frac{n}{n_{max}}$	0,64	0,76	0,78	0,795	0,83	0,87	0,94	1
$\frac{\tau}{\tau_{max}}$	3,8	2,7	2,3	2,05	1,75	1,35	1,2	1

Tabela 3

Porównanie wyników badań silnika o sprzężeniu z wartościami obliczonymi różnymi metodami

	Metoda analityczna wg Abezgauza	Metoda empiryczno-analityczna wg Lawrence'a i Powella	Wzór przybliżony wg Abezgauza	Metoda analityczna wg Woronkowa	Pomiar
$\frac{\tau}{\tau_{nom}}$	0,622	1,54	0,973	0,959	1,0

paliwa w początkowej fazie procesu przejściowego jest nieokreślony, dopiero w następnej fazie wydatek paliwa ustala się.

Zmiana prędkości obrotowej silnika w procesie przejściowym po ustaleniu się wydatku paliwa określona jest następującym równaniem:

$$\varphi = b \left(1 - e^{-\frac{t_1 - t}{\tau}} \right) + \varphi_1 e^{-\frac{t_1 - t}{\tau}}$$

gdzie

$$b = k \frac{\Delta G_p}{G_{p0}}$$

t_1 — czas narastania wydatku paliwa (rys. 3),

φ_1 — przyrost prędkości względnej obrotowej w chwili t_1 ,

τ — stała czasowa silnika.

Rys. 5 przedstawia zmianę przyrostu prędkości obrotowej silnika φ w funkcji czasu podczas procesu przejściowego. Wykreślając styczne do krzywej φ odcina się na asymptocie „a” odcinki, które są miarą stałej czasowej silnika τ .

Wartości stałej czasowej silnika zostały odczytane dla różnych prędkości obrotowych, co pozwoliło wykreślić jej zmienność w całym zakresie pracy silnika (rys. 6 i tab. 2).

Przebieg zmian stałej czasowej w funkcji prędkości obrotowej silnika jest zgodny z wykresem podawanym w literaturze technicznej dla wielu silników (w przeliczeniu na wartości względne), (rys. 3).

Wnioski

Porównanie wyników pomiarów stałej czasowej z wynikami obliczeń, opisanymi w niniejszym artykule metodami, zamieszczono w tabeli 3. Jak widać z tabeli, wyniki badań i wyniki obliczeń poszczególnymi metodami różnią się znacznie między sobą.

Stąd nasuwa się chyba słuszny wniosek, że wpływ poszczególnych założeń, jak również sposób pomiaru wymagają jeszcze większych dociekań i badań.

LITERATURA

1. W. D. Abezgauz — Analitическое определение постоянных характеристик TRD как линейного объекта регулирования. Сборник статей nr 5. По регулированию авиационных двигателей
2. I. Lawrence and R. Powell — Application of servomechanism analysis to fuel control problems
3. B. S. Woronkow — Регулятор числа оборотов TRW. Руководство по проектированию элементов и систем автоматики, 1961
4. E. W. Otto and B. L. Taylor — NACA Report 1011. Dynamics of a turbojet engine considered as a quasi-static system.
5. B. J. Mordkowicz — Экспериментальные методы определения параметров регулирования TRD. Сборник статей nr 5. По регулированию авиационных двигателей.

Mgr inż. TADEUSZ RAJPERT
SITK Warszawa

534.83 : 533.697

Hałas wywołany strumieniem gazów spalinowych

cz. I

Artykuł niniejszy jest rozszerzeniem pierwszej części referatu wygłoszonego w dniu 25 lipca 1963 roku na X Jubileuszowym Seminarium Otwartym z Akustyki w Poznaniu.

Wstęp

W lotnictwie spotykamy się z licznymi źródłami hałasu i drgań mechanicznych, związanych z eksploatacją sprzętu lotniczego. W ciągu ostatniego piętnastolecia w technice lotniczej szczególnie rozwinęło się lotnictwo odrzutowe. Rozwój lotnictwa odrzutowego od swego zarania wiązał się z problemem hałasów, które zaliczono do grupy najbardziej intensywnych. Okoliczność ta spowodowała, że od dość dawna prowadzono w zakładach badawczych przy wielkich wytwórniach samolotów, jak również w różnych placówkach naukowych, badania nad hałasem lotniczym. Badania te przede wszystkim grupowały się nad trzema zasadniczymi zagadnieniami, a mianowicie:

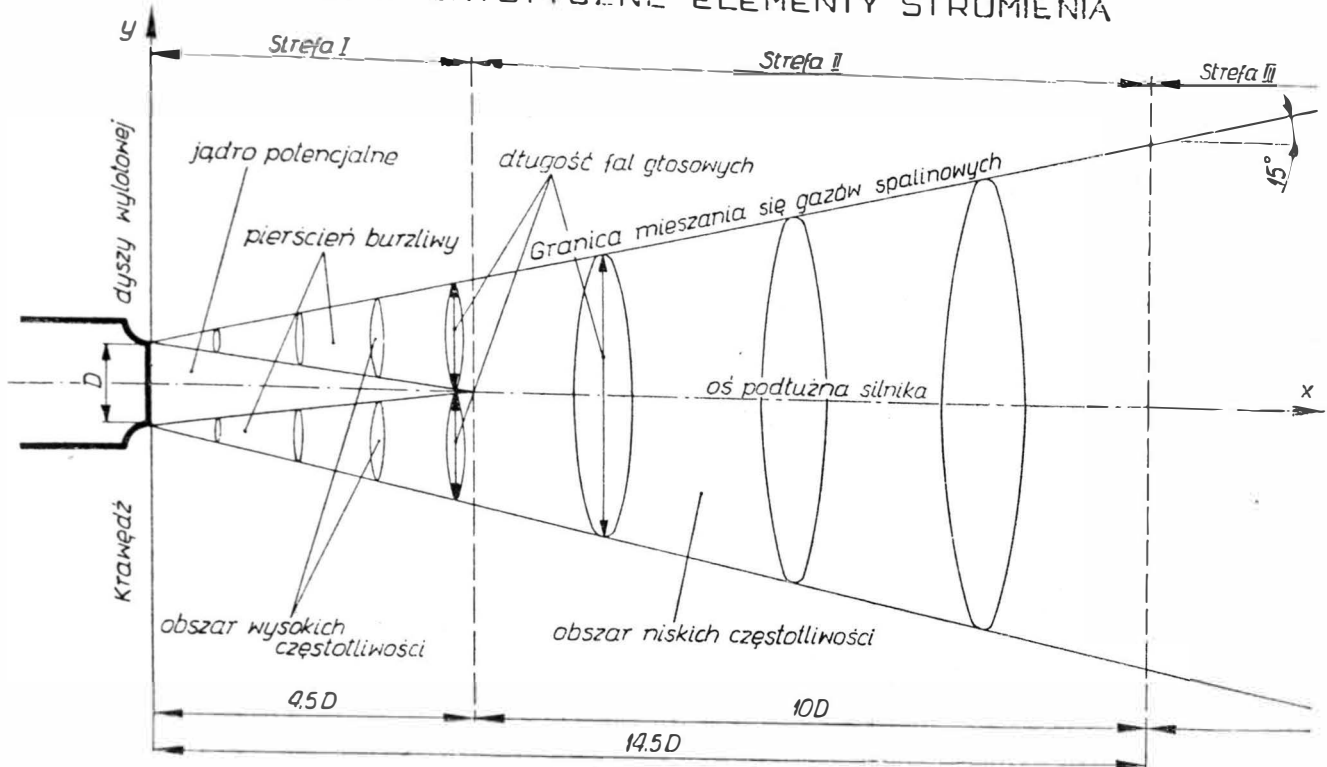
- nad poznaniem źródeł hałasu wywołanego przez samoloty odrzutowe,
- nad rozwiązaniem dysz wylotowych spalin w samolotach odrzutowych,
- nad poznaniem subiektywnych stron zjawiska hałasu wywołanego przez samoloty odrzutowe.

Wykazały one, że w samolotach odrzutowych głównym źródłem hałasu są strumienie gazu spalinowego, wydostającego się z dysz. Strumień gazu spalinowego posiada cały szereg charakterystyk aerodynamicznych, wpływających w sposób bezpośredni na wielkość wywołwanego hałasu i na jego widmo akustyczne.

Prowadzone ostatnio badania są przede wszystkim skierowane na szczegółowe poznanie mechaniki powstawania hałasów wywołanych przez spaliny, czyli innymi słowy mówiąc na szczegółowe poznanie źródła hałasu, gdyż tylko po szczegółowym rozpracowaniu źródła hałasu będzie można rozpracować efektywne metody jego zwalczania.

Równocześnie z prowadzonymi badaniami nad hałasem, wywołanym przez samoloty turboodrzutowe, rozwijają się badania nad hałasem wywołanym przez samoloty śmigłowe i turbośmigłowe, jak również przez rakiety. Prowadzone badania rozwijają się w szybkim tempie obejmując swym zasięgiem coraz to nowe zagadnienia hałasu lotniczego i tworząc — jak to podkreślił H. E. von Gierke na Międzynarodowym Kongresie Akustycznym w Stuttgarcie

CHARAKTERYSTYCZNE ELEMENTY STRUMIENIA



STREFA PIERWSZA

$$W_1 = k_1 \frac{\rho_0^2}{\rho_1} \frac{u_0^8}{a_0^3} D^2 3^8 c_1^7 \left(c_6 x_1 + \frac{c_7}{2} x_1^2 \right)$$

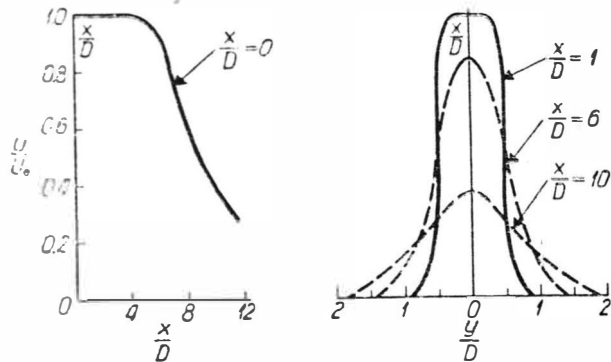
$$f_1 = k' \frac{3u_0}{(y_1 - y_2)} \left[\left(\frac{y_1 - y}{y_1 - y_2} \right)^2 - \left(\frac{y_1 - y}{y_1 - y_2} \right)^{0.5} \right]$$

STREFA DRUGA

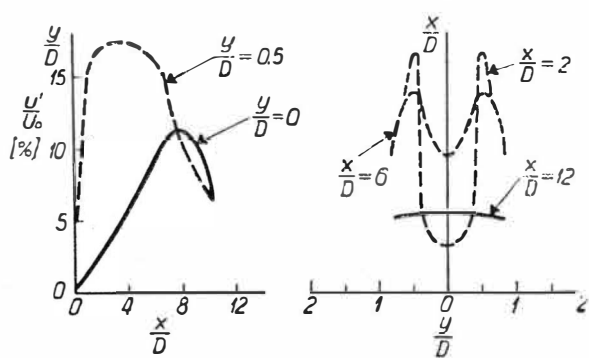
$$W_2 = k_1 \frac{\rho_0^2}{\rho_1} \frac{u_0^8}{a_0^3} D^2 3^8 c_2^7 c_4 c_8^8 \left[\frac{\operatorname{tg} \alpha_1}{6(x_1 + c_9)^6} + \frac{0.5 - c_9 \operatorname{tg} \alpha_1}{7(x_1 + c_9)^7} \right]$$

$$f_2 = k' 3u_0 \frac{c_8}{(x + c_9)} \frac{1}{y_1} \left[\left(\frac{y_2}{y_1} \right)^2 - \left(\frac{y}{y_1} \right)^{0.5} \right]$$

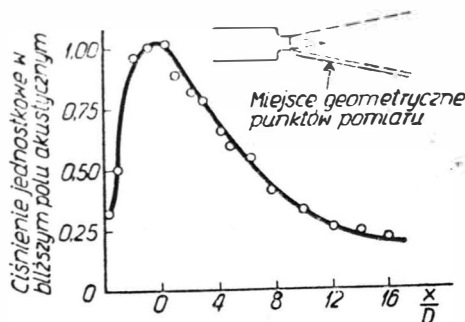
b. WYKRESY PRĘDKOŚCI



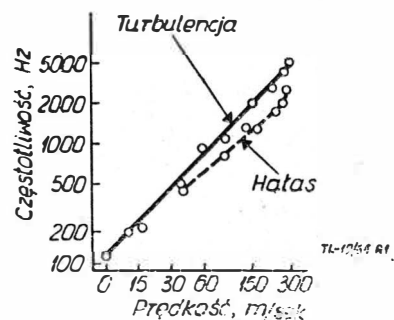
c. WYKRESY TURBULENCJI



d. CIŚNIENIE JEDNOSTKOWE



e. HAŁAS I TURBULENCJA



Rys. 1. Charakterystyki strumienia gazu spalinowego, wypływającego z prędkością poddźwiękową do nieruchomego osrodka z dyszy o okrągłym przekroju poprzecznym

w 1959 r. — nowy rozdział wśród istniejących zagadnień akustycznych nazwany akustyką lotniczą. Ta nowa gałąź nauki, jak stwierdził H. E. von Gierke w swym referacie pt. „Osiągnięcia i problemy akustyki lotniczej”, stanowi pomost przerzucony pomiędzy akustyką i aerodynamiką.

Hałas wywołany przez strumień gazu spalinowego samolotów odrzutowych charakteryzuje się natężeniami znacznie przekraczającymi, we wszystkich pasmach częstości, granicę bólu. Dotychczasowe środki zwalczania hałasu, wywołanego przez spaliny, powodują obniżenie jego intensywności w granicach 10—15 dB. Obniżony poziom hałasu za pomocą znanych dotychczas różnych środków tłumiących (samolotowe tłumiki hałasu) przekracza w dalszym ciągu granicę bólu i ta okoliczność jest bodźcem mobilizującym w dalszej intensyfikacji badań prowadzonych w tym zakresie.

W dotychczasowych publikacjach krajowych i zagranicznych zwraca się uwagę, że hałas lotniczy, w tym również hałas wywołany przez spaliny gazów odrzutowych, oddziałuje na pasażerów i mieszkańców rejonów przylotniskowych. Trzeba podkreślić na wstępie tej pracy, że głównymi odbiorcami hałasów lotniczych są załogi naziemnej obsługi pasażerów i samolotów, personel portów lotniczych, jak również mieszkańcy stref przylotniskowych, a zwłaszcza sąsiadujący lub zamieszkujący w strefach podejść lotniczych, w strefie krążenia i strefie oczekiwania.

Mieszkańcy tych stref, a zwłaszcza stref podejść lotniczych, muszą mimowoli odczuć hałas każdego lądującego lub startującego samolotu z danego portu lotniczego. Podobnie personel naziemny portów lotniczych w czasie swych godzin pracy musi odczuć hałas każdego samolotu. Po pracy większość tego personelu zamieszkuje przeważnie w najbliższym sąsiedztwie lotnisk i w dalszym ciągu jest odbiorcą hałasu lotniczego, co gorsze — w godzinach przeznaczonych na odpoczynek. Pasażer korzystający z komunikacji lotniczej w zasadzie jest przypadkowym odbiorcą hałasu lotniczego i tylko przez ograniczony okres czasu. Z tych też przyczyn artykuł rozpatruje zagadnienia hałasu wywołanego przez strumień gazów spalinowych przede wszystkim z punktu widzenia personelu naziemnego.

Rozpatrując hałas lotniczy należy wydzielić dwie zasadnicze grupy hałasu:

- hałas zewnętrzny, powstający na zewnątrz samolotów, śmigłowców lub rakiet oraz
- hałas wewnętrzny, powstający wewnątrz samolotów, śmigłowców lub kabin rakietowych.

W artykule rozpatrzono wyłącznie zagadnienia hałasu zewnętrznego, wywołanego przez wypływ gazu spalinowego z dysz samolotowych.

Hałasy wywołane przez strumień poddźwiękowy

Ruch strumienia gazu ściśliwego może być podzielony na dwa zasadniczo różniące się przepływy, a mianowicie:

- przepływ poddźwiękowy, który nie posiada wyrazistej struktury periodycznej,
- przepływ ponaddźwiękowy, który posiada strukturę periodyczną.

Z przytoczonych powyżej stwierdzeń wynika, że wypływ strumienia gazu spalinowego z dyszy samolotu turboodrzutowego musi posiadać charakter skomplikowanego zjawiska aerodynamicznego. Rozważania teoretyczne, jak również i liczne badania eksperymentalne wykazują, że hałasy wywołane przez strumień gazu spalinowego, wypływającego ze standardowej dyszy wylotowej o przekroju okrągłym, są związane z parametrami jego przepływu.

Na proces wypływu spalin poza dyszą wylotową posiada poważny wpływ zjawisko burzliwego mieszania się spalin z otaczającym środowiskiem, występujące na granicy wypływającego strumienia, tzw. zjawisko turbulencji.

Na rys. 1a przedstawiono schematycznie poszczególne elementy charakteryzujące strumień spalinowy, wypływający z prędkością poddźwiękową z dyszy o średnicy D do ośrodka nieporuszonego (powietrza). Na rysunku tym wyróżniono trzy strefy, a mianowicie:

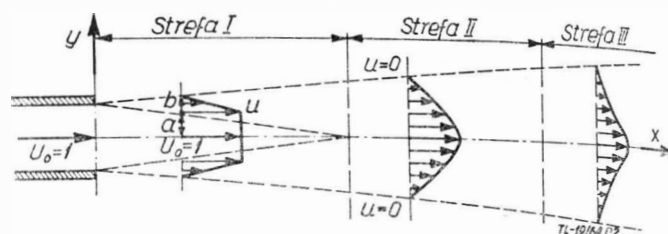
- strefę pierwszą, w której rozpoczyna się proces mieszania spalin z otaczającym ośrodkiem,
- strefę drugą, stanowiącą końcowy obszar procesu mieszania,
- strefę trzecią, w której zakłada się, że strumień gazu jest w pełni rozwinięty i wymieszany.

Rysunek 1a przedstawia podział strumienia gazu spalinowego, wypływającego z prędkością poddźwiękową do ośrod-

ka nieporuszonego, z punktu widzenia procesu mieszania się strumienia gazu z otaczającym go ośrodkiem (powietrzem).

Z punktu widzenia rozkładu prędkości w strumieniu spalinowym, symetrycznym w stosunku do osi wypływu (takie strumienie wypływają z dysz samolotów odrzutowych), strumień gazu spalinowego można podzielić również na trzy następujące strefy (rys. 2):

- strefę pierwszą, zawierającą jądro potencjalne,
- strefę drugą, w której w poszczególnych przekrojach poprzecznych następuje stopniowa zmiana prędkości radialnych, osiagających w końcowej części tej strefy pełne ujednoczenie się,
- strefę trzecią, w której wykresy prędkości w różnych przekrojach poprzecznych są do siebie zbliżone i posiadają kształt określony przez Tollmiena.



Rys. 2. Charakterystyczne dla poszczególnych stref przedstawionych na rys. 1 wykresy prędkości radialnych w strumieniu gazu spalinowego

Usystematyzowane prędkości spalin w poszczególnych przekrojach poprzecznych mogą być określone z następującej zależności matematycznej (rys. 3):

$$\frac{u}{u_A} = f\left(\frac{r}{r_A}\right) \quad [1]$$

w której u_A określa prędkość strumienia gazu spalinowego wzdłuż jego osi, w punkcie A rozpatrywanego przekroju A—A, a r_A — promień rozpatrywanego przekroju poprzecznego strumienia gazu spalinowego.

Funkcję $f\left(\frac{r}{r_A}\right)$ można przedstawić graficznie w postaci

krzywej zbliżonej do krzywej gausowskiej, chociaż w literaturze spotyka się często graficzne przedstawienie funkcji w postaci krzywej kosinusoidalnej lub innych krzywych, zbliżonych do krzywej kosinusoidalnej.

A. M. Knethe pokusił się o znalezienie zależności analitycznej, określającej rozkład prędkości w strefie strumienia spalinowego, przylegającej bezpośrednio do dyszy wylotowej (strefa pierwsza na rys. 1a i 2). Założył on, że w strefie tej składowa prędkość osiowa może być przedstawiona następującą zależnością:

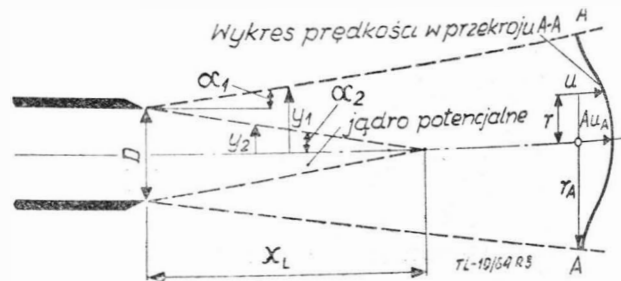
$$\bar{u} = f(\theta) \quad [2]$$

gdzie:

$$\theta = \frac{y-d}{b}$$

d — promień jądra potencjalnego w rozpatrywanym przekroju poprzecznym (rys. 2),

b — szerokość pierścienia mieszania (pierścienia burzliwego) w rozpatrywanym przekroju poprzecznym (rysunek 2).



Rys. 3. Wielkości geometryczne strumienia gazu spalinowego

Jak widać z rys. 2, wielkości d i b są zależne od zmiennej wielkości x .

A. M. Knethe w pierwszym przybliżeniu przyjął, że

$$\bar{u}_1 = (1 - \Theta^{3/2})^2 \quad [3]$$

i z przyjętej wielkości wyznaczył zależność d i b od x . Z wyznaczonej zależności okazało się, że d i b można określić następującymi wzorami:

$$b = b(c^2 x) \quad [4]$$

$$d = d(c^2 x) \quad [5]$$

Z danych doświadczalnych A. M. Knethe ustalili, że wielkość c wynosi:

$$c = 0,0705$$

W pracach swych A. M. Knethe wykazał, że rozwiązanie to może być udoskonalone w drodze kolejnych przybliżeń. Strefa pierwsza (rys. 1a, 2) składa się z jądra potencjalnego i z pierścienia burzliwego, zwanego również pierścieniem mieszania. Jądro potencjalne charakteryzuje się tym, że w jego granicach nie występuje zjawisko mieszania się spalin z otaczającym ośrodkiem. Prędkość spalin w jądrze potencjalnym jest wielkością stałą i równa się prędkości wyjściowej spalin z dyszy.

Powszechnie przyjmuje się, że jądro potencjalne rozciąga się wzdłuż osi strumienia gazu spalinowego od wylotu z dyszy na odległość równą około 4,5 średnic dyszy ($4,5D$). W rzeczywistości jednak długość jądra potencjalnego (x_L) jest zmienna i zależy od wielkości kąta jądra potencjalnego α_2 i kąta rozszerzania się strumienia gazów spalinowych α_1 (rys. 3). Z prac badawczych I. C. Laurence wynika, że kąty te zmieniają się w zależności od prędkości wypływu gazu spalinowego z dyszy. Wielkości kątów i długości jądra potencjalnego dla strumienia izotermicznego, w zależności od liczby M na wyjściu spalin z dyszy, podano w tabeli 2.

Pierścieniowy obszar mieszania (tzw. pierścień burzliwy albo turbulentny) okrąża jądro potencjalne i jest położony pomiędzy jądrem potencjalnym, a ośrodkiem okrążającym strumień spalinowy.

W obszarze tym rozpoczyna się proces mieszania spalin z otaczającym ośrodkiem atmosferycznym, a więc obszar pierwszej strefy jest obszarem częściowo burzliwym.

Lighthill w pracach swych zakłada, że jądro potencjalne nie wywołuje hałasu, gdyż prędkości pulsacyjne w jądrze są nieznaczne, a więc w związku z tym intensywność hałasu jest bardzo mała.

W miarę zwiększenia odległości od dyszy, poza jądrem potencjalnym, rozpoczyna się druga strefa, w której strumień gazu spalinowego ogarnia coraz większe ilości powietrza z otaczającego ośrodka, rozszerzając się. Cała druga strefa stanowi obszar mieszania. W strefie tej średnie prędkości strumienia spalinowego zmniejszają się w miarę zwiększania odległości od dyszy wylotowej wzdłuż osi podłużnego strumienia, stanowiącej przedłużenie osi podłużnej silnika. Obszar ten rozciąga się wzdłuż tej osi od końca jądra potencjalnego na odległość równą około 10 średnicom dyszy wylotowej.

Za strefą drugą ($\sim 14,5D$ od dyszy wylotowej) rozpoczyna się końcowa, trzecia strefa wypływu spalin z dyszy wylotowej silnika. Jak już wspomniano przyjmuje się, że w strefie tej przepływ spalin jest o charakterze całkowicie rozwiniętym, a więc całkowicie wymieszany z powietrzem otaczającego ośrodka.

Na rys. 1b przedstawiono wykresy obrazujące bardziej szczegółową analizę prędkości w strefie pierwszej i drugiej strumienia poddźwiękowego, wypływającego z dyszy o średnicy 76 mm.

Wspomniany rysunek podaje wykresy prędkości osiowych ($b-1$) i prędkości radialnych ($b-2$) w zależności od stosunku u/U_0 w funkcji y/D lub x/D , gdzie u — prędkość spalin w dowolnym punkcie, określonym współrzędnymi x, y, U_0 — maksymalna prędkość spalin na osi strumienia.

Z wykresów tych wynika, że w strefie pierwszej, charakteryzującej się stałymi prędkościami na osi strumienia spalinowego, prędkość osiowa posiada w swym początkowym przebiegu odcinek prosty. W miarę oddalania się wzdłuż osi strumienia gazu spalinowego prędkość wypływających spalin zmniejsza się i na wykresie prędkości osiowej następuje bardzo ostry spadek krzywej prędkości.

Wykresy prędkości radialnej, jak widać z rys. 1b, zmieniają się w postaci funkcji zależnej od odległości na osi x .

W miarę oddalania się od dyszy wylotowej w strefie pierwszej wykresy prędkości rozszerzają się. W strefie drugiej, charakteryzującej się szybkim zmniejszaniem się prędkości wzdłuż osi strumienia, w stosunku do prędkości wypływu w pozostałej części strumienia — wykresy prędkości jak już wspomniano upodobniają się.

Analizując wykres prędkości radialnych stwierdza się, że w strefie pierwszej, np. dla $x/D = 1$, krzywa prędkości posiada odcinek ekstremalny o linii prostej, odpowiadający stałej prędkości w jądrze potencjalnym oraz bardzo ostro opadające gałęzie, odpowiadające pierścieniowemu obszarowi mieszania (prędkość zmniejsza się w miarę zwiększenia promienia rozpatrywanego przekroju poprzecznego strumienia spalin). W strefie drugiej, np. dla $x/D = 6$, widzimy na wykresie prędkości radialnych krzywą o gałęziach opadających bez odcinka prostego. W miarę dalszego oddalania się od dyszy wylotowej krzywe stają się bardziej płaskie, co świadczy o rozszerzaniu się przekroju strumienia i wyrównywaniu się prędkości w poszczególnych punktach przekroju poprzecznego strumienia. Przyjmuje się, że w strefie trzeciej wykresy prędkości radialnych są podobne (rys. 2): w strefie tej prędkości wypływu zmniejszają się odwrotnie proporcjonalnie do odległości. Można również stwierdzić, że prędkość wypływu gazu spalinowego na osi strumienia zmniejsza się odwrotnie proporcjonalnie do zwiększenia promienia przekroju poprzecznego strumienia gazu.

Hałas, wywoływany przez strumień gazu spalinowego, powstaje w wyniku pulsacji ciśnienia, związanego z fluktuacją prędkości lub z wirami w obszarze mieszania się strumienia spalinowego z otaczającym powietrzem. Jak wynika z rys. 1 i 2 szerokość obszaru mieszania się pierścienia burzliwego gazu spalinowego z powietrzem otaczającego ośrodek zmienia się w miarę oddalania się od wylotu dyszy wzdłuż osi podłużnej strumienia. Przy obrzeżu dyszy wylotowej szerokość ta równa się zero, a w dalszych strefach osiąga wielkości kilkakrotnie przewyższające średnice strumienia gazu spalinowego przy wylocie z dyszy.

W obszarze oznaczonym na rys. 1 literami A—A' istnieją duże spadki prędkości wypływu gazów spalinowych i w związku z tym charakteryzuje się on zaburzeniami o małym stopniu turbulencji, podczas gdy w obszarze oznaczonym B—B' następuje zmniejszenie średniej prędkości wypływu spalin i dlatego też posiada on zaburzenia o małym i dużym stopniu turbulencji. Należy podkreślić, że niezależnie od powyższego w strumieniu gazu spalinowego występuje cały szereg różnego rodzaju wirów o różnych rozmiarach, jednakże wymiary ich nie mogą być większe od średnicy obszaru mieszania się w danym miejscu. Długość fal wypromieniowywanych dźwięków w czasie procesu mieszania ściśle wiąże się z szerokością obszaru mieszania (rys. 1).

Badając dokładniej przepływ strumienia gazu spalinowego do ośrodka nieruchomego z prędkością poddźwiękową stwierdza się, że w strumieniu można wydzielić intensywności turbulencji osiowej i radialnej, podobnie do przedstawionych już prędkości.

Na rys. 1c przedstawiono wykresy intensywności turbulencji w strumieniu gazu spalinowego (dla stref pierwszej i drugiej) wypływającego z dyszy o średnicy 76 mm (dla takiego strumienia na rys. 1b przedstawiono wykresy prędkości). Rysunek ten określa intensywność turbulencji osiowych ($c-1$) i radialnych ($c-2$) w zależności od stosunku u'/U_0 w funkcji u/D lub x/D gdzie u' — składowa fluktuacja prędkości wzdłuż osi, U_0 — średnia prędkość przy wylocie z dyszy. Jak widać z rys. 1c, największy poziom turbulencji osiowej dla rozpatrywanego strumienia będzie przy $u/D = 0,5$, podczas gdy największe poziomy turbulencji radialnej wstępują w strefach pierwszej i drugiej, tj. w strefach, w których daje się obserwować największe stonowanie prędkości w strumieniu spalin. Świadczy to o tym, że strefy te mają zasadniczy wpływ na powstawanie hałasu wywoływanego strumieniem spalinowym.

Na rys. 1c przedstawiono ogólne wykresy turbulencji osiowej i radialnej dla poddźwiękowego strumienia gazu spalinowego. Ponieważ jednak, jak już wspomniano, turbulencja związana z wypływem poddźwiękowego strumienia gazu spalinowego do nieruchomego ośrodka ma zasadniczy wpływ na intensywność hałasu oraz na widmo akustyczne hałasu wywoływanego przez ten strumień, poniżej rozpatrzone bardziej szczegółowo wszystkie zjawiska związane z wpływem strumienia turbulentnego.

W celu pełnego poznania i wyjaśnienia mechanizmu przepływu turbulentnego należy szczegółowo poznać i przebadać pole pulsacji turbulentnych. Badania pola pulsacji

turbulentnych powinny opierać się przede wszystkim na dociekaniach eksperymentalnych. Niezależnie od badań eksperymentalnych, w pracach nad polem pulsacji turbulentnych (pewne charakterystyki niezbędne do określenia pola pulsacji, jak również pulsacji turbulentnych w przepływie ze stopniowaną prędkością w przekroju poprzecznym) można wykorzystać teorię statystyczną izotropowej turbulencji. Po raz pierwszy pojęcia statystyczne przy badaniu przepływu turbulentnego wprowadził Osborne Reynolds. Przy pomocy kinetycznej teorii gazów można określić takie elementy, jak składowe prędkości, ciśnienie, tensor naprężenia, gęstość, temperaturę i inne parametry gazu, które w przybliżeniu odpowiadają równaniom Nawe-Stoksa.

W matematycznej analizie przepływu turbulentnego spotyka się w literaturze oznaczenie pewnych wielkości z kreską u góry. Wielkości te są wielkościami średnimi zbioru wielkości. Jak wynika z praktyki do uzyskania średniej wielkości funkcji turbulentnej $f(x, t)$, w której x oznacza wektor przestrzenny ze składowymi x_1, x_2, x_3 stosowane są cztery różne metody wypośredkowania, a mianowicie:

Metoda pierwsza — wypośredkowanie w czasie. W metodzie tej przeprowadza się wypośredkowanie dla danego punktu przestrzennego w dużym okresie czasu, a więc funkcja $f(x, t)$ będzie określona w postaci:

$$\left[\overline{f(x, t)} \right]_t = \lim_{T \rightarrow +\infty - T} \frac{1}{2T} \int_{-T}^T f(x, s) ds \quad [6]$$

Metoda druga — wypośredkowanie w przestrzeni. W metodzie tej przeprowadza się wypośredkowanie dla całej przestrzeni w określonym momencie czasu, a więc

$$\left[\overline{f(x, t)} \right]_s = \lim_{\text{obj. } B \rightarrow \infty V_B} \frac{1}{V_B} \int f(s, t) ds \quad [7]$$

Metoda trzecia — wypośredkowanie w czasie i przestrzeni. W tym wypadku przeprowadza się wypośredkowanie w dużym okresie czasu i dla całej przestrzeni, a więc:

$$\left[\overline{f(x, t)} \right]_{s,t} = \lim_{V_B \rightarrow \infty, T \rightarrow \infty} \frac{1}{2TV_B} \int_{-T}^T \int_{V_B} f(s, r) ds dr \quad [8]$$

Metoda czwarta — wypośredkowanie statystyczne. Przeprowadza się je dla wszystkich rozpatrywanych funkcji turbulentnych w danym punkcie przestrzeni oraz w danym momencie czasu i wówczas

$$\left[\overline{f(x, t, \omega)} \right] = \int_{\Omega} f(x, t, \omega) d\omega \quad [9]$$

W metodzie tej wypośredkowanie przeprowadza się na całej przestrzeni Ω , gdzie ω jest parametrem procesu przypadkowego. Wielkość normowania ω wyraża się następującą zależnością:

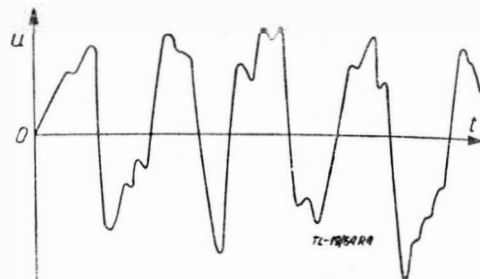
$$\int_{\Omega} d\omega = 1$$

Z przytoczonych wyżej metod wypośredkowania, tylko metoda wypośredkowania statystycznego odpowiada warunkom Reynoldsa, które w tym wypadku są wykorzystywane. Jak wynika z różnych publikacji, przy pracach eksperymentalnych prawie bez wyjątków wykorzystuje się metodę wypośredkowania w czasie, rzadziej metodę wypośredkowania w przestrzeni i nigdy metody wypośredkowania statystycznego.

Rozpatrując przytoczone metody ustalenia wartości średnich, nasuwa się pytanie, czy i jaka istnieje zależność pomiędzy metodą wypośredkowania w czasie, a metodą wypośredkowania statystycznego oraz czy wypośredkowania według tych metod są ekwiwalentne, czy też nie. Na pytanie to uzyskuje się odpowiedź w klasycznej mechanice statystycznej — teorii ergodycznej — która ustala dostateczne warunki ekwiwalentności tych obu metod wypośredkowania prawie dla wszystkich charakterystyk.

Jednakże należy tu stwierdzić, że wspomniana teoria, wiążąca obie metody wypośredkowania, zasadniczo różni się między sobą, dotychczas nie jest jeszcze przeniesiona na zagadnienia hydromechaniki, pokrywające się z zagadnieniami wypływu gazów.

Należy rozpatrzyć dowolną wielkość, charakteryzującą się stałymi zmianami chaotycznymi i nie następującymi według jakiejś ustalonej lub znanej zasady. W rozważaniach zakłada się, że charakterystyczną wielkością przypadkowej zmiennej jest zero, w stosunku do którego rozpatrywana wielkość przyjmuje nieregularnie — raz wielkości dodatnie, raz wielkości ujemne. Z przyjętego założenia widać, że będzie to funkcja pulsująca $u(t)$, której wykres będzie przebiegał na przykład tak, jak przedstawiono to na rys. 4.



Rys. 4. Wykres poglądowy przebiegu pulsacji turbulentnych

Bardzo często w rozważaniach nad wielkościami przytoczonego typu wymagane jest znalezienie parametru, charakteryzującego prawdopodobieństwo ukazania się pewnej wielkości przypadkowej zmiennej z jednej lub z drugiej strony w stosunku do wielkości początkowej, którą w tym przypadku przyjęto równą zero. Jako charakterystykę tego rozproszenia wykorzystuje się moment drugiego rzędu w odniesieniu do zadanej wielkości.

Należy przeanalizować zagadnienie rozproszenia dla funkcji $u(t)$ przedstawionej na rys. 4. Jeżeli dla funkcji tej zmierzy się wielkość u jako $u_1, u_2, u_3 \dots u_n$ w kolejno następujących po sobie okresach czasu $t_1, t_2, t_3 \dots t_n$, to moment drugiego rzędu, jako wielkość wypośredkowaną, określili się z następującej zależności:

$$\bar{u}^2 = \frac{1}{n} \left(u_1^2 + u_2^2 + u_3^2 + \dots + u_n^2 \right) \quad [10]$$

Uzyskaną wielkość \bar{u}^2 nazywa się dyspersją (rozproszeniem) przypadkowej zmiennej u . Dodatnia wielkość pierwiastka kwadratowego z dyspersji:

$$\sqrt{\bar{u}^2}$$

nazywa się odchyleniem standardowym przypadkowej zmiennej u . Jeżeli w przepływie turbulentnym w postaci funkcji $u(t)$ będzie się rozpatrywać turbulentne pulsacje prędkości, to odchylenie standardowe funkcji $u(t)$ zazwyczaj jest nazywane intensywnością turbulencji w zależności od prędkości, której wielkość może być zmierzona za pomocą termooanemometru.

Za pomocą współczesnych termooanemometrów mogą być dokonywane pomiary pulsacji turbulentnych. Dzięki tym przyrządom i obecnemu rozwojowi techniki pomiarowej można określić większość wielkości związanych z przepływem turbulentnych gazów.

H. Liepmann i J. Laufer w pracy „Investigation of free turbulent mixing” (opublikowanej w roku 1947) wykazali, że rozkład składanych prędkości pulsacyjnych osiowej ($u' = \sqrt{\bar{u'^2}}$) i radialnej ($v' = \sqrt{\bar{v'^2}}$) w przekrojach poprzecznych przepływu w wypadku turbulentnej strefy mieszania pozostają prawie niezmiennie przy różnych odległościach od wypływu strumienia. Stwierdzili oni, że obie składowe (osiowa i radialna) intensywności turbulencji osiągają wartości maksymalne na zewnętrznej granicy strefy mieszania się gazu z otaczającym ośrodkiem.

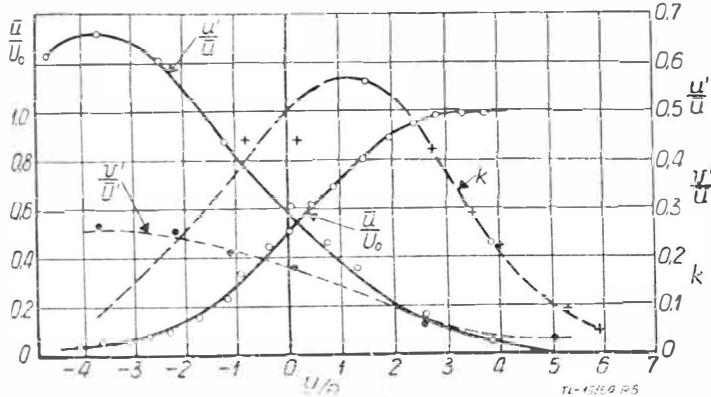
Na rys. 5 przedstawiono wykres rozkładu intensywności turbulencji, uważany przez Liepmanna i Laufera za typowy. Wielkość θ uwzględniona na wykresie (rys. 5) oznacza miąższość strat impulsu w warstwie granicznej.

S. Corrsin w pracy „Investigation of flow in an axially symmetrical heated jet of air” (opublikowanej w 1943 r.), przedstawił wyniki pomiarów intensywności turbulencji wykonane dla osiowych składowych prędkości w strumieniu gazu o wypływie symetrycznym wzdłuż osi przepływu. Wyniki pomiarów przedstawiono na rys. 6. Wielkość U_0 uwzględniona na wykresie oznacza średnią prędkość przepływu gazu w jądrze potencjalnym. W pracy tej Corrsin przedstawił również porównanie składowych intensywności turbulencji radialnych i osiowych dla określonych odległości od dyszy wylotowej. Wykresy porównawcze dla strumienia turbulentnego o przekroju okrągłym przedstawiono na rys. 7. Uwzględnione wielkości na tym rysunku oznaczają: u — średnia prędkość na promieniu r , $U_{im} = u$ dla $r=0$.

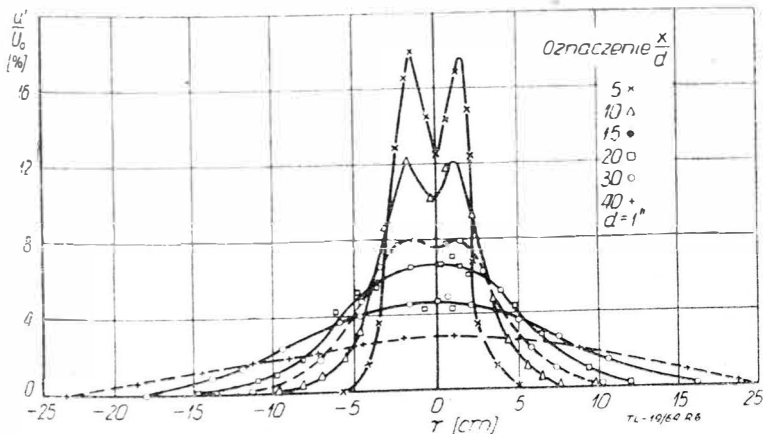
Z danych Corrsina przedstawionych na rys. 6 wynika, że miejscowe minimum, znajdujące się w środkowej części wykresu pulsacji turbulentnych, utrzymuje się aż do odległości równej około 20 średnicom dyszy wylotowej. Równocześnie można stwierdzić, że podczas gdy praktyczne podobieństwo wykresów średniej prędkości osiąga odległość około 8–10 średnic dyszy wylotowej, to rzeczywiste podobieństwo kinematyczne nie występuje aż do odległości około 20 średnic.

Jak widać z rysunku 7, przedstawione na nim krzywe nie są do siebie podobne. Można więc stwierdzić, że wywody teorii dróg mieszania się dwóch ośrodków odnośnie intensywności turbulencji są zdecydowanie błędne.

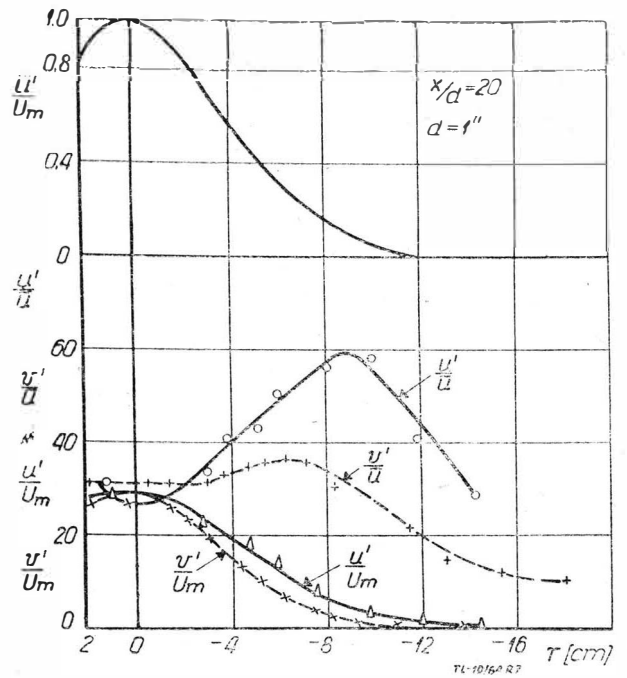
Właściwości statystyczne przypadkowej zmiennej można także określić za pomocą współczynnika korelacji. Po raz pierwszy współczynnik korelacji pomiędzy wielkościami pulsującymi przy analizie przepływu turbulentnego (a mianowicie korelację pomiędzy składowymi pulsacjami prędkości w dwu różnych punktach cieczy w tym samym mo-



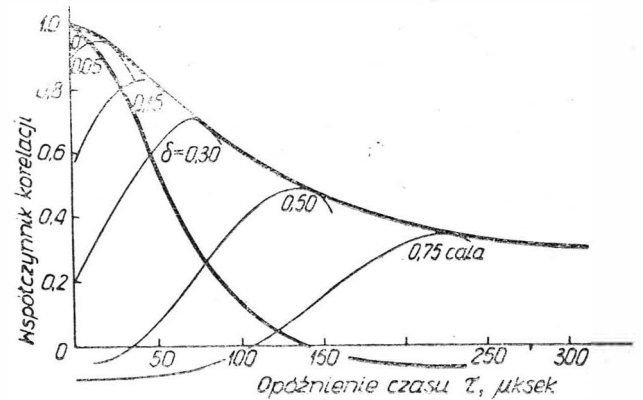
Rys. 5. Wykres przedstawiający rozkład prędkości średnich i pulsacyjnych oraz współczynnika korelacji w przekroju poprzecznym strefy turbulencyjnej swobodnego mieszania przy $x = 75$ cm



Rys. 6. Krzywe rozkładu podłużnych pulsacji turbulentnych w dyszy turbulencyjnej o okrągłym przekroju poprzecznym



Rys. 7. Wykres przedstawiający poprzeczne i podłużne pulsacje turbulentne w strumieniu turbulentnym o okrągłym przekroju poprzecznym



Rys. 8. Wykres zmian współczynnika wzajemnej korelacji (dla warunków $x/d = 1,5$, $y/d = 0,55$, prędkość wypływu na osi strumienia $U_0 = 465$ stóp/sek) w zależności od długości czasu zatrzymania dla różnych lokalizacji przestrzennych δ w strumieniu o średnicy 1 cal

mencie czasu) wprowadził G. I. Taylor w pracy „Statistical theory of turbulence I—V inclusive”, opublikowanej w 1935 r. Korelacja wprowadzona przez Taylora wyraża się tensorem drugiego stopnia z dziewięcioma składowymi. Tensor ten bardzo często jest wykorzystywany przy badaniach turbulencji izotropowej.

Współczynnik korelacji pomiędzy dwiema składowymi prędkościami pulsacyjnej w jednym i tym samym punkcie określa wielkość naprężeń Reynoldsa i może być wyznaczony w następujący sposób. Zakłada się, że się rozpatruje zmienne pulsujące w dwu punktach A i B, które oznaczamy przez u_A i u_B . Zakłada się również, że pomiędzy wspomnianymi zmiennymi istnieje ustalona zależność, którą nazwalimy korelacją. Miarą jakościową wspomnianej korelacji jest współczynnik korelacji, który można określić następującą zależnością:

$$R_{AB} = \frac{\overline{u_A u_B}}{\sqrt{\overline{u_A^2}} \sqrt{\overline{u_B^2}}} \quad [11]$$

Zgodnie z nierównością Koszi można napisać, że:

$$\overline{u_A u_B} - \sqrt{\overline{u_A^2}} \sqrt{\overline{u_B^2}} \leq 0 \quad [12]$$

i wyznaczyć z tej nierówności granice współczynnika korelacji, a mianowicie:

$$-1 \leq R_{AB} \leq +1 \quad [13]$$

Z zależności [13] wynika, że wielkość współczynnika korelacji zawiera się w granicach od -1 do $+1$.

W wypadku turbulencji izotropowej korelacja drugiego stopnia jest funkcją absolutnej wielkości odległości pomiędzy dwoma punktami i czasu. Współczynnik korelacji umożliwia określenie dwóch różnych skal turbulencji.

Rozpatrując w dalszym ciągu zagadnienie korelacji można obrać odcinek AB, położony równoległe do osi y .

Przy zjawisku turbulencji izotropowej wielkość $R_v = R_{AB}$. Wielkość ta powinna być parzystą funkcją, a więc:

$$R_v = 1 - \frac{y^2}{2!} \cdot \frac{1}{\bar{U}^2} \left(\frac{d\bar{u}}{dy} \right)^2 + \frac{y^4}{4!} \cdot \frac{1}{\bar{U}^2} \left(\frac{d\bar{u}}{dy} \right)^2 - \frac{y^6}{6!} \cdot \frac{1}{\bar{U}^2} \left(\frac{d\bar{u}}{dy} \right)^2 + \dots \quad [14]$$

gdzie:

$$\bar{U}^2 = \bar{U}_A^2 = \bar{U}_B^2$$

Na rys. 8 przedstawiono wykres obrazujący typową krzywą wzajemnej korelacji uzyskaną w strumieniu turbulentnym. Z wykresu tego wynika, że wielkość współczynnika korelacji nie osiąga wartości maksymalnej równej jedności. Świadczy to o tym, że struktura wypływającego strumienia zmienia się z jego ruchem. J. E. F. Williams w pracy „On convected turbulence” wykazuje, że dla jednorodnego pola turbulentnego krzywa będąca obwiednią krzywych wzajemnej korelacji jest w rzeczywistości autokorelacją sygnału, który może być wykryty przez obserwatora poruszającego się z turbulencją. Należy podkreślić, że poruszający się obserwator jest w stanie rejestrowania zupełnie innej struktury turbulencji, aniżeli obserwator nieruchomy. Najbardziej zauważalna różnica sprowadza się do tego, że obserwator nieruchomy rejestruje sygnały o bardziej wysokich częstotliwościach.

Przekształcenie krzywej Fouriera, będącej obwiednią krzywych wzajemnej korelacji, stanowi gęstość spektralną turbulencji w systemie współrzędnych poruszających się z przepływającym strumieniem gazu. Dlatego też pochodne tej krzywej względem czasu ściśle się wiążą z hałasem generowanym w danej strefie.

E. J. Richards w referacie wygłoszonym na Międzynarodowym Kongresie Akustycznym w Stuttgarcie w 1959 roku stwierdził, że zastosowanie wspomnianych rezultatów do zagadnień turbulencji strumieni gazów w samolotach odrzutowych powinno traktować się jako rzecz doświadczalną, gdyż w tym wypadku turbulencja jest jednorodna i sygnały odbierane przez poruszającego się obserwatora nie będą stacjonarnymi funkcjami czasu. Richards stwierdza, że rozpoczęcie analizy turbulencji w systemie ruchomym jest korzystne, gdyż wówczas można rozpatrywać przepływ jako jednorodny w małym obszarze.

Rozpatrując całość zagadnienia należy ustalić jeszcze wielkość λ , nazywaną mikroskalą turbulencji określającą rozmiar najmniejszych wirów, dzięki którym następuje rozproszenie energii ruchu turbulentnego. Wielkość λ posiada wymiar liniowy. Mikroskala turbulencji może być określona z następującej zależności:

$$\frac{1}{\lambda^2} = \lim_{y \rightarrow \infty} \frac{1 - R_y}{y^2} = \frac{1}{2\bar{U}^2} \left(\frac{d\bar{u}}{dy} \right)^2 \quad [15]$$

Parabola $y^2 = \lambda^2 (1 - R_y)$ w swym wierzchołku posiada punkt wspólny z krzywą (R_y, y) , a wielkość $\frac{1}{2}\lambda$ jest pro-

mieniem krzywizny paraboli lub krzywej w punkcie styku. Skalę turbulencji charakteryzującą rozmiar dużych wirów w przepływie turbulentnym można określić z następującego wzoru:

$$L_v = \int_0^{\infty} R_y dy \quad [16]$$

Rezultaty obliczeń wykazują, że hipotezy o stałości dróg (torów) mieszania oraz o stałości współczynnika wymiany w strefie mieszania nie znajdują potwierdzenia. Dla strefy swobodnego mieszania się Liepmann i Laufer ustalili, że przy $y/\theta = 0,5$ (θ — miąższość strat impulsu w warstwie granicznej) mikroskala turbulencji wynosi:

$$\lambda = 4 \cdot 10^{-3} \sqrt{x} \quad [17]$$

a skala turbulencji (dla R_y)

$$L_v = 2,8 \cdot 10^{-2} x \quad [18]$$

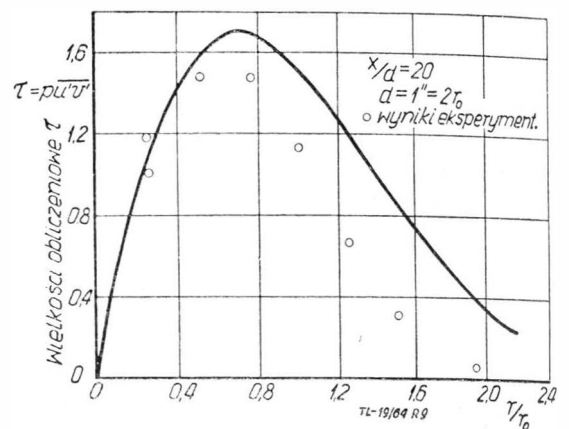
W równaniach [17] i [18] wielkość x oznacza odległość od początkowego przekroju strumienia.

We wspomnianej już pracy S. Corrsin przedstawil porównanie krzywej całkowitego naprężenia tarcia, wyliczonej dla prędkości w przekroju $x/d = 20$ z wielkościami eksperymentalnymi tarcia turbulentnego dla strumienia symetrycznego wzdłuż osi przepływu. Uzyskane wyniki ilustruje rys. 9. Skala turbulencji dla strumienia symetrycznego wzdłuż osi przepływu posiada następujące wielkości (dla $x/d = 20$).

$$L_x = 3,6 \text{ cm} \quad L_v = 0,67 \text{ cm}$$

$$\lambda_x = 0,44 \text{ cm} \quad \lambda_v = 0,31 \text{ cm}$$

Liepmann i Laufer w pracach swych rozpatrzyli zagadnienie balansu energii ruchu turbulentnego w strefie swobodnego mieszania. Stwierdzili oni, że wszystkie trzy składowe równania energetycznego, to jest dopływ, dyfuzja i dysypacja (rozproszenie) energii osiągają wielkość maksymalną w środkowej części strefy mieszania, w pobliżu punktu przegięcia na wykresie prędkości.



Rys. 9. Tarcie w strumieniu turbulentnym o przekroju okrągłym przy $x/d = 20$ (krzywa jest wynikiem obliczeń dla średnich prędkości)

Wokół strumienia spalinowego rozprzestrzenia się pole turbulentne. Z turbulentnym polem strumienia ściśle się wiąże pole ciśnienia hydrodynamicznego o wysokiej intensywności. Intensywność tego pola gwałtownie spada z odległością, jednakże w pobliżu strumienia dominuje ono w porównaniu z ciśnieniem akustycznym. Okoliczność ta doprowadziła do tego, że badacze hałasu wywoływanego strumieniem gazu wypływającego z dyszy samolotu odrzutowego nazwali obszar ciśnienia hydrodynamicznego polem bliższym, podczas gdy obszar ciśnienia akustycznego — polem dalszym. Szczegółowe poznanie pola bliższego jest bardzo istotne w świetle badań oddziaływania wpływu strumienia na drgania strukturalne konstrukcji samolotu. Rozpatrując konstrukcje lotnicze należy stwierdzić, że dla tego typu konstrukcji jest bardzo istotne poznanie rzeczywistych obciążeń działających na nie, a nie ciśnienia w poszczególnych punktach. Dlatego też bardzo ważne staje się uzyskanie informacji dotyczących obszarów korelacji w pobliżu strumienia, jak również fluktuacji ciśnienia.

Ciekawe wyniki uzyskali uczeni w czasie prac nad badaniem ciśnienia w bliższym polu w zależności od odległości od dyszy wylotowej. Na rys. 1d przedstawiono wykres ilustrujący uzyskane wyniki dla dyszy modelowej o średnicy 76 mm. Z wykresu tego wynika, że ciśnienie w pobliżu dyszy wylotowej posiada nieznaczną wielkość. W miarę oddalania się od dyszy, wielkość ciśnienia (w odległości równej kilku średnicom dyszy) gwałtownie wzrasta, osiągając wartość ekstremalną i z kolei w miarę dalszego oddalania się wielkość ta maleje. Kształt krzywej rozkładu ciśnienia (rys. 1d) bardzo przypomina krzywą przedstawioną na rys. 1c, a szczególnie dla wartości $y/D = 0,5$ ilustrującej poziom turbulencji osiowej. Porównując wykresy z rysunku 1b—d stwierdzimy, że ekstremalna wielkość ciśnienia charakteryzuje obszar strumienia gazu spalinowego, w którym występują maksymalne fluktuacje prędkości oraz ma-

ksymalne poziomy turbulencji. L. W. Lassiter i H. H. Hubbard w pracy „The near noise field of static jets and some model studies of devices for its reduction” (1954 rok) wykazali, że dla strumieni wywoływanych wysoką temperaturą spalania wartość ekstremalna przedstawiona na rys. 10 idzie nieco się przesuwa wzdłuż osi strumienia (oddala się od dyszy wylotowej).

Rozpatrzono dokładniej zagadnienie zmian ciśnienia z punktu widzenia teoretycznego. W tym celu wykorzystano równanie ruchu dla strumienia płaskiego, które posiada postać:

$$-\frac{\overline{dv}}{u} \frac{dx}{dx} + \frac{\overline{dv}}{v} \frac{dy}{dy} = \frac{1}{\rho} \left(\frac{dr}{dx} + \frac{d\sigma_y}{dy} \right) - \frac{1}{\delta} \frac{dp}{dy} \quad [19]$$

oraz równanie ruchu dla strumienia symetrycznego względem osi wypływu, które posiada postać:

$$-\frac{\overline{dv}}{u} \frac{dx}{dx} + \frac{\overline{dv}}{v} \frac{dy}{dy} = \frac{1}{\rho} \cdot \left[\frac{dr}{dx} + \frac{1}{y} \cdot \frac{d}{dy} (\sigma_y y) - \frac{\sigma_t}{y} \right] - \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dy} \quad [20]$$

W przytoczonych wyżej równaniach ruchu σ_y oznacza normalne napięcie w kierunku osi y , a σ_t — normalne napięcie w kierunku tworzącym kąt prosty z osiami x i y .

Całkując oba równania ruchu względem y otrzymamy dla strumienia płaskiego

$$\left(\overline{v^2} \right)_o^y + \frac{d}{dx} \int_0^y \overline{uv} dy - \frac{1}{\rho} \cdot \frac{d}{dx} \int_0^y \rho dy - \frac{1}{\delta} (\sigma_y)_o^y = - \frac{1}{\rho} \left(\overline{p} \right)_o^y \quad [21]$$

i dla strumienia symetrycznego względem osi wypływu

$$-\frac{1}{\rho} (\sigma_y)_o^y - \frac{1}{\rho} \int_0^y \frac{\sigma_y}{y} dy + \frac{1}{\rho} \int_0^y \frac{\sigma_t}{y} dy = - \frac{1}{\rho} \left(\overline{p} \right)_o^y \quad [22]$$

Jeżeli pominiemy naprężenia normalne, to wówczas uzyskamy dla: granicy swobodnego strumienia

$$\left(2FF'\eta - F^2 \right)_{\eta_2}^{\eta_1} - 2 \int_{\eta_1}^{\eta_2} F' \eta^2 d\eta = \frac{1}{\rho} \left(\overline{p} \right)_{y_2}^{y_1} \quad [23]$$

płaskiego strumienia

$$\frac{1}{x} \left(FF'\eta - \frac{F^2}{\eta} \right)_o^{\eta} = \frac{1}{\rho} \left(\overline{p} \right)_o^y \quad [24]$$

i dla strumienia symetrycznego względem osi przepływu

$$\left(\frac{2FF'}{x^2 \eta} \right)_o^{\eta} + \int_0^{\eta} \frac{F^2}{x^2 \eta^3} d\eta = \frac{1}{\rho} \left(\overline{p} \right)_o^y \quad [25]$$

Wyliczając różnicę ciśnień pomiędzy osią i granicą strumienia uzyskamy dla granicy swobodnego strumienia

$$p_m - p_r = 0,410 \left(2c^2 \right)^{\frac{2}{3}} \rho u^2 = 0,00584 \frac{\rho u^2}{2} \quad [26]$$

dla płaskiego strumienia

$$p_m - p_r = 0,248 \left(2c^2 \right)^{\frac{2}{3}} \rho u_m^2(x) = 0,00330 \frac{\rho u_m^2}{2} \quad [27]$$

$$u_m = \overline{u} \text{ przy } \eta = 0$$

i dla strumienia symetrycznego względem osi wypływu

$$p_m - p_r = -0,316 \left(c^2 \right)^{\frac{2}{3}} \rho u_m^2 = -0,0025 \frac{\rho u_m^2}{2} \quad [28]$$

Nadciśnienie na osi strumienia w stosunku do otaczającego ośrodka posiada inną wielkość, gdyż na granicy strumienia istnieje rozrzedzenie, uwarunkowane radialnym podływaniem cieczy. Jeżeli przyjmiemy, że P_o jest ciśnieniem

hydrostatycznym w otaczającym ośrodku, to wzory do określenia nadciśnienia statycznego posiadają postać: dla granicy swobodnego strumienia

$$p_m - p_r = 0,338 \left(2c^2 \right)^{\frac{2}{3}} \rho u^2 = -0,00482 \frac{\rho u^2}{2} \quad [29]$$

dla płaskiego strumienia

$$p_m - p_o = -0,124 \left(2c^2 \right)^{\frac{2}{3}} \rho u_m^2 = 0,00165 \frac{\rho u_m^2}{2} \quad [30]$$

i dla strumienia wypływającego symetrycznie w stosunku do osi wypływu.

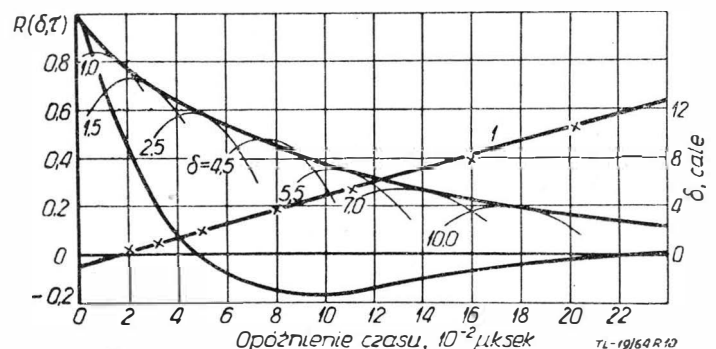
$$p_m - p_o = -0,372 \left(c^2 \right)^{\frac{2}{3}} \rho u_m^2 = -0,00295 \frac{\rho u_m^2}{2} \quad [31]$$

Blizsze pole ciśnień jest bardzo podobne do pola turbulencji powstającego w strefie mieszania się spalin, jednakże skala turbulencji w polu bliższym jest nieznacznie większa, a co za tym idzie częstotliwości są tu niższe. Powstające pole ciśnień przenosi się z turbulencją z prędkością nieco większą aniżeli połowa prędkości przy dyszy wylotowej. R. E. Franklin i J. H. Foxwell w pracy „Correlation in the random pressure field close to a jet”, opublikowanej w roku 1958, dla tej strefy wyliczają korelację przestrzenną z krzywej autokorelacyjnej, o której już wspomniano. W obliczeniach tych autorzy założyli niezmienną przenoszenia pola ciśnień. W oparciu o to założenie autorzy ocenili korelację przestrzenną z pomiarów widmowych, uzyskanych przy zastosowaniu jednego mikrofonu z uwzględnieniem tego, że funkcja autokorelacji jest całkowym przekształceniem kosinusowym Fouriera widma wypromieniowania.

Na rys. 10 przedstawiono wykres typowego rozkładu krzywych wzajemnej korelacji, uzyskanych w bliższym polu okrągłego dwucalowego strumienia. Z przedstawionego na wykresie umiejscowienia szczytowej wartości korelacji widzimy, że pole ciśnienia w tym wypadku przenosi się z prędkością 0,72 U_o , gdzie U_o jest prędkością wypływu z dyszy wylotowej. Krzywe wzajemnej korelacji, uzyskane w bliższym polu, są bardzo zbliżone do analogicznych krzywych, uzyskanych w obszarze mieszania się strumienia. Posiadają one charakterystyczne wartości ekstremalne, świadczące o przenoszeniu i potwierdzające koncepcję, że pole hydrodynamiczne ciśnień wiąże się z turbulencją i posiada wszystkie charakterystyki turbulencji.

Zależność pomiędzy pulsacjami prędkości i ciśnienia określa teoria Lighthilla. Z teorii tej opublikowanej w roku 1952 i 1954 wynika, że wielkość hałasu wywołwanego przez strumień gazów spalinowych, wypływających z dyszy samolotu turboodrzutowego zależy przede wszystkim od prędkości wypływu gazów. Lighthill w pracach swych zajmuje się sprawą mocy akustycznej hałasu wywołwanego turbulencją w czasie mieszania się strumienia gazu spalinowego.

Zależność mocy akustycznej hałasu wywołwanego przez strumień gazu spalinowego od parametrów gazu w stru-



Rys. 10. Wzajemna korelacja w polu bliższym strumienia o przekroju okrągłym o średnicy 2 cali. Pochylenie linii prostej, oznaczonej cyfrą 1 na wykresie obrazuje prędkość przenoszenia, równą 417 stóp/sek = 0,72 U_o dla $U_o = 580$ stóp/sek, $x/d = y/d = 1,5$

mieniu i parametrów otaczającego powietrza Lighthill ujmuje następującą zależnością:

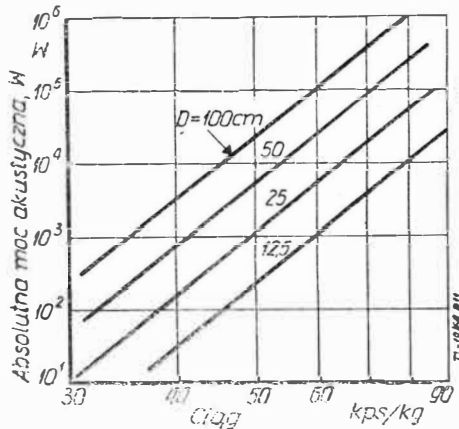
$$W_o = k_o \frac{\rho_o^2}{\rho_\delta} \cdot \frac{u_o^8}{a_\delta^5} D^2 \quad [32]$$

gdzie:

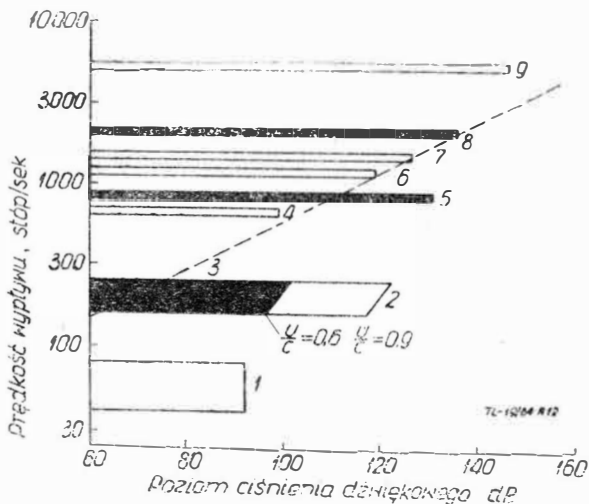
- W_o — ogólna moc dźwiękowa hałasu wywołanego przez strumień gazu spalinowego (pierwszą i drugą strefę strumienia),
- k_o — współczynnik proporcjonalności,
- ρ_o — gęstość gazu w strumieniu spalinowym,
- ρ_δ — gęstość otaczającego powietrza,
- U_o — prędkość wypływu strumienia gazu spalinowego z dyszy wylotowej,
- D — średnica strumienia przy wyjściu z dyszy wylotowej,
- a_δ — prędkość dźwięku w atmosferze.

W oparciu o liczne prace eksperymentalne, wielkość współczynnika proporcjonalności dla współczesnych silników turboodrzutowych przyjmuje się $k_o = 2 \cdot 10^{-4}$ (współczynnik ten waha się w granicach od $2 \cdot 10^{-4}$ do $3 \cdot 10^{-5}$, przy czym dla strumieni gorących wg. Lighthilla przyjmuje się $k_o = 2 \cdot 10^{-4}$, a dla strumieni zimnych $k_o = 3 \cdot 10^{-5}$).

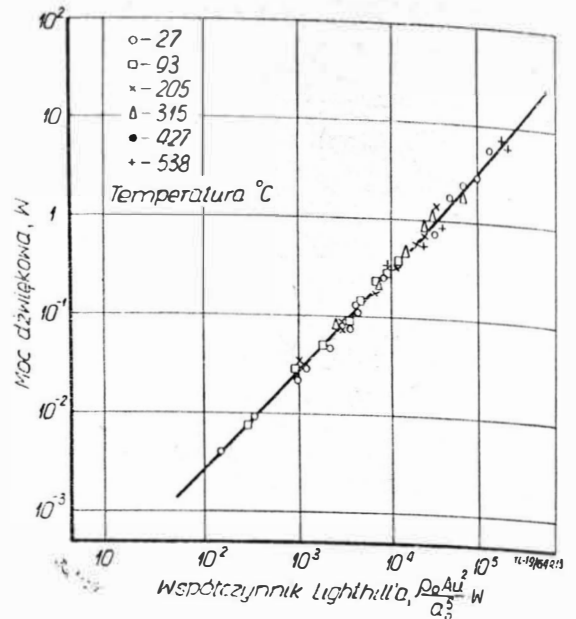
Na rys. 11 przedstawiono wykres podany przez P. A. Frankena, obrazujący absolutne moce akustyczne dla swobodnego strumienia spalinowego, wypływającego z prędkościami $M < 1$, w zależności od specyficznego ciągu. W wy-



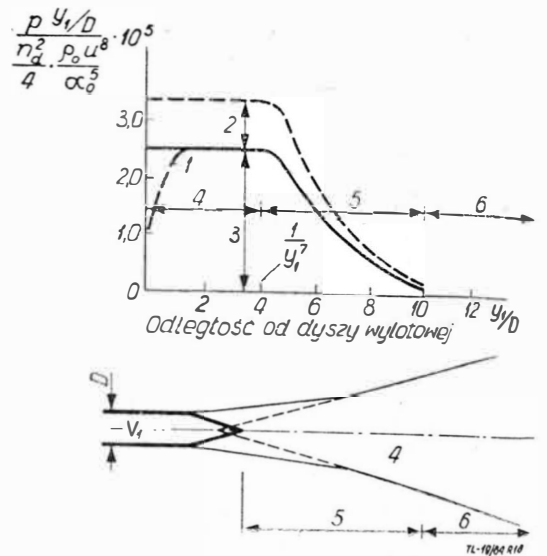
Rys. 11. Zależność absolutnych mocy akustycznych hałasu wywołanego przez swobodnie wypływający strumień gazów spalinowych z dysz o średnicy $D = 100, 50, 25$ i $12,5$ cm od ciągu (wg P. A. Frankena)



Rys. 12. Przybliżony poziom ciśnienia dźwiękowego w odległości 91 m w kierunku największego wypromieniowania hałasu, przedstawiony w funkcji prędkości przepływu w strumieniu dla źródeł określonych mocą (ciągiem) silników. 1 — śmigłowce, 2 — samoloty tłokowe, 3 — decybele $= k + 10 \lg v$, 4 — turbośmigłowce, 5 — silniki pulsacyjne, 6 i 7 — turboodrzutowe, 8 — turboodrzutowe z dopalaczem, 9 — rakiety. Nachylenie linii przerywanej, przedstawionej na wykresie, określa przyrost mocy dźwiękowej zgodnie z zasadą ósmej potęgi prędkości wypływu strumienia odrzutowego. Określona dokładność wynosi ± 5 dB



Rys. 13. Wpływ temperatury strumienia na moc dźwiękową



Rys. 14. Rozkład wyjściowej mocy akustycznej dla strumienia z przekrojem kołowym. 1 — rozmieszczenie warstwy pseudolaminarnej, 2 — hałas, 3 — wzmacniające oddziaływanie słowne, 4 — strefa mieszania, 5 — strefa przejściowa, 6 — strefa całkowicie wykształconego strumienia. Na wykresie tym odległości od wyjścia strumienia wzdłuż jego przepływu odłożono na osi odciętych w jednostkach średnicy dyszy

kresie tym parametrem jest średnica dyszy wylotowej, która waha się od $D = 100$ cm do $D = 12,5$ cm. Przedstawienie wykresu w układzie logarytmicznym umożliwiło zastosowanie zasady u^8 .

Na rys. 12 przedstawiono dane obrazujące zależność wielkości hałasu od prędkości wypływu strumienia dla niewielkich strumieni wypływających z silników samolotów turboodrzutowych, pracujących normalnie i z dopalaczem, oraz dla silników rakietowych. Z wykresu tego widać, że wzrost energii akustycznej następuje ze wzrostem prędkości strumienia gazu. W oparciu o przytoczony wykres, jak również i inne prace można stwierdzić, że obecnie nie ma bezpośrednich wiadomości odnośnie wielkości wzrostu poziomu natężenia hałasu w zależności od wzrostu mocy silnika, wytwarzającego ten hałas. Wiadomo jest, że współcześnie największe moce silników osiągają kilka tysięcy kW, a hałasy wywołane tymi silnikami wynoszą około 1% mocy użytecznej silnika.

Temperatura gazu spalinowego, jak wynika ze wzoru [32], nie ma wpływu na wielkość hałasu wywołanego przez ten strumień. Po opublikowaniu prac Lighthilla znacznie późniejsze badania, przeprowadzone przez różne placówki naukowo-badawcze i laboratoria przy dużych zakładach przemysłu lotniczego, zajmujące się między innymi pomia-

	Strefa pierwsza	Strefa druga
Moc akustyczna	$W_1 = k_1 \cdot \frac{\rho_0^2}{\rho_0} \cdot \frac{u_0^8}{a_0^8} D^3 3^5 c_1^7 (c_6 x_1 + \frac{c_7}{2} x_1^2) \dots 34$	$W_2 = k_1 \cdot \frac{\rho_0^6}{\rho_0} \cdot \frac{u_0^8}{a_0^8} D^3 3^8 c_2^7 c_3 c_4 c_5^3 \left[\frac{tg \alpha_1}{6(x_1 + c_9)^6} + \frac{0,5 - c_9 tg \alpha_1}{7(x_1 + c_9)^7} \right] \dots 36$
Częstotliwość	$f_1 = k' \cdot \frac{3u_2}{(y_1 - y_2)} \left[\left(\frac{y_1 - y}{y_1 - y_2} \right)^2 - \left(\frac{y_1 - y}{y_1 - y_2} \right)^{0,5} \right] \dots 35$	$f_2 = k' 3 u_0 \cdot \frac{c_8}{(x + c_9)} \cdot \frac{1}{y_1} \left[\left(\frac{y_2}{y_1} \right)^2 - \left(\frac{y_2}{y_1} \right)^{0,5} \right] \dots 37$

całkowitej mocy akustycznej hałasu wywoływanego przez strumienie gazów spalinowych, potwierdziły zgodność eksperymentów z zasadą Lighthilla — ósmej potęgi prędkości wypływu gazów spalinowych.

W. G. Rollin w pracy „Effect of jet temperature on jet noise generation” (1958 rok) omawia zależność mocy akustycznej od temperatury gazu. Na rys. 13 przedstawiono wynik pomiaru całkowitej mocy akustycznej pola dźwiękowego dla strumienia wypływającego z dyszy o średnicy 25,4 mm przy różnych temperaturach wypływającego gazu. Wykres ten dowodzi, że dla całego szeregu temperatur eksperymentalnych moc dźwiękowa nie zależy od temperatury gazu.

G. M. Lilley w pracy „On noise from air jets” (1958 rok), w oparciu o ustalone charakterystyki i parametry przez G. K. Batcherolego i J. C. Laurence'a, rozpatruje zagadnienia związane z określeniem intensywności hałasu wywołanego przez strefy wypływającego gazu spalinowego, posiadające duże prędkości. W pracach swych Lilley przyjął jako model strumienia turbulentnego izotropowe pole turbulencje. Ustalił on wielkość promieniowania dźwiękowego, wywołanego przez poszczególne strefy strumienia, przedstawione na rys. 14. Z wyników prac Lilleya przedstawionych na rys. 14 wynika, że w praktyce poziom hałasu jest stały do odległości 4–5 średnicy dyszy wylotowej; z kolei następuje gwałtowny spadek poziomu hałasu (na wykresie zilustrowano to ostrym pochyleniem krzywej) w miarę oddalania się od dyszy wylotowej.

G. M. Lilley, oprócz przytoczonych wyników, określił wielkość poziomu hałasu przez liczbę Macha, stopień prędkości τ_{12} , skalę turbulencji L_{11} i wielkość turbulencji \bar{V}^2 , która wyraża się następującą zależnością.

$$1 + 5 M_c^2 \cdot \frac{e^2 \tau_{12}^6 \bar{V}^2 L_{11}^5}{\rho_0 a_0^5} \quad [33]$$

W strefie pierwszej moc akustyczna hałasu może być określona ze wzoru [34], a charakterystyczna częstotliwość dźwięku ze wzoru [35]. W strefie drugiej moc akustyczna

hałasu może być określona ze wzoru [36], a charakterystyczna częstotliwość dźwięku ze wzoru [37] — patrz tabela 1.

Wielkości c_1 do c_9 i k_1 występujące w przytoczonych wzorach podano w tabeli 2. Moc akustyczna hałasu wywołanego przez cały strumień gazu spalinowego przez strefę pierwszą i drugą będzie równa sumie mocy akustycznych, wywołanych przez poszczególne strefy strumienia, a więc $W_0 = W_1 + W_2$. Po zsumowaniu tych wielkości i wstawieniu odpowiednich wartości z tabeli 2 otrzymujemy wzór Lighthilla [32], określający ogólną moc akustyczną hałasu wywołanego przez strumień poddźwiękowy.

Z przytoczonych powyżej charakterystyk strumienia gazu spalinowego, wypływającego z dyszy samolotu z prędkością poddźwiękową do ośrodka nieruchomego, wynika, że prędkość wypływu gazu, zjawisko turbulencji, jak również i wahania ciśnienia w miarę oddalania się od dyszy wylotowej ulegają zmianie. Wpływa to, jak już było podkreślone kilkakrotnie, na poziom hałasu wywołanego przez strumień gazu spalinowego.

Na rys. 1e przedstawiono częstotliwość hałasu i turbulencji w zależności od prędkości wypływu dla strumienia wydostającego się z dyszy eksperymentalnej o średnicy 76 mm. Przedstawione wielkości hałasu na wykresie 1e były pomierzone w pobliżu granicy wypływającego strumienia, a poziomy turbulencji (fluktuacji prędkości osiowej) na osi strumienia. Z wykresu wynika, że częstotliwość hałasu i intensywność turbulencji wzrasta wprost proporcjonalnie do zwiększenia prędkości wypływu. Prace eksperymentalne wykazały, że przy zwiększeniu średnicy dyszy wylotowej o 100%, częstotliwość hałasu w przybliżeniu zmniejszała się o 100%.

Na podstawie przytoczonych wykresów, umożliwiających porównanie częstotliwości wyrażonej w funkcji prędkości oraz wspomnianych prac eksperymentalnych można stwierdzić, że częstotliwość hałasu wywołanego przez strumień spalinowy w bliższym polu akustycznym jest proporcjonalna do prędkości wypływu strumienia i odwrotnie proporcjonalna do średnicy. W oparciu o rys. 1e, jak również o niektóre prace badawcze, można wyciągnąć następujący wniosek, że poziom hałasu jest w pewnym stopniu związany również z fluktuacją prędkości osiowej w wypływającym strumieniu.

A. Powell w pracy „A survey of experiments on jet noise” dowodzi, że charakterystyczna częstotliwość f_{max} dla strumienia gazu o dostatecznie wysokiej prędkości jest taka, iż związana z nią długość fali posiada wielkość równą około 3–4 średnic strumienia, zmierzonych przy dyszy wylotowej.

Przedstawione rozważania teoretyczne i eksperymentalne w licznych przypadkach odnosiły się do modelowych dysz wylotowych. Praktyka, jak również rozważania matematyczne (wykorzystanie rachunku prawdopodobieństwa) wykazały, że wyniki modelowe z pełnym powodzeniem można przenieść na dysze wylotowe samolotów turboodrzutowych.

Liczne prace teoretyczne i badawcze wykazują, że moc dźwiękowa hałasu, wywołanego przez pierwszą strefę strumienia gazu spalinowego, stanowi około 50% ogólnej mocy dźwiękowej hałasu, wywołanego przez cały strumień gazu spalinowego. Na podstawie tych badań można sądzić, że podstawowy hałas jest wypromieniowywany pewnym wycinkiem strumienia gazu spalinowego, zlokalizowanym w odległości około 6D od wylotu dyszy spalinowej.

Wyniki prac uzyskanych przez J. M. Lighthilla, jak również przez O. K. Mawardięgo i I. Dyerę oraz przez A. Powella, wskazują na to, że wielkość hałasu, wywołanego przez wypływające strumienie powietrza oraz wypływające z dysz samolotów turboodrzutowych strumienie gazu spalinowego, zależy w bardzo poważnym stopniu od rozmiarów tych strumieni. Rozmiar strumienia wypływających spalin ma wpływ nie tylko na intensywność wywołanego hałasu, ale również poważny wpływ na układ widma akus-

Tabela 2

Liczba M na wyjściu z dyszy	Stale parametry		
	0,3	0,5	0,7
a_1	10°35'	9°15'	8°15'
a_2	6°30'	6°	5°
x_1	4,5	5	5,5
c_1	0,1	0,1	0,1
c_2	0,11	0,11	0,11
c_3	$0,8 \cdot 10^{-3}$	$0,8 \cdot 10^{-3}$	$0,8 \cdot 10^{-3}$
c_4	$0,35 \cdot 10^{-3}$	$0,35 \cdot 10^{-3}$	$0,35 \cdot 10^{-3}$
c_5	0,303	0,268	0,233
c_6	$0,4 \cdot 10^{-3}$	$0,4 \cdot 10^{-3}$	$0,4 \cdot 10^{-3}$
c_7	$0,44 \cdot 10^{-4}$	$0,37 \cdot 10^{-4}$	$0,35 \cdot 10^{-4}$
c_8	7,2	8	9
c_9	2,7	3	3,5
k_1	13	12	11

tycznego hałasu. Ustalono, że w strefie pierwszej, jak również w strefie drugiej strumienia gazu spalinowego, charakterystyczna częstotliwość wywoływanego hałasu zmniejsza się w miarę zwiększania odległości od wylotu dyszy samolotowej, czyli innymi słowy mówiąc — częstotliwość dźwięków zmniejsza się ze zwiększeniem średnicy przekroju poprzecznego strumienia gazu spalinowego.

W strefie pierwszej, charakteryzującej się małymi wirami, wypromieniowywane są dźwięki o wysokich częstotliwościach, podczas gdy w strefie drugiej, charakteryzującej się intensywną burzliwością, wypromieniowywane są dźwięki o niskich częstotliwościach.

Obserwując hałasy wywoływane przez strumienie gazu spalinowego należy stwierdzić, że charakteryzują się one określoną kierunkowością, polegającą na tym, że najwyższe natężenia hałasu układają się w pewnej strefie w stosunku do osi podłużnej strumienia gazu spalinowego, będącej przedłużeniem osi silnika. Na przykład dla silnika Avon, przy prędkości wypływu spalin 550 m/sek, natężenie najwyższego hałasu obserwuje się w sektorze określonym kątem 30—45° (patrz „Technika Lotnicza” nr 12/63, str. 352, rys. 39).

Poziom ogólnego ciśnienia dźwiękowego wywoływanego przez strumień gazów spalinowych w dowolnym punkcie, określonym kątem ϕ zawartym pomiędzy osią podłużną strumienia (silnika odrzutowego) i biegunem o długości r , łączącym rozpatrywany punkt ze środkiem dyszy wylotowej, może być określony ze wzoru [38].

$$\beta = 10 \lg W_0 - 20 \lg r + 10 \lg \phi + 122 \quad [38]$$

Wielkość $10 \lg \phi$ jest określona ze specjalnego wykresu, podającego bezpośrednio wielkości w dB, zależne od kąta ϕ [rys. 15].

Na podstawie prac doświadczalnych stwierdzono, że przy podwyższeniu częstotliwości dźwięku, czyli zmniejszeniu długości fali, kąt rozchodzenia się fal dźwiękowych zmniejsza się (wypromieniowanie staje się bardziej kierunkowe) i odwrotnie — przy zmniejszeniu częstotliwości i zwiększeniu długości fali, kąt ten zwiększa się. Ustalono również, że kształt krzywych charakterystyki kierunkowości uzależniona się od wpływu interferencji. Jednakże każdemu wypromieniowaniu towarzyszy również zjawisko dyfrakcji i w związku z tym kierunkowość wypromieniowania określona łącznym działaniem interferencji i dyfrakcji.

Kierunkowość hałasu wywoływanego przez silniki lotnicze należy rozpatrywać z punktu widzenia nie tylko układu średnich maksymalnych natężeń hałasu, lecz również układu widma akustycznego hałasu. Wykresy hałasu, wywołanego przez strumień gazu spalinowego, uwzględniające w poszczególnych punktach pomiarowych natężenie hałasu w zależności od pasma częstotliwości, dają dopiero obraz kierunkowości hałasu, wywoływanego przez rozpatrywany samolot. Na rys. 10 i 11 zamieszczonych w „Technice Lotniczej” nr 11/1961, str. 279, przedstawiono takie właśnie wykresy dla samolotów, wykonane w różnych odległościach od nich.

W oparciu o przeprowadzone badania eksperymentalne oraz przytoczone prace teoretyczne, związane ze strumieniami wydostającego się powietrza lub gazu spalinowego z prędkością poddźwiękową ($M < 1$), można wyciągnąć na-

stępujące wnioski, bardzo istotne dla naziemnej obsługi samolotów w portach lotniczych:

1) wielkość hałasu wywoływanego przez strumień gazu spalinowego zależy przede wszystkim od prędkości jego wypływu z dyszy wylotowej,

2) wykorzystanie systemu dopalania w czasie pracy silnika turboodrzutowego przez spalanie dodatkowego materiału pędnego w dyszy odrzutowej powoduje w niektórych przypadkach nawet dwukrotny wzrost temperatury gazu spalinowego. Dzięki temu następuje zwiększenie prędkości wypływu spalin, która z kolei powoduje wzrost natężenia poziomu hałasu w stosunku do hałasu wywoływanego normalną pracą silników,

3) wielkość hałasu wywoływanego przez strumień gazu spalinowego w pewnym stopniu zależy od stosunku ciśnień p/p_0 , gdzie p — ciśnienie wewnątrz komory, a p_0 — ciśnienie w otaczającym ośrodku,

4) moc akustyczna, wypromieniowywana przez strumień gazu spalinowego, jest proporcjonalna do ósmej potęgi średniej prędkości przepływu spalin w strumieniu,

5) stosunek mocy akustycznej do gęstości energii kinetycznej (mocy mechanicznej) wyraża się zależnością:

$$K = \frac{\text{moc akustyczna}}{\text{moc mechaniczna}} = 10^{-4} M^5$$

gdzie $M = \frac{u}{a}$ (liczba Macha),

6) ogólna energia dźwiękowa wynosi średnio dla silników turboodrzutowych o dużych ciągach od 1 do 5% całkowitej energii silnika.

7) największe natężenie hałasu, wywołanego przez silnik turboodrzutowy przy średniej prędkości wypływających spalin około 550 m/sek, obserwuje się w sektorze określonym kątem 30—45° w stosunku do osi podłużnej silnika,

8) gazy spalinowe, wypływające z dysz silników odrzutowych współczesnych samolotów wysokiej klasy o ciągu ponad 5000 kp i średnicy dyszy wylotowej 70 cm, w czasie pracy bez dopalania wywołują hałasy o mocy akustycznej około 100 kW. Wywołany hałas w wyżej wspomnianej strefie, w odległości 2 m od dyszy wylotowej osiąga natężenie około 150 dB i jeżeli nie jest tłumiony, to w odległości około 200 m posiada on natężenie około 120 dB. Hałas ten pomimo tłumienia naturalnego posiada w odległości 1 km od źródła jeszcze poważne natężenie,

9) strefa największego natężenia hałasu nieznacznie przesuwana się przy zmianie prędkości wylotu gazu spalinowego, zbliżając się do linii granicznej, tworzącej kąt 45° z podłużną osią silnika (kierunkowość wypromieniowywania dźwięków przez strumień gazu spalinowego zależy od liczby M).

10) w niektórych przypadkach pracy silnika samolotu turboodrzutowego największe natężenia hałasu przenoszą się z części zasilnikowej do części przedsilnikowej. Hałas ten występuje w postaci nieprzyjemnego gwizdu i jest wywołany ssaniem powietrza.

dok. w nast. zeszytcie

PRZYPOMINAMY!

Czas odnowić prenumeratę

„Techniki Lotniczej“

na I kwartał 1965 r.

Technika pomiarów tensometrycznych o wysokiej dokładności

Przedstawiono najważniejsze zagadnienia techniki pomiarów tensometrycznych o wymaganej wysokiej dokładności zakresu pomiarowego rzędu ułamka procentu, stosowanych zwłaszcza przy pomiarach statycznych lub quasistatycznych sił i momentów. Omówiono szerzej zagadnienia aparaturowe, związane z szybkim aktualnie rozwojem tensometrycznej aparatury pomiarowej, do automatycznej aparatury cyfrowej włącznie oraz podano ważniejsze zalecenia technologiczne nie uwzględniane w tradycyjnej produkcji tensometrów. Artykuł, oparty na doświadczeniach własnych autora oraz na materiałach krajowych i zagranicznych, ma na celu zestawienie i wyjaśnienie reguł niezbędnych przy przeprowadzaniu dokładnych pomiarów tensometrycznych, z uwzględnieniem zastosowań lotniczych.

Wstęp

Jedną z największych i najważniejszych dziedzin pomiarów wielkości nieelektrycznych metodami elektrycznymi jest, zwłaszcza w przemyśle lotniczym, technika tensometrii oporowej. Podstawowe zasady i zalety tej techniki są od dawna ogólnie znane [lit. 1, 2]. Technika tensometryczna jest najbardziej rozpowszechniona w zastosowaniu do pomiarów naprężeń w konstrukcjach poprzez pomiar ich odkształceń i do pomiarów drgań i przyspieszeń. Stosowane tu często tradycyjne metody technologiczne i pomiarowe, zapewniające dokładność rzędu 1÷2‰, nie mogą być w całości akceptowane przy zastosowaniu tensometrów do dokładnych ilościowo pomiarów sił i momentów [lit. 3, 11], zwłaszcza ich wielkości statycznych i quasistatycznych. Uzyskiwana specjalnymi metodami wynikowa dokładność pomiaru w tych ostatnich przypadkach dochodzi granicznie do wartości 0,1‰ liczonej od nominalnej wartości zakresu pomiarowego [lit. 3, 7], oczywiście przy indywidualnym łącznym cechowaniu danego kanału pomiarowego, zawierającego czujnik tensometryczny, miernik i rejestrator, według wzorcowych wartości wielkości mierzonej¹⁾. Opisana poniżej technika dokładnych wagowych pomiarów tensometrycznych stosowana jest na przykład w pomiarach sił i momentów przy pomocy czujników tensometrycznych typu dynamometru (pomiar siły ciągu silników lotniczych, momentów skręcających w usterezeniach przy modelowych badaniach aerodynamicznych, statycznych ciśnien gazów i cieczy oraz ważenie w procesach produkcyjnych) i w tensometrycznych wagach aerodynamicznych.

Zagadnienia technologii produkcji tensometrów

Wymiar bazy tensometru oporowego jest często ograniczony gabarytami pomiarowego elementu sprężystego, na którym tensometr ma być naklejony. Ponadto mała baza, a więc pomiar zbliżony do punktowego, jest zalecana przy istnieniu dużych gradientów naprężeń. Jednak przeciwnym warunkiem dobrej przyczepności tensometru, a dla tensometrów wężykowych dodatkowo warunkiem nieobniżenia stałej tensometrycznej powoduje, że stosowane do dokładnych pomiarów tensometry posiadają bazę nie krótszą niż 5 mm.

Poza sztucznym starzeniem drutu konstantanowego, przeznaczonego do produkcji tensometrów, zaleca się [lit. 3] przeprowadzanie, w celu ustabilizowania oporności i współczynników temperaturowych wyprodukowanych tensometrów, kilku cykli ogrzewania ich od temperatury otoczenia do 150 °C i powrotnego ochładzania w normalnej atmosferze.

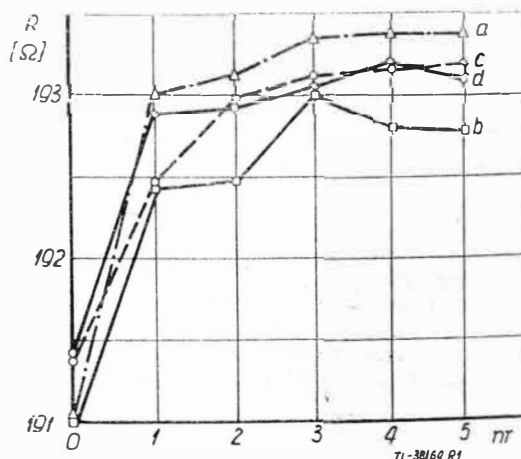
Selekcja tensometrów, przeznaczonych do naklejania, powinna być przeprowadzana z utrzymaniem maksymalnego rozrzutu oporności 0,1 Ω pomiędzy tensometrami pracującymi w sąsiednich ramionach mostka i 0,5 Ω pomiędzy wszystkimi tensometrami mostka (w opisywanych tu zastosowaniach tensometry pracują zazwyczaj w układzie pełnego mostka, tzn. mostka czterech tensometrów czynnych). Przykładowo dwie pary tensometrów o opornościach kolejno 208,1 Ω, 208,2 Ω, 208,5 Ω, 208,55 Ω, spełniają powyższe wymagania. Tak ostre wymagania selekcyjne są narzucone, jak wykazano poniżej, przez warunki

wysokiej czułości aparatury, odpowiednio szerokiego i czułego zakresu równoważenia wstępnego oporności i dopuszczalnego wypadkowego znieczulenia tensometrów. Jak wykazano [lit. 4], różnica oporności nominalnych sąsiadujących z sobą w mostku tensometrów nie może być powodem powstania jakichkolwiek błędów temperaturowych. Po naklejeniu wyselekcjonowanych tensometrów mogą wystąpić zmiany ich oporności. Na rys. 1 przedstawiono zmiany oporności po naklejeniu kilku niestarych uprzednio cieplnie, wężykowych tensometrów oporowych o bazie 5 mm, wykonanych z kanthalu i naklejących na stali 30HGSA przy pomocy żywicy poliwinylacetatowej polimeryzowanej w temperaturze 180 °C. Kolejne punkty wykresu odnoszą się do pomiaru oporności przed naklejeniem, po pierwszym i drugim cyklu polimeryzacji oraz po zmontowaniu układu mostka i po obciążeniu treningowym czujnika. Widoczna tu tendencja stabilizowania się oporności tensometrów tłumaczy konieczność dokonywania ich wstępnego starzenia cieplnego. Prawidłowy proces montażu obwodu elektrycznego nie wprowadza istotnych zmian w oporności gałęzi mostka.

Do dokładnych pomiarów stosuje się, głównie ze względu na omówione poniżej zjawisko pełzania, jako nośną podkładkę montażową tensometru nie bibulkę papierową lecz błonkę z tworzywa sztucznego (fenolową lub bakelitową), a najlepsze wyniki daje wykonanie podkładki nośnej tensometru z tych samych składników, które wchodzi w skład kleju służącego do przyklejenia tensometru na element sprężysty.

Zagadnienia kompensacji temperaturowej przy pomiarach tensometrycznych są szeroko opisane w literaturze [lit. 1, 2]. Wspomnieć należy, że dla mostka o czterech czynnych tensometrach, pełniących wzajemnie funkcje kompensacji, wypadkowy błąd temperaturowy jest określony wzorem:

$$\frac{\Delta R}{R} = a_1 \cdot T_1 - a_2 \cdot T_2 + a_3 \cdot T_3 - a_4 \cdot T_4 \quad [1]$$



Rys. 1. Przebieg zmian oporności tensometrów kanthalowych podczas naklejania i polimeryzacji kleju w temperaturze 180 °C: pomiar nr 0 — po selekcji, przed naklejeniem, pomiar nr 1 — po naklejeniu i pierwszym wygrzaniu, pomiar nr 2 — po drugim wygrzaniu, pomiar nr 3 — po trzecim wygrzaniu, pomiar nr 4 — po montażu obwodów mostka, pomiar nr 5 — po obciążeniu treningowym, a, b, c, d — numery tensometrów

¹⁾ Pomiarowy czujnik tensometryczny składa się z elementu sprężystego i naklejących na nim tensometrów oporowych.

gdzie a_i — wypadkowe współczynniki cieplne naklejonego tensometru względem podłoża,
 T_i — temperatura danego tensometru.

Przy prawidłowej konstrukcji elementów mechanicznych czujnika, uniemożliwiającej powstanie lokalnych gradientów temperatury, wzór [1] przybiera postać:

$$\frac{\Delta R}{R} = (a_1 - a_2 + a_3 - a_4) \cdot T \quad [1a]$$

Przy dokładnych pomiarach wymaga się, aby powyższy błąd nie przekraczał $1 \cdot 10^{-6}/1^\circ\text{C}$. Stwierdzono, że w uzyskaniu małego wypadkowego błędu temperaturowego pomaga, skuteczniej niż kompensacja temperaturowa przy pomocy wtrąconego w obwód mostka odcinka drutu miedzianego, przeprowadzenie selekcji tensometrów przed naklejeniem odnośnie ich indywidualnych temperaturowych współczynników oporności, stanowiących główny składnik współczynników a_i we wzorach [1] i [2]. Nie należy zapominać o błędach temperaturowych czujników tensometrycznych, wynikających ze zmienności w funkcji temperatury modułu Younga elementu sprężystego czujnika. Jak podaje Z. Roliński [lit. 2] zmienność ta jest rzędu $-1,5\%$ dla wzrostu temperatury o 30°C .

Zagadnienia technologii naklejania tensometrów

Technologia naklejania tensometrów jest szeroko opisana w literaturze [lit. 1, 2]. Do pomiarów dokładnych stosuje się z reguły kleje bakelitowo-fenolowe lub żywice poliwinylacetatowe polimeryzowane na gorąco, zapewniające bardzo małe pełzanie i małą wrażliwość tensometru na wilgoć. Wywieranie na świeżo przyklejony tensometr nacisku przy pomocy specjalnych sprężystych przytrzymywaczy pozwala na uzyskanie cienkiej warstwy kleju między tensometrem a podłożem oraz zapobiega powstawaniu pęcherzyków powietrza w kleju.

Niedoceniane jest w praktyce zagadnienie przelotowych łączówek lutowniczych, służących do połączenia końcówek tensometru z przewodami montażowymi. Spotykane często stosowanie plastra-przylepca jest niedopuszczalne. Dobre wyniki uzyskuje się stosując łączówki lutownicze wykonane z pocynowanego drutu mosiężnego wprasowanego w listwę tekstolitową, przesyconą na gorąco klejem bakelitowym i przyklejona tymże klejem do elementu podłoża w pobliżu tensometru. Poszczególne punkty lutownicze numeruje się na łączówce zgodnie ze schematem.

Bardzo istotne jest ukierunkowanie siatki tensometru w stosunku do osi głównych naprężeń na elemencie sprężystym, zwłaszcza w przypadku występowania pobocznych naprężeń zakłócających. Pomocne są tu kreski orientacyjne naniesione na podkładkę tensometru, ryski na podkładowej warstwie kleju i ewentualnie zastosowanie mikroskopu warsztatowego do kontroli naklejania.

Jednym z najważniejszych wskaźników jakości naklejania tensometru jest oporność jego izolacji mierzona względem podłoża. Przy zbyt małych wartościach oporności izolacji, powodowanych głównie wilgocią zawartą w kleju lub podkładce nośnej tensometru, oporność ta boczniwiąc oporność nominalną tensometru, powoduje jego znieczulanie i może się stać źródłem poważnych błędów pomiarowych. W celu uniknięcia powyższego należy tensometry pokrywać warstwą ochronną zabezpieczającą przed wilgocią, na przykład klejem gumowym K88, tensometry i wykonane czujniki przechowywać w atmosferze osuszonej silicagelem, a same tensometry — bezpośrednio przed naklejeniem — podgrzewać w celu osuszenia. Oczywiście identyczne wymagania dobrej izolacji odnoszą się do przelotowych łączówek lutowniczych, przewodów połączeniowych i elementów aparatury pomiarowej. Przy dokładnych pomiarach oporność izolacji tensometru w stosunku do podłoża nie powinna być mniejsza niż $10\,000\ \text{M}\Omega$. Pomiar należy przeprowadzać megomierzem lampowym przy napięciu pomiarowym nie przekraczającym $100\ \text{V}$.

Pierwsze, po oklejeniu i kilkakrotnym dwukierunkowym wstępnym obciążeniu treningowym, cechowanie wykonanego czujnika tensometrycznego powinno doprowadzić do wyznaczenia wartości pełzania każdego z tensometrów według wzoru:

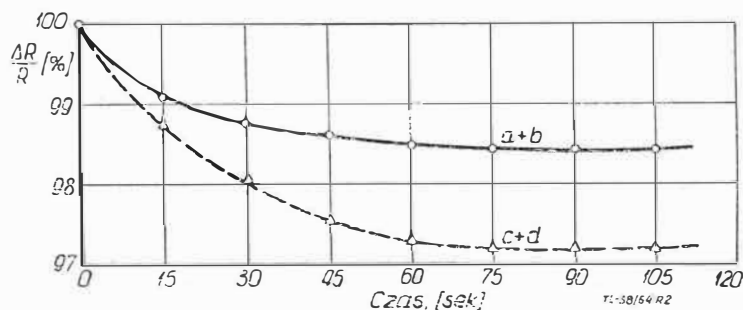
$$d_t = \frac{\left| \frac{\Delta R}{R} \right|_o - \left| \frac{\Delta R}{R} \right|_t}{\left| \frac{\Delta R}{R} \right|_o} \quad [2]$$

gdzie: d_t — wielkość pełzania po okresie czasu t ,

$\left| \frac{\Delta R}{R} \right|_o$ — sygnał początkowy po przyłożeniu obciążenia,

$\left| \frac{\Delta R}{R} \right|_t$ — sygnał w chwili t .

Pełzanie tensometru, będące z reguły funkcją temperatury, odkształcenia względnego i czasu, jest najważniejszym parametrem naklejonego tensometru przeznaczonego do dokładnych pomiarów. Przykładowo na rys. 2 przedstawiono charakterystyki pełzania tensometrów opisanych w tekście dotyczącym rys. 1, zmierzone przy odkształceniu względnym 10^{-6} . Z rysunku wynika, że najszybsze zmiany wartości sygnału pomiarowego zachodzą w pierwszych minutach po przyłożeniu obciążenia, co może spowodować błędy pomiaru nawet przy pomiarach krótkotrwałych. Dla dokładnych pomiarów wymaga się stosowania technologii produkcji i naklejania tensometrów, zapewniającej pełzanie rzędu $0,1\%$ dla okresu jednej godziny i przy temperaturze 20°C . Należy w tym celu przeprowadzać kontrolne pomiary pełzania tensometrów, pobieranych wrywkowo z danej serii produkcyjnej, za pomocą aparatury pomiarowej o pomijalnie małym własnym pełzaniu zera i w warunkach usuwających wpływ ewentualnych efektów termoelektrycznych w obwodzie mostka (np. poprzez zmianę biegunowości źródła zasilania prądu stałego). Najbardziej celowe jest stosowanie do pomiarów pełzania tensometrów automatycznych miliwoltomierzy rejestrujących, na przykład o zakresie $50\ \mu\text{V}$ przy szerokości zapisu $200\ \text{mm}$. Pełzanie materiału podłoża, zazwyczaj wykonywanego ze stali 30HGSA, nie można zmierzyć.



Rys. 2. Charakterystyka pełzania tensometrów oporowych. a + b, c + d — numery par tensometrów (jak na rys. 1) naklejonych na belce zginanej

Przy prawidłowej technologii produkcji i naklejania tensometrów oraz stosowaniu niezbyt dużych naprężeń (dla celów pomiarowych dla stali 30HGSA przyjmuje się maksymalnie $20\ \text{kg/mm}^2$) nieliniowość i histereza czujnika tensometrycznego są pomijalnie małe. Przy istnieniu pełzania tensometrów charakterystyki sygnał-obciążenie, mierzone punkt po punkcie, w skończonym okresie czasu tworzą charakterystyczną pętlę wskazującą na istnienie tzw. histerezy odkształceniowo-czasowej.

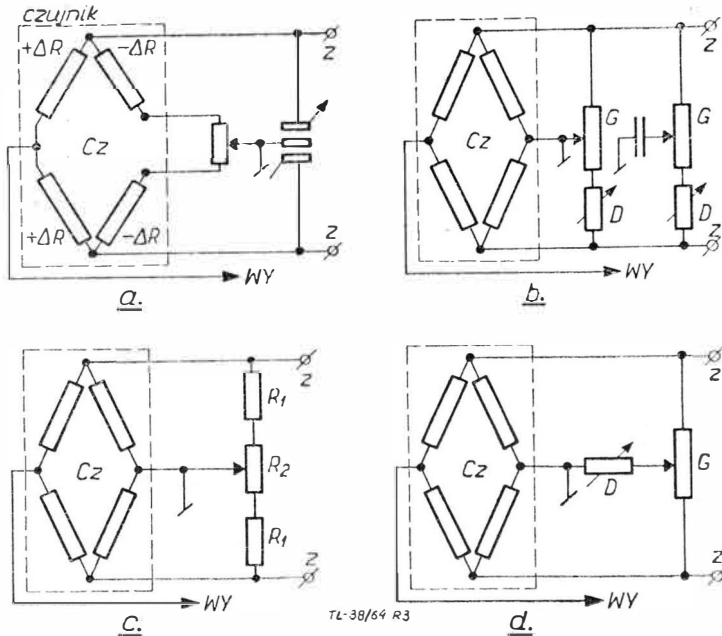
Schematy połączeń czujników tensometrycznych

Układ połączeń mostka tensometrycznego, organów sterowania i współpracującej aparatury pomiarowej powinien spełniać następujące wymagania:

- dużej czułości (dużego sygnału użytecznego),
- skokowego przełączania podzakresów pomiarowych,
- wewnętrznej kompensacji temperatury i naprężeń wstępnych,
- małej asymetrii oporności (i pojemności dla układów prądu zmiennego),
- wstępnego równoważenia oporności i pojemności, obejmującego zakres dopuszczalnych asymetrii oporności i pojemności oraz zakres tarowania czujnika pomiarowego, wystarczająco dokładnego nawet w najczulszym podzakresie pomiarowym,
- ustawiania zerowego punktu skali w dowolnym miejscu zakresu pomiarowego (tzw. przesuwanie zera),
- zachowania położenia zera przy zmianie podzakresów pomiarowych w układach z zerem na środku skali,

- h) niezależności wskazań od zmian parametrów zasilania,
- i) pomijalności małych wpływów oporności przewodów czy złączy stykowych,
- j) małych poziomów przydzwiku czy sił termoelektrycznych,
- k) wyróżniania znaku wielkości mierzonej,
- l) dużej liniowości skali, liczbowo powyżej wymaganej dokładności pomiaru,
- m) prostej i dokładnej metody ilościowego cechowania układu,
- n) automatycznej rejestracji wyniku pomiaru,
- o) możliwości zakodowania cyfrowego wyników pomiaru.

Powyższe wymagania najlepiej są spełniane przez mostki tensometryczne złożone z czterech tensometrów czynnych, naklejonych na wspólnym elemencie sprężystym i połączonych z automatycznymi miernikami nadążnymi typu serwomechanizmów, pracującymi metodą zerową. Na rys. 3 przedstawiono typowe schematy połączeń mostków tensometrycznych wraz z organami sterowania, stosowanych do dokładnych pomiarów sił i momentów.



Rys. 3. Schematy połączeń mostków tensometrycznych z organami równoważenia wstępnego. Cz — czujnik tensometryczny, Z — zaciski zasilania mostka, WY — wyjście sygnału pomiarowego, G — regulacja zgrubna, D — regulacja dokładna

Czułość mostka tensometrycznego wyrażona jest wzorem:

$$\frac{U_{wyj}}{\Delta R} = U_{zas} \cdot \frac{n}{4R} \quad [3]$$

gdzie n — ilość tensometrów czynnych w mostku.

Niezbędny zakres równoważenia oporności wynikający z warunków c) i f) wynosi:

$$p = \left| \frac{\Delta R}{R} \right| \text{ równoważenia} = \left| \frac{\Delta R}{R} \right| \text{ rozrzutu oporności} + \left| \frac{\Delta R}{R} \right| \text{ maksymalnego zakresu} + \left| \frac{\Delta R}{R} \right| \text{ tary tensometrów} \quad [4]$$

$$\text{przy założeniu, że } \left| \frac{\Delta R}{R} \right| \text{ rozrzutu} < \left| \frac{\Delta R}{R} \right| \text{ maks. zakresu} \quad [5]$$

Stosunek zakresów równoważenia pokręteł zgrubnego i dokładnego powinien być zbliżony do stosunku maksymalnego i minimalnego podzakresu pomiarowego. Pokrętko równoważenia dokładnego jest zbędne w przypadku zastosowania w układzie wielobrotowego potencjometru równoważenia wstępnego.

Nieuniknionym skutkiem bocznikowania gałęzi mostka przez obwody równoważenia wstępnego jest znieczulenie tensometrów, czyli zmiana współczynnika skali. W omawianych tu zastosowaniach jest to istotne w tych przypadkach, gdy po łącznym ostatecznym przecechowaniu

układu pomiarowego dokonujemy przesunięcia zera skali (przy zmianie znaku wielkości mierzonej lub w celu zwiększenia dokładności pomiaru) lub tarujemy wstępne obciążenie czujnika. W celu zmniejszenia powstających wówczas błędów pomiaru należy stosować duże oporności obwodów równoważających, czyli przyjąć węższy zakres wstępnego równoważenia, co z kolei narzuca konieczność dokonywania ostrej selekcji oporności tensometrów użytych do wykonania czujnika. Praktyczne wzory służące do wyznaczenia wartości oporności R_1 i R_2 w układzie wg rys. 3c dla danej oporności tensometrów R_t , zakresu równoważenia p (‰) i dopuszczalnego błędu pomiaru, wynikającego ze znieczulenia tensometrów w skrajnym położeniu potencjometru R_2 , b (‰) mają postać (por. [lit. 1]):

$$R_1 = 100 \cdot R_t \cdot \frac{2b - p}{p \cdot b} \quad [6]$$

$$R_2 = R_1 \cdot \frac{2b - p}{p - b} \quad [7]$$

ponadto można udowodnić, że $p \geq b \geq \frac{p}{2}$. [8]

Przykładowo dla $R_t = 200 \Omega$, $p = 0,4\%$, $b = 0,3\%$ otrzymujemy $R_1 = 33 k\Omega$, $R_2 = 66 k\Omega$.

Z różnych metod elektrycznego cechowania aparatury pomiarowej (sprawdzanie krotności i nominalnej wartości podzakresów, sprawdzanie liniowości skali, czyli zużycia potencjometru zerującego) najdokładniejsze kolejno są:

a) podstawienie biernego mostka czterech wzorcowych termostatowanych oporników, którego jedna gałąź jest bocznikowana, co powoduje rozstrojenie mostka o dokładnie znaną wartość $\Delta R/R$,

b) cechowanie przez porównanie z laboratoryjnymi kompensatorami wysokiej dokładności (dla układów prądu stałego),

c) wtrącenie szeregowo w jedną z gałęzi mostka (nie bocznikowaną obwodem równoważenia wstępnego) małej wzorcowej oporności ΔR .

Nie należy cechować aparatury pomiarowej o wysokiej dokładności przy pomocy samych czujników tensometrycznych, gdyż mogą one być obciążone pełzaniem lub histerzą; niedopuszczalne jest również stosowanie do tych celów opornic dekadowych ze względu na oporności przejściowe styków.

W układach pełnego mostka, jak na rys. 3b, c, d, wszelkie oporności przewodów czy ewentualnych złączy stykowych są połączone szeregowo z dużymi opornościami wejściowymi wzmacniacza lub obwodów równoważenia, czy też szeregowo, ze źródłem zasilania, co przy zerowej metodzie pomiaru nie może spowodować powstania istotnych błędów pomiaru.

Dla obliczenia zakresu równoważenia pojemnościowego przyjmuje się średnią pojemność międzyprzewodową kabla rzędu 100 pF/m.

Dokładna aparatura pomiarowa

Aparatura tensometryczna przeznaczona do wykonywania dokładnych pomiarów pracuje z reguły metodą automatycznego zerowania mostka tensometrycznego. Metody zerowe przewyższają bowiem znacznie wychyłowe metody pomiaru głównie pod względem dokładności pomiaru i przesuwania się zera skali w czasie. Niekiedy stosuje się jednak pomiar wychyłowy napięcia wyjściowego mostka metodą kompensacyjną z zastosowaniem kompensatorów automatycznych, lecz wówczas napięcie zasilania mostka (kompensatora jest automatycznie okresowo standaryzowane przez porównanie z częścią napięcia zasilania mostka tensometrycznego [lit. 12]). Kłopotliwy eksploatacyjnie ruchomy styk na strunowym lub nawijanym potencjometrze równoważającym (odczytowym) może być wyeliminowany przez zastosowanie potencjometru bezstykowego, wykonanego z pary tensometrów naklejonych na zginanym elemencie sprężystym (por. rys. 4b) [lit. 6].

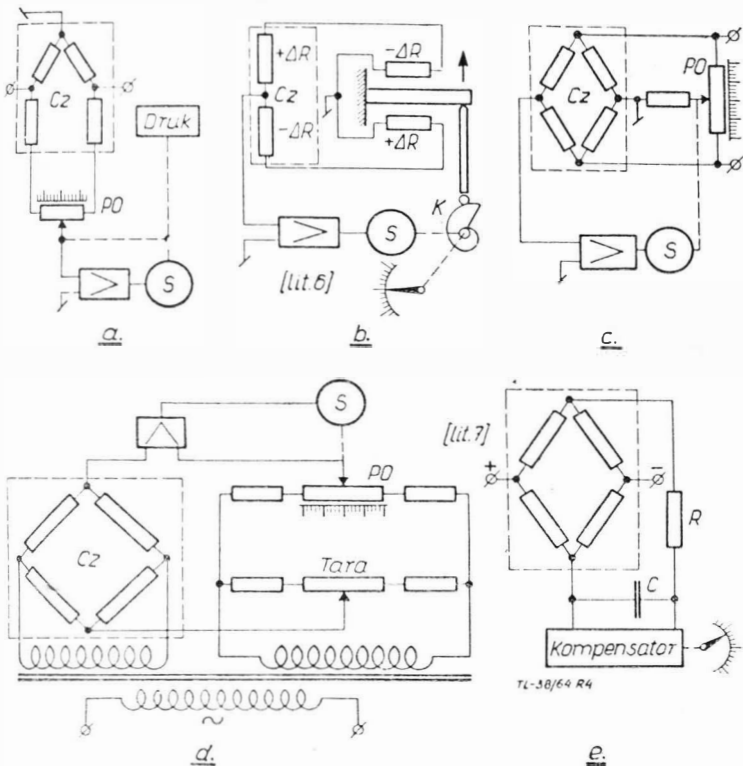
Sygnały wyjściowe mostków tensometrycznych są zgodne ze wzorem [3] rzędu pojedynczych miliwoltów, co narzuca konieczność stosowania bardzo silnych wzmacniaczy, na przykład o wzmacnieniu rzędu 200 000 V/V w celu uzyskania odpowiedniego progu czułości aparatury (decyduje tu napięcie rozruchu silnika wykonawczego mierników automatycznych). Wzmacniacze serwomechanizmów pomia-

rowych pracują często na podwyższonej częstotliwości nośnej w celu uniknięcia przydźwięku sieci.

Najważniejszym elementem miernika tensometrycznego, pracującego metodą zerową, jest odczytowy potencjometr równoważący, od którego wymaga się liniowości rzędu 0,1% [lit. 12].

Czas przejścia skali mierników automatycznych jest rzędu 1÷4 sek.

Na rys. 4 przedstawiono typowe schematy blokowe mierników automatycznych stosowanych do dokładnych pomiarów tensometrycznych wielkości statycznych i quasi-statycznych. Typy mostków zerowych ręcznie podaje literatura [lit. 1]. Oczywiście, mierniki te, jak większość serwo-mechanizmów położenia, posiadają charakterystykę typu filtru dolnoprzepustowego, czyli pasmo przenoszenia na ogół od zera do kilku Hz. W przypadku występowania na tle statycznego sygnału użytecznego zakłóceń, na przykład wibracyjnych o tych właśnie częstotliwościach, należy stosować układ z rys. 4e, zawierający filtr oporowo-pojemnościowy.



Rys. 4. Schematy blokowe automatycznych mierników tensometrycznych. Cz — czujnik tensometryczny, PO — równoważący potencjometr odczytowy, S — silnik wykonawczy serwo-mechanizmu, K — krzywka

Wiele nieporozumień dotyczy zagadnienia wpływu oporności nominalnej tensometru na czułość pomiaru. Należy stwierdzić, że w układach jak na rys. 4b, c, d, e, jak i we wszelkich układach półmostków, gdzie odczyt α jest funkcją $\Delta R/R$, współczynnik skali nie zależy od wartości R, lecz można tu zmniejszyć błędy tarciove automatycznych mierników zerowych przez dopuszczalne przy większej wartości R podniesienie napięcia zasilania mostka, nie przekraczając oczywiście dopuszczalnych mocy strat ciepłych na oporności tensometru. Dla układu według rys. 4a, gdzie odczyt α jest funkcją ΔR , współczynnik skali, a więc czułość układu rośnie proporcjonalnie ze zwiększaniem oporności tensometrów R. Praktycznie stosuje się na przykład łączenie szeregowo dwóch tensometrów czynnych w każdej gałęzi mostka. Przy zbyt dużej wartości oporności R pogarsza się stosunek sygnału użytecznego do zakłóceń, gdyż rosną napięcia przydźwiękowe indukowane na wypadkowej oporności mostka tensometrycznego.

Uzyskanie klasy dokładności miernika automatycznego wynoszącej 0,2%, przy progu czułości poniżej 0,1%, nie stanowi obecnie problemu. Handlowo dostępne mostki i kompensatory automatycznie z reguły są zaopatrzone w układ rejestracji wykresowej w funkcji czasu, który można adaptować do rejestracji funkcyjnej typu XY [lit. 12]. Ponadto wielkości mierzone mogą być rejestrowane przez zastosowanie mechanicznej drukarki lub — co opisano poniżej — zakodowane i zarejestrowane cyfrowo.

Cechowanie pomiarowych układów tensometrycznych

Ostateczne cechowanie układu pomiarowego zawierającego czujnik tensometryczny, miernik i rejestrator powinno być przeprowadzone wielokrotnie w pełnym zakresie wielkości mierzonej. Wynikowa użytkowa charakterystyka układu pomiarowego, przedstawiająca zależność wskazań α układu w funkcji wielkości mierzonej A, jest wyznaczona jako wartość średnia arytmetyczna powyższych wyników cechowań, obarczona błędem przypadkowym. Miarą błędu przypadkowego jest błąd średniokwadratowy średniej arytmetycznej serii pomiarów, definiowany zgodnie z projektem normy PN/N-02050 wzorem:

$$\sigma_{\alpha} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (\alpha_{sr} - \alpha_i)^2}{n-1}} \quad \text{dla } A = \text{const} \quad [9]$$

gdzie: σ_{α} — błąd średniokwadratowy,

α_{sr} — średnia arytmetyczna

n = ilość pomiarów.

$$\alpha_{sr} = \frac{\sum_{i=1}^n \alpha_i}{n} \quad [9a]$$

Praktycznie przyjmuje się często $n=6$. Powyższe operacje obliczeniowe są dość żmudne, zwłaszcza przy dużych programach cechowania, lecz można je wykonywać na odpowiednio zaprogramowanej cyfrowej maszynie matematycznej. Celem przeprowadzenia wielokrotnych cechowań, jak również i następnych kontrolnych cechowań sprawdzających po dłuższym okresie czasu, jest określenie powtarzalności cechowania wyznaczonej przez błąd średniokwadratowy. Przy wysokiej bowiem powtarzalności cechowania łącznego całego układu pomiarowego dokładność pomiarów wykonywanych przy pomocy tego układu jest określona tą powtarzalnością, a nie dokładnością obliczoną tradycyjną metodą z sumy błędów czujnika miernika i rejestratora, cechowanych oddzielnie, i z reguły jest wyższa od tej ostatniej.

Wielokrotne cechowanie układu pomiarowego zezwala również na wyznaczenie błędów nieliniowości, szczególnie istotnych przy stosowaniu automatycznego przeliczania danych pomiarowych. Należy tu wyznaczyć interpolacyjnie średnią wartość współczynnika skali

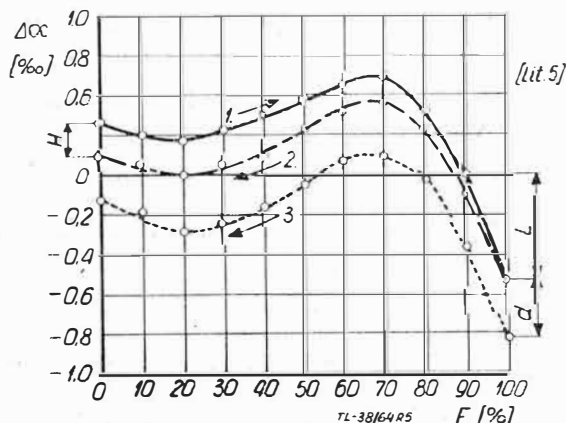
$$K_{sr} = \frac{\alpha}{A} \quad [10]$$

i obliczone następnie błędy nieliniowości poszczególnych pomiarów wg wzoru

$$\Delta \alpha_i = A \cdot K_{sr} - \alpha_i \quad [11]$$

wykreślać w funkcji wartości wielkości mierzonej A. Ułożone na tak wykonanym wykresie grupy punktów, odpowiadające poszczególnym pomiarom, pozwolą na zinterpolowanie przebiegu średniego błędu nieliniowości.

Cechowanie należy przeprowadzać na specjalnym stoisku pomiarowym, nierzadko oddzielnie fundamentowanym,



Rys. 5. Przykład charakterystyki cechowania tensometrycznego czujnika siły. L — błąd liniowości, H — błąd histerezy, d — błąd pełzania, krzywa 1 — obciążenie od zera do siły nominalnej, krzywa 2 — bezzwłoczne powrotne odciążenie, krzywa 3 — odciążenie po dwóch godzinach obciążenia siłą nominalną, F — mierzona siła, $\Delta \alpha$ — błąd bezwzględny pomiaru

bezwzględnie przy pomocy kompletu atestowanych odważników. Równolegle przeprowadza się w razie konieczności pomiary odkształceń sprężystych cechowanych czujników. W podobny sposób przeprowadza się badania pełzania czujników tensometrycznych oraz ich błędów temperaturowych i wilgotnościowych, stosując dodatkowo termostatawaną komorę zaopatrzoną w nagrzewnicę i nawilżacz.

Na rys. 5 przedstawiono przykładowo charakterystykę cechowania tensometrycznego czujnika siły [lit. 5].

Przykłady zastosowań pomiarów tensometrycznych o wysokich dokładnościach

Dokładność pomiaru rzędu ułamka procentu jest wymagana przy stosowaniu czujników tensometrycznych do pomiaru sił w zagadnieniach ważenia przemysłowego (wagi o działaniu ciągłym i wagi dozujące [lit. 8]) oraz we wszelkich pracach laboratoryjnych. Wymagania te odnoszą się również do tensometrycznych czujników ciśnienia cieczy i gazów, zwłaszcza w zautomatyzowanych procesach chemicznych.

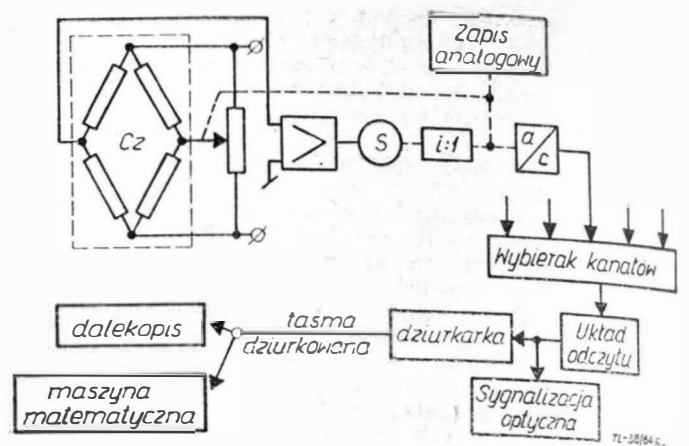
Najostrzejsze wymagania stawia się tensometrycznym wagom aerodynamicznym, stosowanym do pomiaru sił i momentów działających na model samolotu, badany w tunelu aerodynamicznym [lit. 10]. Dodatkowymi wymaganiami są tu: duża sztywność wagi oraz kompensacja wzajemnych wpływów poszczególnych sił i momentów. Tę ostatnią uzyskuje się wykorzystując zasadę sumowania się sygnałów w obwodzie mostka tensometrycznego.

Dalsze udoskonalenie techniki pomiarów tensometrycznych pozwoli na szersze wprowadzenie ich do eksploatacji, zwłaszcza w zakresie techniki ważenia, eliminując kosztowne, zużywające się i zawodne mechaniczne układy pomiarowe.

Tendencje rozwojowe pomiarowej techniki tensometrycznej

W związku ze współczesnym rozwojem elektronowej techniki cyfrowej budowane są obecnie automatyczne systemy tensometrycznych pomiarów wielopunktowych, współpracujące z układami automatycznego opracowywania wyników pomiarów przy wykorzystaniu cyfrowych maszyn matematycznych. Systemy takie są stosowane np. do badań wytrzymałościowych konstrukcji lotniczych [lit. 9]. Podstawowym elementem powyższych systemów pomiarowych są automatyczne mostki tensometryczne i kompensatory zaopatrzone w tarczowe konwertery analogowo-cyfrowe, sterujące dziurkarkami taśmy [lit. 12, 5]. Zapewnia to większą dokładność pomiaru, gdyż odczyt położenia wyjściowego wału silnika wykonawczego serwomechanizmu nie jest tu obciążony błędami spowodowanymi luzami i tarciami, nieuniknionymi przy analogowym zapisie wielkości mierzonej w tradycyjnych rejestratorach i dokładność pomiaru 0,1% jest tu często osiągnięta. Schemat blokowy automatycznego miernika tensometrycznego z wyjściem cyfrowym przedstawiono na rys. 6.

Kwantowanie cyfrowe wyników pomiarów tensometrycznych może być również dokonywane przy użyciu woltomierzy cyfrowych. Wprawdzie obecnie dostępne handlowo woltomierze cyfrowe mają zbyt duży zakres pomiaru w stosunku do zakresu napięć wyjściowych mostka tensometrycznego, lecz należy oczekiwać uczulenia woltomierzy cyfrowych w dalszych opracowaniach. Ponadto napięcia wyjściowe mostków tensometrycznych można podwyższyć przy stosowaniu impulsowego zasilania mostka tenso-



Rys. 6. Schemat blokowy automatycznego miernika tensometrycznego z wyjściem cyfrowym. $i:1$ — przekładnia, a/c — konwerter analogowo-cyfrowy

metrycznego zwiększonym napięciem, przy czym średnia moc wydzielana na tensometrze nie powinna przekraczać wartości dopuszczalnych. Częstotliwość impulsowania zasilania synchronizuje się z częstotliwością próbowania danego woltomierza cyfrowego.

Prowadzone są również prace [lit. 11] nad podwyższeniem czułości mostków tensometrycznych przez opracowanie tensometrów nie naklejanych lub półprzewodnikowych o dużo wyższej stałej tensometrycznej.

W towarzyszącej aparaturze elektronicznej zaczyna dominować technika tranzystorowa, zezwalająca na znaczne obniżenie poziomu przydźwięku oraz na wbudowywanie wzmacniaczy tranzystorowych o małych gabarytach bezpośrednio do wnętrza czujników tensometrycznych.

LITERATURA

1. R. Zimmerman — Pomiary naprężeń i drgań metodami elektrycznymi — W-wa, PWT, 1956
2. Z. Roliński — Zarys elektrycznej tensometrii oporowej — W-wa, PWT, 1963
3. A. Tiffany, J. Wood — Precision strain-gauge techniques — Electronic Engineering, Sept. 1958
4. J. Lasocki — W sprawie wpływu różnicy oporności między tensometrem czynnym a kompensacyjnym na dokładność pomiarów — Pomiary, Automatyka, Kontrola nr 1, 1964
5. K. Horn — Elektrische Messung von Kräften und Drücken — VDI Zeitschrift 22, 1961
6. Kemeny — Bezkontaktowy automatyczny kompensator elektryczny — Acta IMEKO 14-HU-16, 1961
7. H. Burster — Elektrische Kraftmessdosen und ihre Verwendung — Aufbereitungs-Technik 1, 1960
8. W. A. Stoliarow — Primienienije prowolocnoej elektrotensometrii w wiesiozmieritelnoj technike — Priborostrojenije 12, 1960
9. Knewstub, Roberts — Data logging and processing equipment for aircraft structural testing — British Communications and Electronics, Sept. 1961
10. R. Zarzycki — Zagadnienia automatyzacji pomiarów w tunelach aerodynamicznych — materiały konferencji „Miernictwo dynamicznych wielkości mechanicznych”, W-wa Inst. Lotn., 1964
11. B. J. Puczkin — Niekotoryje woprosy issledowanija i usowierszenstwowanija priklieiwajemych tensodatczikow — Trudy konferenciji po awtomatizieskomu kontroliu i metodam elektriczeskich izmierienij — AN ZSRR, Nowosibirsk, 1961
12. D. Broder — A precision recorder for data processing systems — Instrument Practice Automation and Electronics, Nov. 1959

Sprostowanie

W zeszycie 7/64 „Techniki Lotniczej” w dziale „Nowości techniczne”, str. 194 błędnie umieszczono rysunki części turbinowej silnika Allison T 63. Rysunek dolny powinien znaleźć się z prawej strony rysunku górnego, poza tym oba rysunki powinny być obrócone o 180°.

W tym samym zeszycie w dziale „Notatki ze świata”, str. 196 popełniono błąd zaliczając szwedzki samolot „Safir” 91-D do samolotów odrzutowych — w rzeczywistości samolot ten jest wyposażony w silnik tłokowy.

Redakcja

Niektóre organizacyjne i ekonomiczno-techniczne problemy transportu lotniczego

Celem niniejszego artykułu jest wskazanie szeregu zagadnień lub ich grupy, które do dziś stanowią problemy w dziedzinie transportu lotniczego, nie są bowiem w pełni naświetlone lub przeanalizowane na podstawie ubiegłych doświadczeń. Autor nie pretenduje do wyczerpania wszystkich problemów i wylicza tylko niektóre z nich, mające — być może — szczególne znaczenie dla krajowej komunikacji lotniczej. Sprezycowanie problemów jest o tyle ważne, iż może pobudzić zainteresowanych do szerszego opracowania poszczególnych ich fragmentów, co będzie niewątpliwie pożyteczne dla postępu w dziedzinie ekonomiki transportu lotniczego. W niektórych przypadkach autor naświetla szerzej postawiony problem lub jego fragment, starając się równocześnie dać odpowiedź na zagadnienie lub przykład charakteru spodziewanych wniosków, które mogłyby wyniknąć z pełnego jego opracowania.

1. Przelot Charles Lindbergha przez Atlantyk w 1927 r. można uważać za początek szybkiego rozwoju transportu lotniczego, który w nieprzerwanym i żywiołowym postępie doprowadził do dzisiejszego jego stanu. Transport lotniczy rozwija się nadal, wypierając nieraz inne środki komunikacji i wkraczając w coraz to nowe dziedziny, jak na przykład przewozy towarów lub też przewozy pasażerskie na bardzo krótkich odległościach.

Początek powszechnego rozwoju transportu lotniczego wiąże się z wiarą w jego możliwości i przyszłość, którą wzbudził przelot Lindbergha.

Zrazu, ten rodzaj transportu był wysoce deficytowy i wymagał na duże i średnie odległości, w czym nie małą rolę odegrało wprowadzenie silników turbinowych. Obecnie zadowalające wyniki osiągane są również na krótkich trasach, które związane są głównie z wewnętrzną krajową komunikacją. Z licznych przykładów można wymienić na terenie Europy — Anglię i Czechosłowację, w których to państwach przewozy krajowe wzrastają stale, a w okresie ostatnich pięciu lat powiększyły się około trzech razy, osiągając — obok doskonałych wyników ekonomicznych — również poważne wskaźniki przewozów na jednostkę liczby mieszkańców.

Dobre wyniki ekonomiczne zostały osiągnięte najpierw w przewożach na duże i średnie odległości, w czym nie małą rolę odegrało wprowadzenie silników turbinowych. Obecnie zadowalające wyniki osiągane są również na krótkich trasach, które związane są głównie z wewnętrzną krajową komunikacją. Z licznych przykładów można wymienić na terenie Europy — Anglię i Czechosłowację, w których to państwach przewozy krajowe wzrastają stale, a w okresie ostatnich pięciu lat powiększyły się około trzech razy, osiągając — obok doskonałych wyników ekonomicznych — również poważne wskaźniki przewozów na jednostkę liczby mieszkańców.

Transport lotniczy (między innymi również i na krótkich dystansach) można więc w pewnych warunkach organizacyjnych ustawić w ten sposób, że daje on pozytywne wyniki ekonomiczne, spełniając równocześnie doniosłe zadanie w gospodarczym i kulturalnym życiu kraju. Znaczenie transportu lotniczego w spełnianiu tych ostatnich zadań nie zawsze jest należycie doceniane, a prawidłowości zachodzące między jego technicznym i organizacyjnym rozwojem a wynikami ekonomicznymi niedostatecznie sprezycowane. Brak szerszego i ogólniejszego poglądu na te zagadnienia, a więc tylko fragmentaryczne obserwacje są częstokroć przyczyną niewłaściwego wnioskowania odnośnie możliwości rozwojowych transportu lotniczego, a także błędów w zakresie technicznych i organizacyjnych posunięć.

Odczuwa się również brak opracowanych metod rozwiązywania konkretnych zadań natury techniczno-ekonomicznej, co — biorąc pod uwagę ogromną liczbę czynników wpływających na możliwe do osiągnięcia rezultaty w transporcie lotniczym i ich skomplikowane wzajemne powiązania — pogłębia konieczność wyciągania wniosków na podstawie ogólnych rozważań. Drobiazgowość rachunków, mające na celu określenie przewidywanych wyników tego lub innego posunięcia w dziedzinie transportu lotniczego, są nie tylko ogromnie pracochłonne, ale najczęściej zawodzą przy stanie obecnej wiedzy w zmiennych warunkach rozwijającego się transportu. Nie znaczy to jednak, iż dalsze opracowania w tym kierunku nie są niezbędne, jeżeli nawet nie obejmują one całości powiązanych ze sobą zagadnień, lecz tylko uproszczone i mniej skomplikowane ich fragmenty.

Można więc stwierdzić, iż jednym z głównych problemów współczesnego lotnictwa transportowego jest właściwe sprezycowanie jego gospodarczego, kulturalnego, społecznego, politycznego i obronnego znaczenia, korzyści ekonomicznych, które przynosi on bezpośrednio w postaci wartości oszczędzonego na podróżach czasu, oszczędności pieniężnych, na przykład na hotelach, mniejszego zmęczenia podróżą itp., a także korzyści pośrednich w postaci odciążenia hoteli, odciążenia innych środków lokomocji, podniesienia poziomu życia kulturalnego itp. Równocześnie niezbędne jest określenie na podstawie analizy dotychczasowego ilościowego i ekonomicznego rozwoju lotnictwa transportowego ogólnych wskazówek, pozwalających na kierunkowe decyzje, dotyczące planowania przyszłości transportu lotniczego w określonych warunkach gospodarczych i demograficznych.

2. Zachodzi potrzeba dostatecznie obszernego przeanalizowania i ustalenia właściwych kryteriów oceny wydajności pracy w przedsiębiorstwie przewozów lotniczych oraz jego wyników ekonomicznych. Na ten temat można dziś powiedzieć co następuje:

Prawidłowość pracy przedsiębiorstwa transportu lotniczego, jego wydajność i ekonomiczność mogą być oceniane szeregiem różnych wskaźników, jak pracochłonność w roboczogodzinach na jednostkę określonego remontu, ogólna wielkość rocznej wykonywanej pracy przewozowej, liczbą wykonanych tkm w określonym okresie czasu na każdego pracownika przedsiębiorstwa, liczbą wylatanych godzin rocznie na samolot inwentarowy itd. Jednak wskaźniki te mają fragmentaryczne znaczenie. Ostateczny ekonomiczny rezultat działalności przedsiębiorstwa przewozowego jest wynikiem różnorodnych czynników: jakości sprzętu, jego liczebności i dostosowania do wykonywanych zadań, możliwości zaopatrzenia w materiały i części zamienne, ich cen, organizacji prac remontowych i ich technologiczności, fachowości pracowników, wysokości ich wynagrodzeń, prawidłowej eksploatacji samolotów w powietrzu, organizacji handlowej, współpracy przedsiębiorstwa z innymi towarzystwami przewozów lotniczych, taryf, związanego z nimi zapotrzebowania na przewozy itp. Dla oceny wpływu poszczególnych czynników na rezultaty działalności przedsiębiorstwa i dla oceny wzajemnego stosunku tych wpływów niezbędny jest wspólny mianownik. Tym naturalnym wspólnym mianownikiem jest wartość poszczególnych czynników wyrażona w cenach i taryfach. Prawidłowe oszacowanie wyników ekonomicznych działalności przedsiębiorstwa może być dokonane jedynie na podstawie porównania kosztu jednostki wykonywanej lub oferowanej pracy z odpowiednim jednostkowym wpływem. Zmniejszająca się różnica między tymi wielkościami będzie świadczyć o postępie w transporcie lotniczym.

Byłoby błędne mniemanie, iż zagadnienie kosztów produkcji jest sprawą wyłącznie ekonomistów lub dyrekcji przedsiębiorstwa. Jest to zagadnienie również techniczne i organizacyjne, z którym personel inżynierski i kierownicy wszystkich komórek przedsiębiorstwa winni być doskonale obeznani, ponieważ jest ono ostatecznym miernikiem ich pracy, które umożliwia nie tylko techniczne i organizacyjne usprawnienia, lecz również stwarza wspólny język dla ogólnego porozumiewania się w ramach przedsiębiorstwa na temat spraw techniczno-ekonomicznych.

Technicy często nie doceniają znaczenia zagadnienia kosztów, tymczasem gdy wyniki ich pracy oceniane są w innych wskaźnikach, te ostatnie nabierają istotnego znaczenia tylko wówczas, gdy przypisana im może być ocena wpływu ich zmian na ogólne końcowe wyniki działalności przedsiębiorstwa, a to może być dokonane jedynie na podstawie wskaźników kosztowych.

Przyjmując na podstawie powyższych uwag, iż jedynie finansowe odzwierciedlenie działalności przedsiębiorstwa jest podstawowym i dostatecznie ogólnym miernikiem jego działalności, należy podkreślić, iż wnioski, oparte na analizie finansowych wyników, tylko wtedy mogą być słuszne i prawidłowe, gdy ceny taryfy i wynagrodzenia odpowiadają istotnym wartościom materiałów, usług i pracy, a nie są przyjmowane w dowolny lub niedostatecznie uzasadniony sposób. Przy tym struktura kosztów i charakter ich zależności od warunków eksploatacji samolotów powinny być starannie zbadane i ściśle ustalone.

3. Problemem nierozwiązanym lub niedostatecznie nawiązanym jest wyodrębnienie podstawowych warunków, przy których dziś transport lotniczy może być dostatecznie ekonomiczny. W tym zakresie można stwierdzić:

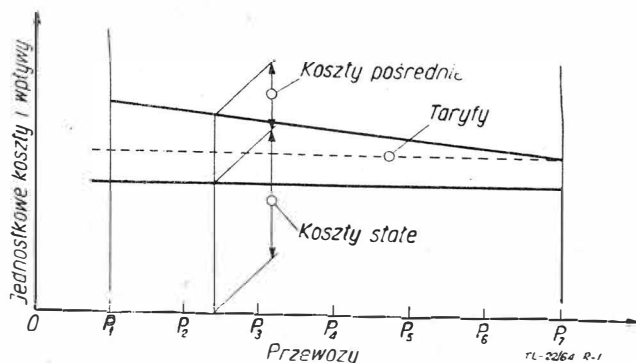
Lotnictwo transportowe usprawiedliwione jest gospodarczo tylko wtedy, gdy jest ono w dostatecznym stopniu rozwinięte. Inaczej mówiąc, staje się ono opłacalne tylko w dostatecznym stadium swego rozwoju. Stąd też wynika twierdzenie, iż rozwój lotnictwa jest pierwszym i głównym warunkiem usprawiedliwiającym gospodarczo jego zastosowanie w transporcie.

Innym ważnym twierdzeniem jest konieczność możliwie szybkiego postępu w dziedzinie wzrostu przewozów, zwłaszcza do chwili osiągnięcia dostatecznie dobrych wyników ekonomicznych. Konieczność ta wynika z potrzeby zaoszczędzenia poważnej kwoty z sum, wydatkowanie których jest ściśle związane z okresem rozwoju transportu lotniczego aż do chwili osiągnięcia pozytywnych rezultatów finansowych. Pierwsze z tych twierdzeń w podanej wyżej postaci było wysuwane przez niektórych ekonomistów. Jest ono jednak mało popularne, mimo iż sam fakt obniżenia się kosztów eksploatacji poprzez wzrost przewozów jest dostatecznie znany. Na drugie twierdzenie w ogóle dotąd w literaturze fachowej nie zwracano uwagi, tymczasem niezdawanie sobie sprawy z jego słuszności może w bardzo częstych przypadkach prowadzić do niewłaściwych wniosków i fałszywych decyzji, związanych z losami transportu lotniczego, a to na skutek pewnych, szczególnych cech wyników finansowych, osiąganych w rozwojowym okresie transportu lotniczego.

Obydwa podane twierdzenia wymagają dowodu ich słuszności lub też co najmniej dostatecznie sugestywnej ilustracji, dotyczących wpływu rozwoju transportu na kształtowanie się i na ostateczną postać wyników ekonomicznych w miarę wzrostu przewozów.

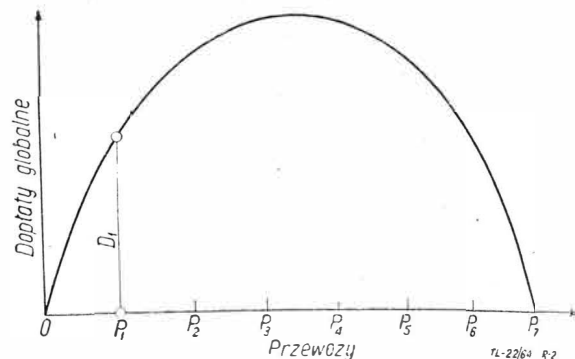
Koszty transportu lotniczego, podobnie jak i każdej innej działalności gospodarczej, dzielą się na grupy kosztów bezpośrednich i pośrednich. W przeliczeniu na jednostkę pracy wykonywanej lub oferowanej, koszty pierwszej grupy pozostają w przybliżeniu stałe w miarę wzrostu przewozów^{*)}, zaś koszty drugiej grupy maleją, dążąc do pewnej granicy (rys. 1).

^{*)} W istocie koszty te również nieco maleją wskutek usprawnień organizacyjnych, które mogą być wprowadzone przy większych przewozach.

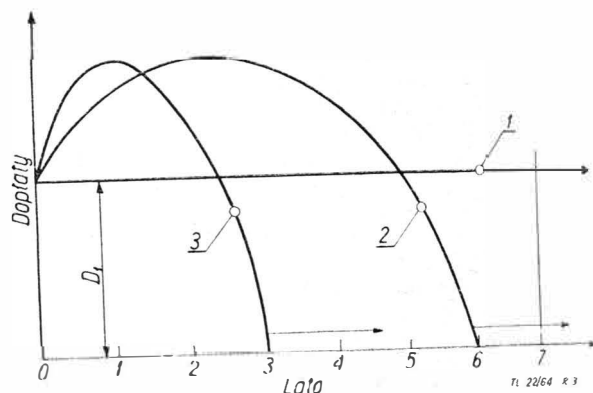


Rys. 1

Przyjmując, iż jednostkowe wpływy za przewozy będą utrzymywały się niezależnie od wielkości wykonywanej pracy przewozowej na stałym 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. Widać również, że przy przyjętych założeniach dopłaty jednostkowe będą malały w sposób ciągły w miarę wzrostu przewozów i dlatego można by je uważać za dostatecznie dobry wskaźnik celowości rozwoju transportu lotniczego.



Rys. 2



Rys. 3

Jeżeli jednak od kosztów jednostkowych przejdzie się do globalnych finansowych wyników działalności przedsiębiorstwa, otrzyma się odmienny obraz. Ten globalny wynik jest bowiem iloczynem różnicy między jednostkowym kosztem a jednostkowym wpływem i ilości wykonanej pracy. Przy liniowym spadku jednostkowym dopłat związanych z prowadzeniem przedsiębiorstwa, globalne dopłaty będą miały charakter paraboli (rys. 2). Dla przedsiębiorstwa, startującego z małej wielkości pracy przewozowej, dopłaty globalne będą początkowo wzrastały w miarę zwiększania się przewozów i zaczną spadać dopiero po przekroczeniu pewnego maksimum, związanego z określoną wielkością ogółem wykonywanej pracy przewozowej.

Ten charakterystyczny przebieg krzywej dopłat do działalności przedsiębiorstwa może być zastraszający w pewnym okresie rozwojowym przedsiębiorstwa, jeżeli się nie ma na uwadze końcowego wyniku i spadku dopłat po przekroczeniu ich maksimum. Ta właśnie okoliczność może prowadzić do błędnych wniosków i decyzji hamujących rozwój transportu lotniczego w obawie przed zwiększeniem dopłat związanych z utrzymywaniem transportu lotniczego w okresie początkowego rozwoju. Błąd takiej decyzji polega na tym, że w ciągu biegu lat może doprowadzić do nader ujemnych skutków gospodarczych. Wyjaśnić to może następujące rozumowanie:

Jeżeli na przykład na okres siedmiu lat rozwój transportu lotniczego został zatrzymany na poziomie przewozów odpowiadających P_1 na rys. 2, to wówczas roczne wydatki na utrzymanie tego transportu będą stałe i będą odpowiadać wielkości D_1 na rys. 2. Wydatki w ciągu okresu siedmiu lat będzie obrazowała powierzchnia prostokąta, ograniczona poziomą 1 na rys. 3.

W przypadku jednak, gdy w ciągu na przykład sześciu lat nastąpi rozwój przewozów do wartości P_7 , wydatki w ciągu tego okresu będą reprezentowane przez pole ograniczone parabolą 2. Jeżeli natomiast założyc dwukrotnie szybszy rozwój transportu, pole ograniczone parabolą 3 (rys. 3) i obrazujące wielkość kosztów poniesionych w rozpatrywanym okresie skurczy się podwójnie w stosunku do poprzedniego. Rys. 3 obrazuje bardzo wyraźnie gospodarcze skutki celowości rozwoju transportu lotniczego w przyjętych warunkach oraz ekonomiczne skutki decyzji o rozwoju i szybkości samego rozwoju tego transportu.

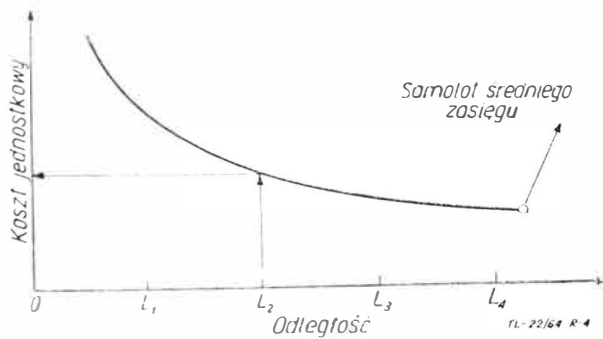
4. Równie ważne, jak stwierdzenie podstawowych warunków ekonomicznej pracy przedsiębiorstwa, jest wyodrębnienie innych czynników, które mogą obniżyć koszty eksploatacji lub podnieść wpływy za przewozy. Pewna grupa tych czynników jest zależna od przedsiębiorstwa, pozostałe czynniki mogą być obiektywne, od przedsiębiorstwa niezależne. Odosobnionym i niedostatecznie opracowanym problemem jest nie tylko wyodrębnienie wszystkich czynników zależnych od przedsiębiorstwa i wpływających na jego ekonomikę, lecz również ocena wielkości tego wpływu. Do omawianej grupy należą takie czynniki, jak:

- właściwy rozwój sieci linii,
- dobór taryf przewozowych,
- dobór właściwego sprzętu,
- skrócenie czasu remontów,
- zwiększenie okresów międzyremontowych,
- właściwa eksploatacja techniczna,
- właściwa eksploatacja handlowa,
- organizacja przedsiębiorstwa (statystyka, informacja, kontrola) itp.

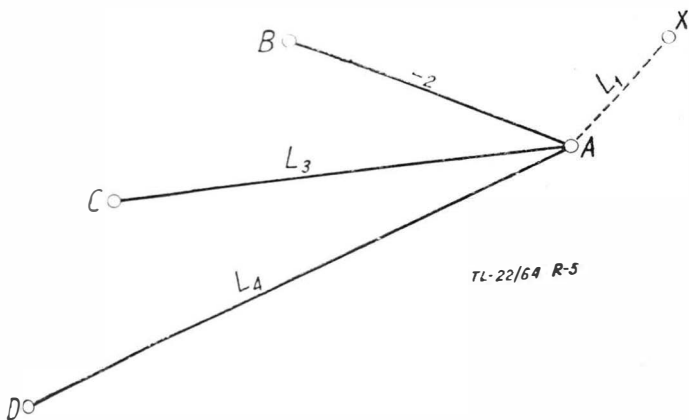
Czynniki te niejednokrotnie są powiązane ze sobą. Dla ilustracji różnorodności mogących wchodzić w grę zagadnień można przytoczyć następujące przykłady:

a) postulowany rozwój transportu lotniczego jest związany z rozwojem sieci linii lotniczych. Nowe odcinki przelotowe niekoniecznie muszą być o długości odpowiadającej średniej wynikającej z wyjściowej (istniejącej) sieci linii. Zachodzi więc pytanie, o jakiej długości linie przelatywanych odcinków celowo jest otwierać.

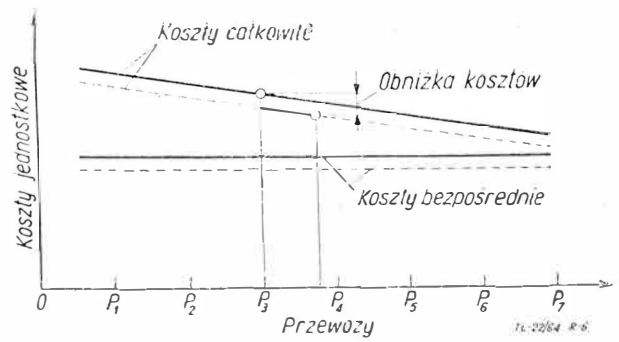
Typowy przebieg krzywej kosztów w zależności od długości odcinka przelotowego pokazuje krzywa na rys. 4. Zakłada się, że średnie odcinki przelotowe na istniejącej sieci linii lotniczych wynoszą L_2 . Wtedy nie ulega wątpliwości, że przy stałych taryfach przewozowych nowe, dłuższe odcinki przelotowe są korzystne dla przedsiębiorstwa. Równocześnie



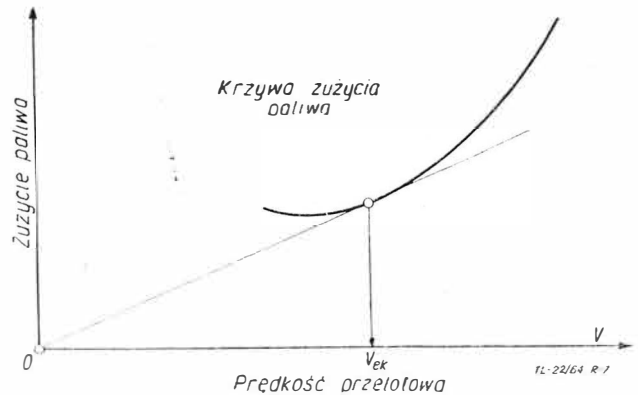
Rys. 4



Rys. 5



Rys. 6



Rys. 7

czasem wydaje się, że wprowadzenie do sieci nowych, krótszych niż L_2 odcinków mogą wpłynąć ujemnie na finansowe wyniki dokonywanych przewozów. Zagadnienie to wymaga dodatkowego naświetlenia. Mianowicie, w przeważającej liczbie przypadków krótka linia lotnicza nie służy wyłącznie do przewożenia pasażerów lub towarów między połączonymi miejscowościami, lecz odgrywa rolę linii dowozowej, umożliwiającej połączenie miejscowości X nie tylko z miejscowością A, lecz również z szeregiem miejscowości B, C, D... obsługiwanych przez sieć istniejących linii (rys. 5). Wtedy może przy mniejszym niż 100% wypełnieniu samolotów powstać sytuacja, w której towarzystwo transportowe przewożąc pasażerów z miejscowości X wszędzie poza A ponosi koszty tylko na odcinku XA, pobierając opłatę za przewóz na znacznie dłuższej odległości bez dodatkowych kosztów. W tej sytuacji można ustalić kryterium opłacalności nowej linii, znajdując na przykład procentową liczbę pasażerów lecących z X na odległość m razy większą niż XA.

Jeżeli koszt na odcinku XA jest p razy większy niż średni dotychczasowy k , ogólna liczba przewożonych pasażerów jest p , a wśród nich liczba pasażerów przewożona poza punkt A wynosi x . Wówczas ponoszony koszt — pnk , zaś wpływy przy jednostkowej taryfie t wyniosą $(p-x)t + xmt$, stąd dla uzyskania pełnej opłacalności $pnk = (p-x)t + xmt$, lub dla utrzymania stosunku wpływów do kosztów jak na poprzednio eksploatowanej sieci $\frac{t}{k} =$

$$= \frac{(p-x)t + xmt}{pnk}, \text{ czyli } \frac{p-x+xm}{pn} = 1; x(m-1) = p(n-1) \text{ oraz } \frac{x}{p} = \frac{n-1}{m-1} = \frac{n-1}{m-1} 100\%$$

Na przykład $m = 2,5$ $\frac{x}{p} = \frac{0,5}{1,5} = 33\%$
 $n = 1,5$

Podobne zagadnienia powinny być rozpatrzone dokładniej i w szerszym zakresie,

b) ulepszenie eksploatacji handlowej i technicznej ma swoje odbicie w zwiększeniu rocznego nalotu godzin na samolot inwentarzewy oraz w doborze prawidłowych parametrów lotu.

Od strony technicznej zwiększenie godzin nalołu można osiągnąć poprzez skrócenie czasu trwania poszczególnych remontów i przeglądów oraz zmniejszenie częstotliwości reglamentowanych remontów i przeglądów, czyli inaczej — poprzez zwiększenie długości okresów międzyremontowych poszczególnych zespołów i agregatów samolotu.

Wpływ tych czynników na obniżkę kosztów eksploatacji jest dwojaki — bezpośredni — dzięki obniżce liczebności remontów i pośredni — poprzez zwiększenie godzin rocznego nalołu.

Bezpośrednia obniżka kosztów jest znaczna, można określić jej procent w funkcji długości okresów międzyremontowych, który przedstawia się krzywą niperboliczną. Można również określić procentowy wpływ obydwu czynników na wzrost godzin nalołu na samolot inwentarzowy i z kolei wpływ wzrostu godzin nalołu na pozostałe koszty, wśród których szczególnie obniżce ulegnie grupa stałych rocznych kosztów bezpośrednich, jak amortyzacja i ubezpieczenie sprzętu latającego.

Przy niezmienniej wykonywanej pracy rocznej przedsiębiorstwa i niezmiennym ilościowym stanie taboru, zwiększenie gotowości technicznej nie da widocznych rezultatów ekonomicznych poza zwiększeniem punktualności i regularności lotów, powstaną bowiem rezerwy sprzętu, które nie będą wykorzystane.

Rezerwy te mogą być wykorzystane poprzez zwiększenie przewozów. Wtedy — obok spadku kosztów bezpośrednich — wystąpi również spadek kosztów pośrednich bez potrzeby dodatkowych inwestycji, co jest wtórną korzyścią przedsiębiorstwa.

Wpływ skrócenia czasu remontów i przeglądów poprzez ich usprawnienie i zwiększenie okresów międzyremontowych na koszty eksploatacji przy wyjściowej pracy na przykład P_3 ilustruje rys. 6.

Zagadnienia podanego tu typu muszą być szczegółowiej zbadane dla oceny wpływu poszczególnych czynników na ekonomikę przedsiębiorstwa.

Prawidłowa eksploatacja samolotu w powietrzu sprowadza się do doboru takich parametrów lotu, przy których użytkowanie samolotu staje się najekonomiczniejsze. Podstawowym materiałem rozchodowanym w czasie przelotu jest paliwo, toteż niejednokrotnie niskie koszty przelotu identyfikowane były (lub są) z niskim kosztem, czyli małą ilością zużytego podczas przelotu paliwa. W istocie nie jest to słuszne, co najlepiej jest zilustrować na przykładzie samolotu z napędem tłokowym. Charakterystyka godzinowego zużycia paliwa takiego samolotu w funkcji prędkości przelotowej ma wygląd pokazany schematycznie na rys. 7.

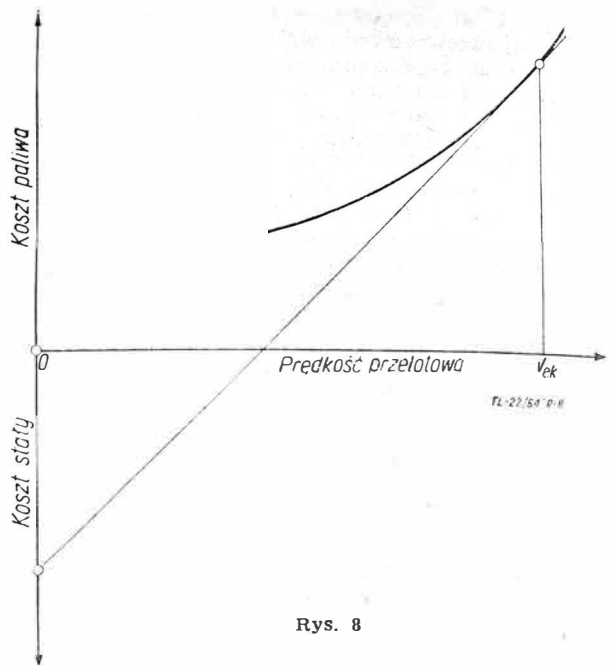
Prędkość odpowiadająca najmniejszemu zużyciu paliwa na 1 km drogi, a więc i na całość przelecianej trasy, odpowiada punktowi styczności tej krzywej z promieniem poprowadzonym z początku układu. Punkt ten sugeruje zwykle stosunkowo małą prędkość przelotową, biorąc pod uwagę granice prędkości możliwych do otrzymywania w locie.

Samolot, lecący ze stosunkowo małą prędkością przelotową, zużywa niewiele paliwa, lecz przebywa w powietrzu znacznie dłużej, niż przeleciałby tę samą odległość z większą prędkością. Z tego względu wzrastają przypadające na dany lot koszty związane z remontami i przeglądami samolotów, a także w niektórych przypadkach inne pozycje kosztów, które są stałe na każdą godzinę użytkowania samolotu. Ten właśnie fakt często nie jest brany pod uwagę. Uwzględnić go można w analogiczny jak poprzednio sposób, wprowadzając koszt zużytego na godzinę paliwa zamiast jego ilości i dodając koszty stałe. Ilustruje to rys. 8.

Okazuje się, że ekonomiczna prędkość przelotowa jest znacznie większa od tej, która jest określona tylko na podstawie ilości zużytego paliwa. Bliższa analiza, która jest łatwa do przeprowadzenia, prowadzi do wniosku, że eksploatacja samolotów powinna się odbywać przy prędkościach bardzo zbliżonych do górnej granicy dopuszczalnych.

Dla samolotów turbośmigłowych i odrzutowych krzywa zużycia paliwa ma odmienny charakter, niż dla samolotów tłokowych i konieczność stosowania możliwie dużych prędkości przelotowych jest bardziej oczywista. Jednak analiza zastosowana w przypadku samolotów tłokowych jest ogólna i przekonywująca, dlatego też może oddać usługi również przy zastosowaniu do samolotów turbinowych**).

**) Zagadnienie to było omówione szerzej w „Technice Lotniczej” zes. 10/63.

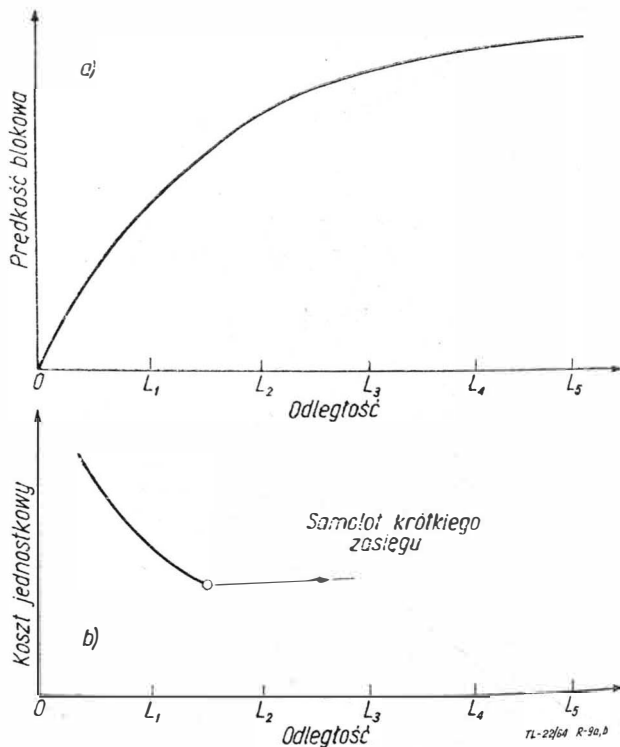


Rys. 8

Jest rzeczą niewątpliwą, że dla wykonywania takiej samej pracy przewozowej na założonej sieci linii lotniczych można dobrać bardziej lub mniej odpowiedni typ samolotu. Właściwy dobór typu może w znaczny sposób wpłynąć na obniżkę jednostkowych kosztów eksploatacji.

Zagadnienie doboru odpowiednich parametrów technicznych samolotu jest niesłychanie skomplikowane i nie może już być rozpatrywane w oderwaniu od potencjalnych możliwości zdobycia masy przewozowej, to znaczy pasażerów i towarów. Jest ono tym bardziej trudne, że podaż pasażerów i dobór optymalnego sprzętu wykazują sprzężenie. Bardziej komfortowy i bezpieczny sprzęt oraz dogodne połączenia wpływają w istotny sposób na zwiększenie zapotrzebowania na przewozy i odwrotnie. Zjawisko to nie pozwala, w przeciwieństwie na przykład do planowania przewozów w kolejnictwie, na ustalanie sieci i częstotliwości połączeń oraz na dobór sprzętu wyłącznie na podstawie z góry założonego zapotrzebowania na przewozy.

Zagadnienie doboru sprzętu można stawiać w rozmaity sposób i podzielić na etapy. Przede wszystkim celowe jest sprecyzowanie ogólnych właściwości charakterystyk i warunków technicznych, które muszą spełniać z ekonomicznego punktu widzenia samoloty przeznaczone do eksploatacji na odmiennych długościach odcinków przelotowych.



Rys. 9

W szczególności w odniesieniu do samolotów, przeznaczonych do komunikacji krótkodystansowej analiza wykazuje, że:

A. Należy zrezygnować z dążności do osiągnięcia dużych prędkości przelotowych. Prędkość tych samolotów powinna być stosunkowo niewielka, a moc lub ciąg ich silników powinien być ograniczony limitowanymi warunkami startu. W związku z tym powinno się dążyć do małego obciążenia powierzchni nośnej tych samolotów.

B. Różnica maksymalnego ciężaru samolotu do startu i do lądowania musi być stosunkowo niewielka, co stwarza trudniejsze, niż normalnie warunki konstrukcji podwozia. Podwozie powinno być również wzmocnione ze względu na dużą częstotliwość lądowań w stosunku do wylatanego czasu.

C. Wchodzą w rachubę napędy różnego rodzaju z tym, że samoloty turbośmigłowe i odrzutowe wykazują pewną przewagę nad tłokami już na odcinkach przelotowych ponad 300 km. Między sobą różnią się one tym, że na odcinkach do 300 km niższe koszty kształtują się przy napędzie turbośmigłowym, zaś na odcinkach powyżej 300 km — mogą one występować przy napędzie odrzutowym z silnikami dwuprzepływowymi.

D. Przy eksploatacji samolotów turbośmigłowych na bardzo krótkich odcinkach trasy możliwa jest rezygnacja z kabiny ciśnieniowej, gdyż wzrost kosztów przelotu na skutek ograniczenia optymalnej wysokości przelotowej do 2000 m jest niewielki i kompensowany prostotą obsługi samolotu.

E. Charakterystyczną cechą samolotów krótkiego zasięgu jest fakt, że krywa kosztów w zależności od przelatwanej odległości począwszy od punktu, w którym zachodzi potrzeba rezygnowania z części ciężaru płatnego na rzecz większego zapasu paliwa, wzrasta znacznie wolniej, niż w przypadku samolotów długodystansowych (rys. 9, por. rys. 4). Dzieje się tak na skutek szybko rosnącej prędkości blokowej w miarę wzrostu odległości w granicach krótkiego zasięgu.

Cecha ta nakazuje w przypadku samolotów krótkodystansowych projektować je tak, aby maksymalny ciężar płatny mógł być wykorzystany na odległościach mniejszych, niż średnia, w przeciwieństwie do samolotów przeznaczonych do przelotów na dłuższych odległościach. Prowadzi to do konieczności projektowania stosunkowo dużych kadłubów i przystosowania samolotu do szybkiej zmiany konfiguracji.

Równie ważną i pożyteczną rzeczą byłoby określenie wielkości wpływu poszczególnych parametrów technicznych samolotu na ekonomikę jego użytkowania.

Innym postawieniem zagadnienia byłby dobór optymalnego samolotu do eksploatacji na z góry założonej sieci, przy określonej częstotliwości ruchu i wielkości wykonywanej pracy, to znaczy bez uwzględniania sprzężenia między poszczególnymi parametrami. W tej mierze były i są czynione wysiłki wyprowadzenia wzorów pozwalających na określenie jakości, czyli stopnia przydatności (z punktu widzenia ekonomiki) samolotu do wykonywania założonych zadań. Prac w tym zakresie nie można jednak uważać za wyczerpane i można do nich dołączyć liczne propozycje dotyczące metod doboru.

Dalszym etapem byłoby uwzględnienie sprzężenia między jakością samolotu, częstotliwością połączeń na danej sieci, a także wielkością zapotrzebowania na przewozy. Wreszcie ostatnim etapem byłoby dołączenie do kompleksowej analizy ruchu lotniczego, mającej na celu dobór odpowiedniego sprzętu, również zagadnień związanych z budową nowych lotnisk i ich umiejscowieniem względem centrum, łączonych liniami lotniczymi ośrodków.

6. Do grupy czynników od przedsiębiorstwa niezależnych należą takie, jak wysokość cen sprzętu i materiałów, ogólny poziom taryf przewozowych w kraju lub międzynarodowych, wysokość plac, obowiązująca sieć korytarzy lotniczych, ustalone opłaty lotniskowe, sposób finansowania przedsiębiorstwa itp.

Zagadnienia cen i sposobu finansowania przedsiębiorstwa stanowią szczególnie poważny problem w dziedzinie transportu lotniczego i z tego powodu powinien on być starannie przeanalizowany. Może nieco bliżej naświetli to zagadnienie to następuje:

Przedsiębiorstwa rozwijające się korzystają często w różnej formie z dotacji państwowych. Sposób i forma organizacji subsydiowania transportu lotniczego nie jest obojętna dla sprawy ulepszenia jego funkcjonowania i rozwoju; na

przykład w przypadku, gdy ceny na materiały, stawki na robociznę, a także taryfy są reglamentowane. W zależności od ich wzajemnego stosunku wyniki działalności przedsiębiorstwa mogą być przedstawione w zupełnie odmienny sposób.

Przy wysokich cenach i niskich taryfach przedsiębiorstwo okaże się nierentowne. W przeciwnym przypadku może być przedstawione jako samoopłacalne lub nawet dochodowe. Ten obraz finansowej działalności przedsiębiorstwa może się wahać w szerokich granicach, mimo że jego znaczenie gospodarcze i stopień prawidłowości działania pozostaje bez zmiany. Z tego ostatniego względu zdawałoby się, że wyniki bilansowe przedsiębiorstwa nie są szczególnie ważne. W istocie tak nie jest, ponieważ na podstawie wyników finansowych kształtuje się opinia o działalności przedsiębiorstwa i jego znaczeniu gospodarczym, a także są wyciągane wnioski dotyczące usprawnień organizacyjnych. Na podstawie tej opinii oparte są niejednokrotnie decyzje związane z jego rozwojem. Dlatego też (jak już wspomniano w pkt. 3) prawidłowy stosunek między cenami, placami i taryfami jest niezmiernie ważny. Ustawienie przedsiębiorstwa jako deficytowego na skutek nieprawidłowych stosunków między wspomnianymi wielkościami również pozbawia jego pracowników bodźca psychologicznego, którym jest świadomość prawidłowej i uzasadnionej gospodarczo pracy przedsiębiorstwa. Z tych względów może być nieraz celowe ustawienie przedsiębiorstwa jako dochodowego i subsydiowania go w formie uzasadnionych dotacji, a nie w formie pokrycia niedoborów.

Nieprawidłowość obrazu znaczenia gospodarczego przedsiębiorstwa transportu lotniczego może powstać na skutek nadmiernych cen materiałów w stosunku do ich istotnej wartości, nieprawidłowego stosunku poszczególnych cen i plac lub też na skutek kontowania po stronie kosztów właściwej wartości zużywanych materiałów, zaś po stronie dochodów — wpływów pobieranych na podstawie obowiązujących taryf, które nie odzwierciedlają pełnej wartości dokonywanych usług. Dziać się tak może w tych przypadkach, gdy niskie taryfy przewozowe są pewną formą subsydiowania społeczeństwa. Przede wszystkim te różnice, które powstają po stronie wpływów na skutek różnic między istotną wartością usługi, a wynikającą z obowiązującej taryfy, powinny być pokrywane w postaci uzasadnionej dotacji. Inną przyczyną nieprawidłowego obrazu znaczenia gospodarczego przedsiębiorstwa, wysnuwanego na tle jego wyników finansowych, może być obciążenie przedsiębiorstwa większymi kosztami w miarę jego rozwoju, podczas gdy w istocie pozostają one bez zmian. Przykładem mogą być opłaty pobierane na zagospodarowanym lotnisku proporcjonalnie do liczby dokonywanych lądowań, podczas gdy koszty tego rodzaju usług pozostają w istocie bez zmian.

Tego typu nieprawidłowości powinny być usunięte, lub muszą one mieć swe odzwierciedlenie w uzasadnionej dotacji, umożliwiającej rozszerzenie działalności przedsiębiorstwa, podobnie jak i inne pozycje kosztów, ponoszonych nie z winy przedsiębiorstwa transportowego, lecz na skutek zarządzeń związanych z działalnością odrębnych instytucji.

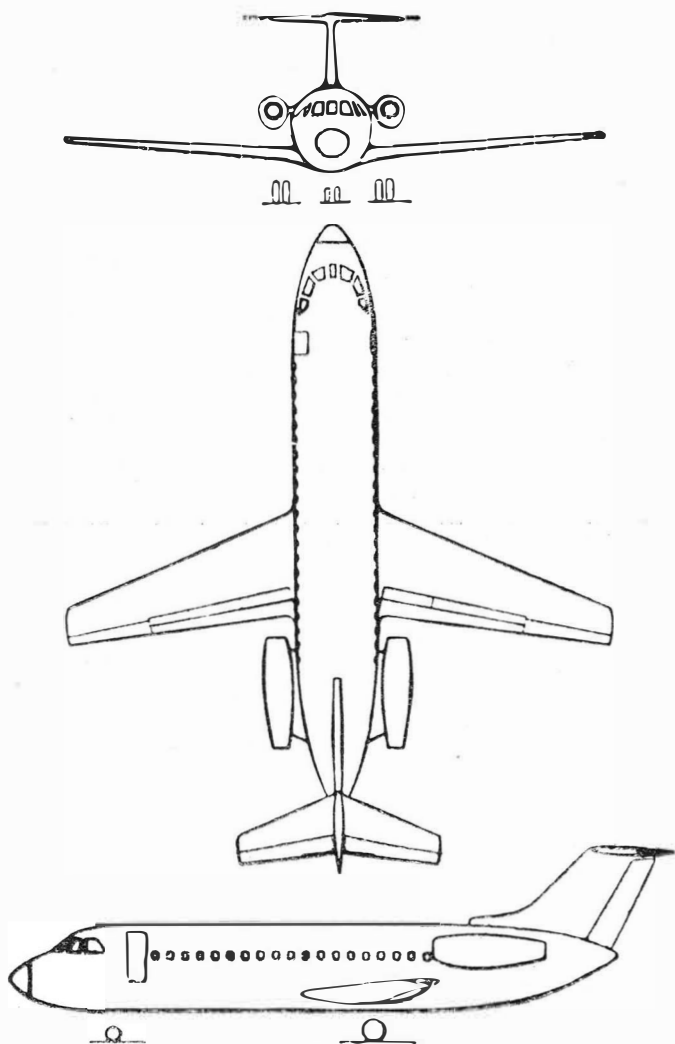
Jest rzeczą oczywistą, że część niedoborów przedsiębiorstwa transportu lotniczego jest związana z niedoskonałościami jego organizacji w funkcjonowaniu, nieodpowiednim lub niedostatecznie ekonomicznym sprzętem lub też z jego niedostatecznym dla osiągnięcia samowystarczalności rozwojem. Ta część niedoborów, wykazywana jako strata przedsiębiorstwa i wyrównywana w formie pokrycia ujemnej akumulacji, byłaby właściwym miernikiem ekonomicznej działalności przedsiębiorstwa i ulegałaby stopniowemu zmniejszeniu w miarę usprawnień organizacyjnych i rozwoju przedsiębiorstwa.

Wyniki analizy działalności przedsiębiorstwa transportu i ustawienie go w warunkach sprzyjających poprawie ekonomiki wymagają naświetlenia prawidłowości stosunku cen do taryf oraz starannego podziału subsydiów państwowych na dotacje gospodarczo usprawiedliwione oraz wypłacone tytułem rzeczywistej ujemnej akumulacji, będącej równoważnikiem nieekonomicznej działalności przedsiębiorstwa transportu lotniczego.

7. Osobny problem stanowi brak dostatecznie sprawdzonych metod oceny rynku przewozowego i wpływu na niego rozmaitych czynników, jak częstotliwość i szybkość połączeń, typ samolotu, odległość lotniska od centrum miasta itp.

PROJEKTY SAMOLOTÓW MESSERSCHMITT W NOWEJ POSTACI

Od czasu opublikowania w ubiegłym roku przez firmę Messerschmitt projektów trzech nowych samolotów („Technika Lotnicza”, zeszyt 9, 1963) prace nad tymi projektami były prowadzone w dalszym ciągu. Dwa z tych projektów — projekt samolotu pasażerskiego na krótkie trasy MeP.160 i samolotu służbowego MeP.308 „Jet Taifun” — pokazano w zmienionej postaci na ostatniej wystawie w Hanowerze.



Samolot MeP.160 ma być obecnie napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi Rolls-Royce RB.153 o ciągu startowym 3000 kG, zamiast trzema silnikami General Electric CF700 o ciągu 1900 kG. Samolot będzie przewoził 54 pasażerów z bagażem, przy czym podziałka foteli będzie wynosić 80 cm. W układzie pierwszej klasy przewiduje się 42 miejsca pasażerskie przy podziałce foteli 92 cm. Bierze się również pod uwagę wersję mieszaną, pasażersko-towarową, mogącą pomieścić 26 pasażerów i 3400 kG ładunku.

Dane samolotu:

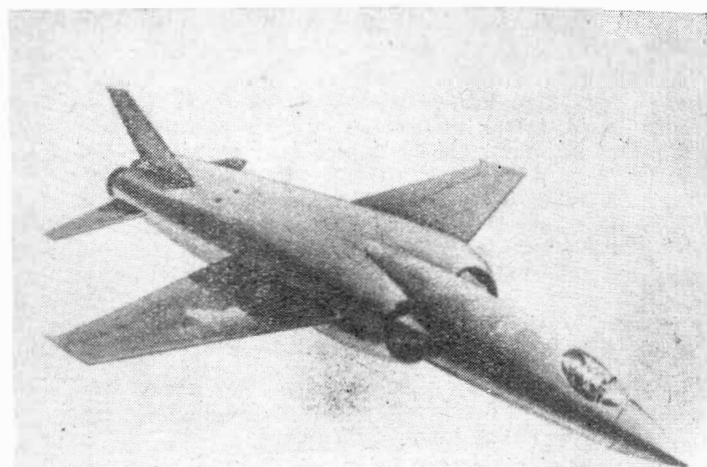
Rozpiętość	18,4 m
Długość	22,4 m
Powierzchnia nośna skrzydła	47,4 m ²
Kąt skosu skrzydła	20°
Ciężar całkowity	19 000 kG
Ciężar rozporządzalny	9800 kG
Maks. ciężar paliwa	5500 kG
Maks. ciężar handlowy	5800 kG
Długość startu	1600 m
Długość lądowania znad 15 m przeszkody	950 m
Prędkość podchodzenia	230 km/h
Prędkość wznoszenia n.p.m.	22,4 m/sek
Pułap praktyczny	11 600 m

Normalna prędkość przelotowa na wysokości 9200 m	820 km/h
Maks. prędkość przelotowa na wysokości 6100 m	890 km/h
Zasięg z maks. ciężarem handlowym bez pozostawienia rezerwy paliwa	1750 km
Zasięg z maks. ciężarem paliwa z pozostawieniem rezerwy	3300 km

Samolot MeP.308 „Jet Taifun” został zaprojektowany jako sześciomiejscowy samolot służbowy, napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi Daimler-Benz DB730 o ciągu 610 kG. Silniki mają być zabudowane po bokach górnej części kadłuba, za kabiną pasażerską.
W.K.

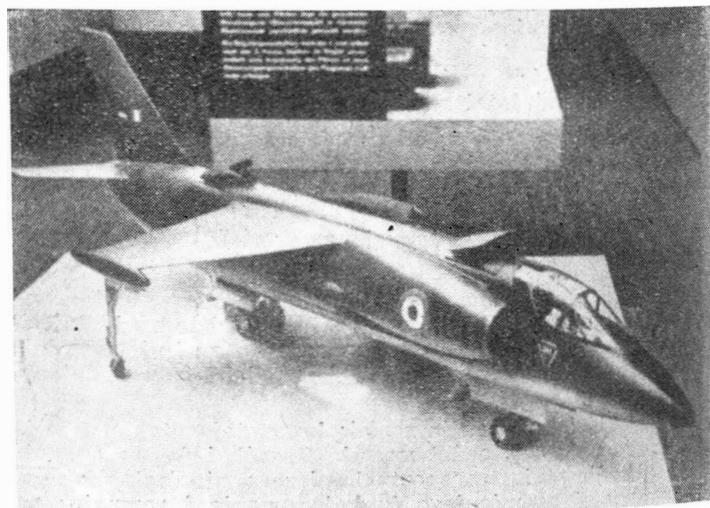
SAMOLOTY VTOL NA WYSTAWIE W HANOWERZE

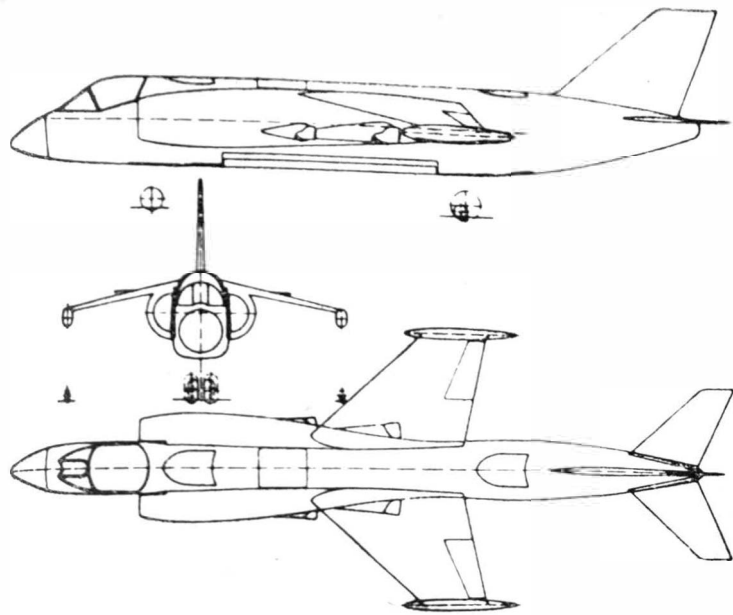
Na tegorocznej wystawie w Hanowerze dziedzina samolotów pionowego startu była reprezentowana przede wszystkim przez firmy niemieckie. Pokazały one — poza opisywanym już w „Nowościach” samolotem doświadczalnym VJ101C i modelami samolotu transportowego Dornier Do 31, którego opis również podano poprzednio — rysunek będącego w budowie samolotu myśliwsko-bombowego VJ101D oraz model i rysunek w trzech rzutach samolotu szturmowo-rozpoznawczego VAK191.



Układ napędowy samolotu VJ101D składa się z pięciu silników nośnych Rolls-Royce RB162-31 o ciągu 2500 kG oraz z dwóch przepływowych silników przelotowych Rolls-Royce RB153-61, zaopatrzonych w dopalacz i urządzenie firmy MAN do odchylenia strumienia wylotowego i wytwarzających bez dopalania ciąg 3000—3500 kG. Ciężar całkowity samolotu będzie wynosił — w warunkach pionowego startu — 15 000 kG, a jego prędkość będzie przekraczała Ma=2. Pierwszy lot prototypu jest przewidziany na rok 1965.

Samolot VAK 191 (poprzednie oznaczenie Focke-Wulf FW 1262) ma być następcą samolotu Fiat G.91 i jest budowany wspólnie przez Niemcy i Włochy. Będzie wyposażony w dwa





jących i silników. Próby prototypu nie rozpoczną się wcześniej niż w 1968 roku.

Amerykańska firma Republic Aviation Corp. przedstawiła projekt naddźwiękowego samolotu taktycznego (oznaczenie programu ADO-12) o prędkości $Ma=3$ i lekkiego samolotu szturmowo-obszernego, który przewiduje się jako następcę samolotu Grumman „Mohawk”.

W stadium projektowania znajduje się angielski samolot transportowy skróconego startu Hawker Siddeley HS.681, napędzany czterema silnikami dwuprzepływowymi Rolls-Royce RB141 „Medway” (ciąg 6800 kG) z przestawialnymi dyszami wylotowymi. Właściwości pionowego startu można uzyskać przez zabudowanie dodatkowych silników nośnych. Samolot ma zastąpić przestarzałe samoloty RAF-u „Beverley” i „Hastings”.
W. K.

PROJEKTY NIEMIECKICH RAKIET I SATELITÓW

Na wystawie w Hanowerze firma Boelkow zaprezentowała model trzeciego stopnia „Ophos” 1E europejskiej rakiety kosmicznej ELDO. Stopień ten będzie napędzany silnikiem na środek napędowy o wysokiej energii — ciekły wodór z ciekłą fluoriną. „Ophos” ma być również stosowany jako drugi stopień rakiety „Thor”, która będzie mogła wynieść ładunek 1400—2500 kG na orbitę 200 km lub 200×500 km.

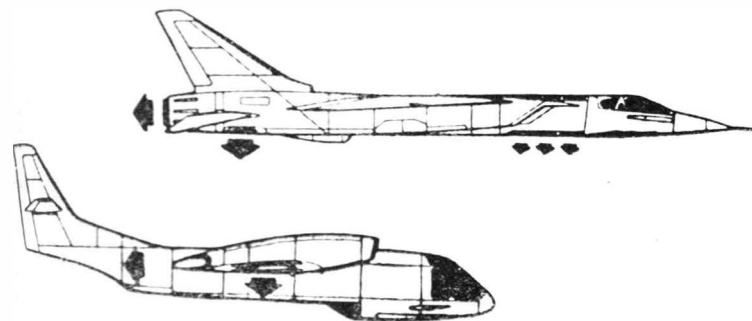
Ta sama firma buduje małego satelitę naukowego 625A do badań geofizycznych i promieniowania słonecznego. Większy satelita — 625B — będzie miał ciężar całkowity 850 km i ciężar ładunku 200 kG. Będzie wyposażony w duży paraboliczny reflektor do skupiania promieni słonecznych. Na orbicie ma go umieścić rakietą „Thor-Ophos” lub „Thor-Agena”.
Z. Br.

NOWE SILNIKI TURBINOWE

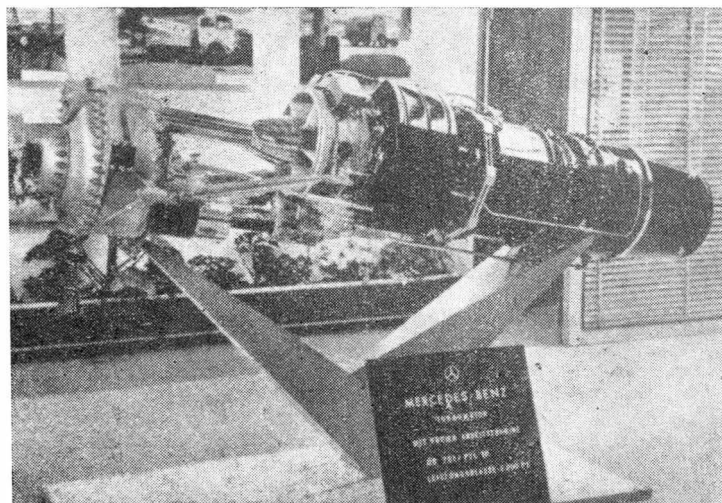
Na ostatniej wystawie w Hanowerze pokazano kilka zupełnie nowych silników turbinowych.

Firma Daimler-Benz wystawiła, obok demonstrowanego już w roku 1962 i opisywanego w „Nowościach” silnika śmigłowego DB720 (PTL6), silnik wałowy DB721 (PTL10) o mocy nominalnej 2200 KM i silnik dwuprzepływowy DB730 (ZTL6) o ciągu nominalnym 610 kG. Silnik DB721

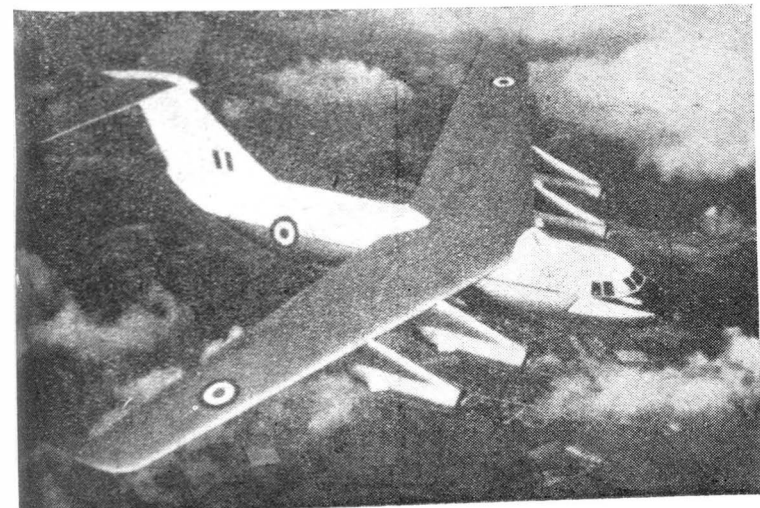
silniki nośne RB162-31, które w czasie pionowego startu będą wytwarzać połowę wymaganego całkowitego ciągu. Pozostałą część ciągu będzie zapewniał silnik przelotowy z przestawialnymi dyszami wylotowymi. Nie dokonano jeszcze wyboru typu silnika przelotowego, bierze się pod uwagę silnik Bristol Siddeley BS 94 i silnik Rolls-Royce RB.193. Silnik przelotowy jest zabudowany w środkowej części kadłuba, między silnikami nośnymi. Ciężar całkowity samolotu przekracza 8000 kG. Do stabilizacji w zawisie służą dysze sterujące, umieszczone na końcach skrzydła i w ka-

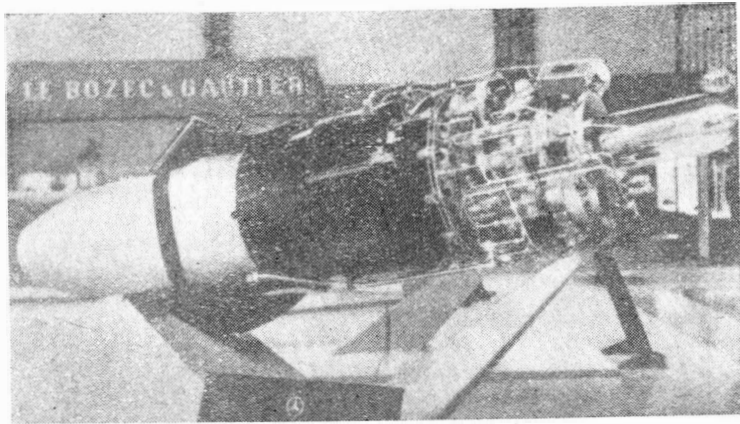


dlubie i działające pod wpływem impulsów wytwarzanych przez automatyczne urządzenie ustępczające. Jakkolwiek zademonstrowany na wystawie model samolotu VAK 191 ma kabinę jednoosobową, przyszły samolot będzie miał załogę złożoną z dwóch osób. Większość zadań będzie wykonywał na małych wysokościach, na których będzie rozwijał prędkość $Ma=0,92$. Podobnie, jak w przypadku innych niemieckich projektów VTOL, ma być zbudowana próbna platforma latająca do badania w zawisie urządzeń ustępczających.

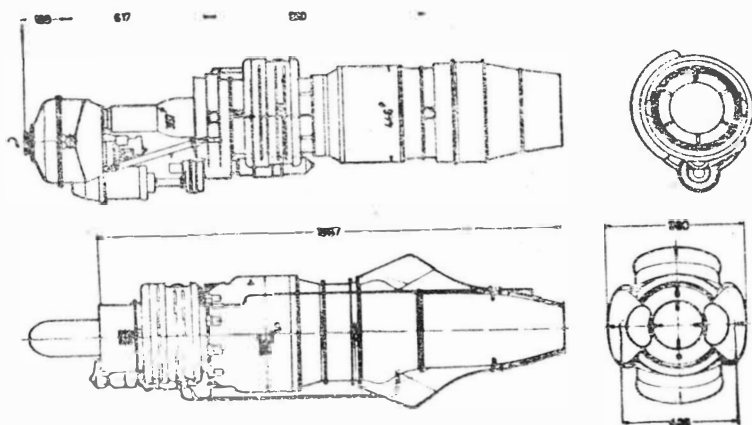


ma ośmiostopniową sprężarkę osiową z przydźwiękowym pierwszym stopniem, dwustopniową turbinę sprężarki i jedностopniową turbinę napędową. Przekładnia jest zamocowana na wysięgniku z przodu silnika, zmniejsza ona prędkość obrotową wału napędowego do 1420 obr/min w przypadku wersji śmigłowej i do 6000 obr/min w przypadku wersji śmigłowej. Silnik dwuprzepływowy DB730 został rozwinięty z silnika DB720 przez zastąpienie umieszczonej z tyłu przekładni zespołem wentylator-turbina. Wentylator jest osadzony na wale turbiny, nie zaś jak w silnikach General Electric na wieńcu łopatkowym turbiny. Dzięki przyjętemu układowi uniknięto trudności budowy „dwupiętrowego” wirnika oraz komplikacji konstrukcyjnych (prowadzenie wału w wale lub stosowanie przekładni) i ga-





zodynamicznych związanych z umieszczeniem wentylatora z przodu silnika. Podobnie jak w silniku DB720 sprężarka składa się z czterech stopni osiowych i jednego odśrodkowego i jest napędzana dwustopniową turbiną. Sprężarka jest zaopatrzona w zawory upustowe, zapobiegające niestatecznej pracy. Jednostopniowy wentylator ma ołopatkowanie przydźwiękowe, napędzająca go turbina jest również jednostopniowa. Wylot z turbiny jest rozgałęziony na boki,



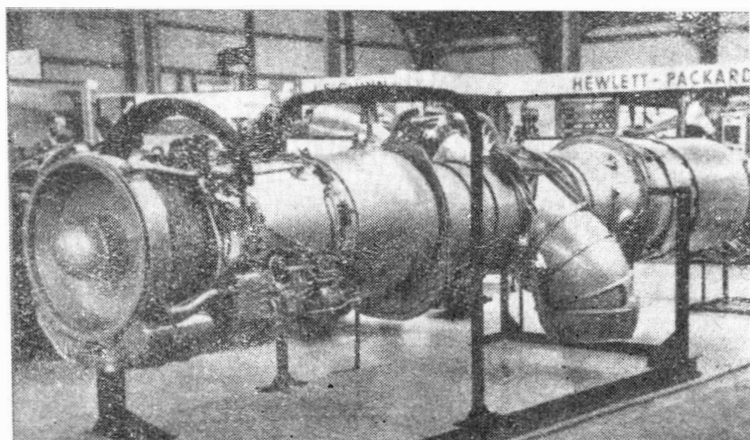
wlot do wentylatora jest podwójny — znajduje się u góry i u dołu tylnej części silnika. Silnik ma być stosowany na samolocie MeP308 „Jet Taifun”. Poniżej zamieszczono dane wszystkich trzech silników.

DB720

Moc startowa	1350 KM
Ciąg szczytkowy	96 kG
Jednostkowe zużycie paliwa	0,270 kG/KMh
Spręż	5,5 : 1
Wydatek powietrza	6,1 kG/sek
Ciężar bez rozrusznika	220 kG

DB721

Moc nominalna	2200 KM
Ciąg szczytkowy	230 kG

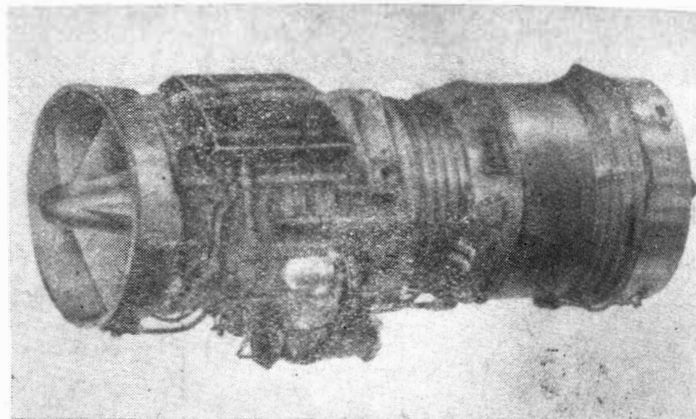


Jednostkowe zużycie paliwa	0,276 kG/KMh
Spręż	6,0 : 1
Wydatek powietrza	10 kG/sek
Temperatura przed turbiną	900 °C
Ciężar bez rozrusznika	
wersji śmigłowej	300 kG
wersji śmigłowej	250 kG

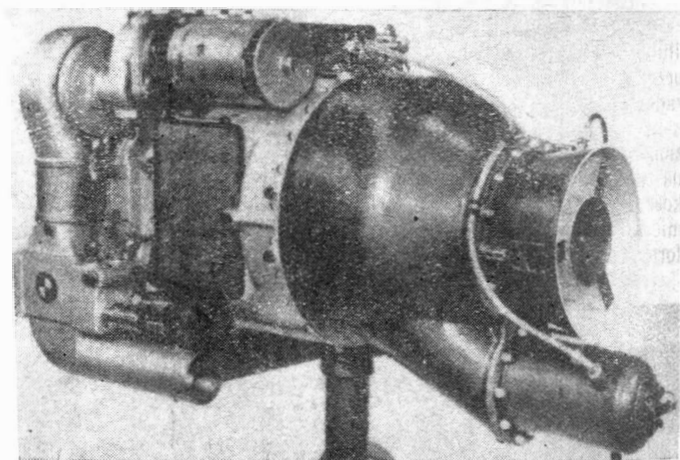
DB730

Ciąg nominalny	610 kG
Jednostkowe zużycie paliwa	0,658 kG/kGh
Spręż sprężarki	5,5 : 1
Wydatek sprężarki	6,25 kG/sek
Spręż wentylatora	1,55 : 1
Wydatek wentylatora	11 kG/sek
Stosunek wydatków	1,76 : 1
Ciężar bez rozrusznika	220 kG

Na wystawie znalazł się również często wspominany przy okazji projektów samolotów pionowego startu silnik dwuprzepływowy Rolls-Royce RB153-61, w rozwoju którego bierze udział także niemiecka wytwórnia MAN. Silnik



jest zaopatrzony w dopalacz oraz w urządzenie do odchylenia do dołu strumienia wylotowego; urządzenie to — opracowane przez wytwórnię MAN i znajdujące się obecnie w próbach — jest zabudowane przed dopalaczem, w związku z czym odchylenie strumienia wylotowego odbywa się przy wyłączonym dopalaczu. Ciąg silnika bez dopalania



wynosi 3000—3500 kG. Dalszych szczegółów na temat silnika RB153 brak.

Duże zainteresowanie wywołały projekty nowej rodziny silników SNECMA — M45 „Mars”. Należy do niej jednoprzepływowy dwuwałowy silnik odrzutowy M45A o ciągu 2000—2500 kG, średnicy 550 mm i długości 1700 mm, rozwinięty z niego silnik dwuprzepływowy z wentylatorem z tyłu M45AF o ciągu 3000—3500 kG i jednostkowym zużyciu paliwa 0,53 kG/kGh oraz silnik jednoprzepływowy z dopalaczem M45B o ciągu z dopalaniem 3000—3500 kG i jednostkowym zużyciu paliwa 1,95 kG/kGh. Silniki M45 mają podobno spręż 16 : 1.

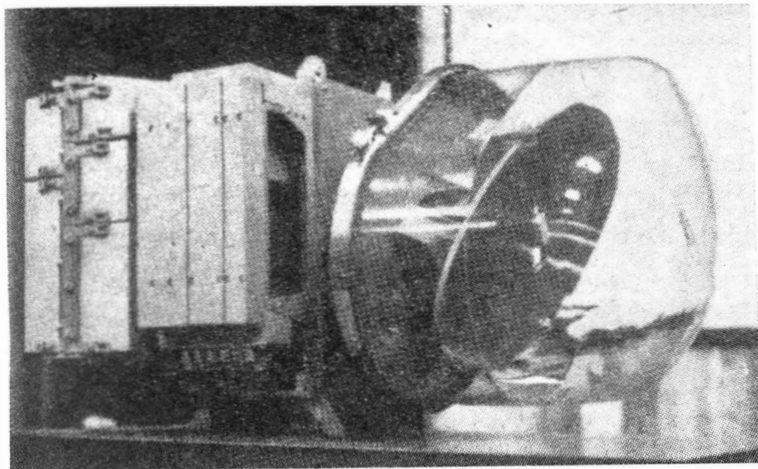
Wytwórnia BMW pokazała po raz pierwszy śmigłową wersję nowego silnika turbinowego BMW 6022 o mocy 250 KM. Silnik ma dwustopniową odśrodkową sprężarkę

trzystopniową osiową turbinę. Pojedyncza komora spala-
nia jest umieszczona pod dyfuzorem wylotowym silnika,
u dołu przedniej części silnika znajduje się zbiornik oleju,
u góry rozrusznik — prądnicą, po bokach wloty powietrza.
Jednostkowe zużycie paliwa silnika BMW 6022 wynosi
0,328 kG/KMh, ciężar — 75 kG. Przeznaczony jest do na-
pędu śmigłowców Boelkow Bo 105 i Dornier Do 32Z (w tym
drugim przypadku jako wytwornica powietrza).

W. K.

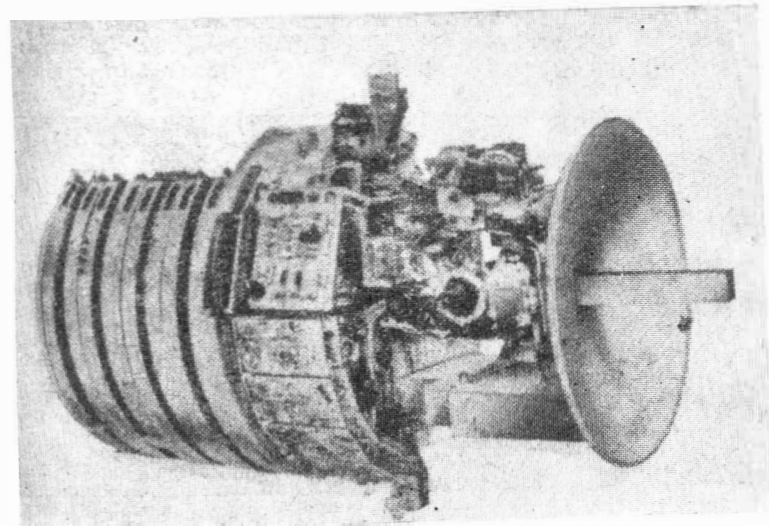
URZĄDZENIA ELEKTRONICZNE NA WYSTAWIE W HANOWERZE

Na tegorocznej wystawie w Hanowerze poważną rolę
w dziedzinie osprzętu odgrywały automatyczne urządzenia
ustateczniające do samolotów pionowego startu i lądowania.
Wymienić tu należy urządzenie firmy Honeywell MH-123B,
zastosowane na samolocie VJ101C, urządzenie firmy Elliott,
przeznaczone do samolotu Fiat G95/4 i odznaczające się dzięki
zastosowaniu samosprawdzających się giroskopów (po dwa
giroskopy do sterowania pochylenia i przechyłu) i po-
czwórnym elektrohydraulicznym siłownikom bardzo dużą
pewnością pracy, która wyraża się prawdopodobieństwem
uszkodzenia 10^{-7} na godzinę, oraz urządzenie do samolotu
VAK 191, wyprodukowane przez firmę Vereinigten Flug-
technischen Werken (VFW). W tym ostatnim giroskopy do
sterowania pochylenia i przechyłu są potrójne i mają
własne urządzenia kontrolne. Giroskopy przekazują nieza-
leżnie od siebie impulsy do wzmacniaczy dysz sterujących



względem poszczególnych trzech osi samolotu. W przypadku
uszkodzenia jednego z obwodów urządzenia ustateczniają-
cego zostaje on automatycznie wyłączony przez detektory
uszkodzeń, przy czym równocześnie wyłączają się również
drugi obwód. Gdy w pozostałym pracującym obwodzie
powstanie uszkodzenie, zostaje włączony do pracy odłączony
poprzednio nie uszkodzony obwód.

Firma Autonetics wystawiła model wielocelowego radaru
pokładowego R45, którego współczynnik niezawodności zo-
stał dziesięciokrotnie zwiększony w porównaniu ze zwyk-



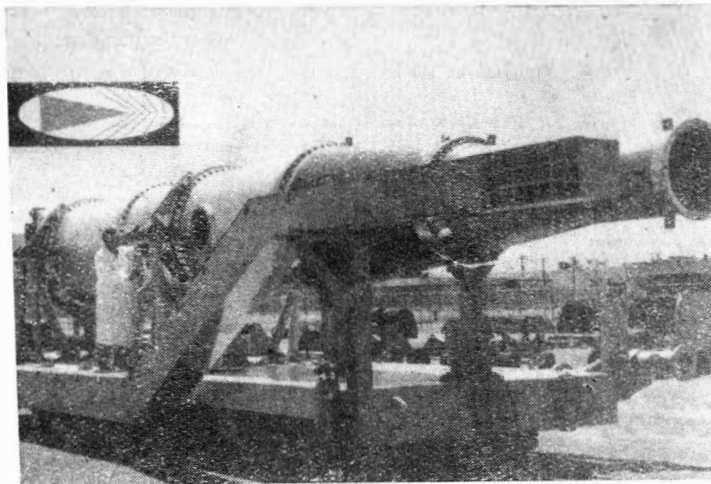
lymi tego rodzaju urządzeniami. Dzięki daleko posuniętej
mikrominiaturyzacji radar waży tylko 45 kG. Wszystkie
grupy konstrukcyjne są zmontowane na tej samej ramie
co antena, tak że całe urządzenie można zabudować w no-
sowej części kadłuba.

Poza tym firma Ferranti pokazała urządzenie radarowe
do samolotu TSR.2. Głównym jego zadaniem jest utrzymy-
wanie samolotu w odpowiedniej odległości od ziemi w cza-
sie lotu na najmniejszych wysokościach. Urządzenie może
również przejmować pewne funkcje celownicze.

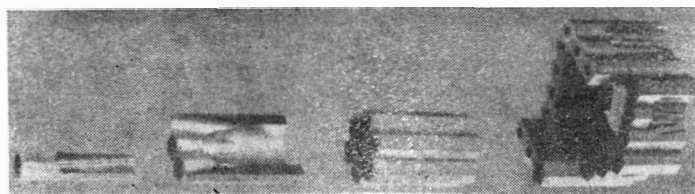
W. K.

NOWY, ŻAROODPORNY MATERIAŁ O SPECJALNYCH WŁASNOŚCIACH

Do napędu naddźwiękowych pocisków, poruszających się
na małych wysokościach, chroniących przed wysledzeniem
urządzeniami radarowymi, zastosowano specjalne silniki
strumieniowe, wykorzystujące energię reakcji jądrowych.



Przygotowania takiego silnika z reaktorem Tory II-C do
prób naziemnych w stanie Nevada pokazano na rysunku.
Warunki pracy elementów reaktora są wyjątkowo trudne:
wysokie ciśnienie, wysoka prędkość przepływu powietrza
przez kanały, wielogodzinna praca, zmienne naprężenia
cieplne i rozciągające, przekraczające granicę plastyczności,
na przemian ze ściskającymi rzędu 35 kG/cm². Należy do-
dać, że temperatura pracy przepływającego powietrza do-
chodzi do 1260 °C, a materiał strefy pracy otoczony jest
innym materiałem reagującym chemicznie w tej tempera-



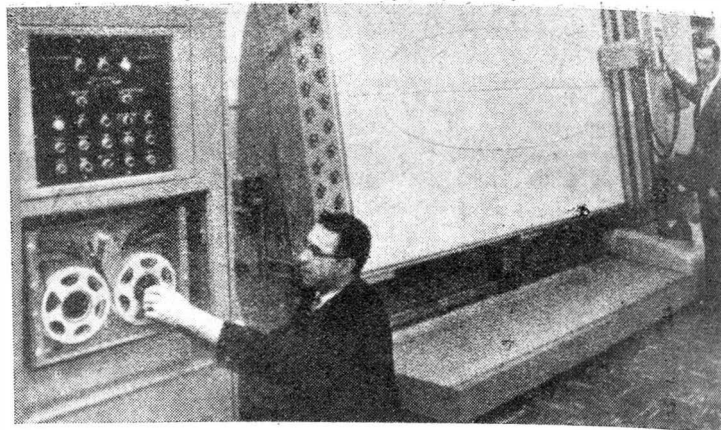
turze. Poza tym materiał ten jest wystawiony na wielo-
godzinne działanie silnego strumienia neutronów. Przy
analizie odkształceń od naprężeń termicznych i mechanicz-
nych stwierdzono, że najbardziej odporne materiały cera-
miczne nie dysponują wystarczającą wytrzymałością,
a głównie plastycznością umożliwiającą pokrycie odkształ-
ceń cieplnych i innych. Z tych względów w rozważaniach
wzięto pod uwagę stopy żaroodporne. Stopy wolframu,
molibdenu i niobu wyeliminowała próba pokrywania
ostrych krawędzi. Stopy metali szlachetnych, jakkolwiek
przydatne, eliminuje wysoki koszt. Z kilku badanych sto-
pów chromowych jedynie stop Cr-5MgO zachował plastycz-
ność po wystawieniu go na działanie powietrza o tempera-
turze 1260 °C. Wspomniany stop chromowy uzyskuje się
za pomocą metalurgii proszków. Po sproszkowaniu chromu,
tlenku magnezu i tytanu (dla odgazowania) następuje ich
wymieszanie, sprasowanie i spiekanie, a następnie wyciska-
nie ze stosunkiem przetłoczenia 9 : 1 i wreszcie wygrzewanie
w temperaturze około 1000 °C. Materiał w tym stanie
dysponuje następującymi własnościami: w temperaturze
pokojowej — wytrzymałość na rozerwanie $R_r = 32$ kG/mm²,
granica plastyczności $Q_r = 16$ kG/mm² i wydłużenie 16%;

W temperaturze pokojowej po 10-godzinny przebywaniu w powietrzu o temperaturze 1260 °C — $Rr=22$ kG/mm², $Qr=14$ kG/mm² i wydłużenie 2,5%, a w temperaturze 1260 °C — $Rr=2,5$ kG/mm², $Qr=1,4$ kG/mm² i wydłużenie 25%. Z materiału tego wykonuje się kanały przepływowe gorącej części reaktora, jak to widać na rysunku, gdzie pewne fragmenty pokazano w przekroju. Zakres pracy reaktora zawiera się w temperaturach od 260 °C do 1260 °C, dlatego materiał poddawano udom termicznym w tym zakresie temperatur. Próby te wypadły pomyślnie — materiał nie doznawał pęknięć. Dalsze własności tego materiału to wysoki stopień przywierania tlenków stopu oraz duża gęstość warstwy tlenków. Stąd gotowy produkt ze stopu Cr-5MgO, poddany wstępnemu utlenianiu, staje się odporny na reakcje w czasie pracy. Zadaniem elementów pokazanych na rysunku jest przeprowadzenie powietrza z wielu kanałów o małych przekrojach do jednego zbiorczego, przy minimalnym spadku ciśnienia. Dzięki dobrej podatności materiału do formowania i zachowania profilowych kształtów przewodów spadek ciśnienia nie przekracza 3%. Materiał ten można również obrabiać mechanicznie przy zachowaniu specjalnych środków ostrożności z uwagi na jego kruchość. Obróbkę przeprowadza się przy obfitym chłodzeniu specjalnym roztworem, z szybkością skrawania 24—30 m/min i przy grubości warstwy 0,1—0,2 mm. Można również prowadzić proces szlifowania miękką tarczą gruboziarnistą. Stop ten można również lutować w próżni, lutami na osnowie platyny, a nawet można spawać punktowo, przy użyciu drutu platynowego. Do kontroli jakości, a zwłaszcza obecności pęknięć, nadają się metody zarówno rentgenowskie i ultradźwiękowe, jak i penetracyjne.

A. G.

KREŚLENIE ZA POMOCĄ STEROWANIA NUMERYCZNEGO

Amerykańskie firmy opracowały specjalne urządzenie Ekstrom Carlson 700 do wykonywania rozrysowań złożonych kształtów na podstawie danych zakodowanych na taśmie perforowanej lub taśmie magnetycznej. Wykres może być wykonywany na kalce technicznej, na powierzchni metalowej lub pokrytej masą plastyczną. Rysunki mogą być wykonywane w skali 1:4, 1:2, 1:1 i 2:1, linią ciągłą lub przerywaną. Powierzchnia robocza tablicy pochylona jest pod kątem 10°, ma wymiary 3660 × 1520 mm. Urządzenie wyposażone jest w próżniowy system umożliwiający



mocowanie rysunku, o pełnych wymiarach, jak również jednego lub kilku rysunków mniejszych równocześnie. Urządzenie gwarantuje poprawne ustawienie rysunku na tablicy, a także dokładne jego powtórne zamocowanie na poprzednim miejscu w stosunku do wszystkich osi. Sterowanie programowe ciągle działa w kierunkach dwóch osi (płaszczyzny XY). Dosuw i odsuw głowicy samokreślącej w kierunku osi Z dokonywany jest za pomocą cylindra pneumatycznego. Maszyna wyposażona jest w układ sterowania oparty na zapisie dwójkowo-dziesiętnym. Liniowa i kołowa interpolacja podnosi dokładność wykreślenia profilu. Sterowanie dokonywane jest za pomocą 8-kanałowej taśmy perforowanej lub taśmy magnetycznej. Do wyposażenia stoiska należy czytnik fotoelektryczny, serwo-silniki prądu stałego, sprzężenie zwrotne itp.

Podstawowa prędkość kreślenia linii wynosi 3 m/min, może jednak być w razie potrzeby zwiększona. Charakterystyka serwomechanizmów, niezależnie od programu, zmniejsza prędkość do 250 mm/min przy zbliżeniu do gwałtownych zmian kierunku. Wyposażenie urządzenia umożliwia zerowanie osi X i Y oraz wykonywanie lustrzanych odbić kształtu. Optymalne osiągi maszyny znajdują się w zakresie temperatur 21—26 °C i 70% wilgotności. Układ sterowania natomiast funkcjonuje poprawnie w zakresie temperatur 10—49 °C i do 95% wilgotności. Dokładność odtwarzania kształtów 0,05 mm.

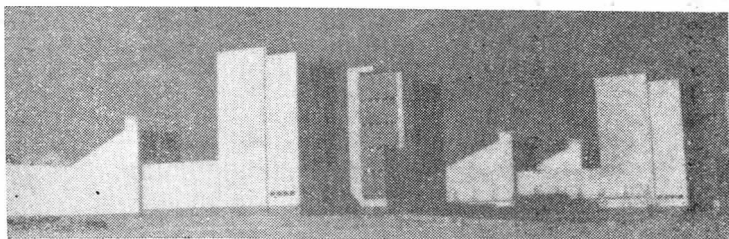
A. G.

Rozwój egipskiego przemysłu lotniczego

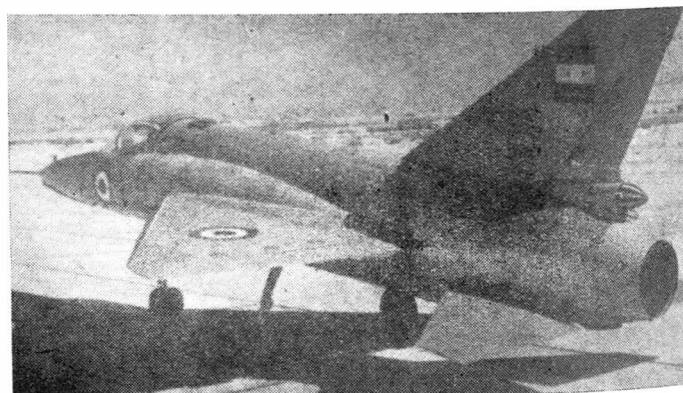
Zasługującym na szczególną uwagę wydarzeniem w świecie lotniczym jest gwałtowny rozwój egipskiego przemysłu lotniczego, którego budowę od podstaw rozpoczęto przed czterema latami. Decyzja rozwoju własnego przemysłu lotniczego została podyktowana głównie koniecznością niezależnienia się od zagranicznych dostaw uzbrojenia. Na południe od Kairu, w miejscowości Heluan, powstały nowoczesne zakłady budowy płatowców i silników. W projektowaniu tych zakładów brali udział najlepsi architekci z wielu krajów. Budynki fabryczne zostały tak pomyślane, aby ich wnętrza zabezpieczyć przed piaskiem niesionym przez pustyne wiatry. W związku z tym większość budynków i hal została zaopatrzona w urządzenia klimatyzacyjne. Zakłady należą do najnowocześniejszych na świecie; są wyposażone w obrabiarki i urządzenia (np. urządzenia do chemicznej obróbki metali, komory do wytopów próżniowych, urządzenia kontrolno-pomiarowe) na najwyższym poziomie technicznym. Obecnie czynne są już cztery ha-

mownie do prób turbinowych silników odrzutowych (rys. 1), a dalsze mają być wkrótce oddane do użytku. Pracujący w zakładach robotnicy egipscy szkolą się pod okiem grupy specjalistów niemieckich, hiszpańskich, szwajcarskich i austriackich. Zakłady są wzniesione na terenie pustynnym, dzięki czemu ich dalsza rozbudowa będzie znacznie ułatwiona.

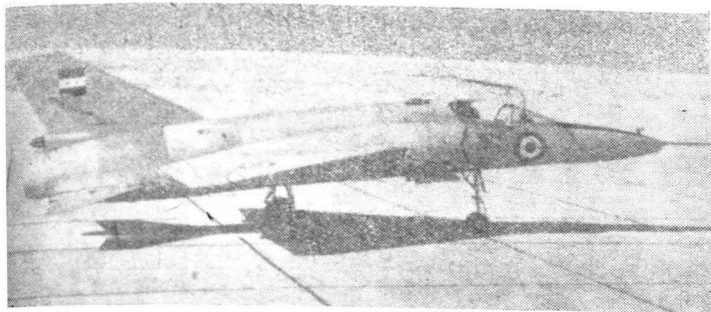
W Heluan przygotowuje się produkcję poddźwiękowych samolotów treningowych, mogących również spełniać rolę samolotów taktycznych, HA-200 i naddźwiękowych samolotów myśliwskich HA-300 (rys. 2 i 3) oraz silników do



Rys. 1



Rys. 2



Rys. 3

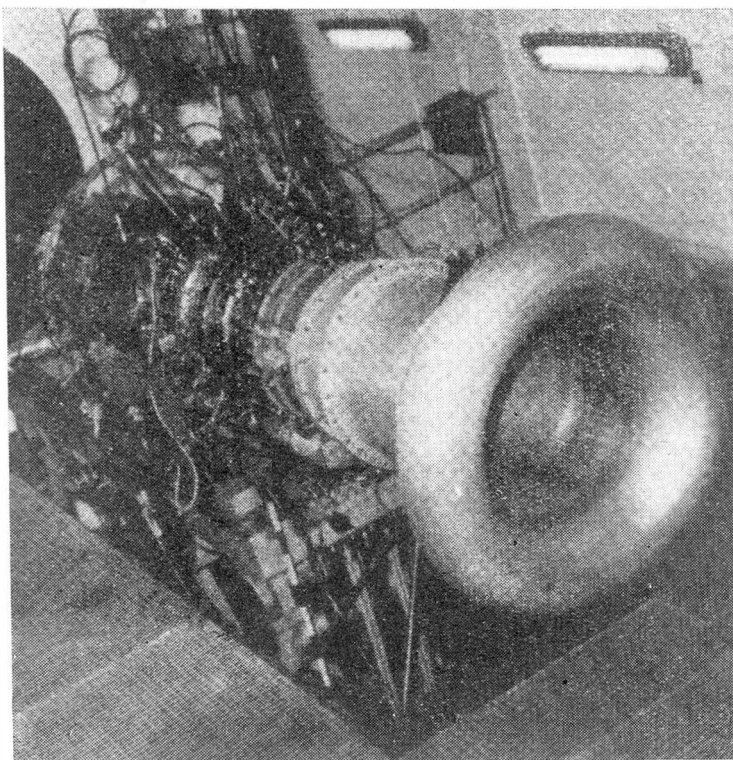
dźwięku tylko w locie nurkowym). Wersja produkcyjna będzie poza tym udoskonalona pod względem aerodynamicznym. Pierwsze loty z silnikiem E-300 są przewidywane na koniec bieżącego roku lub najpóźniej na początek przyszłego, produkcja seryjna rozpocznie się prawdopodobnie w roku 1966 lub nawet wcześniej. Na temat uzbrojenia samolotu brak jest danych.

Zakłady w Heluan nie zamierzają poprzestać na budowie dwóch typów płatowców i silników. Już obecnie projektuje się silniki o większym ciągu i nowe samoloty oraz planuje

tych samolotów E-200 i E-300. Oba płatowce są konstrukcji Messerschmitta, a licencję na ich budowę zakupiono w Hiszpanii (samolot HA-300 nie był w Hiszpanii produkowany). Silnik E-200 ma ciąg 500 kG i pod względem konstrukcji jest bardzo podobny do silnika Turbomeca „Marbore”. Natomiast silnik E-300 stanowi własne opracowanie zespołu egipskich projektantów kierowanych przez Austriaka — Ferdynanda Brandnera. Próby w locie samolotu HA-300 przeprowadza się obecnie przy użyciu silnika Bristol Siddeley „Orpheus” BOR.2 o ciągu 2130 kG. Samolot HA-300 ma osiągać prędkość odpowiadającą $Ma = 2,3$ i dlatego wymaga silnika o znacznie większym ciągu. Ponieważ pertraktacje w sprawie zakupienia silników za granicą nie dały wyników, przystąpiono do projektowania własnego silnika. Prace projektowe przebiegały równoległe z budową zakładów w Heluan, przy czym duże usługi oddało znakomicie wyposażone elektroniczne centrum obliczeniowe.

E-300 jest silnikiem jednowałowym, ma 9-stopniową sprężarkę, dwustopniową turbinę i dopalacz. Rozwija ciąg 5000 kG (z dopalaniem), wyróżnia się bardzo dobrym stosunkiem ciągu do ciężaru, a jego wymiary nie przekraczają wymiarów silnika „Orpheus”. Wydaje się, że silnik ten może zdobyć rozległe rynki zbytu; szczególnie atrakcyjnie przedstawia się on dla samolotów wyposażonych w silniki „Orpheus” (samoloty G.91, „Gnat”, Fuji-Trainer). Już obecnie został on zamówiony przez Indie do naddźwiękowego samolotu taktycznego Hindustani HF-24 i ma być budowany tam z licencji. Z drugiej strony, samolot HF-24 będzie w Egipcie wykorzystany jako latająca hamownia do prób w locie silnika E-300, który zostanie zabudowany na miejsce jednego z dwóch silników Bristol Siddeley „Orpheus”. Rysunek 4 przedstawia silnik E-300 w czasie prób na stoisku.

Parę słów należy jeszcze powiedzieć na temat płatowca HA-300. Jak widać ze zdjęć ma on bardzo elegancką linię kadłuba, małe skrzydło „delta” i pływające usterzenie wysokości. Dwa boczne wloty powietrza będą zmodyfikowane w celu dostosowania ich do lotów z prędkościami naddźwiękowymi (obecnie samolot przekracza prędkość



Rys. 4

opanowanie rynków zbytu krajów afroazjatyckich; do krajów tych zamierza się eksportować samoloty pasażerskie i samoloty przystosowane do eksploatacji na terenach pokrytych dżunglami.

Niniejsza wzmianka została opracowana w oparciu o informacje zawarte w czasopiśmie „Flugwelt International”, nr 5, 1964, którego redaktorzy zwiedzali niedawno zakłady w Heluan.

W. K.

Z lotnictwa komunikacyjnego

Amerykańska prasa fachowa podaje informacje dotyczące zamierzonego wprowadzenia przez „Aeroflot” dwusilnikowych turbośmigłowych samolotów Antonow An-24 — na krótkie i średnie linie — zamiast IŁ-14. Oblicza się, że koszty operacyjne tonokilometra obniżą się o 25—30%. Wielką zaletą samolotu AN-24 jest możliwość korzystania z bardziej miękkich dróg startowych, co przyniesie oszczędność 10—15% i rozszerzy sieć lotnisk użytkowanych w sezonie deszczowym. Dalsze oszczędności eksploatacyjne wynikną ze zmniejszenia ilości osób załogi. Na An-24 załogę stanowić będzie tylko I i II pilot. Ponieważ na samolotach IŁ-12 i IŁ-14 — załoga składa się z 5 osób (dwóch pilotów, nawigator, radiooperator i mechanik pokładowy) — przeto zmniejszenie personelu latającego wpłynie nie tylko na obniżenie bezpośrednich kosztów eksploatacyjnych, lecz również pozwoli na skierowanie załóg na inne linie. Kortrzyści wprowadzenia An-24 na miejsce IŁ-14 dotyczą również ilości miejsc pasażerskich (44 zamiast 36), ciężaru ładunku, prędkości podróźnej (475 km/h na wys. 6000 m) itp. Długość startu jest dla obu typów jednakowa i wynosi 500 m.

Fińskie Linie Lotnicze „Finnair” otrzymają na wiosnę pierwszą jednostkę z sześciu zamówionych Caravelle Super B. Samoloty te (ostatni ma być dostarczony w 1966 r.) mają zapewnić połączenie non-stop Helsinek z głównymi miastami Europy m. in. z Londynem, Paryżem, Frankfurtem i Zurychem. Wersja „Super B” wyposażona będzie w dwa silniki Pratt and Whitney JT 8D-1 o ciągu startowym 6350 kG każdy, z urządzeniem do odwracania ciągu (typ Super A, eksponowany na salonie paryskim posiada silniki Gen. Electric CJ 805-23C). Kabiny tych liniowców będą przystosowane dla 75 miejsc klasy turystycznej i 12 pierwszej, jakkolwiek istnieje możliwość umieszczenia od 79 do 89, a nawet 94 pasażerów. Całkowity ciężar startowy wynosi 52 000 kG, maks. ciężar użyteczny 9265 kG. Ekonomiczna prędkość podróźna 830 km/h na 9000 m.

L. L. „Finnair” — jako pierwsze poza blokiem państw socjalistycznych — otrzymały prawa towarzystwa komunikacji lotniczej w Leningradzie.

Periodyk amerykański daje porównanie wyników działalności linii lotniczych radzieckich, amerykańskich i francuskich. W 1962 r. „Aeroflot” przewiózł 27 mln pasażerów,

„Pan American” (na trasach międzynarodowych) — 4,5 mln, „United Air Lines” (w komunikacji wewnętrznej) — 12,8 mln. Sieć połączeń „Aeroflotu” wynosi 500 000 km (w tym krajowe 400 tys. km), P.A. — 112 000 km, UAL — 29 000 km, „Air France” — obecnie — 288 000 km (odpadły linie afrykańskie o długości 100 000 km). Roczny przyrost pasażerów wynosi na liniach radzieckich 33%, zaś na amerykańskich poniżej 13%.

Wśród przedsięwzięć lotniczych krajów kapitalistycznych cztery pierwsze miejsca — pod względem ilości przewiezionych pasażerów — zajmują linie amerykańskie. Najwyższą lokatę ma „United Air Lines”, piąte miejsce w tej tabeli zajmują linie brytyjskie BEA.

■ O wielkim zapotrzebowaniu linii lotniczych na średnio-dystansowe samoloty odrzutowe świadczą składane zamówienia na angielskie BAC. 1.11. Zawarto już 72 kontrakty, przy czym 43 jednostki zamówiły towarzystwa USA. Na wiosnę trzeci samolot tego typu przechodził próby odbiorcze.

■ Według informacji przedstawiciela „Aeroflotu” w Londynie, przedsiębiorstwo to przewiduje zapotrzebowanie na 20 samolotów naddźwiękowych. Przemysł radziecki przystąpił już do opracowywania projektu liniowca komunikacyjnego na Ma = 2,3. Transportowiec IL-62 stanowi ostatnią poddźwiękową konstrukcję pasażerskiego liniowca w służbie „Aeroflotu”.

■ Linie lotnicze „Air France” i „British Overseas Airways Corp” zamówiły po 8 naddźwiękowych samolotów „Concorde”. Ogółem portfel zamówień na ten typ obejmuje 35 samolotów.

■ Koszty eksploatacyjne samolotów komunikacyjnych pod i naddźwiękowych przedstawiają się jak następuje (pierwsza pozycja dla samolotu poddźwiękowego):

ilość pasażerów	150	100
średnia prędkość podróżna (km/h)	800	1800
współczynnik dochodu na godz.	1,0	1,5
współczynnik kosztów miejscokilometra	1,0	1,0
współczynnik bezpośrednich kosztów ruchu na godz.	100	150

Podział kosztów:

koszt materiałów pędnych	25	50
koszty inne	75	100
łącznie koszty	100	150

■ Porównanie czasów przelotu z Genewy samolotów komunikacyjnych pod- i naddźwiękowych (druga pozycja dla s. naddźwiękowego Ma = 2,7):

— do Londynu	1 godz. 30 min.	55 min.
— do Kairu	4 " 40 "	1 godz. 40 min.
— do N. Jorku	9 " 15 "	3 " —
— do Rio de Janeiro	13 " 45 "	4 " 25 "
— do Los Angeles	15 " 05 "	5 " 50 "
— do Tokio	23 " 40 "	9 " 20 "
— do Sidney	27 " 50 "	10 " 30 "

■ Sprawa bezpieczeństwa lotnictwa komunikacyjnego leży w centrum uwagi międzynarodowych organizacji branżowych i prasy.

Komisja Żeglugi Powietrznej ICAO i Komitet Techniczny IATA zgłaszają następujące zagadnienia, warunkujące bezpieczeństwo lotów:

- wprowadzenie skutecznej kontroli wskazań wysokościomierzy,
- dokładne wyznaczenie punktów na pasie startowym, zapewniające bezpieczny start i lądowanie,
- środki przeciwpożarowe w przypadku zderzenia samolotu z ziemią,
- zabezpieczenie silników turbinowych przed zanieczyszczeniami na lotniskach.

Prasa popiera rezolucję angielskiego Stowarzyszenia Pilotów i Nawigatorów, domagającą się ogłaszania wykazu międzynarodowych lotnisk komunikacyjnych niewystarczająco (poniżej standardu ICAO i IATA) wyposażonych w urządzenia nawigacyjne.

Zwiększeniu bezpieczeństwa lotów służyła konferencja w Montrealu zwołana w br. przez Kom. Techniczny IATA. Pod obrady weszły następujące zagadnienia:

- technika pilotażu w warunkach niespokojnej atmosfery,
- technika lądowania i startu (przed i za pasem, pas śliski i in.),
- czynnik biologiczny (zdolność percepcji, przydatność psychofizyczna i in.),
- bezpieczeństwo lotów i szkolenie.

■ Sidney jest pierwszym portem lotniczym, który opracował i wprowadził specjalny system ostrzegający samoloty, znajdujące się w obszarze przylotniskowym o promieniu 50 mil, przed niebezpieczeństwem silnej turbulencji powietrza. System ten (zwany JACMAS = Joint Approach Control Meteorological Advisory Committee) wprowadzony został po wypadku samolotu Viscount. System polega na określeniu wielkości i siły zaburzeń powietrza przy pomocy trzech oddzielnych rodzajów obserwacji i przekazywanie odpowiednich informacji do wieży kontroli lotniska. W systemie biorą udział: radar, nadajniki przekazujące obraz z radaru oraz wewnętrzna telewizja portu lotniczego. Dodatkowo korzysta się z danych dostarczonych przez około 100 obserwatorów, znajdujących się w strefie miasta i lotniska. W momencie kiedy radar, obserwatorzy lub załogi lecących samolotów sygnalizują niebezpieczne warunki meteo (np. silnie rozbudowane chmury kłębiaste), system rozpoczyna swoje funkcjonowanie. Radar lotniskowy portu w Sidney posiada dodatkowe wyposażenie (isoecho), które umożliwia ekspertom biura pogody określenie zawartości opadu (deszczu) w chmurze. Informacja ta jest bardzo istotna ze względu na związek, jaki zachodzi pomiędzy turbulencją powietrza a intensywnością opadu. Co 10 minut obrazy radarowe powietrza transmitowane są do biura meteorologicznego.

■ Wprowadzenie do eksploatacji samolotów z kabinami ciśnieniowymi hermetycznie izolowanymi spowodowało pojawienie się nowego rodzaju niebezpieczeństwa — rozhermetyzowania kabiny w locie w wyniku uszkodzenia drzwi wejściowych, awaryjnych luków lub okien. W USA, w latach 1957—1962, zarejestrowano 93 takich wypadków. Niektóre z nich spowodowały śmierć członków załogi i pasażerów. Specjalnie niebezpieczne skutki rozhermetyzowania występują w samolotach posiadających drzwi otwierane na zewnątrz. Drzwi, luki i okna oraz sygnalizacja otwarcia drzwi muszą być systematycznie sprawdzane. Nie wolno wykonywać lotu nawet przy drobnej usterce drzwi.

Z.

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

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł

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

Półroczna 72.— zł

Własności mechaniczne i zastosowanie polskich odlewniczych stopów aluminium (wg PN-61/H-88027)

L.p.	Cechy stopu	Sposób odlewania ¹⁾	Rodzaj obróbki cieplnej ²⁾	Własności mechaniczne min.			Zastosowanie
				R _r kG/mm ²	σ _s %	HB	
1	AK20	LK	wyzarzenie rekrytalizujące	15	0,3	90	Odlewy wysoko obciążonych tłoków silników spalinowych
			P+ST 20	20	0,2	100	
2	AK12	LK	ST	18	0,5	95	Odlewy tłoków silników spalinowych
			P+ST 20	20	0,5	100	
3	AK11	LP, LK (modyfik)	—	15	4	50	Odlewy o skomplikowanym kształcie średnio obciążone. Części dla przemysłu zbrojeniowego i elektrycznego, części armatury okrętowej i silników okrętowych oraz mechanizmów paktdowych i pomp okrętowych, wysoko obciążone, w podwyższonej temp. odporne na korozję wody morskiej
		LK	—	16	2	50	
4	AK9	LP, LK	—	15	2	50	Większe odlewy o dużej wytrzymałości silnie i średnio obciążone.
		LK	ST	20	1,5	70	
		LP(modyfik)	P+ST 23	23	3	70	
5	AK7	LK	P+ST 24	24	3	70	Odlewy części samolotów o skomplikowanym kształcie, średnio obciążone, części silników, części dla przemysłu zbrojeniowego.
		LP, LK	—	16	2	50	
		LP	P	18	4	50	
		LK	P	19	4	50	
		LP	P+ST 20	20	2	60	
6	AK63	LK	P+ST 21	21	2	60	Różnego rodzaju odlewy, także cienkościennie, średnio o nawet wysoko obciążone.
		LP	—	16	1	60	
7	AK52	LK	—	17	1	70	Odlewy głowic cylindrów silników spalinowych, części samolotów, części dla przemysłu zbrojeniowego i części różnych aparatów.
		LP, LK	ST	17	1	70	
		LP, LK	wyzarzenie rekrytalizujące	12	—	65	
		LP	P+ST 21	21	—	75	
		LK	P+ST 24	24	0,5	75	
		LP, LK	P+ST 20	20	1	70	
		LP, LK	P+ST 18	18	2	65	
		LP, LK	ST	16	—	65	
8	AK51	LP	P+ST 20	20	—	70	Odlewy głowic cylindrów silników spalinowych części samolotów, części dla przemysłu zbrojeniowego i części różnych oporotów.
		LP, LK	P+ST 18	18	1	65	
		LP	P	28	9	60	
9	AG10	LP	P	28	9	60	Odlewy o wysokiej odporności na korozję, galanteria.
10	AG51	LP, LK	—	15	1	55	Odlewy o wysokiej odporności na korozję.
11	AM75	LP	—	12	—	80	Odlewy tłoków i innych części silników samochodowych i motocyklowych, części maszyn pracujących w podwyższonych temperaturach.
		LK	—	16	—	80	
		LP	P+ST 13	13	—	80	
		LK	P+ST 20	20	—	100	
		LK	ST	17	—	90	
12	AM4	LP	P+ST 27	27	4	80	Odlewy dla przemysłu zbrojeniowego średnio i wysoko obciążone.
		LK	P+ST 32	32	7	85	
		LP	P+ST 29	29	3	90	
		LK	P+ST 33	33	4	95	

¹⁾ LP - odlewany w toku, LK - odlewany w piasku.

²⁾ P - przesycany, ST - starzony w podwyższonych temperaturach, liczba obok znaku obróbki cieplnej określa wymaganą minimalną wytrzymałość.

Tabela 15 Postać amerykańskich stopów aluminium do przerobki plastycznej

L.p.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32		
Oznaczenie stopu	2011	2014	2017	2018	2024	2025	2117	2218	3003	3004	4032	4043	5005	5050	5052	5056	5086	5154	5357	6053	6061	6062	6063	6066	6101	6151	6951	7001	7072	7075	7076	7277		
Biały	zwykłe				x				x	x			x	x	x	x	x	x	x		x						x					x		
	platerow.	x			x				x	x				x							x												x	
Pięty	zwykłe		x			x			x	x			x	x	x	x	x	x	x		x													
	platerow.	x			x				x	x				x							x													
Kuty	ciągnięte		x			x			x ⁹⁾					x	x						x	x	x	x	x		x	x						
	wyciskane	x	x			x			x				x								x	x	x	x	x		x	x						
Kształkowane	walców.		x																		x					x								
	wyciskane	x	x			x			x				x								x	x	x	x			x	x						
Pręty	x	x	x		x				x					x	x	x					x				x	x								
Druł	x		x		x		x		x			x		x	x	x ⁹⁾			x		x	x					x			x	x			
Nity					x		x									x					x	x												
Odkuwki		x		x		x		x				x									x				x			x						x

Także jako platerowane

Tabela 16 Własności mechaniczne radzieckich odlewniczych stopów aluminium (wg GOST 2685-63)

L.p.	Cecha stopu	Sposób odlewania	Rodzaj obróbki cieplnej ²⁾	Własności, mechan. min.			L.p.	Cecha stopu	Sposób odlewania	Rodzaj obróbki cieplnej	Własności, mechan. min.		
				R _r	σ _s	HB					R _r	σ _s	HB
1	AЛ22	LP, LS, LK, WM	—	18	1	90	11	AЛ19	LP, LS, WM	P	30	8	70
		LP, LS, LK, WM	P	23	1,5	90			LP, LS, LK, WM	P+CS	34	4	90
		LC	—	20	1	90			LP, LS, WM	—	17	0,5	65
2	AЛ23	LP, LS	—	19	4	60	12	AЛ3	LP, LS, WM	—	14	0,5	65
		LK, LC	—	22	6	60			LP, LS, LK, WM	S	17	—	70
		LP, LS, LK	P	23	6	60			LP, LS, LK, WM	wyzarzanie	15	1	65
3	AЛ23-1	LP, LS	—	20	5	60	13	AЛ6	LP, LS, WM	P+CS	22	0,5	75
		LK, LC	—	24	10	60			LP, LS, WM	P+CS	25	0,5	75
		LP, LS, LK	P	25	10	60			LP, LS, LK, WM	H+OS	21	1	70
4	AЛ27	LP, LS, LK, LC	P	32	12	75	14	AЛ14B	LP, LS, LK, WM	H+OS	18	2	65
		LP, LS, LK, LC	P	35	15	75			LC	—	16	0,5	65
6	AЛ28	LP, LS, WM	—	20	4	55	15	AЛ15B	LP, LS, LK, WM	wyzarzanie	15	1	45
		LK	—	21	5	55			LC	—	15	1	45
		LC	—	21	3,5	55			LP	—	13	0,5	70
7	AЛ29	LC	—	21	3	60	16	AЛ1	LK	—	17	0,5	70
		LP, LK	—	16	—	70			LK	—	17	0,5	70
8	AЛ4B	LP	P+Smax	24	0,5	80	17	AЛ11	LK	—	24	0,5	85
		LK	P+Smax	25	0,5	90			LP	P+CS	20	0,5	85
		LP	—	13	0,5	60			LP	—	15	—	70
9	AЛ9B	LK	—	16	0,5	60	18	AЛ21	LK	—	18	0,5	70
		LP	—	16	0,5	60			LP	P+CS	20	—	80
		LP	P+CS	20	0,5	75			LK	—	22	0,5	85
10	AЛ7B	LK	—	13	0,5	55	19	AЛ25	LP, LS, LK, WM	P+CS	21	0,5	95
		LP	—	16	1	55			LP, LS, LK, WM	H+OS	18	1	80
		LP	P+CS	22	1	70			LP, LS, WM	—	20	2	80
		LK	—	22	2	70	20	AЛ18B	LK	—	18	—	80
		LP	P+CS	25	2	70			LP, LS, LK, WM	wyzarzanie	16	1	65

¹⁾ LP-odlewany w płasku, LS-odlewany w skorupach, LK-odlewany w kociach, LC-odlewany pod ciśnieniem, WM-odlewany metodą wytapianych modeli.
²⁾ P-przesypany, S-siarzony, Smax-siarzony na maksymalną twardość, CS-siarzony w temperaturze stabilizująco, OS-odpuszczony zmiękczająco, OM-odpuszczony zmiękczająco.

Tabela 17 Własności fizyczne kilku radzieckich odlewniczych stopów aluminium.

L.p.	Cecha stopu	Ciężar właściwy g/cm ³	Współcz. rozszerz. liniowej α · 10 ⁻⁶ w zakresie temp. w temperaturze						
			20-100°C	20-200°C	20-300°C	400°C			
1	AЛ1	2,81	22,5	23,5	24,5	0,31	0,33	0,35	0,37
2	AЛ3	2,70	22,0	23,0	24,0	0,39	—	—	—
3	AЛ4	2,65	20,0	21,0	22,0	0,35	—	—	—
4	AЛ5	2,70	22,0	23,0	24,0	0,38	—	—	0,42

Tabela 18 Własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych oraz własności technologiczne kilku radzieckich odlewniczych stopów aluminium.

L.p.	Cecha stopu	Własności mechaniczne w temperaturach podwyższonych				Własności technologiczne			
		oznaczenie		Tempera. zalewania °C		Skurcz % liniowy	Skrawalność	Sprawalność	Odporność na korozję
		R _r Kgf/mm ²	Q _r Kgf/mm ²	100°C	200°C				
1	AЛ1	27,5	23,0	22,0	17,0	5,3	zadowalająca	zadowalająca	wymaga zabezp. przed korozją
2	AЛ3	22,0	26,0	16,0	4,0	4,5	zadowalająca	zadowalająca	wymaga zabezp. przed korozją
3	AЛ4	3,0	4,0	11,0 ¹⁾	5,4 ²⁾	3,5	zadowalająca	zadowalająca	zadawal. w wilgotnej atm. wodzie morskiej, stęż. kwasie azot. i kwasie węgl.
4	AЛ5	1,0	1,4	13,0	4,0	4,7	zadowalająca	zadowalająca	zadawal. w wilgotnej atm. wodzie morskiej, stęż. kwasie azot. i kwasie węgl.

¹⁾ przy gór. zow. Cu 11% obora
²⁾ przy gór. zow. Cu 11% obora