

technika
lotnicza
i astronautyczna

1966 **2**





Mgr inż. JAN PACZOSKI

Dnia 18 grudnia zmarł nagle, przeżywszy 48 lat, mgr inż. Jan Paczoski, długoletni naczelny redaktor czasopisma **TECHNIKA LOTNICZA**, organizator i wielokrotny przewodniczący Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich, długoletni pracownik naukowy Instytutu Lotnictwa.

Po ukończeniu Gimnazjum im. Tadeusza Czackiego rozpoczął w 1935 roku studia na Wydziale Mechanicznym Politechniki Warszawskiej. Studia te, przerwane przez wojnę, ukończył w grudniu 1946.

Podczas okupacji hitlerowskiej zasługuje na podkreślenie Jego działalność w konspiracji dla lotnictwa polskiego. Instrukcje sprzętu latającego, tłumaczone przez Niego z materiałów niemieckich, wykorzystywano na tajnych kursach dla mechaników lotniczych.

Od 1948 roku mgr inż. Jan Paczoski był redaktorem czasopisma „**TECHNIKA LOTNICZA**”. Od pierwszego numeru, po wznowieniu działalności pisma we wrześniu 1948 r., wszystkie prace związane z redagowaniem każdego zeszytu kwartalnika spoczywały na barkach mgra inż. J. Paczoskiego. Po przejściu wydawania „Techniki Lotniczej” przez Naczelną Organizację Techniczną od 1 stycznia 1950 r. mgr inż. J. Paczoski stanął na czele zespołu redakcyjnego jako nieetatowy Naczelny Redaktor. Dzięki Jego wysiłkom i inicjatywie już od 1 stycznia 1952 r. czasopismo zaczęło ukazywać się jako dwumiesięcznik. Pismo uzyskało wkrótce pochlebny opinię i odpowiednie uznanie nie tylko w kraju, ale i za granicą.

Przeglądając obecnie, po latach, artykuły wstępne pióra mgra inż. J. Paczoskiego dotyczące zagadnień polityki przemysłu lotniczego, jego specyfiki, problemów lotnictwa gospodarczego i sportowego można

stwierdzić, że myśli w nich zawarte jeszcze i teraz nie straciły na aktualności.

W roku 1965 został przewodniczącym Rady Programowej „Techniki Lotniczej”.

Mgr inż. Jan Paczoski był działaczem Sekcji Lotniczej SIMP. Jako członek zarządu pracował od chwili wskrzeszenia Związku Polskich Inżynierów Lotniczych jako Sekcji Lotniczej SIMP w maju 1947 r., przez kilka kadencji do lutego 1950 r. oraz w ostatnich latach — jako przewodniczący Sekcji. Miał szerokie plany ożywienia działalności sekcji, ale nie dane Mu było ich zrealizować.

Wymienione prace mgra inż. J. Paczoskiego stanowią tylko część Jego działalności. Część, na którą poświęcał czas przeznaczony na wypoczynek.

Główny nurt Jego działalności, od października 1945 r. aż do dnia śmierci, łączy się z Instytutem Lotnictwa, gdzie był kierownikiem Zakładu Podwozi w Ośrodku Osprzętu, a od 1 kwietnia 1964 r. powołany został na stanowisko samodzielnego pracownika naukowo-badawczego. W Instytucie poświęcił się całkowicie zagadnieniom podwozi samolotowych i stał się wybitnym znawcą problemów amortyzacji, ogumienia i hamulców lotniczych. Opracował metodykę badań podwozi i na skonstruowanym do tego celu młocie przeprowadził badania podwozi wszystkich skonstruowanych w Polsce samolotów. Opracował metodykę dynamicznych badań ogumienia i na wykonanych do tego celu urządzeniach przeprowadził badania kilkudziesięciu rodzajów ogumienia. Zajmował się amortyzatorami cieżkowymi, tak że w wyniku Jego twórczego wkładu uzyskano w projektowanych w kraju rozwiązaniach dobre wyniki. Pozostawił bardzo liczne sprawozdania z tych prac i opracowania samodzielne, które stanowią trwałą dorobek polskiej techniki lotniczej. Badania prowadzone przez Niego i ich wyniki były wykorzystywane nie tylko dla lotnictwa, lecz są wdrażane przez przemysły opon samochodowych i taboru kolejowego.

Mgr inż. JAN PACZOSKI był odznaczony Srebrnym Krzyżem Zasługi i Medalem Dziesięciolecia. Dobrze zasłużył się Polskiemu Lotnictwu. Cześć Jego pamięci!

TREŚĆ ZESZYTU	Str.	СОДЕРЖАНИЕ	Стр.	CONTENTS	Page
W. Łanecka-Makaruk: Metoda obliczenia stateczności dynamicznej szybowców oraz obciążenia ustalenia wysokości podczas brutalnego sterowania z uwzględnieniem elastyczności skrzydła . . .	1	W. Łanecka-Makaruk: Метод вычисления динамической устойчивости планеров, а также нагрузки руля высоты во время грубого управления с учетом эластичности крыла . . .	1	W. Łanecka-Makaruk: The method for calculating dynamic stability of gliders and tail plane loads during brutal control taking into account the wing elasticity . . .	1
K. Turski: Pomiar odkształceń metodą elastooptyki w świetle odbitym . . .	7	K. Turski: Измерение деформации методом эластооптики в отраженном свете . . .	7	K. Turski: Strain measurements using the method of elastooptics in reflected light . . .	7
M. Łyżwiński: Tendencje rozwojowe raketowych napędów termicznych . . .	10	M. Łyżwiński: Прогрессные тенденции ракетных термических приборов . . .	10	M. Łyżwiński: Development trends in thermal rocket propulsion . . .	10
T. Missala: Charakterystyki rewersyjnego silnika prądu stałego . . .	15	T. Missala: Характеристики реверсивных двигателей постоянного тока . . .	15	T. Missala: The characteristics of the reversing direct current electromotor . . .	15
A. Gołędzinowski: Metoda punktów wymiarowych w zastosowaniu do krzywych płaskich i przestrzennych . . .	19	A. Gołędzinowski: Метод точек измерения в применении для кривых плоских и пространственных . . .	19	A. Gołędzinowski: The method of dimension points used for two — and three-dimensional curves . . .	19
NOWOŚCI TECHNICZNE . . .	24	ТЕХНИЧЕСКИЕ НОВОСТИ . . .	24	TECHNICAL NEWS . . .	24
KRONIKA . . .	28	ХРОНИКА . . .	28	THE CHRONICLE . . .	28
POMOCE KONSTRUKTORÓW DLA TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Rodzaje profili, systematyka i oznaczenia — Oprac. E. Lewalska . . .	III okł.	КОНСТРУКТОРСКИЕ ПОСОВИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ: Роды профилей, системы и обозначения — Разраб. E. Lewalska . . .	III обл.	DESIGNERS DATA SHEETS: Aerofoil types classification and designation — elaborated by E. Lewalska . . .	III okł.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULJKOWSKI Sekretarz red. M. K. SZURMAK
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KOR-
DZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA Red. techniczny D. PIETRZYKOWSKA

RADA PROGRAMOWA

mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, inż. W. JANUSZ, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. W. JUNG,
mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIE-
TRZAK, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. K. WÓJCICKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-63

Zakład Kolportażu WCTNOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1598/A — Z-5. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



Mgr inż. WIESŁAWA ŁANECKA-MAKARUK

Politechnika Warszawska
Katedra Mechaniki Wydz. M. E. i L.

629.135.15.073

Metoda obliczenia stateczności dynamicznej szybowców oraz obciążenia usterzenia wysokości podczas brutalnego sterowania z uwzględnieniem elastyczności skrzydła

W pracy niniejszej podano metodę obliczeń stateczności dynamicznej szybowca oraz obciążenia jego usterzenia wysokości podczas brutalnego sterowania z uwzględnieniem odkształcalności skrzydła.

Wprowadzenie odkształcalności skrzydła opiera się na założeniu półsztywnego skrzydła, to znaczy przyjęciu, że może ono odkształcać się według skończonej ilości stopni swobody. Jako postaci odkształceń odpowiadające poszczególnym stopniom swobody przyjmuje się postacię własną.

Źródłem znajomości postaci i częstości własnych są próby rezonansowe.

Przyjęcie do obliczeń normalnych postaci własnych ma tę zaletę, że unika się w równaniach sprzężenia bezwładnościowego i sztywnościowego.

Uwzględnienie elastyczności skrzydła daje nam dodatkowe równania ruchu dla każdego stopnia swobody po jednym oraz do równań ruchu szybowca sztywnego dodają się człony pochodzące od sprzężenia aerodynamicznego z tymi dodatkowymi stopniami swobody.

Wprowadzając odkształcalność skrzydeł uwzględniono tylko jego zginanie. Jest to uproszczenie, które można przyjąć ze względu na dużą sztywność skrzydeł szybowców na skręcanie (z prób rezonansowych wynika, że I skrętna postać skrzydła występuje na częstości ~ 20 Hz, podczas gdy I giętą na częstości ~ 3 Hz).

W pracy niniejszej przeprowadzono szczegółowe obliczenia stateczności dynamicznej podłużnej z uwzględnieniem odkształcalności skrzydła szybowca „Bocian” dla zakresu prędkości od 100 km/godz. do 280 km/godz. dla dwóch skrajnych położań środków ciężkości: przedniego w 25% C i tylnego w 38,2% C.

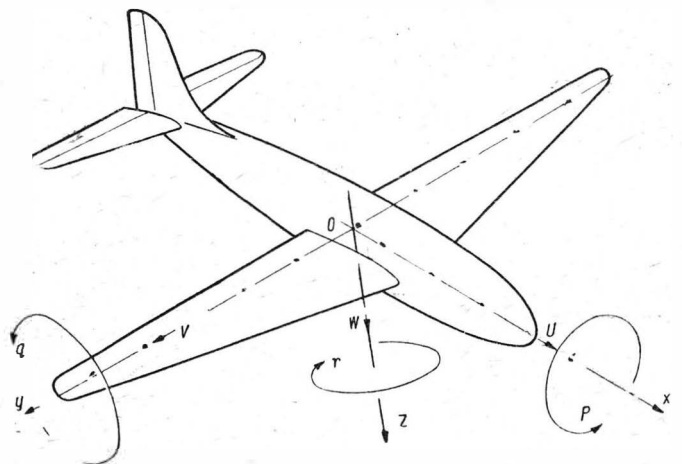
Odkształcenie skrzydła przyjęto jako I postać giętą skrzydła, które według wyników prób rezonansowych występuje na częstości 3,3 Hz.

Obliczenie obciążeń szybowca „Bocian” podczas brutalnego sterowania przeprowadzono dla prędkości $v = 180$ km/godz., dla dwóch wariantów wychylenia steru wysokości: nagłego $\Delta\beta_H = -0,2$ rd i sinusoidalnego $\Delta\beta_H = -0,2 \sin \omega t$ uwzględniając odkształcenie skrzydła.

Zagadnienia powyższe rozwiązano przyjmując następujące uproszczenia:

- 1) prędkość u w kierunku osi podłużnej związanej z szybowcem nie ulega zmianie,
- 2) kąt toru Θ_1 przed zakłóceniem jest mały,
- 3) opływ ma charakter ustalony (tzn. wielkości współczynników sił aerodynamicznych zależą jedynie od chwilowego kąta natarcia),
- 4) siły na usterzeniu nie wchodzi w równanie sił,
- 5) odkształcenie skrzydła uwzględniono tylko jako jego zginanie przyjmując, że na skręcanie jest ono sztywne (do obliczeń przyjmuje się jako odkształcenie I postać giętą skrzydła).

Przyjmując układ prawoskrętny (rys. 1) i oznaczenie wg „Mechaniki lotu” prof. W. Fiszdona (lit. 1) oraz wychodząc z ogólnych równań ruchu na siły i momenty dla układu osi związanych z samolotem wprowadza się następujące zależności na siłę wzdłuż



1. Przyjęte oznaczenia i kierunki poszczególnych wielkości

osi Z i moment pochylający M względem osi y dla sztybowca sztywnego:

$$\left. \begin{aligned} \sum Z_i m (\dot{w} - U_1 q) &= Z_u \cdot u + Z_w w + Z_q \cdot q - \\ - mg \sin \vartheta \Theta_1 \sum M_i I_{yy} \cdot \dot{q} &= M_u \cdot u + M_w w + \\ + M_q \cdot q + M_o \dot{w} + M_o \end{aligned} \right\} \quad [1]$$

Równania te są ważne dla ruchu samolotu obejmującego tylko małe zakłócenia lotu ustalonego.

Wielkości $Z_u \dots Z_q \dots M_u \dots M_q$ są to pochodne sił i momentów aerodynamicznych względem prędkości liniowych, kątowych i przyspieszeń:

- M_o — moment pochodzący od wychylenia steru wysokości,
- u, w — zmiany prędkości liniowych wskutek zakłócenia,
- q — zmiana prędkości kątowej wskutek zakłócenia,
- ϑ — zmiana kąta toru lotu wskutek zakłócenia.

Wskutek odkształcalności skrzydła do równań [1] dojdą siły i momenty aerodynamiczne pochodzące od zginania skrzydła.

Oznaczono je przez $(Z)_{el}$ i $(M)_{el}$, a szczegółowo zostaną określone dalej. Równania będą więc miały postać:

$$\left. \begin{aligned} m (\dot{w} + \ddot{z} - U_1 q) &= Z_u u + Z_w w + Z_q \cdot q + \\ - mg \sin \vartheta \Theta_1 + Z_{(elastyczne)} & \\ I_{yy} \dot{q} &= M_u u + M_w w + M_q \dot{q} + \\ + M_q \cdot q + M_o + M_{(elastyczne)} & \end{aligned} \right\} \quad [2]$$

Ponieważ Θ_1 i ϑ są małe, z założenia więc człon $mg \sin \vartheta \Theta_1$ możemy pominąć jako małą II rzędu

Z_q jest również małe.

$Z_u = 0$ } ponieważ przyjęto, że prędkość U w kierunku osi x nie zmienia się

Uwzględniając to oraz wprowadzając oznaczenia:

$\alpha = \frac{w}{v}$ równanie [2] można napisać:

$$\left. \begin{aligned} m \left(v \frac{d\alpha}{dt} - Vq \right) &= Z_\alpha \alpha + (Z)_{el} \\ I_{yy} \dot{q} &= M_\alpha \cdot \alpha + M_q \cdot \dot{q} + M_q \cdot q + M_o + (M)_{el} \end{aligned} \right\} \quad [3]$$

Wprowadzenie dodatkowego stopnia swobody (zginanie skrzydła) da dodatkowe równanie ruchu. Jest to równanie Lagrange'a zastosowane do skrzydła poruszającego się ruchem harmonicznym ze stałą amplitudą.

Ogólna postać równania Lagrange'a jest następująca:

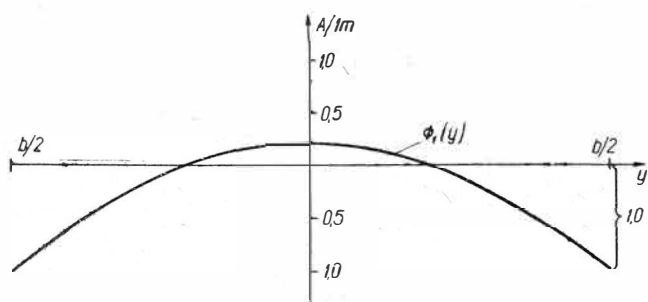
$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_j} + \frac{\partial V_e}{\partial q_j} = F_j$$

gdzie:

- T — energia kinetyczna układu,
- V_e — energia potencjalna układu,
- F_j — siła uogólniona odpowiadająca uogólnionej współrzędnej q_j .

Ugięcie drgającego skrzydła w każdym jego przekroju na skutek skończonej jego sztywności określamy jako:

$$z(y, t) = \Phi(y) \zeta(t) \quad [4]$$



2. Zginanie skrzydła wzdłuż rozpiętości wg I postaci giętej

gdzie: $\Phi(y)$ — postać własna ugięcia skrzydła przyjęta na podstawie prób rezonansowych.

Dla przykładu na rys. 2 podano I postać giętą skrzydła.

Dla $y = b/2$ przyjmuje się wielkość $\Phi_1(y) = 1$

$\zeta(t) = a \cos \omega t$ niewiadoma, którą otrzyma się w wyniku rozwiązania układu równań.

Jeżeli skrzydło obciążone jest aerodynamiczną siłą wymuszającą $F_z(y, t)$ i uwzględniono tylko jego zginanie, to równania Lagrange'a będą miały następującą postać (lit. 2):

$$\begin{aligned} \sum_1^{\infty} \left[\int_0^l \Phi_j^2 m(y) dy \right] \ddot{\zeta}_j(t) + \sum_1^{\infty} \left[\int_0^l \Phi_j^2 m(y) dy \right] \omega_j^2 \zeta_j(t) &= \\ = \int_0^l F_z(y, t) \Phi_j dy & \end{aligned} \quad [5]$$

gdzie: $m(y)$ — masa na jednostkę długości.

Wprowadzając oznaczenia:

$$\begin{aligned} \int_0^l \Phi_j^2 m(y) dy &= M_j \\ \int_0^l F_z(y, t) \Phi_j dy &= E_j \end{aligned}$$

gdzie:

- M_j — masa uogólniona j-tej postaci,
- E_j — siła uogólniona j-tej postaci,
- ω_j — częstość drgań odpowiadająca j-tej postaci,

równanie [5] przyjmie postać:

$$M_j \ddot{\zeta}_j(t) + M_j \omega_j^2 \zeta_j(t) = E_j \quad [6]$$

W danym przypadku uwzględniono tylko I postać giętą skrzydła, czyli $\Phi_1(y)$ i odpowiadającą jej częstość ω_1 oraz M_1 i F_1

$$M_1 \ddot{\zeta}_1(t) + M_1 \omega_1^2 \zeta_1(t) = E_1 \quad [7]$$

W ten sposób otrzymujemy 3 równania (równanie sił wzdłuż osi Z , równanie momentów pochylających i równanie Lagrange'a wymuszonych drgań skrzydła) i trzy niewiadome: $\alpha(t)$, $q(t)$, $\zeta(t)$, które z nich wylicza się.

Obliczenie wyrażeń Z_{el} i M_{el}

$(Z)_{elastyczne}$ jest to siła aerodynamiczna występująca na skutek zginania skrzydła wg I postaci giętej.

W każdym przekroju skrzydła przyrost kąta natarcia pochodzący od zginania jest

$$\Delta \alpha_{el} = \frac{\dot{z}}{V} = \frac{\Phi_1(y) \dot{\zeta}(t)}{V} \quad \text{gdyż } z = \Phi_1(y) \zeta(t)$$

Przyrost siły aerodynamicznej Z_{el} w każdym przekroju wyraża się następująco:

$$(Z)_{el} = Z_{\alpha el}(y) (\Delta \alpha)_{el} = \frac{1}{2} \rho v^2 c(y) dy \Delta \alpha_{el}$$

i całkowity przyrost siły na skutek zginania jest:

$$Z_{el} = 2 \int_0^{b/2} Z_{\alpha el}(y) \Delta \alpha_{el} = \left[-\rho v a \int_0^{b/2} c(y) \Phi_1(y) dy \right] \dot{\zeta}(t)$$

W równaniu momentów dochodzi wyrażenie M_{el} . Jest to moment aerodynamiczny występujący wskutek zginania skrzydła. Ogólnie wyraża się on następująco:

Człon $M_{\alpha el} \cdot (\Delta \alpha)_{el}$ pomijamy, gdyż zakłada się, że ugięcie skrzydła nie wpływa na kąt odchylenia strug na usterzeniu poziomym.

Obliczając analogicznie jak Z_{el} otrzymujemy:

$$M_{el}(y) = M_{ael}(y) \Delta_{ael} = \frac{1}{2} \rho v^2 \hat{c} \cdot a c(y) dy \left(\frac{dc_m}{dc_z} \right)_{skrzydła}$$

$$\cdot \frac{\Phi_1(y) \dot{\zeta}(t)}{v} = \frac{1}{2} \rho v c a c(y) \left(\frac{dc_m}{dc_z} \right)_{skrz} \Phi_1(y) \dot{\zeta}(t) = M_{\dot{\zeta}} \cdot \dot{\zeta}$$

$$M_{el} = 2 \int_0^{b/2} M_{el}(y) \Delta_{ael} = \left[\rho v a \left(\frac{dc_m}{dc_z} \right)_{skrz} \int_0^{b/2} c^2(y) \Phi_1(y) dy \right] \dot{\zeta}(t) \quad [9]$$

Wstawiając otrzymane wyrażenie do równań [3] otrzymuje się:

$$\left. \begin{aligned} m v_0 (\dot{\alpha} - q) &= Z_{\alpha} \cdot \alpha - \left[\rho v a \int_0^{b/2} c(y) \Phi_1(y) dy \right] \dot{\zeta}(t) \\ I_{yy} \dot{q} &= M_{\alpha} \alpha + M_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + M_q \cdot q + M_0 + \\ &+ \left[\rho v a \left(\frac{dc_m}{dc_z} \right)_{skrz} \int_0^{b/2} c^2(y) \Phi_1(y) dy \right] \dot{\zeta}(t) \end{aligned} \right\} [10]$$

Siłą wymuszającą $F(z, t)$ występującą w równaniu [5] jest siła aerodynamiczna, która wyraża się następująco:

$$F(z, t) = \frac{1}{2} \rho S v^2 a (\alpha + \Delta_{ael}) = \frac{1}{2} \rho S v^2 a \alpha - \frac{1}{2} \rho S v a \Phi_1(y) \dot{\zeta}(t) \quad [11]$$

Po wstawieniu do [5] dodatkowe równanie ruchu przybiera taką postać:

$$\left[\int_0^{b/2} \Phi_1^2(y) m(y) dy \right] \ddot{\zeta}(t) + \left[\omega_1^2 \int_0^{b/2} \Phi_1^2(y) m(y) dy \right] \dot{\zeta}(t) =$$

$$= \left[\frac{1}{2} \rho v^2 a \int_0^{b/2} c(y) \Phi_1(y) dy \right] \alpha -$$

$$- \left[\frac{1}{2} \rho v a \int_0^{b/2} c(y) \Phi_1^2(y) dy \right] \dot{\zeta}(t) \quad [12]$$

Otrzymujemy więc następujący układ równań do rozwiązania:

$$\left. \begin{aligned} m v_0 (\dot{\alpha} - q) &= Z_{\alpha} \cdot \alpha + Z_{\dot{\zeta}} \cdot \dot{\zeta} \\ I_{yy} \dot{q} &= M_{\alpha} \cdot \alpha + M_{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} + M_q \cdot q + M_{\beta_H} \cdot \beta_H + M_{\dot{\zeta}} \cdot \dot{\zeta} \\ \left[\int_0^{b/2} \Phi_1^2(y) m(y) dy \right] \ddot{\zeta}(t) + \left[\omega_1^2 \int_0^{b/2} \Phi_1^2(y) m(y) dy \right] \dot{\zeta}(t) &= \\ &= \left[\frac{1}{2} \rho v^2 a \int_0^{b/2} c(y) \Phi_1(y) dy \right] \alpha + \\ &+ \left[\frac{1}{2} \rho v a \int_0^{b/2} c(y) \Phi_1^2(y) dy \right] \dot{\zeta}(t) \end{aligned} \right\} [13]$$

Występujące tu pochodne sił i momentów aerodynamicznych wyrażają się następująco (lit. 1)

$$Z_{\alpha} = -\frac{1}{2} \rho S v^2 a$$

$$M_{\alpha} = \frac{1}{2} \rho S v^2 c a \left(\frac{dc_m}{dc_z} \right) \text{ całego samolotu, gdzie}$$

$$\left(\frac{dc_m}{dc_z} \right) = \bar{X}_s - \kappa_H \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)$$

$$M_{\dot{\alpha}} = -\frac{1}{2} \rho v S_H l_H^2 a_1 \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$$

$$M_q = -\frac{1}{2} \rho S_H v l_H^2 a_1$$

$$M_0 = M_{\beta_H} \cdot \beta_H \quad \text{gdzie: } M_{\beta_H} = -\frac{1}{2} \rho v^2 S_H l_H \cdot a_2$$

Pochodne sił i momentów elastycznych Z i M obliczone poprzednio są:

$$Z_{\dot{\zeta}} = \rho v a \int_0^{b/2} c(y) \Phi_1(y) dy$$

$$M_{\dot{\zeta}} = \rho v a \left(\frac{dc_m}{dc_z} \right)_{skrzyd} \int_0^{b/2} c^2(y) \Phi_1(y) dy$$

Podstawiając wartości pochodnych do [13] i porządkując równania wg stopnia niewiadomych oraz wprowadzając stałe k_i, l_i, p_i na wartości stałych współczynników układ 3 równań różniczkowych liniowych o stałych współczynnikach:

$$\left. \begin{aligned} k_1 \dot{\alpha} + k_2 \alpha + k_3 q + k_6 \dot{\zeta} &= 0 \\ l_1 \dot{\alpha} + l_2 \alpha + l_3 q + l_4 q + l_6 \dot{\zeta} &= l_8 \\ p_2 \alpha + p_5 \dot{\zeta} + p_6 \dot{\zeta} + p_7 \dot{\zeta} &= 0 \end{aligned} \right\} [14]$$

gdzie:

$$k_1 = m V_0$$

$$k_2 = \frac{1}{2} \rho S a V_0^2 = -Z_{\alpha}$$

$$k_3 = -k_1 = -m V_0$$

$$k_6 = \rho a v \int_0^{b/2} c(y) \Phi_1(y) dy = Z_{\dot{\zeta}}$$

$$l_1 = \frac{1}{2} \rho v S_H l_H^2 a_1 \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = -M_{\dot{\alpha}}$$

$$l_2 = -\frac{1}{2} \rho S v^2 c a \left(\frac{dc_m}{dc_z} \right)_{\text{całego samolotu}} = -M_{\alpha}$$

$$l_3 = I_{yy} = m_{iyy}^2$$

$$l_4 = \frac{1}{2} \rho v S_H l_H^2 a_1 = -M_q$$

$$l_6 = \left[-\rho v a \int_0^{b/2} c^2(y) \Phi_1(y) dy \right] \left(\frac{dc_m}{dc_z} \right)_{skrzydła} = -M_{\dot{\zeta}}$$

$$l_8 = -\frac{1}{2} \rho v^2 S_H l_H a_2 \Delta \beta_H = M_{\beta_H} \cdot \Delta \beta_H$$

$$p_2 = -\frac{1}{2} \rho v^2 \alpha \int_0^{b/2} c(y) \Phi_1(y) dy$$

$$p_5 = \int_0^{b/2} m_c \Phi_1^2(y) dy$$

$$p_6 = \frac{1}{2} \rho v a \int_0^{b/2} c(y) \Phi_1^2(y) dy$$

$$p_7 = \omega_1^2 \int_0^{b/2} m_c \Phi_1^2(y) dy$$

Rozwiązanie tego układu równań składa się z rozwiązania ogólnego równania uproszczonego i rozwiązania szczególnego.

Rozwiązanie szczególne zależy od wyrazu l_8 , czyli w tym przypadku od funkcji przyjętej na wychylenie steru wysokości.

Aby znaleźć rozwiązanie ogólne równania uproszczonego, zakłada się rozwiązanie w postaci:

$$\alpha = \alpha' e^{i\lambda t}, \quad q = q' e^{i\lambda t}, \quad \zeta = \zeta' e^{i\lambda t}$$

Wstawiając te wartości do układu równań [14] otrzymujemy równanie charakterystyczne 4 stopnia ze względu na λ :

$$\lambda^4 + B\lambda^3 + C\lambda^2 + D\lambda + E = 0,$$

którego rozwiązanie daje nam 4 wielkości na λ : $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$. Wielkości λ_1 określają charakter ruchu samolotu i jego stateczność.

W celu obliczenia obciążenia usterzenia wysokości podczas brutalnego sterowania, należy znaleźć rów-

niez rozwiązanie szczególne (α_0, q_0, ζ_0) i rozwiązanie pełne będzie miało postać:

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \alpha_1 e^{\lambda_1 t} + \alpha_2 e^{\lambda_2 t} + \alpha_3 e^{\lambda_3 t} + \alpha_4 e^{\lambda_4 t} + \alpha_0 \\ q &= q_1 e^{\lambda_1 t} + q_2 e^{\lambda_2 t} + q_3 e^{\lambda_3 t} + q_4 e^{\lambda_4 t} + q_0 \\ \zeta &= \zeta_1 e^{\lambda_1 t} + \zeta_2 e^{\lambda_2 t} + \zeta_3 e^{\lambda_3 t} + \zeta_4 e^{\lambda_4 t} + \zeta_0 \end{aligned} \right\} [15]$$

Stałe α_i, q_i, ζ_i wyznacza się z następujących warunków początkowych dla $t=0, \alpha=0, \dot{\alpha}=0, q=0, \zeta=0$ oraz z równań jednorodnych układu [14]. Zaznaczyć należy, że ilość pracy rachunkowej przy obliczaniu stałych α_i, q_i, ζ_i jest niewspółmiernie duża w porównaniu z obliczeniem samych wielkości λ_i , gdyż trzeba tu rozwiązać 12 równań z 12 niewiadomymi dla każdej wielkości λ_i , czyli dla każdej założonej wielkości $\Delta\beta_H$. Zagadnienie to nadaje się do zaprogramowania na maszyny elektroniczne.

Mając obliczone wielkości $\alpha(t), q(t)$ i $\zeta(t)$ (w danym przypadku są to przyrosty tych wielkości, trzeba je rozumieć jako $\Delta\alpha, \Delta q, \Delta\zeta$), wyrażamy przyrost współczynnika przeciążenia szybowca jako:

$$\Delta n = \frac{\Delta P_z}{Q} = \frac{1}{2} \frac{\rho S v^2 a \alpha}{Q} = \frac{\rho S v^2 a}{2Q} \alpha \quad [16]$$

i siłę aerodynamiczną na usterzeniu poziomym:

$$\Delta P_{zH} = \frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 \Delta C_{zH} = \frac{1}{2} \rho S_H v_H^2 [a_1 \Delta\alpha_H + a_2 \Delta\beta_H]$$

gdzie: $\Delta\alpha_H = \Delta\alpha - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \Delta\alpha + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \frac{l_H}{v} \dot{\alpha}$

Ponadto wskutek istnienia prędkości kątowej q istnieje przyrost kąta natarcia na usterzeniu poziomym równy: $\Delta\alpha_{Hq} = \frac{ql_H}{v}$, a więc całkowity przyrost kąta natarcia na usterzeniu jest równy:

$$\Delta\alpha_{H \text{ calk.}} = a \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \frac{l_H}{v} \dot{\alpha} + \frac{ql_H}{v}$$

więc

$$\Delta P_{zH} = \frac{1}{2} \rho \cdot S_H V^2 \left[a_1 \left\{ a \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \frac{l_H}{v} \dot{\alpha} + \frac{l_H}{v} q \right\} + a_2 \Delta\beta_H \right] \quad [17]$$

Dla porównania podano układ równań różniczkowych liniowych dla szybowca sztywnego, dla rozważanego uproszczonego przypadku:

$$\left. \begin{aligned} k_1 \dot{\alpha} + k_2 \alpha + k_3 q &= 0 \\ l_1 \dot{\alpha} + l_2 \alpha + l_3 \dot{q} + l_4 q &= l_8 \end{aligned} \right\} [18]$$

i wielkości:

$$\begin{aligned} \alpha &= \alpha_1 e^{\lambda_1 t} + \alpha_2 e^{\lambda_2 t} + \alpha_0 \\ q &= q_1 e^{\lambda_1 t} + q_2 e^{\lambda_2 t} + q_0 \end{aligned}$$

Ze wzoru [17] widać, że siła ΔP_{zH} na usterzeniu zależy od zmiany kąta natarcia szybowca ($\alpha, \dot{\alpha}, q$) oraz od funkcji przyjętej na wychylenie steru wysokości.

Ponieważ składniki z $\dot{\alpha}$ i q są dużo mniejsze niż z α , możemy powiedzieć w przybliżeniu, że ΔP_{zH} składa się z części proporcjonalnej do α i do kąta wychylenia steru $\Delta\beta_H$.

Wpływ przyjęcia różnych funkcji na $\Delta\beta_H$ dla szybowców sztywnych został dokładnie przeanalizowany (lit. 3).

My zajmiemy się różnicami wynikającymi z przyjęcia elastycznego skrzydła w przypadku szybowca „Bocian”.

Przykład liczbowy

Obliczenia stateczności przeprowadzono dla szybowca dwumiejscowego „Bocian” dla dwóch skrajnych położań środka ciężkości: przedniego $X_{s.c.} = 25\% \hat{c}$ i tylnego $X_{s.c.} = 38,2 \text{ c}$,

dla zakresu prędkości od 100 km/godz do 280 km/godz, dla szybowca sztywnego i z uwzględnieniem elastyczności skrzydła.

Dane szybowca:

$$\begin{aligned} Q &= 453 \text{ kG} & S &= 20 \text{ m}^2 \\ Q_{\text{kadł}} &= 280 \text{ kG} & S_H &= 1,8 \text{ m}^2 \\ Q_{\text{skrzydła}} &= 86,5 \text{ kG} & l_H &= 4,12 \text{ m}^2 \\ \hat{C}_{\text{aerodyn.}} &= 1,23 \text{ m}, & i_{y^2} &= 2,86 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

$$a = \frac{dc_z}{d\alpha} = 5,15$$

$$a_1 = \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} = 3,61$$

$$a_2 = \frac{dc_{zH}}{d\beta_H} = \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} \frac{d\alpha_H}{d\beta_H} = 2,7$$

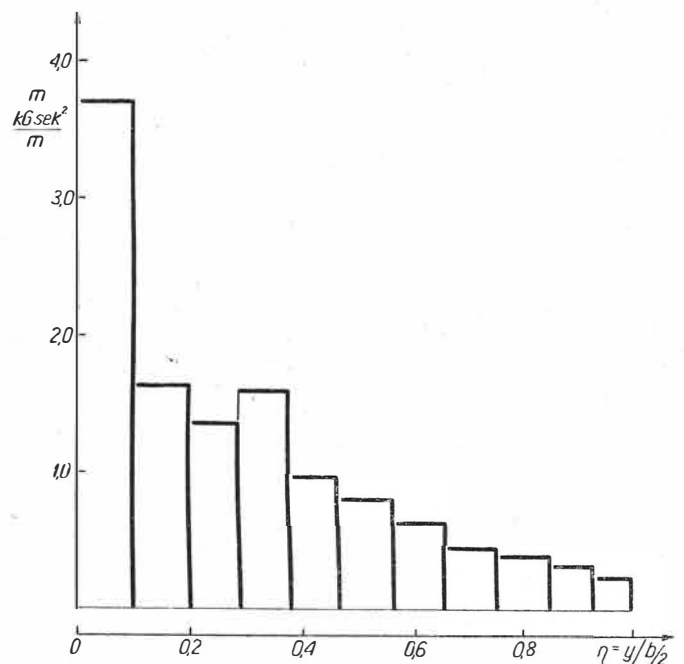
	Srodek ciężkości przedni	Srodek ciężkości tylny
$\left(\frac{dc_m}{dc_z}\right)_{\text{całego szybowca}}$	-0,168	-0,036
$\left(\frac{dc_m}{d\alpha}\right)_{\text{skrzydła}}$	0	0,6798

dane z prób rezonansowych.

Podstawowa postać giętna drgań skrzydła występuje na częstotliwości 3,3 Hz ($\omega = 20,7 \text{ rd/sek}$) i charakter jej przebiegu pokazano na rys. 2. Mając powyższe dane dobrano funkcję na podstawową postać giętną skrzydła, która wyraża się następująco:

$$\bar{\Phi}_1(\eta) = 0,8755 \eta^4 + 0,1621 \eta^2 - 0,0376.$$

Dokładny rozkład masy skrzydła wzdłuż rozpiętości uzyskano przez pocięcie skrzydła szybowca na 11 czę-



3. Rozkład masy wzdłuż rozpiętości skrzydła szybowca „Bocian”

ści wzdłuż rozpiętości i zważenie ich — wyniki pomiarów przedstawiono na rys. 3.

Wpływ elastyczności skrzydła na stateczność

Chcąc uzyskać dane ilościowe dotyczące stateczności rozwiązano układ równań [14] dla skrzydła elastycznego i [18] dla skrzydła sztywnego dla całego szeregu prędkości.

Wielkości λ_i uzyskane z tych obliczeń przedstawiono na rys. 4.

W wielkościach $\lambda_i = \zeta_i \pm i\eta_i$ oznacza tłumienie ruchu, a η częstość ruchu w rd/sek.

Na podstawie wyników umieszczonych w tablicy na rys. 4 wykonano wykres (rys. 5) tłumienia i częstości ruchu w funkcji prędkości lotu, ilustrujący stateczność dynamiczną szybowca sztywnego i z uwzględnieniem elastyczności skrzydła.

W przypadku szybowca sztywnego otrzymuje się jeden pierwiastek zespolony na $\lambda: \lambda_{1,2} = \zeta_1 \pm i\eta_1$ odpowiadający ruchowi harmonicznemu, przy tym zarówno tłumienie tego ruchu, jak i częstość jego wzrasta w miarę wzrostu prędkości lotu.

Uwzględnienie elastyczności skrzydła daje nam 2 pierwiastki zespolone na $\lambda: \lambda_{2,1} = \zeta_1 \pm i\eta_1$ i $\lambda_{3,4} = \zeta_3 \pm i\eta_3$.

Jeden z nich odpowiada ruchowi oscylacyjnemu o tłumieniu i częstości zbliżonej do części szybowca sztywnego, natomiast drugi pierwiastek przedstawia sobą ruch znacznie szybszy i szybciej tłumiony, a częstość jego zbliżona jest do częstości podstawowej giętej skrzydła.

Ruch pierwszy w miarę wzrostu prędkości zachowuje się podobnie jak w przypadku szybowca sztywnego, tzn. w miarę wzrostu prędkości jego tłumienie i częstość rosną, natomiast w przypadku ruchu drugiego szybkiego jego tłumienie rośnie ze wzrostem

prędkości, natomiast częstość ruchu maleje od częstości 3,3 Hz dla $V=0$ do 1,7 Hz dla prędkości maksymalnej dla Bociana, tzn. dla $V=280$ km/godz.

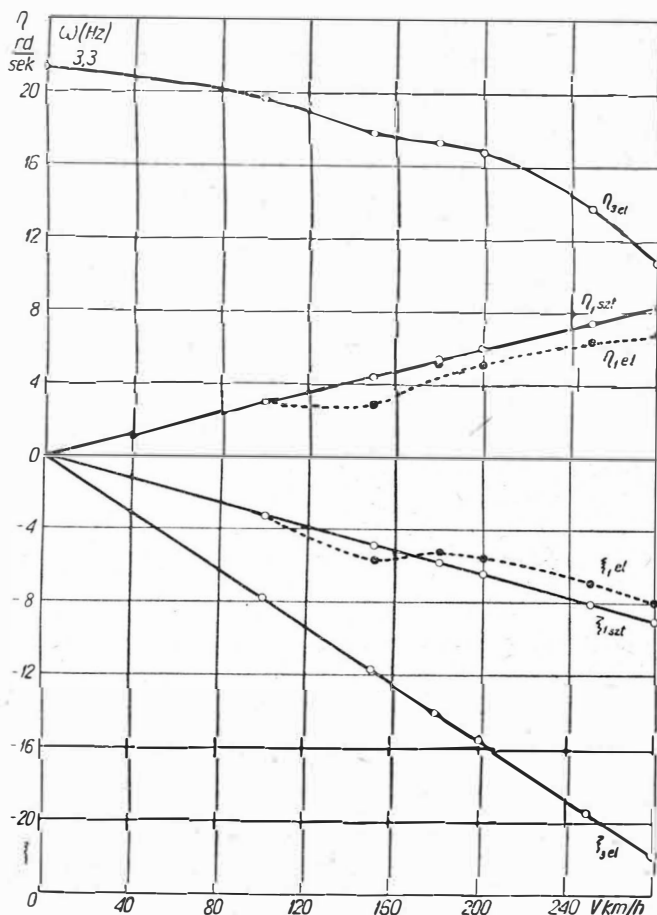
Wpływ elastyczności skrzydła na obciążenie szybowca podczas brutalnego sterowania sterem wysokości

Wpływ brutalnego sterowania tkwi we współczynniku l_8 w układzie równań [14] i [18], gdyż $l_8 = M_{\beta H} \cdot \Delta\beta_H$

Środek ciężkości przedni				
Lp.	V (km/h)	skrzydło sztywne	skrzydło elastyczne	
1	100	$\lambda_{1,2} = -3,29 \pm 2,915 i$	$\lambda_{1,2} = -3,30 \pm 2,845 i$	$\lambda_{3,4} = -7,35 \pm 19,60 i$
2	150	$\lambda_{1,2} = -4,975 \pm 4,34 i$	$\lambda_{1,2} = -5,80 \pm 2,890 i$	$\lambda_{3,4} = -11,575 \pm 17,70 i$
3	180	$\lambda_{1,2} = -5,938 \pm 5,325 i$	$\lambda_{1,2} = -5,35 \pm 5,135 i$	$\lambda_{3,4} = -13,95 \pm 17,325 i$
4	200	$\lambda_{1,2} = -6,55 \pm 5,90 i$	$\lambda_{1,2} = -5,70 \pm 5,075 i$	$\lambda_{3,4} = -15,65 \pm 16,85 i$
5	250	$\lambda_{1,2} = -8,20 \pm 7,30 i$	$\lambda_{1,2} = -7,00 \pm 6,40 i$	$\lambda_{3,4} = -19,67 \pm 13,80 i$
6	280	$\lambda_{1,2} = -9,20 \pm 8,175 i$	$\lambda_{1,2} = -8,00 \pm 6,78 i$	$\lambda_{3,4} = -21,90 \pm 10,65 i$

Środek ciężkości tylny				
Lp.	V (km/h)	skrzydło sztywne	skrzydło elastyczne	
1	100	$\lambda_{1,2} = -3,29 \pm 0,386 i$	$\lambda_{1,2} = -3,20 \pm 0,59 i$	$\lambda_{3,4} = -7,3 \pm 11,10 i$
2	150	$\lambda_{1,2} = -4,34; \lambda_2 = -5,61$	$\lambda_{1,2} = -3,36; \lambda_2 = 6,83$	$\lambda_{3,4} = -12,275 \pm 16,575 i$
3	180	$\lambda_{1,2} = -5,938 \pm 1,05 i$	$\lambda_{1,2} = -5,60 \pm 1,095 i$	$\lambda_{3,4} = -13,07 \pm 17,025 i$
4	200	$\lambda_{1,2} = -6,55 \pm 0,865 i$	$\lambda_{1,2} = -4,38; \lambda_2 = -9,12$	$\lambda_{3,4} = -14,60 \pm 5,065 i$
5	250	$\lambda_{1,2} = -8,20 \pm 0,95 i$	$\lambda_{1,2} = -6,75 \pm 2,09 i$	$\lambda_{3,4} = -19,92 \pm 13,775 i$
6	280			

4. Tablica wyników λ_1 w zależności od prędkości, położenia środków ciężkości i przyjętej sztywności skrzydła



5. Wykres zależności tłumienia ζ i częstości η ruchu funkcji prędkości lotu szybowca „Bocian”

W jaki sposób przyjęcie różnych wariantów wychylenie steru wysokości $\Delta\beta_H$ wpłynie na wielkość obciążenia usterzenia wysokości zostało przeanalizowane w pracy (lit. 3). W niniejszej pracy zanalizowano jedynie różnice, jakie występują przy przyjęciu elastyczności skrzydła.

Obliczenia przeprowadzono dla szybowca „Bocian” dla $v=180$ km/h dla dwóch wariantów wychyleń steru:

- 1) $\Delta\beta_H = -0,2$ — wychylenie nagłe,
- 2) $\Delta\beta_H = -0,2 \sin \omega t$ — wychylenie sinusoidalne z częstością $\omega = 3,14$ rd/sek, co odpowiada okresowi $T = 2,0$ sek.

Wartość $\Delta\beta_H = -0,2$ rd wynika z warunku nieprzekroczenia $n = 4,5$.

Obliczone wartości na α , q i ζ przedstawiają się następująco:

- 1) $\Delta\beta_H = -0,2$ rd.

a) dla skrzydła sztywnego:

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= -0,173e^{-5,938t} \sin(5,325t + 41^\circ 56') + 0,1156 \\ q &= 0,939e^{-5,938t} \sin(5,325t - 59^\circ 30') + 0,81 \end{aligned} \right\} [19]$$

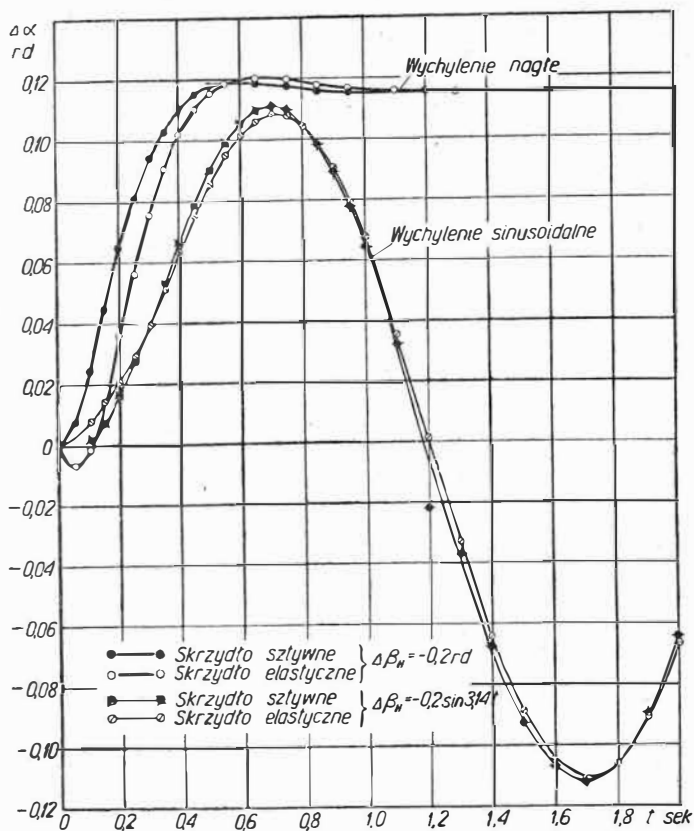
b) dla skrzydła elastycznego:

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= -0,232e^{-5,35t} \sin(5,135t + 32^\circ 45') + 0,0171e^{-13,95t} \cdot \sin(17,325t + 34^\circ 35') + 0,1156 \\ q &= 3,38e^{-5,35t} \sin(5,135t + 22^\circ 55') - 2,13e^{-13,95t} \cdot \sin(17,325t + 88^\circ 25') + 0,81 \\ \zeta &= -1,29e^{-5,35t} \sin(5,135t + 21^\circ 30') + 0,734e^{-13,95t} \cdot \sin(17,325t + 12^\circ 45') - 0,64 \end{aligned} \right\} [20]$$

- 2) $\Delta\beta_H = -0,2 \sin t$

a) dla skrzydła sztywnego:

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= 0,0637e^{-5,938t} \sin(5,325t + 73^\circ 37') + 0,1125 \sin(3,14t + 32^\circ 59') \\ q &= 0,345e^{-5,938t} \sin(-5,325t + 27^\circ 23') + 0,864 \sin(3,14t - 10^\circ 37') \end{aligned} \right\} [21]$$



6. Zależność kąta natarcia α od czasu t dla skrzydła sztywne-ego i elastycznego dla różnych funkcji wychyleń steru $\Delta\beta_{wz}$ szybowca „Bocian”

b) dla skrzydła elastycznego:

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= 0,0765 e^{-5,35 t} \sin(5135 t + 67^\circ 20') + \\ &+ 0,00897 e^{-13,95 t} \cdot \sin(17,325 t + 35^\circ 55') + \\ &+ 0,111 \sin(3,14 t - 36^\circ 30') \\ q &= -1,126 e^{-5,35 t} \sin(5,135 t + 57^\circ 30') + \\ &+ 1,05 e^{-13,95 t} \sin(-17,325 t + 89^\circ 45') + \\ &+ 0,881 \sin(3,14 t - 10^\circ 10') \\ \zeta &= 0,43 e^{-5,35 t} \sin(5,135 t + 56^\circ) + \\ &+ 0,381 e^{-13,95 t} \cdot \sin(-17,325 t + 14^\circ 30') + \\ &+ 0,616 \sin(3,14 t - 47^\circ 10') \end{aligned} \right\} [22]$$

Aby lepiej uwidocznic wpływ odkształcalności skrzydła, dla przykładu zrobiono wykresy przyrostu kąta natarcia $\alpha = f(t)$ dla wyżej wymienionych obliczonych przypadków (rys. 6).

Z wykresu tego widać, że przy nagłym wychyleniu steru wysokości do góry uwzględnienie w obliczeniach odkształcalności skrzydła daje w pierwszej chwili po wychyleniu ujemny przyrost kąta natarcia α . Jak można wytłumaczyć to zjawisko? Otóż skrzydło odkształcalne (wg I postaci giętej) ma dużo wyższą częstość drgań (3,3 Hz) niż częstość ruchu szybowca ($\sim 1,0$ Hz). W pierwszej chwili po wychyleniu steru skrzydło ma prędkość skierowaną do góry, co daje ujemny przyrost kąta natarcia skrzydła pochodzący od jego ugięcia.

Istotnie wielkość $\dot{\zeta}(t)$ (obliczona wg wzoru 20) dla okresu czasu równego około 1/4 okresu drgań własnych skrzydła ma wielkość ujemną. W pierwszych ułamkach sekundy o przyroście kąta natarcia decyduje więc ruch własny skrzydła, a w następnej chwili dopiero ruch szybowca rozpatrywanego jako ciało sztywne.

W następnej fazie ruchu wielkości α dla skrzydła odkształcalnego są wyraźnie niższe niż dla sztywnego.

Ponieważ tłumienie ruchu w obydwu przypadkach wychyleń steru jest duże, więc po czasie $t \approx 1,0$ sek ruch ustala się i w przypadku wychylenia nagłego dąży do wielkości stałej, a w przypadku wychylenia sinusoidalnego do wielkości sinusoidalnej o tej samej częstości co częstość wymuszających drgań steru.

Skrzydło „Bociana” w porównaniu z innymi szybowcami takimi, jak „Zefir” czy „Foka” jest stosunkowo sztywne. Większe różnice w wielkości obciążeń uzyskano by więc przy obliczaniu stateczności i obciążenia tych ostatnich szybowców.

Literatura

1. W. Fiszdon: „Mechanika lotu”, PWN 1961
2. R. Bisplinghoff, H. Ashley, R. Halfman: „Aeroelasticity”
3. J. Sandauer: „Obciążenia usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania”
4. B. Etkin: „Dynamics of flight”
5. Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu nr 23 z prób rezonansowych szybowca „Bocian”
6. Sprawozdanie Katedry Mechaniki Lotu nr 47 z obliczeń flatteru skrzydeł szybowców „Bocian” i „Zefir”

U w a g a

Inżynierowie i technicy wszystkich branż interesujący się problematyką chłodnictwa!

Wkrótce ukaże się pierwszy numer miesięcznika pt.

CHŁODNICTWO

Organ Zespołu d.s. Chłodnictwa i Naczelnej Organizacji Technicznej

czasopisma naukowo-technicznego omawiającego wszelkie zagadnienia związane z rozwojem i postępem chłodnictwa w kraju i za granicą

Tematyka prac naukowo-badawczych i artykułów:

- rozwój konstrukcji i budowy urządzeń aparatury chłodniczej, kontrolno-pomiarowej i automatyki
- technologia chłodnicza
- przechowywalnictwo
- klimatyzacja
- transport chłodniczy
- eksploatacja urządzeń chłodniczych
- gospodarka remontowa
- informacja techniczna
- kronika
- przegląd wydawnictw branżowych

Wydawca: WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

Adres redakcji: Warszawa, ul. Nowotki 6, tel. 31-37-47

Objętość czasopisma — 24 str., format A4. Prenumerata roczna 120.— zł, półroczna 60.— zł, kwartalna 42.— zł. Prenumerata ulgowa dla członków stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT, studentów oraz nauczycieli i uczniów szkół technicznych: roczna 84.— zł, półroczna 42.— zł, kwartalna 21.— zł.

Zamówienia na prenumeratę przyjmuje Zakład Kolportażu WCT NOT. Warszawa, Mazowiecka 12, konto PKO 1-9-121 697.

Pomiar odkształceń metodą elastooptyki w świetle odbitym

Pomiar odkształceń metodą elastooptyki w świetle odbitym przeprowadzany jest poprzez wykonanie obrazu izochrom w warstwie optycznie czulej, naniesionej na konkretną konstrukcję. Tą metodą można uzyskać w badanym obszarze rozkład odkształceń nawet powyżej granicy plastyczności. Aparatura pomiarowa jest względnie prosta i łatwa do wykonania. Najlepszym materiałem, dostępnym w Polsce, z którego można wykonać warstwę czulą optycznie jest Epidian 5, który umożliwia pomiary do odkształceń około 2‰.

Pomiar odkształceń w świetle odbitym jest jedną z metod doświadczalnego badania zjawisk zachodzących w konstrukcji poddanej obciążeniu. Podstawowym celem zastosowania tej metody jest zmierzenie płaskiego stanu odkształceń bezpośrednio w konstrukcji, przy nieskończonej małej bazie pomiaru.

Ograniczenie możliwości pomiarowych tylko do płaskich stanów odkształceń określa jednocześnie typ konstrukcji najlepiej nadającej się do badań tą metodą. Są to przede wszystkim konstrukcje cienkościennne oraz te elementy, których kształt i obciążenie pozwalają na sprowadzenie zagadnień przestrzennych do zadania płaskiego. A więc metoda nadaje się doskonale do badań konstrukcji płatowców, w których konstrukcje półskorupowe i skorupowe zawierają dużą liczbę zagadnień płaskich. Również wiele problemów wynikających w konstrukcjach mechanizmów, w osprzęcie i w silnikach pozwala na potraktowanie ich jako dwuwymiarowych.

Ze względu na wykonywanie pomiarów odkształceń bezpośrednio na konstrukcji nie zaś na modelu elastooptycznym, celowe jest stosowanie tej metody przede wszystkim do badania zjawisk w zakresie odkształceń plastycznych, w których to zawodzą inne metody.

Sz szczególnie duże korzyści osiąga się dzięki możliwościom badania odkształceń w okolicy spiętrzeń naprężeń, a więc i możliwości obserwacji zjawisk związanych z wczesnymi okresami zmęczenia materiału.

Zarówno zasada, jak i sposób jej realizowania są opracowane teoretycznie od kilkudziesięciu lat, ale dopiero niedawno mogły zostać zastosowane na szerszą skalę. Istotną przeszkodą w zastosowaniu tej metody był brak odpowiednich materiałów elastooptycznych, które spełniałyby wszystkie stawiane im wymagania. Najważniejszą spośród wymaganych własności materiału była liniowość charakterystyki obciążeń w funkcji odkształceń w zakresie do około paru procent, co umożliwia dokonywanie pomiarów w zakresie plastycznym w konstrukcjach metalowych.

Materiały, które łatwo można uzyskać, pozwalały na pomiary zaledwie przy sprężystych odkształceniach konstrukcji, ale do tego celu można zastosować pomiary na modelach elastooptycznych w polaryskopie liniowym, co jest znacznie prostsze i tańsze. Dopiero nowe materiały elastooptyczne otrzymane w okresie ostatnich kilkunastu lat umożliwiły rozwój pomiarów w świetle odbitym.

Wprowadzenie pomiarów w świetle odbitym i ucylenie z nich operatywnej metody badań wymaga rozwiązania wielu problemów natury głównie technicznej. Strona teoretyczna zjawisk elastooptycznych i matematycznego opracowania wyników jest podobna jak przy pomiarach w polaryskopie liniowym.

Artykuł niniejszy oparty jest na pracach doświadczalnych przeprowadzanych przez autora. Przytoczone tu informacje stanowią ogólne wskazówki budowy stanowiska badawczego, wykonywania próbek i metody pomiarów.

Zasada pomiaru w świetle odbitym

Zasadą pomiaru jest wykonanie obrazu izochrom i ewentualnie izoklin. Otrzymane w ten sposób linie stanowią podstawę do określenia pola odkształceń. Zasadę tę realizuje się przez naniesienie na powierzchnię konstrukcji warstwy czulej optycznie. Warstwa ta podlegając odkształceniom równym odkształceniom badanej konstrukcji, przy przechodzeniu przez nią światła, zgodnie ze znanymi prawami optycznymi daje linie izochrom i izoklin, charakteryzujące pole odkształceń.

Budowa aparatury

Schemat polaryskopu

Istnieją dwa schematy przyrządów używanych przy metodzie światła odbitego: polaryskop widlasty i polaryskop prostokątny. W polaryskopie widlastym ze względu na ukośny przebieg promieni obraz jest zniekształcony i dlatego używany jest do pomiarów przy małych odkształceniach. Oprócz tego, konieczność osiągnięcia jak najmniejszego kąta padania promieni powoduje odsunięcie modelu od soczewki, co przy skończonych wymiarach źródła światła powoduje dodatkowe błędy (rys. 1a).

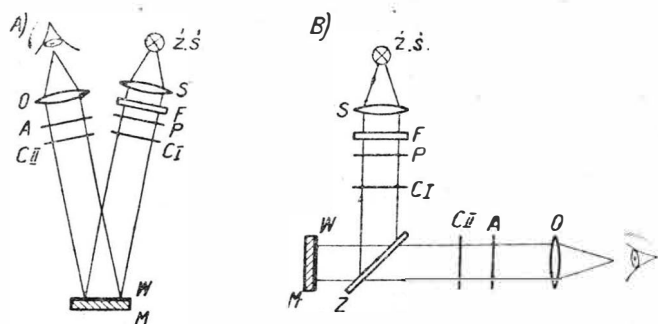
Polaryskop prostokątny (rys. 1b) nie wprowadza takich niedokładności. Natomiast znacznym minusem jest strata ok. 3/4 strumienia światła przy odbiciu i przechodzeniu przez półprzepuszczające zwierciadło.

Ponieważ założeniem pracy były pomiary przy dużych odkształceniach, wybrano schemat polaryskopu prostokątnego.

Opis konstrukcji polaryskopu

Konstrukcja polaryskopu pokazana jest na rys. 2. W skład polaryskopu wchodzi następujące części:

1 — żarówka na napięcie 6 V o mocy 50 W (używana do rzutnika) zamocowana na wsporniku umożli-



1. Schematy polaryskopów:
A — polaryskop widlasty i B — polaryskop prostokątny,
ZS — źródło światła; S — soczewka; F — filtr barwny;
P — polaryzator; A — analizator; CI, CII — ćwierćfalówki;
Z — zwierciadło; M — model; O — obiektyw; W — warstwa
czuła optycznie

liwiającym regulację położenia w kierunku x oraz z w celu ustawienia w ognisku soczewki;

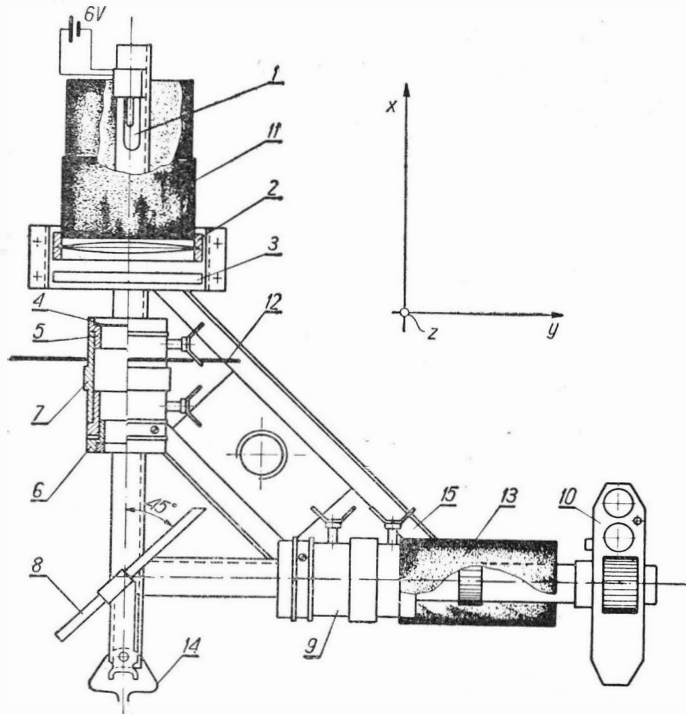
2 — soczewka o średnicy ~ 13 cm i ogniskowej ~ 15 cm. Zamocowanie soczewki umożliwia obrót względem osi y oraz z ;

3 — filtr jednobarwny. Zamocowany podobnie jak soczewka z możliwością obrotu względem osi y oraz z ;

4 — filtr polaryzacyjny wykonany z heparatytu.

Ze strony zewnętrznej osłona z pleksiglasu o grubości 0,5 mm;

5 — oprawka filtru polaryzacyjnego wykonana z duralu, mocowana za pomocą śruby motylkowej;



2. Konstrukcja polaryskopu

6 — płytki ćwierćfalowa wykonana z celofanu wraz z oprawką. Zamocowanie analogiczne do oprawki polaryzatora;

7 — oprawa zespołu polaryzator — ćwierćfalówka zamocowana na podstawie 15. Zamocowanie oprawy pozwala na regulację położenia względem osi y oraz z ;

8 — lustro półprzepuszczające. Lustro zamocowane jest obrotowo na trzpieniu lekko odchylonym od osi z . Zamocowanie trzpienia pozwala na jego obrót względem osi x . W sumie takie zamocowanie pozwala na odpowiednie położenie płaszczyzny lustra względem innych elementów;

9 — zespół analizatora. Budowa i zamocowanie analogiczne jak dla zespołu polaryzatora;

10 — aparat fotograficzny. Aparat zamocowany jest na trzpieniu wkręconym w pierścień dystansowy i zabezpieczony przeciwnakrętką. Trzpień ustawiony analogicznie jak trzpień lustra umożliwia regulację ustawienia aparatu w płaszczyźnie poziomej i pionowej;

11 — osłona żarówki wykonana z czarnego kartonu. Osłona jest dwudzielna, w celu umożliwienia wymiany żarówki bez demontowania podstawy żarówki. Nieruchoma część osłony umocowana jest za pomocą rozprężnego pierścienia w oprawie soczewki;

12 — ekran. Wykonany z czarnego kartonu, osadzony jest na oprawie polaryzatora. Likwiduje on niepotrzebną część strumienia światła, wynikającą z dużej średnicy soczewki w porównaniu do polaryzatora;

13 — osłona aparatu fotograficznego. Wykonana jest jak i poprzednie z czarnego papieru i zabezpiecza przed naświetleniem błony fotograficznej od odbłasków analizatora. Ponieważ przy wykonywaniu zdjęć pomieszczenie było oświetlone tylko z kierunku osi y , odbłaski od lustra nie padały na błonę fotograficzną;

14 — ekran trzpienia. Zabezpiecza przed odbłaskiem powstającym na trzpieniu bezpośrednio od części strumienia światła przechodzącego od źródeł światła przez lustro;

15 — podstawa. Spawana ze stalowych kątowników $25 \times 25 \times 3$. Podstawa umocowana jest do statywu jedną śrubą z moletowanym uchwytem. Do ustawienia polaryzatora użyto statywu od teodolitu.

Regulacja polaryskopu

Ponieważ prosta konstrukcja przyrządu nie zapewnia automatycznie właściwego ustawienia poszczególnych elementów, konieczna jest regulacja aparatury.

Cała regulacja podzielona jest na dwa etapy:

a) uzgodnienie osi wszystkich elementów polaryzatora,
b) właściwe ustawienie kierunków polaryzacji.

Regulacji położenia osi dokonuje się wykorzystując stopnie swobody zapewnione konstrukcyjnie (patrz opis budowy polaryskopu).

Kolejność regulacji jest następująca:

1 — unieruchomienie podstawy na poziomej płaszczyźnie,

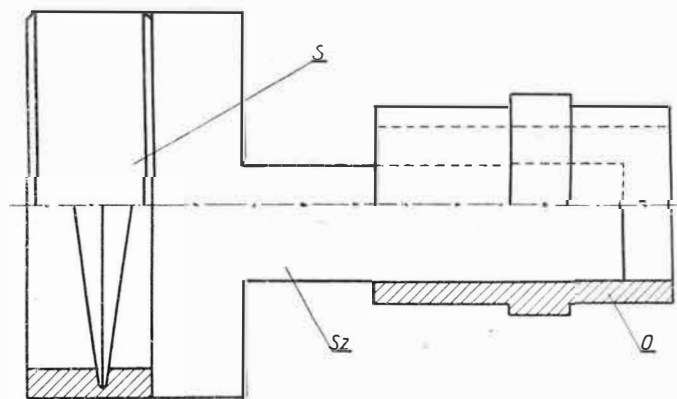
2 — ustawienie płaszczyzny lustra w kierunku osi z z wyznaczonej przez pion, przy zachowaniu kąta 45° pomiędzy lustrem i osiami kątowników podstawy,

3 — ustawienie osi zespołu polaryzatora i analizatora w kierunku poziomym. Ponieważ oś zespołu jest prostopadła do płaszczyzny czoła, ustawienia dokonuje się za pomocą pionu względem płaszczyzny czoła,

4 — wyjęcie filtrów polaryzacyjnych i ćwierćfalówek,

5 — ustawienie osi zespołu polaryzatora i analizatora pod kątem 45° do płaszczyzny lustra. Ustawienia dokonuje się bazując na wewnętrznej tworzącej osłony, za pomocą szablonu o kącie 45° ,

6 — ustawienie osi soczewki równoległe do osi zespołu polaryzatora. Ustawienia dokonuje się bazując na wewnętrznej cylindrycznej powierzchni osłony polaryzatora za pomocą szablonu w kształcie litery T (rys. 3).



3. Regulacja ustawienia soczewki:

S — soczewka; Sz — szablon; O — osłona

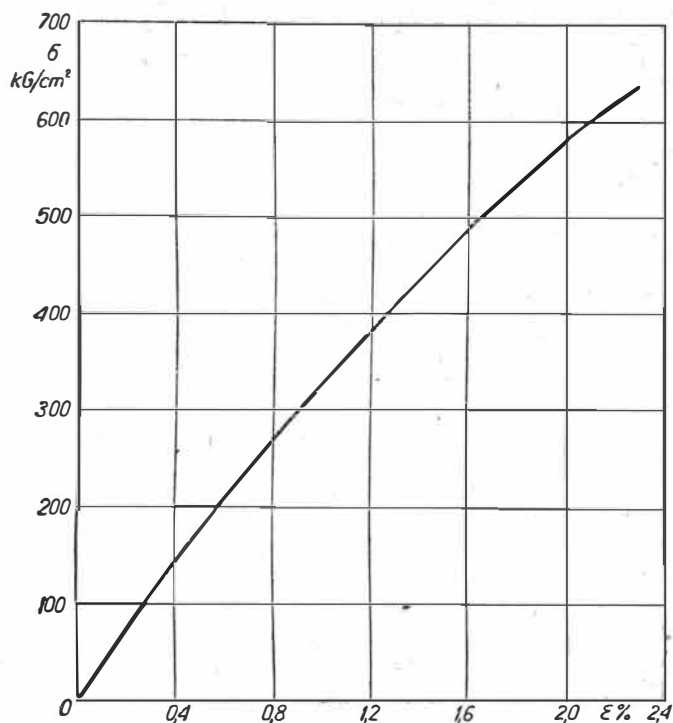
Dla prawidłowego ustawienia należy sprawdzać położenie soczewki przy dwóch prostopadłych ustawieniach szablonu. Ponieważ z soczewki wychodzi w przybliżeniu równoległa wiązka światła, należy dążyć do tego, aby osie soczewki i polaryzatora nie tylko były równoległe, ale aby pokrywały się,

7 — ustawienia filtru barwnego dokonuje się analogicznie jak ustawienia soczewki,

8 — ustawienie żarówki w ognisku soczewki przeprowadza się przez porównywanie średnicy kołowej plamy świetlnej przy różnej odległości ekranu od soczewki,

9 — ustawienie osi aparatu fotograficznego równoległe do osi zespołu analizatora dokonuje się podobnie jak w p. 3.

Mając ustawioną w ten sposób oś optyczną całego polaryskopu, można przystąpić do następnego etapu,



4. Wykres naprężeń w funkcji odkształceń
Materiał: Epidian 5 + 10% Tecza

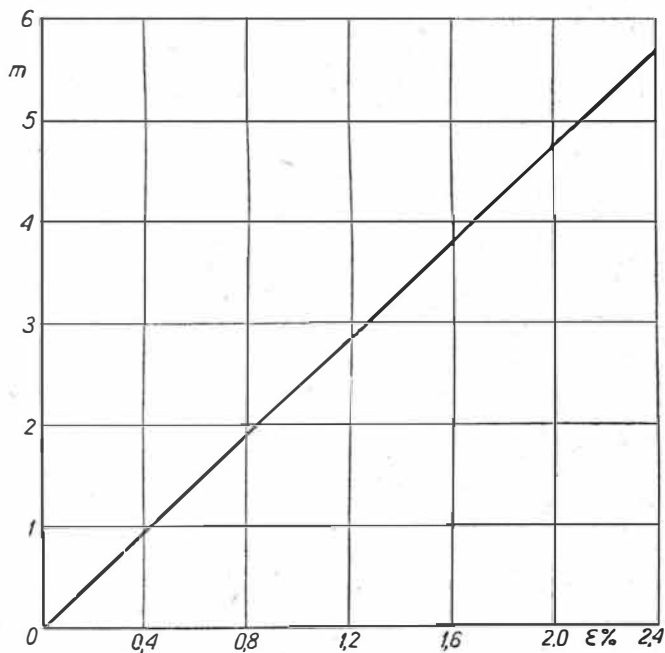
tj. do ustawienia kierunków polaryzacji. Ustawienia kierunków polaryzacji dokonano względem istniejącego wyregulowanego polaryskopu liniowego, w następującym porządku:

1 — ustawiono polaryskop regulowany na statywie w ten sposób, aby oś optyczna leżała w płaszczyźnie poziomej, a analizator był prostopadły do osi polaryskopu liniowego;

2 — wyjęto wszystkie filtry polaryzacyjne z wyjątkiem analizatora z polaryskopu regulowanego i polaryzatora z polaryskopu liniowego;

3 — ustawiono kierunek polaryzacji polaryzatora pionowo i osiągnięto zaciemnienia na analizatorze. Położenie analizatora zaznacza się na osłonie jako zero. Prawidłowość położenia sprawdza się przez kilkakrotne ustawianie zaciemnienia;

4 — założono ćwierćfalówki w zespół analizatora i osiągnięto zaciemnienia. Położenie ćwierćfalówki



5. Wykres zależności rzędu izochrom (m) od odkształceń.
Materiał: Epidian 5 + 10% Tecza; grubość $t = 1,2$ mm,
 $K = 17,3$ kG/mm

oznacza się jako zero, a następnie geometrycznie wyznacza się na osłonie kąt 45° . Oznacza on położenie ćwierćfalówki przy polaryzacji kołowej;

5 — zdjęto ćwierćfalówki i włączono źródła światła polaryskopu regulowanego;

6 — ustawiono zaciemnienia na ekranie (lustro) przy obrocie polaryzatora. Położenie polaryzatora zaznacza się jako 90° ;

7 — położenie ćwierćfalówki zespołu polaryzatora określa się analogicznie jak dla zespołu analizatora;

8 — naniesiono skalę kątową na osłonę polaryzatora i analizatora.

Budowa próbki

Do badań metodą światła odbitego używa się próbki z materiału badanego, z naniesioną warstwą czułą optycznie. Pożądana jest jak najmniejsza sztywność warstwy czulej optycznie w porównaniu do sztywności konstrukcji badanej, aby uniknąć zakłócania rozkładu odkształceń i uniknąć konieczności dodatkowych przeliczeń wyników w celu wyeliminowania wpływu zakłócenia.

Zgodne to jest z chęcią stosowania możliwie cienkiej warstwy ze względu na zmniejszenie zakłócenia obrazu izochrom wskutek zmiany odkształceń wzdłuż grubości, przy obciążeniu tylko jednej powierzchni.

Wg „Photoelasticity”, Frocht Oxford 1963, zalecana grubość warstwy dla pomiaru rozkładu odkształceń wynosi 0,9 mm, a dla określenia położenia granicy obszarów sprężystego i plastycznego 0,5 mm.

Optymalną grubość warstwy można ustalić tylko na drodze doświadczeń, ponieważ zarówno rząd izochrom oraz ich przebieg zmieniają się zależnie od geometrii konstrukcji badanej. Możliwy jest nawet taki przypadek, że niezależnie od grubości pokrycia, otrzyma się ilość izochrom niewystarczającą do określenia pola odkształceń.

Wybór materiału na warstwę czułą optycznie

Pożądane jest, aby materiał użyty na warstwę miał kilka cech, a mianowicie:

- dużą czułość optyczną, umożliwiającą stosowanie małej grubości warstwy;
- aby wykazywał małe płynięcie, umożliwiające dokonywanie pomiarów przynajmniej w ciągu 1 godziny;
- najlepiej jest, jeżeli materiał warstwy może być jednocześnie stosowany jako klej wiążący warstwę z konstrukcją;
- materiał powinien mieć liniowe charakterystyki do odkształceń większych niż odkształcenia plastyczne materiału badanego. Materiał na warstwę dla metali powinien zachowywać liniowość przynajmniej do $\varepsilon = 1,5\%$;
- mały moduł sprężystości, wpływający na małą sztywność warstwy;
- materiał powinien odznaczać się prostą i szybką technologią wykonania warstwy.

Jako materiał warstwy przebadano celofan, kalafonię i żywicę epoksydową.

Celofan naklejano na próbkę metalową klejem Crystalcement lub Butapren. Sklejanie Butaprenem pozostawiało nierówności i powierzchnia metalu pokryta Butaprenem zostawała matowa i nie odbijała światła. Sklejanie Crystalcementem dawało dobre odbicie światła i celofan pozostawał gładki po sklejeniu, ale do zerwania próbki aluminiowej z taką warstwą nie zaobserwowano izochrom.

Kalafonię наносzono na powierzchnię próbki metalowej, w stanie płynnym po rozpuszczeniu w alkoholu, z dodatkiem celulozoidu.

Przy nanoszeniu kalafonii dokładnie według obrysu próbki na krawędziach tworzył się menisk. Ponadto po zastygnięciu powierzchnia pozostawała nierówna. Z powyższych powodów zrezygnowano z dalszych prób. Ewentualna obróbka mechaniczna, jak przy wylewaniu żywicy na próbkę metalową, nie może być tu stosowana, ze względu na złą obrabialność kalafonii.

Żywica epoksydowa dwuskładnikowa, Epidian 5 z dodatkiem utwardzacza Tecza (czterocylenofenolo-

amina). Materiał ten zapewniał w stopniu zadowalającym przy wstępnych próbach wszystkie wymagania, wobec czego dalsze badania przeprowadzono tylko dla niego. Wykresy charakteryzujące niektóre własności żywicy podane są na rys. 4 i 5.

Inne żywice epoksydowe nie były stosowane, ponieważ nie są jednocześnie klejem, ewentualnie mają zbyt małą czułość optyczną.

Literatura wymienia dwa sposoby wykonania warstwy: naklejenie płytki z żywicy lub wylanie żywicy na próbkę i następnie obróbkę mechaniczną na żądany kształt i grubość.

Po wstępnych próbach zrezygnowano z wylwania żywicy, gdyż stwierdzono, że do otrzymania sklejenia o wymaganej dużej wytrzymałości konieczny jest

docisk przy klejeniu, czego nie można tu łatwo zrealizować.

Stwierdzono również odklejenie się żywicy przy wierceniu otworów przez próbkę metalową z naniesioną warstwą żywicy, co dodatkowo komplikuje tę metodę.

Naklewanie płytki natomiast jest stosunkowo łatwe do wykonania. Należy podkreślić, że istnieje rozróżnienie własności fizycznych Epidianu 5, mający wpływ głównie na technologię otrzymywania płytek. Epidian 5 może okazać się tak gęsty, że niemożliwe jest praktycznie przelewanie go z naczynia, a tym bardziej odlewanie w postaci cienkiej płytki.

Dokończenie w następnym zeszyście

Mgr inż. M. ŁYŻWIŃSKI

629.136.3.03:621.455

Tendencje rozwojowe raketowych napędów termicznych

Artykuł ma charakter informacyjny w zakresie nowych rozwiązań raketowych silników termicznych. Ciąg silnika tego rodzaju jest wynikiem rozprężania i wylotu czynnika roboczego z dyszy. Nowe rozwiązania silników termicznych wiążą się z możliwością wykorzystania w napędach raketowych energii jądrowej oraz energii promienistej Słońca.

Silniki termotechniczne

Znane są dwa podstawowe rodzaje raketowych silników termochemicznych, tzn. silników pracujących na chemicznych materiałach pędnych:

— prostsze w konstrukcji silniki na stałe materiały pędne,

— silniki na ciekłe materiały pędne wielo- lub jednoskładnikowe.

Oba typy silników reprezentują wysoki obecnie poziom rozwoju technicznego. Wynika to ze stosunkowo długiego okresu czasu, w którym udoskonalano te konstrukcje, zresztą względnie proste w porównaniu do szeregu innych napędów raketowych, np. jądrowych czy elektrycznych.

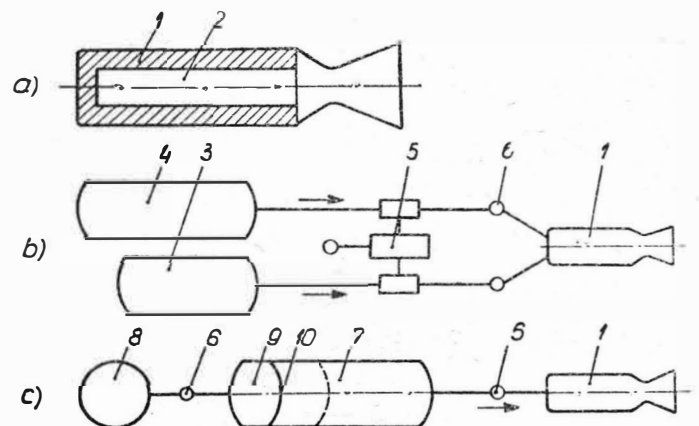
Prostota podstawowej konstrukcji silników termochemicznych wynika z faktu, że źródło energii — paliwa chemiczne — stanowi po reakcji utleniania czynnik roboczy w postaci spalin. Daje to możliwość realizacji silników o znacznie prostszej konstrukcji w porównaniu do zespołów napędowych, w których funkcje źródeł energii i czynnika roboczego są rozdzielone (silniki reaktorowe, termiczne silniki słoneczne itp.). Silniki na paliwa chemiczne nie wymagają specjalnych przemienników energii pierwotnej (źródła) na energię kinetyczną gazów wylotowych. Zadanie to spełnia komora spalania w połączeniu z dyszą wylotową.

Współczesne silniki raketowe, realizowane w zasadzie w trzech układach konstrukcyjnych (rys. 1), charakteryzują się jednak dużą różnorodnością urządzeń regulujących zasilanie i bogactwem konstrukcyjnych rozwiązań głowic wtryskowych, różnorodnymi modelami ładunków stałych materiałów pędnych, instalacjami chłodzenia komór, wielością rozwijanego ciągu, długotrwałością pracy itp.

Szczególnie szybki rozwój silników raketowych w okresie ostatnich kilkudziesięciu lat doprowadził je do poziomu bliskiego granicy ich rozwoju. Należy to rozumieć w tym sensie, że aczkolwiek istnieją jeszcze możliwości rozwoju silników na chemiczne

materiały pędne, to jednak nie należy spodziewać się w tej dziedzinie wyników rewelacyjnych.

Coraz większe wymagania stawiane napędom raketowym w związku z rozwojem astronautyki wyraźnie przekraczają możliwość silników termochemicznych. Chodzi tutaj głównie o warunek rozwijania przez zespół napędowy możliwie dużych impulsów właściwych. Perspektywy dalszego rozwoju konwencjonalnych silników raketowych sprowadzają się w dużej mierze do problemów automatycznej regulacji parametrów ich pracy. Tą drogą można jeszcze znacznie



1. Podstawowe układy konstrukcyjne silników raketowych na paliwa chemiczne:

- a — silnik pracujący na stałym materiale pędnym,
- b — zespół napędowy na dwuskładnikowy ciekły środek napędowy z przetwarzającym układem zasilania,
- c — silnik na jednoskładnikowy środek napędowy z ciśnieniowym układem zasilania
- 1 — komora spalania z dyszą wylotową, 2 — ładunek materiału pędnego, 3 — zbiornik paliwa, 4 — zbiornik utleniania, 5 — zespół turbopompowy, 6 — zawory regulacyjne, 7 — zbiornik ciekłego środka napędowego, 8 — zbiornik z gazem sprężonym, 9 — komora gazowa zbiornika środka napędowego, 10 — przepona

podnieść efektywność i niezawodność pracy stosowanych obecnie raketowych zespołów napędowych.

Pod względem regulacji pracy silnika większe możliwości daje stosowanie materiałów pędnych w postaci ciekłej. Pozwalają one regulować w szerokim zakresie ciąg, temperaturę i ciśnienie spalin, włącznie z zatrzymaniem silnika i powtórny jego uruchomieniem. Zalety te wskazują, że silniki na paliwa ciekłe mają przed sobą szersze perspektywy rozwoju, szczególnie w zastosowaniach astronautycznych. Stałe materiały pędne znacznie utrudniają realizację wymagań dotyczących regulacji pracy silnika. Poza tym, materiały te wykazują mniejsze zasoby energii. Dają one jednak możliwości budowy silników najprostszej konstrukcji.

Praktyczne zastosowanie wysokoenergetycznych paliw chemicznych, jak np. wodoru, boru, litu i innych, pozwoli w połączeniu z tlenem, a zwłaszcza fluorem zwiększyć impuls właściwy o 15–30% w porównaniu do przeciętnych wartości osiąganych obecnie. Wodór jako materiał pędny raket jest już praktycznie stosowany. Z drugiej strony pewne niekorzystne właściwości i duża aktywność chemiczna wymienionych związków stwarza znaczne trudności w konstrukcji i eksploatacji silników pracujących na paliwach wysokoenergetycznych.

Ciekły wodór i tlen dają w połączeniu o 30% większy impuls właściwy w porównaniu ze środkiem napędowym: nafta — ciekły tlen. Do wad wodoru jako paliwa raketowego należy zaliczyć małą gęstość, niską temperaturę wrzenia ($-252,8^{\circ}\text{C}$), niebezpieczeństwo eksplozji. Wodór przenikając do materiałów konstrukcyjnych obniża ich wytrzymałość i wymaga stosowania w konstrukcji specjalnych stali stopowych i aluminium. Fluor, jeden z najlepszych „utleniaczy”, ma również niską temperaturę wrzenia (-188°C). W połączeniu ze związkami wodoru daje mieszkanki samozapłonowe ułatwiające rozruch silnika. Otrzymywanie fluoru jest jednak kosztowne, pierwiastek jest silnie toksyczny i wywołuje korozję konstrukcji, szczególnie w podwyższonych temperaturach. Do materiałów odpornych na korodujące działanie fluoru należą: monel, nikiel, aluminium i stale wysokostopowe.

Ilości energii uzyskiwanych w rezultacie reakcji spalania są ograniczone samą naturą procesu spalania — stosunkowo mało ekonomicznego sposobu wyzwalania energii z masy.

Maksymalna wartość impulsów właściwych, które mogą być osiągnięte w efekcie reakcji chemicznych w komorze spalania silnika raketowego, przekracza nieznacznie wartość $R_G = 400 \text{ kGsek/kG}$. Dalszy wzrost R_G do 1000 i więcej kGsek/kG może dać tylko zastosowanie, tzw. wolnych rodników, które przy zanikaniu wydzielają znacznie większe ilości energii w porównaniu do reakcji spalania.

Zasługują na uwagę konstrukcje silników pracujących na jednoskładnikowych ciekłych środkach napędowych. Chociaż materiały te (np. nadtlenek wodoru) nie charakteryzują się dużym impulsem właściwym ($R_G \approx 200 \text{ kGsek/kG}$) w porównaniu do innych, to pozwalają jednak wydatnie zmniejszyć ciężar zespołu napędowego w wyniku prostej konstrukcji charakteryzującej się komorą o niskim ciśnieniu, układem zasilania za pomocą sprężonych gazów, zdolnym do wielokrotnego uruchamiania silnika.

Przewidywanie kierunków dalszego rozwoju silników raketowych na chemiczne materiały pędne może nasunąć pytanie, jakie silniki z dwóch podstawowych typów są lepsze — silniki na stałe materiały pędne czy na ciekłe materiały pędne? Niewatpliwa zaleta tych pierwszych jest ich prostota konstrukcyjna. Fakt ten jest główną przyczyną rozszerzania się granic zastosowania tych silników w kierunku budowy coraz większych jednostek. Sprzyja temu również wprowadzenie nowej technologii elaboracji, tj. napełniania silnika ładunkiem materiału pędnego, polegającej na odlewaniu materiału pędnego bezpośrednio w komorze silnika jako formie odlewniczej. Eliminuje to konieczność stosowania wielkich pras, jeszcze do niedawna niezbędnych w procesie produkcji silników o znacznych ciągach. Dzięki tej metodzie

Niektóre materiały pędne wysokoenergetyczne
(założenia: ciśnienie w komorze spalania $p_a = 21,1 \text{ kG/cm}^2$, stopień rozprężania 20 : 1)

Utleniacz — paliwo	Stosunek utleniacza do paliwa (masowy)	Temperatura reakcji ($^{\circ}\text{C}$)	Impuls właściwy (kGsek/kG)
ozon — wodór	2,65	2360	373
fluor — wodór	3,77	2450	356
fluor — lit	2,19	3870	335
fluor — hydrazyna	1,98	4260	300
tlen — wodór	2,89	2140	345
tlen — lit	1,15	7200	318
tlen — lit + bor	1,47	4600	306

stała się w ogóle możliwa budowa dużych silników z komorami spalania o średnicy rzędu kilku metrów (np. opracowany w USA silnik TR-100, o średnicy komory spalania — 8,4 m, długości — 36 m i ciężarze 100 ton, przewidziany do napędu rakiety „Nova”). Ważnym czynnikiem w ocenie silników na stałe materiały pędne jest ich stosunkowo prosta eksploatacja i możliwość długotrwałego przechowywania przy stałej gotowości do pracy. Właściwość ta jest szczególnie cenna w odniesieniu do rakiet bojowych.

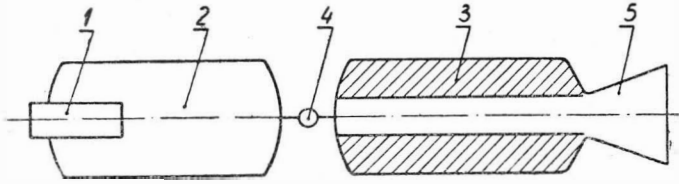
Używane obecnie stałe materiały pędne łącznie z coraz częściej stosowanymi paliwami pirotechnicznymi, odznaczającymi się szeregiem istotnych zalet, wyraźnie jednak ustępują ciekłym środkom napędowym w zakresie wydajności cieplnej. Z drugiej strony należy przypuszczać, że możliwe w niedalekiej przyszłości praktyczne wykorzystanie paliw metalicznych, a szczególnie berylu i litu, będzie łatwiejsze do przeprowadzenia właśnie w silnikach na stałe materiały pędne.

Niekorzystną właściwością tych silników, poza stosunkowo niskim ciągiem jednostkowym $R_G \approx 200 \text{ kGsek/kG}$, jest ich krótki czas pracy i duży ciężar jednostkowy. Niemniej jednak o dużym znaczeniu i szybkim rozwoju silników raketowych na stałe materiały pędne świadczy szereg nowoczesnych konstrukcji, jak np. amerykańskie międzokontynentalne rakiety „Minuteman” z trzystopniowym zespołem napędowym o regulowanym ciągu czy czterostopniowe rakiety „Scout” przeznaczone do badania przestrzeni kosmicznej. W silniku startowym rakiety „Minuteman” paliwem jest kwas polibutadienowo-akrylowy z proszkiem aluminium, utleniaczem — nadchlora amonu. Dalszy rozwój i szersze zastosowanie silników na stałe materiały pędne zależy w dużym stopniu od opracowania rozwiązań konstrukcyjnych w zakresie regulacji ciągu.

Za podstawowe zalety silników pracujących na ciekłych materiałach pędnych należy uznać większy impuls właściwy, zdolność do dłuższej pracy, możliwość regeneracyjnego chłodzenia komór spalania i automatycznej regulacji parametrów pracy silnika. Dokładność i niezawodność pracy zespołu napędowego jest pierwszoplanowym zadaniem w dalszym rozwoju techniki raketowej. Wysoka precyzja działania napędu warunkuje w ogóle powodzenie szeregu zadań astronautycznych. Nie tylko możliwa, ale względnie łatwa regulacja ciągu i innych parametrów pracy silników na paliwa ciekłe daje im pod tym względem znaczną przewagę nad raketami na paliwa stałe.

Nie jest naturalnie zaletą złożony charakter konstrukcji zespołu napędowego, wymagającego odrębnych zbiorników oraz instalacji zasilania silnika w paliwo i utleniacz. W silnikach regulowanych automatycznie podczas lotu instalacje zasilania stanowią skomplikowane układy wymagające najwyższej dokładności wykonania. Dodając do tego trudność składowania i toksyczność szeregu paliw i utleniaczy ciekłych, trzeba stwierdzić, że eksploatacja tych silników jest znacznie trudniejsza i wymaga wyższych kwalifikacji personelu.

Odpowiedź na postawione pytanie, który z dwóch podstawowych rodzajów silników jest lepszy, nie może być jednoznaczna. Przewaga zalet stosowania paliw stałych czy ciekłych jest związana z konkretnym przeznaczeniem silnika, chociaż mają tutaj również wpływ względy ekonomiczne i warunki przewidywanej eksploatacji sprzętu w sensie technicznym. Pogląd jakoby raketowe zespoły napędowe pracujące na ciekłych materiałach pędnych były najlepsze nie jest zgodny z obecnymi opiniami na ten temat. Jeden i drugi rodzaj silnika ma istotne zalety i niedostatki.



2. Schemat silnika na stało-ciekły środek napędowy z ciśnieniowym doprowadzaniem utleniacza:
1 — generator gazu (do wytłaczania utleniacza ze zbiornika),
2 — zbiornik utleniacza ciekłego, 3 — zbiornik paliwa stałego,
4 — zawór regulacyjny, 5 — dysza wylotowa

Poszukiwanie optymalnego napędu znajduje wyraz w zaznaczającym się nowym kierunku rozwoju silników pracujących na tzw. litergolach, tj. stało-ciekłych chemicznych materiałach pędnych. W związku z faktem, że najlepsze utleniacze występują w stanie ciekłym, silniki pracujące na litergolach mają paliwa stałe umieszczone w komorach spalania, a ciekłe utleniacze są doprowadzane do komór podczas pracy silnika. Konstrukcja taka jest kompromisem technicznym łączącym zalety i wady propergoli, tj. chemicznych środków napędowych w stanie ciekłym lub stałym. Dużą zaletą silników pracujących na litergolach jest prostota regulacji ciągu wyłącznie przez zmianę wydatku utleniacza.

Schemat konstrukcyjny takiego silnika przedstawiono na rys. 2. Ładunek stałego materiału pędnego może być wykonany w kształcie walca kołowego z centralnym kanałem służącym za komorę spalania o zmiennej objętości. Po wprowadzeniu do kanału utleniacza materiał pędny ulega dyfuzyjnemu spalaniu na całej powierzchni kanału.

W konstrukcji współczesnych silników interesującym szczegółem jest budowa niemal wyłącznie komór spalania w kształcie cylindrów kołowych, mimo tego, że komory cylindryczne nie są najkorzystniejsze z punktu widzenia strat ciepła. Najmniejsze straty ciepła dotyczą komór kulistych, dla których parametr będący stosunkiem pola powierzchni do objętości komory jest najmniejszy. Komory o dużej sprawności cieplnej mają kształty zbliżone do kulistych, jednak są one trudne do wykonania. Obserwowany mimo to kierunek budowy prawie wyłącznie komór cylindrycznych tłumaczy się w zasadzie trzema przyczynami: prostszą technologią wytwarzania tych komór, właściwością bardziej statecznej pracy w porównaniu z komorami typu kulistego oraz stosowaniem regeneracyjnego sposobu chłodzenia komór.

W odniesieniu do dużych silników zaznacza się tendencja wykonywania komór spalania i dysz wylotowych cienkościennych, z nawiniętym tworzywem sztucznym wzmocnionym włóknem szklanym. Rozwiązanie takie, dające znaczne korzyści ciężarowe, zastosowano w silnikach raket „Polaris”, „Minuteman” i w innych.

Nowoczesne zespoły napędowe o wielkich ciągach realizowane są po większej części w układach wielosilnikowych. Nie chodzi tutaj o problem wielostopniowości raket, lecz o podział zespołu napędowego na szereg mniejszych silników w ramach pojedynczego członu rakiety. Rezygnowanie z budowy wielkich silników tłumaczy się szeregiem zrozumiałych względów.

Silnik o mniejszym ciągu jest bez wątpienia łatwiejszy i tańszy w opracowaniu. Przyjęcie zasady

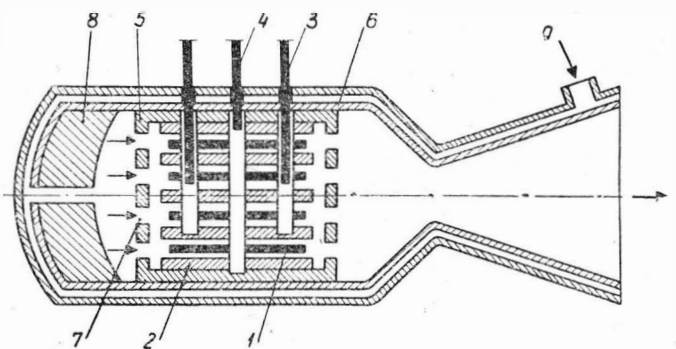
składania wielu silników w zespół napędowy o odpowiednio dużym ciągu jest bardzo wygodne, pod warunkiem doskonale opracowanej konstrukcji silnika podstawowego. Pozwala to szybko realizować różne warianty zespołów napędowych znacznie różniących się ciągiem, opartych na jednym typie silnika. Tą drogą można także wydatnie zwiększyć bezpieczeństwo i niezawodność pracy zespołu napędowego. Prawidłowa praca zespołu napędowego wielosilnikowego wymaga rozwijania przez poszczególne silniki ściśle określonego ciągu.

Rozwój silnika termicznego w sensie osiągania coraz wyższych ciągów jednostkowych dokonuje się na drodze zwiększania ciśnienia, a zwłaszcza temperatury czynnika pracującego. Wzrost ciśnienia gazów w silniku zwiększa jego obciążenie, podwyższanie zaś temperatury obniża własności wytrzymałościowe materiałów konstrukcyjnych. Łatwo zauważyć tutaj pewną sprzeczność, którą konstruktor silnika ma za zadanie rozwiązać. Jeśli chodzi o duże silniki na ciekłe materiały pędne, wyjściem z sytuacji jest zastosowanie układu chłodzącego komorę silnika. Tą drogą można realizować silniki stosunkowo lekkie, zdolne do dłuższej pracy.

Problemy chłodzenia silników raketowych poświęca się ostatnio wiele uwagi. Najczęściej stosowany sposób zewnętrznego regeneracyjnego ochładzania komór spalania jest już w wielu przypadkach niewystarczający. Znacznie lepszym sposobem wydaje się chłodzenie komór od zewnątrz przez doprowadzanie chłodziwa — jednego ze składników materiału pędnego. Proces takiego chłodzenia polega na przenikaniu chłodziwa do wnętrza komory przez otwory lub dzięki porowatej strukturze materiału ścianki. Tworząca się na wewnętrznej powierzchni komory warstwa przyścienna chłodziwa, odparowując, doskonale izoluje cieplnie ścianki komory przed oddziaływaniem spalin. Struktury porowate materiałów konstrukcyjnych przy zachowaniu stosunkowo dużej wytrzymałości mechanicznej uzyskuje się przez spiekanie proszków metali.

Opanowanie wysokich temperatur w silnikach na stałe materiały pędne wymaga stosowania odpowiednio grubych ścianek komór o dostatecznie dużej pojemności cieplnej oraz zabezpieczenia wewnętrznych powierzchni komory przed nadmierną ablacją, tzn. nadtapianiem i rozpylaniem materiału w wysokich temperaturach. Mniej korzystnym sposobem jest dodawanie do materiału pędnego składników obniżających temperaturę spalania.

Zasadniczym problemem w budowie silników raketowych jest potrzeba stosowania najlepszych materiałów konstrukcyjnych, żaroodpornych i żarowytrzymałych. Wysokogatunkowe stale i stopy na osnowie niklu nie zapewniają jednak całkowicie opanowania problemu wymiany masy w silniku raketowym. W silnikach o dużym obciążeniu cieplnym konieczne jest poza chłodzeniem komór pokrywanie ich od wewnątrz warstwami materiałów szczególnie od-



3. Raketowy silnik reaktorowy na paliwo stałe:
1 — paliwo uranowe w prętach, 2 — materiał spowalniacza (moderatora), 3 — pręty do sterowania mocy reaktora, 4 — pręt bezpieczeństwa, 5 — reflektor grafitowy, 6 — komora wysokiego ciśnienia z dyszą wylotową, 7 — kanały przepływowe, 8 — osłona przed promieniowaniem jonizującym, 9 — dopływ chłodziwa czynnika pracującego

pornych na zjawiska erozji i ablacji. Do materiałów takich należą: węgliki wolframu, molibdenu, krzemu, tlenki glinu i magnezu, dwutlenek cyrkonu o wysokiej odporności na naprężenia cieplne i inne materiały. Do nowych osiągnięć w tej dziedzinie zalicza się próby praktycznego wykorzystania w tym celu materiałów ceramicznych, a zwłaszcza tworzyw metalo-ceramicznych, wykazujących znacznie większą od tlenków odporność na gwałtowne zmiany temperatury (uderzenia termiczne). Nie wdając się w szczegóły obszernego problemu żaroodporności materiałów konstrukcyjnych, należy stwierdzić, że ten kierunek rozwoju metalurgii, a także technologii tworzyw sztucznych jest w dużym stopniu podyktowany potrzebami techniki raketowej.

Jeden z głównych kierunków dalszego rozwoju silników raketowych na chemiczne materiały pędne dotyczy sposobów regulacji wielkości i kierunku działania ciągu podczas lotu rakiety. Jest to rozległy problem dotyczący sprawności, niezawodnego działania i możliwości realizacji wszechstronnych zadań stawianych obecnie silnikom raketowym*).

Silniki jądrowe

Duży postęp w technice napędów raketowych z chwilą zastosowania jądrowego silnika termicznego będzie polegał, przynajmniej w pierwszym okresie, nie tyle na znacznym podwyższeniu temperatury czynnika roboczego, ile na możliwości zastosowania jako czynników roboczych gazów o małym ciężarze cząsteczkowym w porównaniu do spalin. Ogrzewanie np. wodoru w silniku-reaktorze jądrowym do temperatury 3000 °C pozwoli osiągnąć prędkość wypływu ponad 12 km/sek, tj. 3—4 razy większą od prędkości wylotu spalin. Wskazuje na to zależność określająca prędkość wypływu:

$$w_{e \max} = \sqrt{\frac{\mu}{\mu - 1} 2 g B \frac{T}{\mu} \left[\left(\frac{p_{ce}}{p_e} \right)^{\frac{\mu - 1}{\mu}} - 1 \right]}$$

gdzie:

μ — ciężar cząsteczkowy wypływającego gazu,
 B — stała gazowa bezwzględna,
 p_{ce} i p_e — ciśnienie całkowite i statyczne na wylocie.

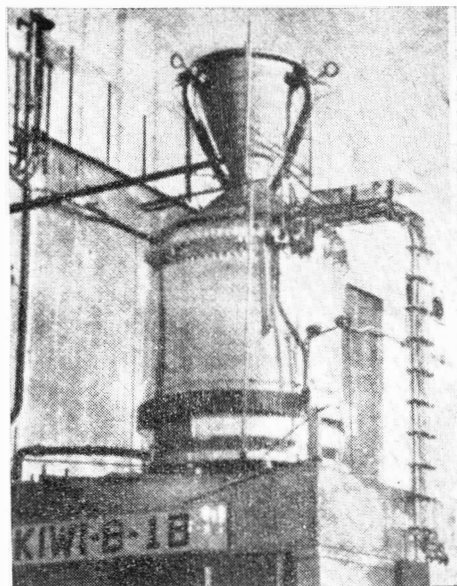
Równanie Ciołkowskiego dowodzi, że przy wartości $w_e = 12$ km/sek osiągnięcie tzw. pierwszej prędkości kosmicznej ($v = 7,9$ km/sek) będzie już możliwe przy stosunku mas $m_0/m = 2$, a więc przy użyciu rakiety jednostopniowej. Jak wiadomo, rakiety satelitarne z napędem termochemicznym wymagają konstrukcji wieloczołowej.

W termicznym silniku jądrowym nagrzewanie czynnika roboczego — gazu neutralnego — jest możliwe dzięki przemianie w reaktorze energii jądrowej w ciepło. Jest to zatem rodzaj napędu raketowego z wydzielonym źródłem energii w postaci paliwa jądrowego. W odróżnieniu od silników raketowych termochemicznych, tzn. pracujących na chemicznych środkach napędowych, funkcje źródła energii i czynnika roboczego są w silniku jądrowym rozdzielone. Czynniki robocze w termicznych napędach jądrowych jest wyłącznie przenośnikiem energii-ciepła udzielanego mu przez wyodrębnione źródło. Mimo tej zasadniczej różnicy, oba rodzaje silników termicznych wykazują wspólne właściwości. W obu przypadkach temperatura i ciśnienie decydują o prędkości wylotowej czynnika z dyszy. Wspólną właściwością silników termicznych jest zdolność rozwijania dużych ciągów wielokrotnie przekraczających ciężary całych zespołów napędowych. Problem chłodzenia komór obu rodzajów silników może być rozwiązywany w podobny sposób.

*) M. Łyżwiński, S. Szczeciński: Regulacja ciągu silników raketowych na ciekły środek napędowy. „Technika Lotnicza”, zes. 2/65.

Na rys. 3 przedstawiono schemat jądrowego silnika termicznego. Silnik składa się z reaktora jądrowego, układu regulującego wydatek czynnika roboczego oraz z dyszy Laval'a. Zasada pracy silnika przedstawionego na rys. 3 jest podobna do działania raketowego silnika konwencjonalnego na ciekły środek napędowy, z tym że funkcję czynnika roboczego spełnia gaz neutralny nagrzewany w aktywnej strefie reaktora.

Podstawowym zespołem reaktora jądrowego jest rdzeń zawierający paliwo jądrowe, np. uran. W reaktorze uranowym wykorzystuje się najczęściej izotop



4. Jeden z wykonanych silników jądrowych serii „Kivi” podczas prób naziemnych

uranu U235. Izotop ten czyni reakcję łańcuchową najbardziej prawdopodobną. Nie używa się jednak na ogół czystego izotopu U235, występującego w zwykłym uranie w ilości zaledwie ok. 0,72%. Rdzeń reaktora wykonany jest przeważnie z czystego uranu naturalnego zawierającego ok. 99,27% izotopu U233 bądź z uranu sztucznie wzbogaconego w izotop U235 w ilości do kilkunastu procent.

W celu wyzwolania energii jądrowej w sposób powolny i regulowany, paliwo jądrowe U235 jest poddawane reakcji łańcuchowej z powolnymi neutronami. W przeciwnym razie dominowałyby zderzenia sprężyste szybkich neutronów z jądrami atomów, nie wywołując ich rozszczepienia. W efekcie końcowym szybkie neutrony byłyby pochłaniane przez jądra atomów i wycofywane z procesu, zanim osiągnęłyby wartość energii sprzyjającą rozwojowi reakcji rozszczepieniowej. Prędkość neutronów wyzwolanych w reakcji rozszczepienia należy zatem wyhamować, aby uniknąć nieproduktywnego ich pochłaniania. Można to osiągnąć umieszczając w rdzeniu reaktora paliwo w postaci oddzielnych elementów paliwowych — prętów znajdujących się wewnątrz osłon z odpowiednio dobranego materiału spowalniającego neutrony. Jądra atomów materiału spowalniającego (moderatora) powinny mieć małą masę, co warunkuje szybkie wyhamowanie prędkości emitowanych neutronów. Warunkowi temu czynią zadość wodór, węgiel, beryl i inne pierwiastki. Znajdują tutaj również zastosowanie związki chemiczne bogate w wymienione pierwiastki.

Neutrony zderzając się z jądrami atomowymi moderatora w przestrzeni między prętami paliwowymi, szybko spowolnione do tzw. prędkości termicznej lub niewiele większej, wywołują następnie proces rozszczepienia uranu U235.

Powolność neutronów nie jest jeszcze warunkiem wystarczającym do utrzymania reakcji rozszczepie-

niowej na ustalonym poziomie. Oprócz tego, duże znaczenie ma utrzymanie stałej liczby neutronów czynnych w reakcji. Inaczej, proces rozszczepieniowy miałby charakter niekontrolowany. Odpowiednie zmiany liczby spowolnionych neutronów pozwalają regulować moc cieplną reaktora za pomocą ciał pochłaniających neutrony. Do substancji łatwo pochłaniających neutrony należą między innymi: bor, kadm i hafn. Reaktor wyposażony jest zatem w tzw. pręty sterujące (rys. 3) wykonane np. ze stali borowej, które łatwo wychwytyją neutrony. Przez zmianę pozycji prętów sterujących w rdzeniu reaktora można odpowiednio zwiększać lub zmniejszać strumień neutronów. W przypadku granicznego, przy dużym pochłanianiu neutronów, proces rozszczepienia jąder przerywa się.

Reaktor otoczony jest zazwyczaj reflektorem z grafitu, który nie dopuszcza do ucieczki neutronów, które opuściły rdzeń reaktora. W celu niedopuszczenia do utleniania się uranu w wysokiej temperaturze, paliwo w prętach chronione jest szczelną osłoną z materiału nie pochłaniającego neutrony, np. z aluminium z dodatkiem cyrkonu.

Do zapoczątkowania pracy reaktora jądrowego nie potrzeba zewnętrznego źródła neutronów. Wystarczająco do tego znajdujące się wszędzie w pewnej liczbie neutrony swobodne, pochodzące np. z promieniowania kosmicznego lub z samorzutnych reakcji rozszczepieniowych.

Należy zaznaczyć, że mimo samoczynnego w pewnym sensie charakteru uruchomienia reaktora, rozwinięcie się reakcji łańcuchowej w postaci lawinowej, jak to się dzieje w bombach jądrowych, jest niemożliwe. W reaktorze nieregulowanym ustala się samoczynnie pewna temperatura zależna przede wszystkim od wielkości rdzenia. Ze wzrostem temperatury wydajność reakcji łańcuchowej maleje. W wysokiej temperaturze liczba opuszczających rdzeń neutronów jest tak duża, że podtrzymywanie intensywności osiągniętego procesu łańcuchowego staje się niemożliwe. Wtedy wydajność reakcji rozszczepieniowych zmniejsza się i następuje ochłodzenie reaktora. Reaktor działa więc jak zasobnik ciepła o określonej temperaturze, uwarunkowanej konstrukcją i wielkością rdzenia. Na uwagę zasługuje fakt, że ilość pobieranego z reaktora ciepła nie ma większego wpływu na temperaturę panującą w aktywnej strefie reaktora, tj. w przestrzeni, w której przebiega reakcja jądrowa. Temperatura elementów silnika poza strefą aktywną zależy od parametrów przepływu.

Sterowanie i regulacja reaktora jądrowego stosownie do wymaganych zmian ciągu silnika jądrowego przedstawia znaczne trudności. Stan termiczny strefy aktywnej reaktora odpowiada określonej ilości wydzielanego ciepła, a wydatek czynnika przepływającego przez reaktor określa odprowadzaną ilość ciepła. Zachowanie równowagi bilansu cieplnego w silniku z utrzymaniem stałej temperatury konstrukcji wymaga bardzo precyzyjnej regulacji automatycznej. Spełnienie tych warunków jest szczególnie trudne w nieustalonych zakresach pracy zespołu w sensie zmian ciągu. Przyczyną znacznych komplikacji konstrukcyjnych jest potrzeba chłodzenia reaktora, przy nie pracującym zespole napędowym, tzn. w warunkach braku przepływu czynnika pracującego — chłodziwa. Wymaga to specjalnej instalacji chłodzenia, której działaniem byłoby niezależne od zakresu pracy zespołu napędowego.

Wyzwalająca się w reaktorze energia jądrowa przybiera głównie postać energii kinetycznej produktów rozpadu jądra, a więc wywiązuje się w postaci ciepła, które odbiera się za pomocą chłodziwa przepływającego przez reaktor.

Problem osłony reaktora, pochłaniającej promieniowanie jonizujące, jest szczególnie trudny do rozwiązania w przypadku zastosowania reaktora w napędzie raketowym. Pełne zabezpieczenie ludzi i sprzętu przed promieniowaniem jonizującym jest zasadniczym problemem (względny ciężarowy) utrudniającym zastosowanie reaktora jądrowego w raketowych zespołach napędowych.

Powyżej opisano reaktor o układzie konwencjonalnym, pracujący już w całym szeregu urządzeń naziemnych, mający perspektywę zastosowania również w technice raketowej (amerykańskie silniki raketowe serii „Kivi”). Istnieje jednak możliwość wielu innych rozwiązań, bardziej odpowiednich w zastosowaniu do napędów raketowych.

Procesom zachodzącym w reaktorach rozszczepieniowych towarzyszy wydzielanie ciepła ok. $1,0^7$ razy większe w porównaniu do ciepła spalania paliw chemicznych liczonego na jednostkę masy. Między innymi z tej przyczyny silniki jądrowe w porównaniu do silników zasilanych chemicznymi materiałami pędnymi czy energią słoneczną mogą osiągnąć znacznie większe impulsy właściwe. Istniejące możliwości nie mogą obecnie być w pełni wykorzystane ze względów materiałowych. Dopuszczalna ilość ciepła wydzielanego w reaktorze jest ograniczona odpornością materiałów konstrukcyjnych na działanie wysokich temperatur. Maksymalna temperatura w rdzeniu reaktora powinna odpowiadać właściwościom materiału osłon zabezpieczających elementy paliwowe przed utlenianiem. Najlepszymi materiałami na osłony są węgliki hafnu i tantalu, których temperatura topnienia wynosi ok. 3890°C . Przyjęcie najwyższej temperatury pracy tych materiałów ok. 3300°C pozwoliłoby osiągnąć dla wodoru jako czynnika roboczego impuls właściwy 1200 kGsek/kg .

W celu dalszego podwyższenia temperatury panującej w aktywnej strefie reaktora, a tym samym powiększenia właściwego impulsu silnika, należy zastosować paliwo jądrowe w stanie ciekłym lub gazowym. Wtedy górna granica temperatury pracy reaktora byłaby określona możliwościami chłodzenia zewnętrznej osłony reaktora.

Z szybszym rozwojem reaktorów jądrowych na paliwo ciekłe i gazowe należy się liczyć dopiero po dokonaniu pomyslnych prób zastosowania w astronautyce reaktorów jądrowych na paliwo stałe. Prace badawcze w tej dziedzinie prowadzone są od szeregu lat.

W Stanach Zjednoczonych prowadzone są od 1960 roku prace eksperymentalne zmierzające do praktycznego zastosowania termicznego silnika jądrowego. Obiektami badań są reaktory eksperymentalne pracujące na stałym paliwie rozszczepialnym, w których czynnikiem roboczym jest wodór, wykorzystywany także do regeneracyjnego chłodzenia dyszy wylotowej i komory reaktora. Realizacja jądrowych silników termicznych w USA jest objęta programami „Kivi”, „Nerva”, „Rift” i „Phoebus”. Program „Kivi” ogranicza się do rozpoczętych w 1962 roku naziemnych badań reaktorów. Drugi etap obejmuje program „Nerva” budowy silnika reaktorowego przeznaczonego do prób w locie. Podstawowe parametry projektowanego silnika: ciąg — 22 T, ciężar — 5 T, moc termiczna reaktora — 1000 MW. Budowę specjalnego członu rakiety „Saturn” C-5 przewidzianego do badań w locie prototypowych silników raketowych obejmuje program „Rift”. Finałem tych przedsięwzięć będzie wykorzystanie doświadczeń i budowa silnika reaktorowego o ciągu ok. 100 T w ramach programu „Phoebus”.

Prowadzone są również prace o podstawowym znaczeniu dla dalszego rozwoju energetyki jądrowej w ogóle, zmierzające do realizacji na szerszą skalę reaktorów jądrowych pracujących na neutronach szybkich.

Realizacja dojrzałego termicznie raketowego silnika reaktorowego wymaga jeszcze długotrwałych i kosztownych badań. Zakres problemów dotyczących termicznych silników reaktorowych jest niezwykle szeroki. Najważniejsze z nich to zagadnienie odporności materiałów konstrukcyjnych na wysokie temperatury i promieniowanie jonizujące oraz lekkość i niezawodność konstrukcji. Wybitnie przyszłościowy charakter ma napęd raketowy działający w oparciu o reaktor termojądrowy.

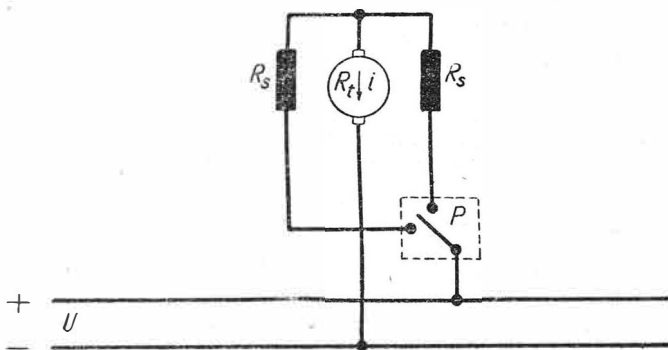
Dokończenie w następnym zeszycie.

Charakterystyki rewersyjnego silnika prądu stałego

Silnik rewersyjny, czyli nawrotny, jest silnikiem wykonawczym, często spotykanym w osprzęcie lotniczym. Podano krótki opis jego budowy. Wyprowadzono równania uniwersalnych charakterystyk statycznych: mechanicznej, regulacji i mocy oddawanej, oraz przytoczono ich wykresy. Wyprowadzono wyrażenia dla transmittancji silnika, w założeniu liniowej charakterystyki magnesowania i postępując się metodą linearyzacyjną Lapunowa.

Budowa i zastosowania

Silnik rewersyjny (nawrotny) jest maszyną prądu stałego, przeznaczoną do pracy przy zmiennym kierunku obrotów, przy czym zmiana kierunku wirowania ma odbywać się w możliwie prosty sposób. Linia łącząca silnik z elementem sterującym, np. przełącznikiem lub przekaźnikiem, powinna mieć możliwie najmniej przewodów z uwagi na duże trudności prowadzenia linii elektrycznych w samolocie. Jak wynika z tych wymagań, silnik nawrotny różni się nieco budową od zwykłego silnika prądu stałego. Jego schemat elektryczny przedstawiono na rysunku 1. Silnik ma twornik o jednym uzwojeniu oraz dwa uzwojenia wzbudzenia. Uzwojenie twornika jest zwykłym uzwojeniem prądu stałego. Uzwojenia wzbudzenia są tak nawinięte, że jedno wzbudza strumień magnetyczny potrzebny przy prawym kierunku wirowania, a drugie strumień dla lewego kierunku wirowania.



1. Schemat silnika nawrotnego

wania. Jak widać ze schematu, rozpatrywany silnik jest maszyną szeregową. Dla zmiany kierunku obrotów wystarczy przełączenie dodatniego bieguna źródła zasilania z jednego uzwojenia wzbudzającego na drugie. Pomiędzy silnikiem a przełącznikiem należy prowadzić linię dwuprzewodową; połączenie ujemnej szcztki silnika z ujemnym biegunem źródła zasilania jest wykonywane bądź poprzez połączenie jej z masą samolotu, bądź dodatkowym przewodem, zależnie od systemu sieci pokładowej.

W przypadku maszyn większej mocy, począwszy od kilkuset watów, stojan jest czterobiegunowy; dwa bieguny zajmuje jedno uzwojenie wzbudzenia, pozostałe dwa bieguny — drugie. Odpowiedni schemat połączeń wewnętrznych przedstawiono na rys. 2. Silniki mniejszej mocy mają stojan dwubiegunowy; na każdym biegunie znajduje się jedna cewka stanowiąca całkowite uzwojenie wzbudzenia. Odpowiedni schemat połączeń wewnętrznych pokazano na rys. 3.

Pod względem budowy pozostałych części silniki nawrotne nie różnią się od zwykłych maszyn prądu stałego.

Podstawowym zastosowaniem omawianych silników są rozmaite napędy agregatów płatowca i silnika: trymerów, radiatorów, kłap lądowania, stateczników, hamulców aerodynamicznych oraz szeregu innych. Szeroki zakres zastosowań skłania do rozpatrzenia charakterystyk statycznych i dynamicznych tych silników, co pozwoli na lepsze projektowanie układów napędowych, w których są one stosowane.

Charakterystyki statyczne

Charakterystyki statyczne są oczywiście charakterystykami silnika szeregowego. Zakłada się możliwość regulacji napięcia źródła zasilania, to znaczy, że silnik może być włączony na napięcie mniejsze niż znamionowe. Omówimy charakterystyki: mechaniczną, regulacji i mocy.

Charakterystyka mechaniczna $M = f(n)$

Moment napędowy silnika prądu stałego jest następujący:

$$M = c_m \Phi_w i \quad [1]$$

gdzie: c_m — stała,

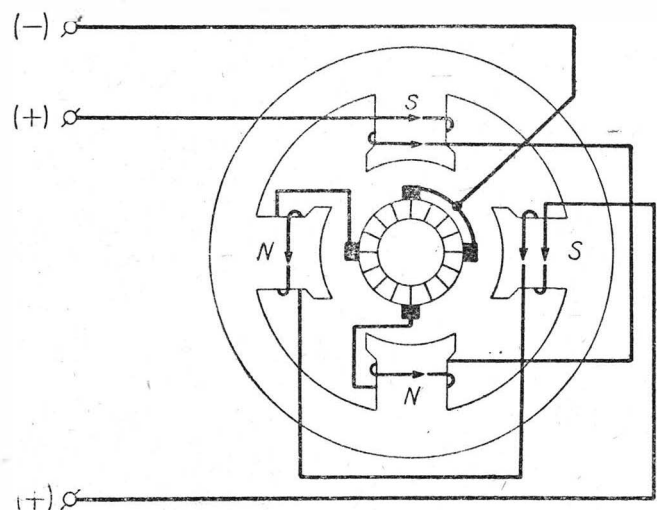
Φ_w — strumień magnetyczny wywołany uzwojeniem wzbudzenia,
 i — prąd twornika.

W silniku szeregowym jest:

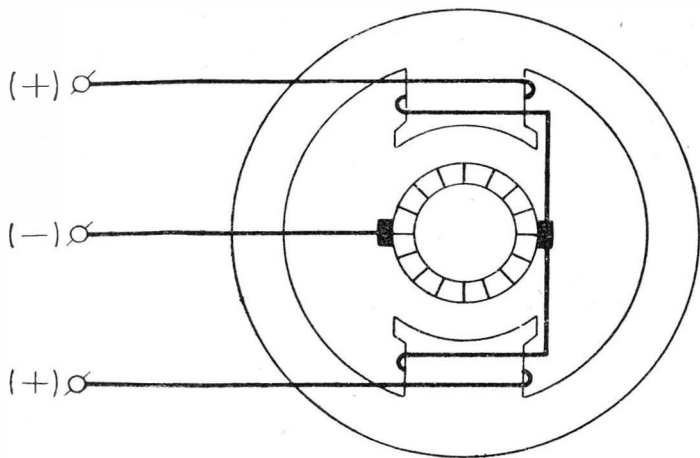
$$\Phi_w = k_\phi i \quad [2]$$

skąd

$$M = c_m k_\phi i^2 \quad [3]$$



2. Schemat połączeń wewnętrznych silnika nawrotnego większej mocy



3. Schemat połączeń wewnętrznych silnika nawrotnego mniejszej mocy

Wiadomo, że prąd twornika silnika prądu stałego jest:

$$i = \frac{u - e}{\Sigma R} \quad [4]$$

gdzie: u — napięcie zasilające,
 e — SEM wirowania wzbudzana w uzwojeniu twornika,

$\Sigma R = R_t + R_s$ — suma oporności uzwojeń twornika i wzbudzenia.

SEM wirowania może być określona z zależności:

$$e = c_E n \Phi_w = c_E k_\phi n i \quad [5]$$

gdzie: c_E — stała,
 n — liczba obrotów silnika.

Po podstawieniu do [4] i prostych przekształceniach daje to:

$$i = \frac{u}{\Sigma R + c_E k_\phi n} \quad [6]$$

Po wprowadzaniu otrzymanej wartości do wzoru określającego moment obrotowy [3] otrzymuje się:

$$M = \frac{c_m k_\phi u^2}{(\Sigma R + c_E k_\phi n)^2} \quad [7]$$

Zakładając możliwość regulacji napięcia zasilającego i wprowadzając pojęcie współczynnika sygnału:

$$\alpha = \frac{u}{U_{zn}} \quad u = \alpha U_{zn} \quad [8]$$

gdzie U_{zn} jest znamionową wartością napięcia zasilającego, wyrażeniu [8] określającemu moment obrotowy silnika można nadać postać:

$$M = \frac{c_m k_\phi \alpha^2 U_{zn}^2}{(\Sigma R + c_E k_\phi n)^2} \quad [9]$$

Aby zwiększyć ogólność rozważań i otrzymać wygodną w praktyce postać wzorów, należy posłużyć się metodą jednostek względnych, tzn. wszystkie interesujące wielkości wyrazić w postaci ułamków pewnych ich wartości odniesienia. Jako wartość odniesienia dla momentu obrotowego wygodnie jest przyjąć moment rozruchowy przy pełnym wystrojeniu, tj. przy $n=0$ i $\alpha=1$:

$$M_o = \frac{c_m k_\phi U_{zn}^2}{(\Sigma R)^2} \quad [10]$$

Wartość względna momentu obrotowego będzie więc:

$$m = \frac{M}{M_o} = \frac{\alpha^2}{\left(1 + \frac{c_m k_\phi n}{\Sigma R}\right)^2} \quad [11]$$

Jako wartość odniesienia dla liczby obrotów wygodnie jest przyjąć liczbę obrotów przy pełnym wystrojeniu silnika i przy obciążeniu równym 0,25 momentu odniesienia. W rozpatrywanym przykładzie nie można przyjąć jako wartości odniesienia dla liczby obrotów jej wartości przy idealnym biegu jałowym, gdyż jest ona wówczas nieskończenie wielka.

Podstawiając do wzoru [11] wartości: $\alpha=1$ i $m=0,25$, otrzymuje się po prostych rachunkach:

$$n_o = \frac{\Sigma R}{c_E k_\phi} \quad [12]$$

Podstawiając otrzymane wyrażenie do [11] i oznaczając:

$$\nu = \frac{n}{n_o} \quad [13]$$

otrzymuje się równanie uniwersalnej charakterystyki mechanicznej:

$$m = \frac{\alpha^2}{(1 + \nu)^2} \quad [14]$$

Jest to równanie rodziny hiperbol. Parametrem równania jest współczynnik sygnału α . Asymptotami rodziny są proste $m=0$ i $\nu=-1$. Przy $\nu=0$ otrzymuje się równanie:

$$m = \alpha^2 \quad [15]$$

Moment rozruchowy jest więc równy kwadratowi współczynnika sygnału. Podane uwagi pozwalają wykreślić rodzinę charakterystyk mechanicznych. Zostały one przedstawione na rysunku 4.

Charakterystyka regulacji $\nu = f(\alpha)$ przy $m = \text{const}$

Rozwiązując wyrażenie [14] względem ν otrzymuje się:

$$\nu = \frac{\alpha}{\sqrt{m}} - 1 \quad [16]$$

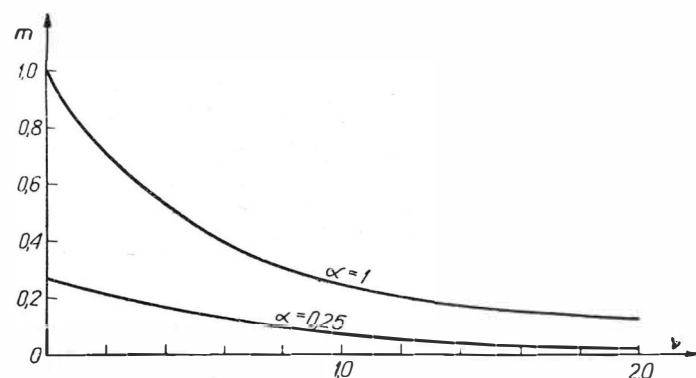
Jest to szukane równanie rodziny uniwersalnych charakterystyk regulacji silnika rewersyjnego. Znalaziona rodzina jest rodziną linii prostych, co stanowi dużą zaletę rozpatrywanego silnika. Parametrem rodziny jest wartość momentu obrotowego m . Dla $\nu=0$ otrzymuje się:

$$\alpha = \sqrt{m} \quad [17]$$

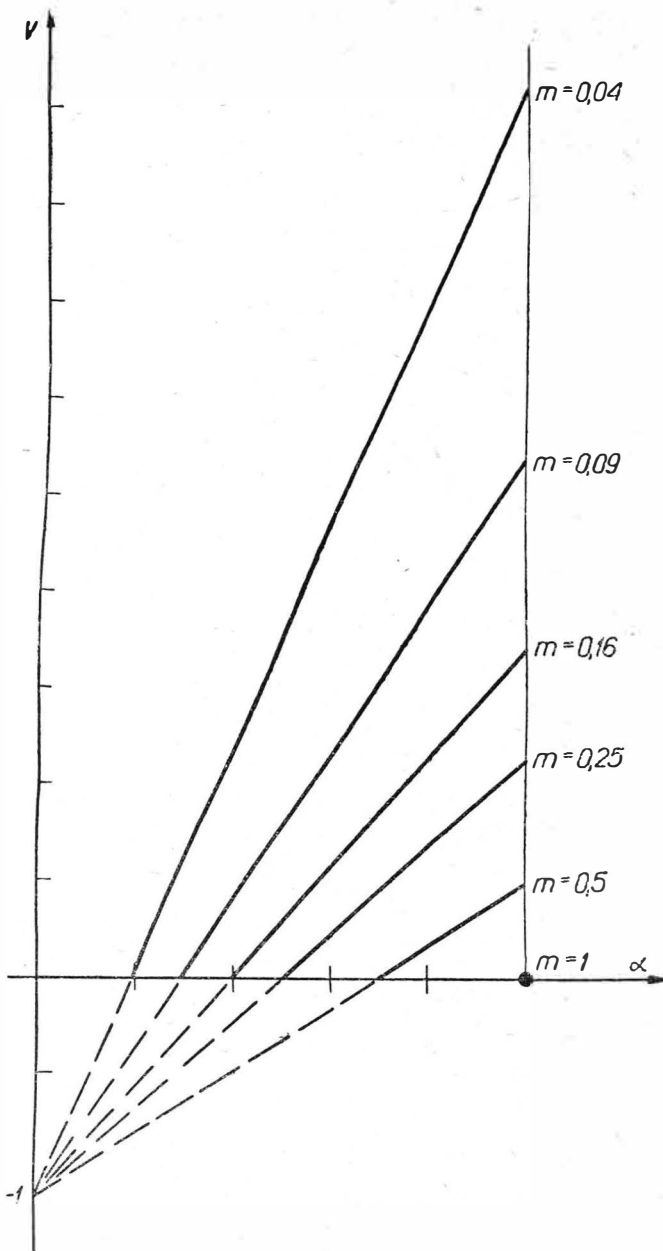
co jest zgodne ze wzorem [15]. Ponadto dla $\alpha=0$ jest $\nu=-1$, to znaczy, że rodzina uniwersalnych charakterystyk regulacji jest pękiem prostych wychodzących z punktu $\alpha=0, \nu=-1$. W oparciu o te dane można wykreślić znalezione charakterystyki. Zostały one przedstawione na rysunku 5.

Charakterystyka mocy $p_2 = f(\nu)$ przy $\alpha = \text{const}$

Z ogólnej zależności znanej z mechaniki:



4. Uniwersalne charakterystyki mechaniczne $m = f(\nu)$, przy $\alpha = \text{const}$



5. Uniwersalne charakterystyki regulacji $v = f(\alpha)$, przy $m = \text{const}$

$$P = M \Omega \quad [18]$$

gdzie: P — moc mechaniczna,
 M — moment obrotowy,
 Ω — prędkość kątowna,

otrzymuje się następującą zależność dla wartości wyrażonych w jednostkach względnych:

$$p_2 = m v \quad [19]$$

p_2 — jest mocą na wale silnika.

Po podstawieniu [14] do [19] otrzymuje się:

$$p_2 = \frac{\alpha^2 v}{(1 + v)^2} \quad [20]$$

Jest to równanie uniwersalnych charakterystyk mocy silnika. Rodzina tych charakterystyk ma wspólny punkt 7: $p_2 = 0$ dla $v = 0$. Przyrównując do zera pochodną wyrażenia [20] względem v , otrzymuje się współrzędne punktów ekstremalnych rodziny:

$$v_m = 1, \quad p_{2m} = \frac{\alpha^2}{4} \quad [21]$$

Są to maksima. Wykres rodziny uniwersalnych charakterystyk mocy podano na rysunku 6.

Charakterystyki dynamiczne

Przy rozpatrywaniu charakterystyk dynamicznych założono liniowość charakterystyki magnesowania

silnika. Założenie to, zgodne z postępowaniem przyjętym w ogólnej teorii maszyn elektrycznych [4], oznacza bądź to, że maszyna ma nienasycony obwód magnetyczny, bądź też linearyzację charakterystyki magnesowania w pobliżu punktu pracy ustalonej. Jego konsekwencją jest stałość współczynników indukcyjności, a tym samym i oporności biernych. Kosztem nieco mniejszej dokładności uzyskuje się dużą przejrzystość wyników.

Dla obwodu elektrycznego omawianego silnika otrzymuje się równanie (rys. 1):

$$u(t) = (R_s + R_t) i(t) + (L_s + L_t) \frac{di}{dt} + k_e k_\psi i(t) \omega_m(t), \quad [22]$$

gdzie: L_s — współczynnik indukcyjności własnej uzwojenia wzbudzenia,

L_t — współczynnik indukcyjności własnej uzwojenia twornika,

k_e — stała, wiążąca wartość SEM ze strumieniem magnetycznym i prędkością obrotową,

ω_m — prędkość obrotowa silnika.

Pozostałe oznaczenia jak poprzednio.

Dla obwodu mechanicznego rozważanego silnika można napisać równanie:

$$J \frac{d\omega_m}{dt} + M_o = M_{el} = c_m k_\psi i^2, \quad [23]$$

gdzie: J — moment bezwładności wirnika względem jego osi obrotu,

M_o — moment obciążenia,

M_{el} — moment napędowy elektromagnetyczny.

Otrzymane równania są nieliniowe. Dla ich rozwiązania zastosowano metodę linearyzacji Lapunowa, tj. nadanie zmiennych małych przyrostów skończonych:

$$\begin{aligned} u(t) &= \dot{U}_o + \Delta u \\ i(t) &= I_o + \Delta i \\ \omega_m(t) &= \Omega_o + \Delta \omega_m \end{aligned} \quad [24]$$

Po podstawieniu wyrażen [24] do [22], pominięciu wyrażen, w których przyrosty występują w potęgze wyższej niż pierwsza, oraz po uwzględnieniu, że dla stanu ustalonego:

$$U_c = (R_s + R_t) I_o + k_e k_\psi I_o \Omega_o, \quad [25]$$

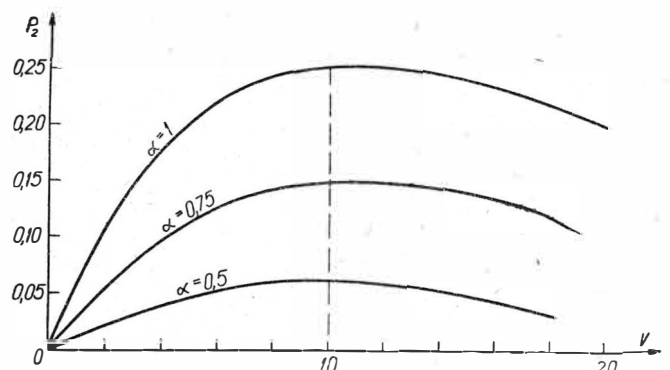
otrzymuje się równanie zlinearyzowane względem przyrostów zmiennych:

$$\begin{aligned} \Delta u &= (R_s + R_t) \Delta i + (L_s + L_t) \frac{d\Delta i}{dt} + \\ &+ k_e k_\psi \Omega_o \Delta i + k_e k_\psi I_o \Delta \omega_m, \end{aligned} \quad [26]$$

Po przeprowadzeniu transformacji Laplace'a, równanie powyższe otrzymuje postać:

$$\begin{aligned} \Delta U(s) &= \left[(R_s + R_t) \left(1 + \frac{L_s + L_t}{R_s + R_t} s \right) + k_e k_\psi \Omega_o \right] \Delta I(s) + \\ &+ k_e k_\psi I_o \Delta \Omega_m(s) \end{aligned} \quad [27]$$

Po podstawieniu wyrażen [24] do [22], pominięciu wyrażen, w których przyrosty występują w potęgze



6. Uniwersalne charakterystyki mocy $p_2 = f(v)$, przy $\alpha = \text{const}$

drugiej i wyższej oraz po uwzględnieniu, że w stanie ustalonym zachodzi równość:

$$M_o = c_m k_{\phi} I_o^2, \quad [28]$$

otrzymuje się zależność:

$$J \frac{d\omega_m}{dt} = 2 c_m k_{\phi} I_o \Delta i, \quad [29]$$

będąca równaniem różniczkowym liniowym względem przyrostów zmiennych.

Po przeprowadzeniu transformacji Laplace'a uzyskuje się:

$$sJ \Delta \Omega_m(s) = 2 c_m k_{\phi} I_o \Delta I(s) \quad [30]$$

W wyniku rozwiązania układu równań [27] i [30] przy jednoczesnym wprowadzeniu oznaczeń:

$$k_e k_{\phi} I_o = c_o \quad [31]$$

$$J \frac{(R_s + R_t) + k_e k_{\phi} \Omega_o}{2 c_m k_e k_{\phi}^2 I_o^2} = T_1 \quad [32]$$

$$J \frac{L_s + L_t}{2 c_m k_e k_{\phi}^2 T_o^2} = T_2 \quad [33]$$

otrzymuje się ostatecznie równanie wiążące wielkość wejściową — napięcie $u(t)$ z wielkością wyjściową $\omega_m(t)$, poprzez ich transformatory:

$$\Delta U(s) = c_o (1 + T_1 s + T_2 s^2) \Delta \Omega_m(s) \quad [34]$$

Na podstawie równania [34] można uzyskać wyrażenie dla transmitancji silnika:

$$G_{\Omega}(s) = \frac{\Delta \Omega_m(s)}{\Delta U(s)} = \frac{1}{c_o (1 + T_1 s + T_2 s^2)} \quad [35]$$

Jeżeli jako wielkość wyjściową przyjąć kąt obrotu wału silnika, to wobec zależności:

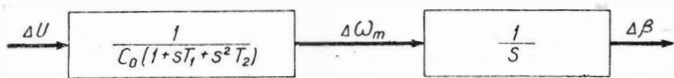
$$\beta(t) = \int_0^t \omega_m(t) dt \quad [36]$$

otrzymuje się:

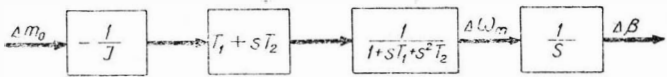
$$G_{\beta}(s) = \frac{\Delta \beta(s)}{\Delta U(s)} = \frac{1}{c_o s (1 + T_1 s + T_2 s^2)} \quad [37]$$

Odpowiedni schemat blokowy podano na rysunku 7.

Drugim interesującym przypadkiem pracy silnika w stanie nieustalonym jest przypadek zakłóceń po-



7. Schemat blokowy II silnika rewersyjnego



8. Schemat blokowy II silnika rewersyjnego

chodzących od zmiennego obciążenia. Przypadek ten zostanie rozpatrzony w założeniu stałości napięcia zasilania. Jest więc:

$$u = U_o = \text{const} \quad m_o = m_o(t) \quad [38]$$

Punktem wyjścia są równania [22] i [23], do których należy teraz podstawić wartości [37]. Dla zlinearyzowania równań, zgodnie z przyjętą metodą, przyjęto:

$$\begin{aligned} i(t) &= I_o + \Delta i \\ \omega_m(t) &= \Omega_o + \Delta \omega_m \\ m(t) &= M_o + \Delta m_o \end{aligned} \quad [39]$$

Po wprowadzeniu powyższych wartości do równań [22] i [23], uwzględnieniu, że dla stanu ustalonego są w mocy zależności [25] i [28] oraz po pominięciu wyrażen, w których przyrosty zmiennych są w potęgze drugiej, otrzymuje się:

z równania [22]:

$$\begin{aligned} (R_s + R_t) \Delta i + (L_s + L_t) \frac{d\Delta i}{dt} + k_e k_{\phi} \Omega_o \Delta i + \\ + k_e k_{\phi} I_o \Delta \omega_m = 0 \end{aligned} \quad [40]$$

z równania [23]:

$$J \frac{d\Delta \omega_m}{dt} + \Delta m_o = 2 c_m k_{\phi} I_o \Delta i \quad [41]$$

Powyższe równania są równaniami różniczkowymi liniowymi względem przyrostów zmiennych. Po przetransformowaniu ich wg całki Laplace'a, przyjmują one postać:

$$\begin{aligned} \left[(R_s + R_t) \left(1 + s \frac{L_s + L_t}{R_s + R_t} \right) + \right. \\ \left. + k_e k_{\phi} \Omega_o \right] \Delta I(s) + k_e k_{\phi} I_o \Delta \Omega_m(s) = 0 \end{aligned} \quad [42]$$

$$Js \Delta \Omega_m(s) + \Delta M_o(s) = 2 c_m k_{\phi} I_o \Delta I(s) \quad [43]$$

W wyniku wyrugowania zmiennej $I(s)$ z powyższych równań otrzymuje się:

$$\Delta M_o(s) = -J \frac{1 + sT_1 + s^2T_2}{T_1 + T_2s} \Delta \Omega_m(s) \quad [44]$$

Z otrzymanego równania można wyliczyć transmitancję silnika, przy traktowaniu przyrostu prędkości obrotowej jako wielkości wyjściowej i momentu obciążającego jako wielkości wejściowej:

$$G_{m\omega}(s) = \frac{\Delta \Omega_m(s)}{\Delta M_o(s)} = -\frac{T_1 + sT_2}{J(1 + sT_1 + s^2T_2)} \quad [45]$$

Jeżeli jako wielkość wyjściową silnika potraktować kąt obrotu jego wału, to zgodnie z równaniem [36] odpowiednia transmitancja będzie:

$$G_{m\beta}(s) = \frac{\Delta \beta(s)}{\Delta M_o(s)} = -\frac{T_1 + sT_2}{Js(1 + sT_1 + s^2T_2)} \quad [46]$$

Występujące w powyższych wzorach wielkości T_1 i T_2 zostały uprzednio określone zależnościami [32] i [33]. Odpowiedni schemat blokowy podano na rysunku 8.

Wnioski

W niniejszej pracy rozpatrzono przypadek sterowania silnika nawrotnego przez zmianę jego napięcia zasilania oraz wpływ zmian momentu obciążenia.

Otrzymane charakterystyki pozwalają określić:

- 1) własności statyczne silnika przy zmianie: napięcia zasilającego i momentu obciążenia,
- 2) własności dynamiczne silnika przy zmianie napięcia i stałym momencie obciążenia. Przypadek ten obejmuje np. zachowanie się silnika przy wahaaniach napięcia sieci pokładowej, wywołanych pracą innych, zasilanych z niej, agregatów,
- 3) własności dynamiczne silnika przy stałym napięciu zasilania i zmiennym momencie obciążenia, co np. obejmuje przypadek dynamicznie zmieniających się obciążeń pochodzenia aerodynamicznego.

Zdaniem autora rozpatrzono najważniejsze przypadki pracy silnika. Otrzymane wyniki wskazują, że silnik rewersyjny, dla którego jako wielkość wyjściową przyjęto napięcie zasilające, a jako wielkość wyjściową — prędkość obrotową, może być traktowany jako człon rzędu drugiego — inercyjny lub oscylacyjny, zależnie od wartości momentu bezwładności, oporności czynnych i biernych oraz stałych charakte-

ryzujących moment napędowy, strumień i SEM silnika. Jeżeli wyrażenie:

$$\Delta = J^2 (R_s + R_t + k_e k_{\phi} \Omega_0)^2 - 8 (L_s + L_t) c_m k_e k_{\phi}^2 I_0^2 \quad [47]$$

jest ujemne, to silnik jest członem oscylacyjnym. Jeżeli jest ono nieujemne — członem inercyjnym rzędu drugiego.

Jeżeli jako wielkość wyjściową przyjąć kąt obrotu wału, to w transmitancji silnika pojawi się dodatkowo transmitancja członu całkującego. Jeżeli jako wielkość wejściową przyjąć moment obciążenia, a za wielkość wyjściową jego prędkość obrotową, to w transmitancji silnika wystąpią transmitancje następujących członów: oscylacyjnego lub inercyjnego II rzędu (zależnie od znaku wyrażenia [46]) wzmacniającego i różniczkującego rzędu pierwszego. Jeżeli

jako wielkość wyjściową przyjąć kąt obrotu wału, analogicznie jak poprzednio, pojawi się transmitancja członu całkującego.

Na zakończenie należy podkreślić korzystny przebieg charakterystyk statycznych, szczególnie charakterystyki regulacji.

Literatura

- M. I. Komisar: Awiacjonnyje elektriceskije masziny. Oborongiz 1959.
 T. Puchałka, A. Woźniak: Elementy i układy elektryczne automatycznej regulacji. WNT 1963 r.
 W. S. Kulebakin, W. D. Nagorskij: Elektropriwod samolietnych agregatow i miechanizmow. Oborongiz 1959 r.
 Obszczaja teoria elektriceskich maszin. Gosenergoizdat 1960 r.

Mgr inż. ANTONI GOŁĘDZINOWSKI

531.717.8:621.753

Metoda punktów wymiarowych w zastosowaniu do krzywych płaskich i przestrzennych

W artykule omówiono kompleks zagadnień stanowiący jedną całość, a obejmujący nowoczesne metody projektowania łopatek — wyznaczanie charakterystycznych parametrów geometrycznych oraz współrzędnych profili za pomocą maszyny matematycznej z programu, który równocześnie pozwala na określenie współrzędnych narzędzia, omówienie nowego procesu technologicznego wykonania szablonów z wykorzystaniem danych z maszyny cyfrowej, rozwój technologii dokładnych wzorców płaskich i przestrzennych, uwagi i wnioski ogólne. Rozważania oparte są na pracach wykonanych w Instytucie Lotnictwa.

Jednym z podstawowych elementów konstrukcyjnych w silniku turbinowym ze sprężarką osiową są łopatki. Stanowią one zasadniczy problem zarówno dla konstruktorów, jak i technologów.

W pracach projektowych najbardziej pracochłonnym jest określenie współrzędnych konkretnych przekrojów łopatki przy zadanych parametrach przepływu. Dotychczasowa metoda wykreślno-analityczna pozwalała na wyznaczanie współrzędnych profilu, pół przekroju łopatki, położenia środka ciężkości, momentów bezwładności przekroju i innych parametrów geometrii przekroju, ale obarczona była dwoma zasadniczymi wadami.

Wymagała ona olbrzymiej i żmudnej pracy obliczeniowo-kreślarskiej i dawała wyniki obciążone dużymi błędami. Dla zlikwidowania tych mankamentów opracowano metodę analityczną, za pomocą której można obliczyć wszystkie wyżej wymienione parametry z większą dokładnością (lit. 1). Poza tym, metoda umożliwia zaprogramowanie obliczeń na maszynę matematyczną. Podstawowym założeniem tej metody jest nałożenie współrzędnych profili symetrycznych na linię szkieletową będącą odcinkiem łuku koła. Metoda stanowiła podstawę do zaprogramowania obliczeń na elektronicznej maszynie cyfrowej dla dwóch podstawowych profili C4

i NACA 65-010, najczęściej stosowanych w sprężarkach. Oczywiście przy niewielkiej korekcie programu można obliczać również profile innych serii. W artykule nie podaje się wzorów i metodyki liczenia momentów bezwładności, pół przekrojów, położenia środków ciężkości i innych wielkości, przytacza się natomiast istotę obliczeń współrzędnych profilu. Pełny program obliczeń zawiera praca zbiorowa (lit. 1).

Istotę obliczeń współrzędnych wynikających z nałożenia profilu podstawowego na wygiętą linię szkieletową ilustruje rys. 1.

Dla zachowania podobieństwa geometrycznego istnieje konieczność ustalenia zależności:

$$\frac{\rho_i}{\varepsilon} = \frac{x_i}{b} \quad [1]$$

Wartości wyrażenia x_i/b uzyskuje się z danych przyjętego symetrycznego profilu podstawowego.

Zależność x_k i y_k wyrażają wzory [2] i [3]:

$$x_{ki} = R_i \cdot \sin \left(\varphi_1 - \frac{\varepsilon}{2} \right) \quad [2]$$

$$y_{ki} = R_i \cdot \cos \left(\varphi_1 - \frac{\varepsilon}{2} \right) \quad [3]$$

Przy czym dla współrzędnych powierzchni wypukłej grzbietu należy przyjąć:

$$R_i = R + C_i \quad [4]$$

a dla powierzchni wklęsłej — ko-ryta:

$$R_i = R - C_i \quad [5]$$

W ten sposób uzyskuje się współrzędne profilu wygiętego w układzie współrzędnych zawieszonym w środku koła, którego odcinek stanowi linię szkieletową.

Po określeniu położenia środka ciężkości, współrzędne koryguje się do nowego układu zawieszzonego w środku ciężkości profilu.

Na życzenie technologów grupa opracowująca metodę analityczną zaprogramowała również współrzędne środków kół stycznych do profilu. Promienie tych kół mają odpowiadać narzędziom użytym do wykonywania wzorców lub szablonów, co będzie omówione w dalszym ciągu artykułu. Zasadę obliczania współrzędnych narzędzia przedstawia rys. 2. Polega ona na wyznaczeniu normalnych do profilu w określonych punktach profilu, odłożeniu promienia koła na normalnej i określeniu współrzędnych promienia. Jako uproszczenie przyjęto normalną nie do profilu, a normalną do siecznej przeprowadzonej przez dwa punkty profilu sąsiadujące z punktem styczności. Błąd wynikający z tego uproszczenia już w zupełności pomijalny z wyjątkiem bliskiego otoczenia krawędzi natarcia i spływu.

Współrzędne narzędzia określają następujące zależności:

$$x_{iF} = x_i + \Delta x \quad [6]$$

$$y_{iF} = y_i + \Delta y \quad [7]$$

Współrzędne x_{iF} i y_{iF} oznaczają zarówno promienie kół zewnętrznych, jak i wewnętrznych z tym, że wartości x i y należy przyjmować ze znakami wynikającymi z następującej zasady.

Promień r_F traktuje się jako wektor zawieszony w punkcie styczności, a przyrosty x i y oblicza się z iloczynu promienia i odpowiedniej funkcji trygonometrycznej (sinus lub cosinus) kąta zawartego między dodatnim kierunkiem osi x i wektorem promienia (patrz rys. 2).

Wartości Δx i Δy występujące we wzorach [6] i [7] oblicza się z następujących zależności:

$$\Delta y = r_F \frac{x_{i+1} - x_{i-1}}{\sqrt{(x_{i+1} - x_{i-1})^2 + (y_{i+1} - y_{i-1})^2}} \quad [8]$$

$$\Delta x = r_F \frac{y_{i+1} - y_{i-1}}{\sqrt{(x_{i+1} - x_{i-1})^2 + (y_{i+1} - y_{i-1})^2}} \quad [9]$$

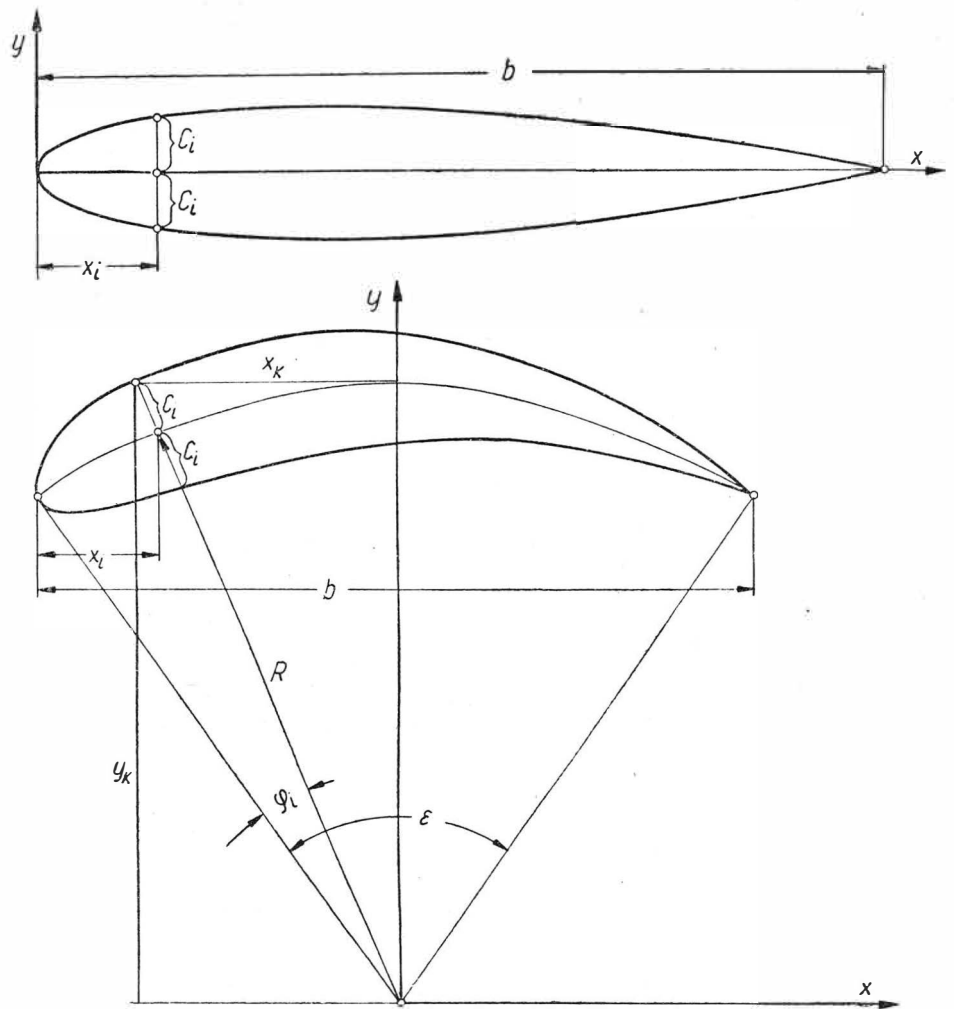
Korzystając z powyższych zależności opracowano program na elektroniczną maszynę cyfrową ZAM-2. Zespół danych wprowadzonych do maszyny obejmuje współrzędne profilu symetrycznego, kąt wygięcia profilu, liczbę punktów oraz ograniczenia. Wyniki otrzymywane z maszyny obejmują współrzędne profilu wygiętego, wielkości pól przekroju, momenty bezwładności, położenie środka ciężkości, a także współrzędne środków kół (narzędzi) stycznych do profilu od strony zewnętrznej i wewnętrznej.

Włączenie do programu obliczeniowego zadania wyznaczenia współrzędnych środków narzędzi ma ścisły związek z opracowaną i przyjętą do realizacji metodą wykonania wzorców płaskich i przestrzennych.

Istota metody polega na wyeliminowaniu pracy wzorcarzy przy wykonaniu wzorców linii krzywych dowolnych i powierzchni przestrzennych krzywokreślnych i zastąpieniu jej pracą dokładnych obrabiarek-wiertarek współrzędnościowych.

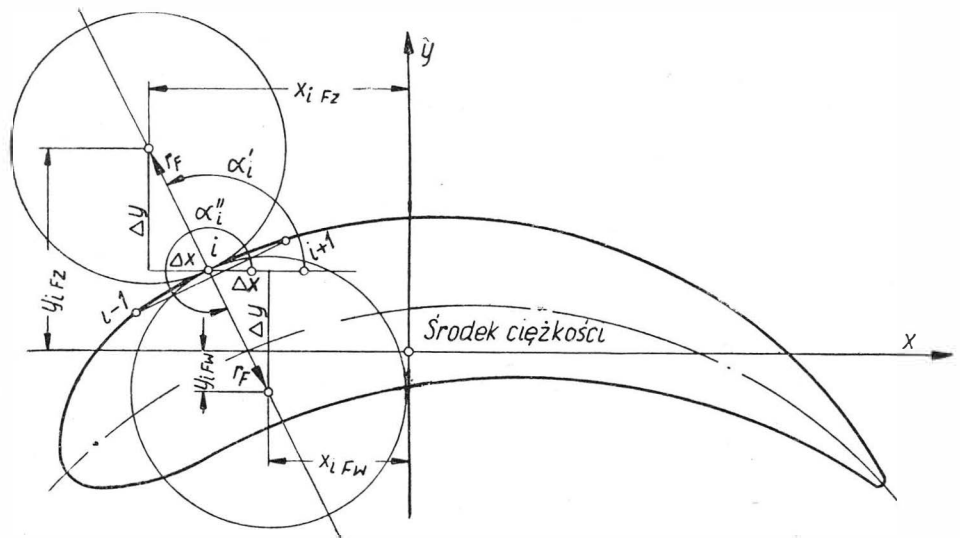
Rysunkowe określenie krzywych dowolnych sprowadza się do wyznaczenia dostatecznie gęstego zbioru punktów, wymiarowanego w układzie współrzędnych prostokątnych lub biegunowych, oraz warunku zachowania ciągłości linii łączących te punkty. Stąd narzuca się metoda materialnego odtworzenia wzorców tych krzywych — linii lub powierzchni — przez wymiarowe wykonanie punktów ujętych współrzędnymi i stycznego połączenia tych punktów bez tworzenia załamań w ciągłości tych linii i powierzchni. Istnieje jeszcze jeden czynnik zmuszający do stosowania tej metody wykonania, a mianowicie wysokie wymagania dotyczące krzywych oraz ich położenia w stosunku do baz.

Ilustruje to rys. 3, na którym pokazano szablon do kontroli łopatek



1. Zasada tworzenia profilu wygiętego z profilu symetrycznego — sposób nakładania rozkładu grubości:

$$\frac{x_i}{b} \text{ prof. sym} = \frac{x_i}{b} \text{ prof. wygiętego:}$$



2. Zasada obliczenia współrzędnych narzędzia — x_{iFz} i y_{iFz} — współrzędne środka narzędzia stycznego z profilem od strony zewnętrznej, x_{iFw} i y_{iFw} — współrzędne środka narzędzia stycznego z profilem od strony wewnętrznej

kierujących. Bazą materialną w tym szablonie są powierzchnie A i B oznaczone trójkątami, a rzeczywistym początkiem układu jest przecięcie powierzchni A i B, punkt 0. Zawieszenie początku układu współrzędnych dla profilu znajduje się natomiast w punkcie O_1 .

W tym układzie wyznaczone są zarówno punkty profilu (x i y), jak

i zawieszenie środków narzędzi (x_F i y_F). Tak więc, przyjmując długość samego profilu około 40 mm i przesunięcie układu współrzędnych „0” w stosunku do materialnego punktu odniesienia „0”, wymiar „a” równy 70 mm, to okaże się, że skrajne punkty profilu będą odległe od bazy o ponad 90 mm. Przyjmując klasyczne metody

wykonania profilu — szlifowanie profilu na szlifierkach pantograficznych i pokrewnych — należy wykonać rozrysowanie w skali 50:1, 20:1 lub 10:1, co przy wymiarach omawianych powyżej wymaga dużych ekranów, na ogół nie stosowanych w tych obrabiarkach. Poza tym, w miarę wzrostu wymiarów maleje skala stosowanych powiększeń. Stosowanie w tych przypadkach powiększeń dzielonych składających się z poszczególnych fragmentów profili daje zwykle nieciągłości w miejscach podziału. W przypadku stosowania metody punktowej, omówionej w dalszym ciągu artykułu, dokładność praktycznie nie zmienia się ze wzrostem wymiarów „a” i długości profilu.

Sam proces technologiczny wykonania szablonu ma trzy fazy:

1. Część wstępną — wykonanie półfabrykatu — na którą składają się: wykonanie obrysu zewnętrznego, ulepszanie materiału oraz szlifowanie płaszczyzn czołowych i baz.

2. Wykonanie punktów wymiarowych — podstawowa operacja tej metody oraz czernienie.

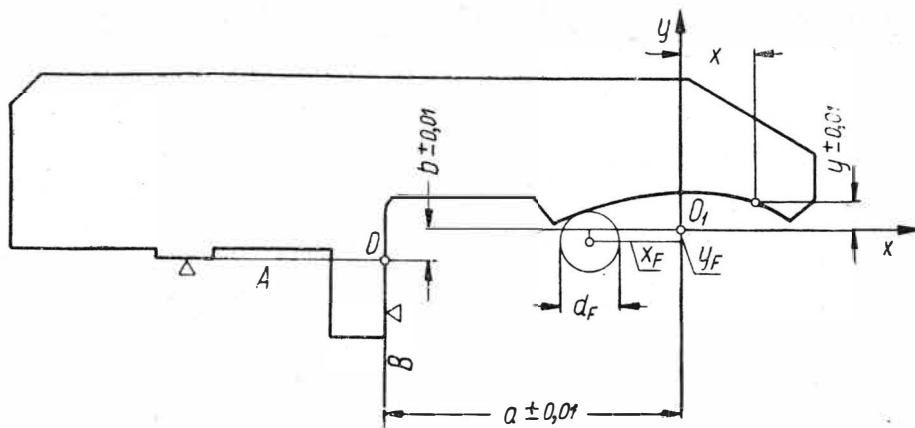
3. Faza wykańczająca. Ślusarskie wykończenie profilu, chromowanie części profilowej, kontrola ostateczna i cechowanie. Jak wynika z przebiegu procesu, podstawową operacją stanowi wykonanie punktów na wiertarce współrzędnościowej. Po tej operacji powstaje profil składający się z łuków kół o średnicy narzędzia (rys. 4a).

Koła te są styczne do profilu teoretycznego. Następna operacja to czernienie, której celem jest stworzenie warunków dogodnej obserwacji i kontroli przy wyprowadzaniu profilu przez ślusarza. Przy piłowaniu następuje usuwanie wierzchołków, a więc powstawanie odcinków niezaczernionej powierzchni, na przemian z czarnymi wnękami wyznaczającymi właściwy profil (rys. 4b). Szerokość czarnych paszków „b” jest miarą odległości „g” piłowanego profilu od profilu teoretycznego (rys. 5).

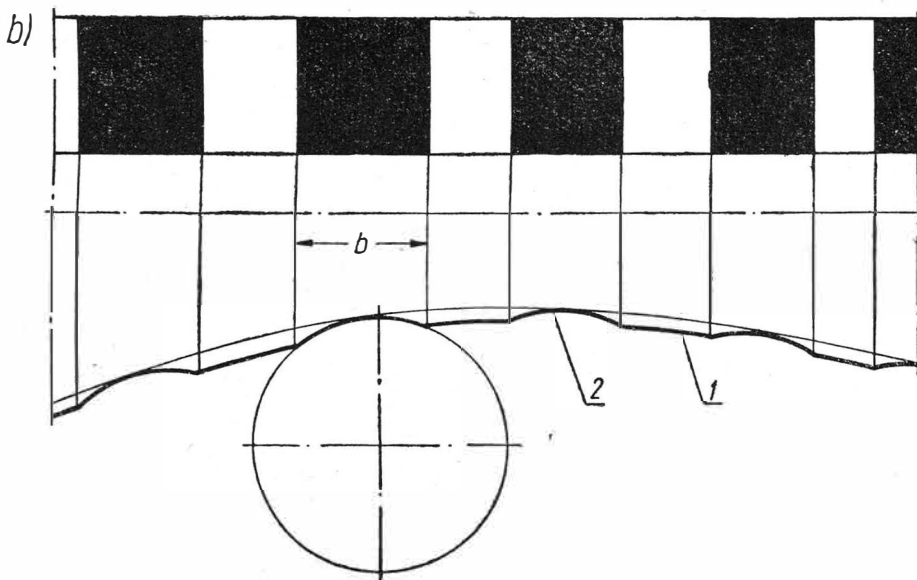
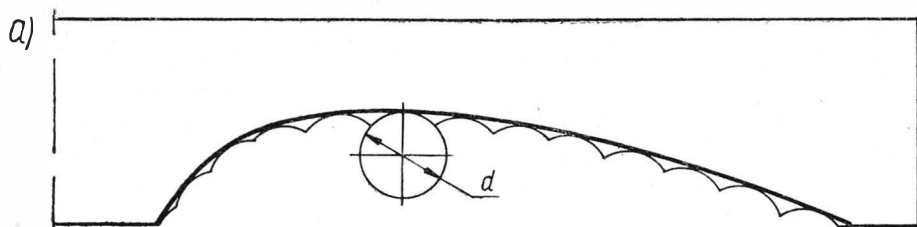
Zależność tę dla profilu płaskiego wyraża wzór wynikający z zależności geometrycznych:

$$g = \frac{d}{2} \left[1 - \sqrt{1 - \left(\frac{k}{d} \right)^2} \right] \quad [10]$$

Zakładając średnicę narzędzia $d = 5 \text{ mm}$ i dobrze widoczną szerokość czarnego paska $b = 0,5 \text{ mm}$, odległość „g” powierzchni piłowanej odżądanego profilu wynosić będzie około 12μ . Przy średnicy narzędzia 10 mm , wartości $g = 5 \mu$ odpowiada wymiar $b = 0,45 \text{ mm}$. Tak więc, mierząc wymiar b można z dużą dokładnością ocenić położenie profilu żądanego. Taki sposób wykańczania profilu ma jeszcze jedną zaletę, a mianowicie w czasie usuwania nadmiaru materiału (piłowanie wierzchołków) wykonawca ma stałą kontrolę wyników swej pracy bez potrzeby przeprowadzania uciążliwych pomiarów. Operacja staje się możliwa do wykonania nawet dla przeciętnie wprawnego ślusarza. Z drugiej stro-

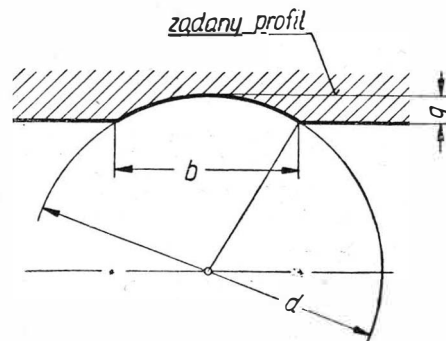


3. Szablon do kontroli grzbietu łopatki. A i B materialne bazy szablonu. Współrzędne profilu x i y oraz współrzędne środków narzędzia o średnicy d_F — x_F , y_F podane są w układzie zawieszonym w punkcie O_1 , o współrzędnych a i b



4. Zasada procesu ręcznego wykańczania profilu:

- a) obraz profilu po nawierceniu narzędziem o średnicy d_F ,
 b) widok piłowanego profilu po lekkim usunięciu wierzchołków nierówności. Czarne pola to zagłębienia po nawierceniu punktów wymiarowych. Białe pola — miejsca po spiłowaniu wierzchołków



5. Zależność wymiarowa między śladem narzędzia, jego średnicą i zagłębieniem

ny właściwą powierzchnię pomiarową szablonu (powierzchnię roboczą) stanowią odcinki 1, a nie zagłębienia 2 (patrz rys. 4b). W związku z tym, mając dane rzeczywiste współrzędne dna zagłębienia (punkt styku łuku koła z profilem teoretycznym) można skorygować profil szablonu przez narzucenie odpowiednich wymiarów b , a zatem przesunąć profil o wielkość g (patrz rys. 5). Taka konieczność zachodzi przy drobnych błędach, np. w zamocowaniu, w czasie wykonywania operacji nawiercania, ewentualnie przy zastosowaniu innej średnicy narzędzia niż przyjęta do obliczeń.

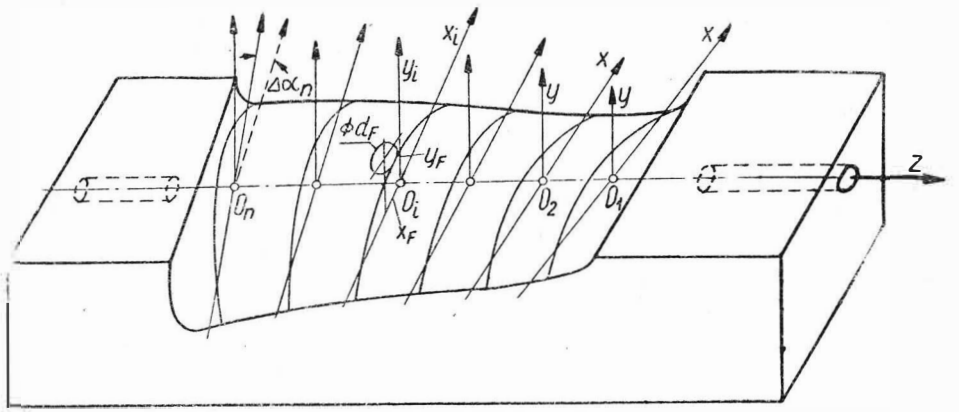
Po doprowadzeniu profilu do szerokości czarnych śladów b około 0,5 mm, stwierdzeniu wizualnym nie zaniknięcia żadnego punktu, następuje wygładzenie profilu osełką, przy której usuwana jest warstwa od 0,01 do 0,02 mm. Tak wykończony profil podlega chromowaniu, przy którym nakłada się warstwę o żądanej grubości, zwykle 3–5 μ . Celem tej operacji jest nadanie profilowi odporności na ścieranie.

Omawiana powyżej metoda punktów wymiarowych może być stosowana również do powierzchni przestrzennie krzywych, wymiarowanych w układach wielokrotnych prostokątnych, biegunowych czy kombinowanych. Przykładem takiej powierzchni może być wklęsła lub wypukła strona łopatki. Wzorec wypukłej strony łopatki pokazano na rys. 6.

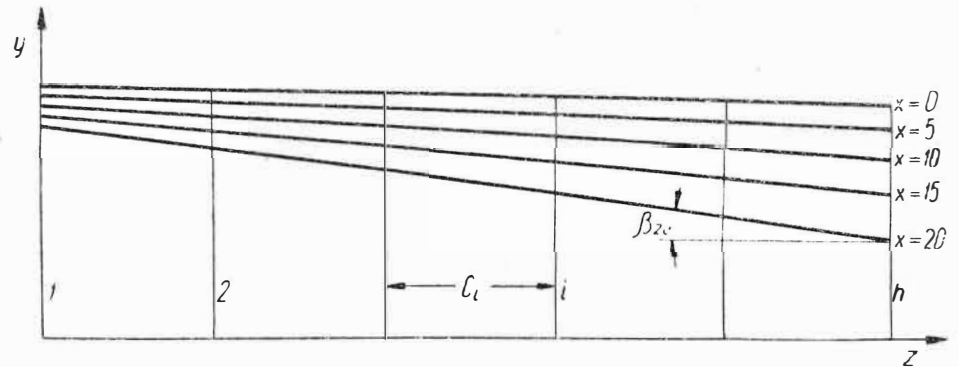
Jak widać, powierzchnia ta została wymiarowana w n przekrojach, a każdy przekrój w układzie współrzędnych prostokątnych. Początki układów leżą na wspólnej osi Z , a same układy w kolejnych przekrojach obrócone są o pewien kąt α . Na rysunku, w przekroju „i” wrysowane zostało koło o średnicy d_F , którego środek określony jest współrzędnymi x_F i y_F . Tak więc ten przypadek krzywizny przestrzennej można by potraktować jako zespół n krzywizn płaskich, między którymi przeprowadza się powłokę ciągłą bez załamań i gwałtownych przecięć. W rzeczywistości realizację metody punktów wymiarowych dla krzywych przestrzennych prowadzi się przez zastosowanie narzędzi z zakończeniem kulowym. A więc zamiast koła o średnicy d_F stosuje się w tych punktach kulę o średnicy d'_F . W tym przypadku jednak należy uwzględnić poprawki wynikające ze skrzywienia pióra łopatki, a wyrażające się pochyłością w płaszczyznach równoległych do płaszczyzny $y-z$, przeprowadzanych na różnych wartościach x , jak to widać z rys. 7. Numery 1, 2 i następane oznaczają kolejne przekroje. Kąt β_0 (dla $x=0$), nierówny zero wynika z różnicy grubości profilu przekroju 1 i przekrojów następnych (dla ułatwienia przyjęto proporcjonalny spadek grubości z długością łopatki). Kąty β dla wartości różnych od zera są wynikiem zmiany grubości profilu oraz kąta skrzywienia α w ogólnym przypadku β jest zmienne z długością. Z uwagi na małe wartości bezwzględne kąta β , dla celów praktycznych można obliczyć ten kąt dla przekroju „i” w punkcie odległym od osi 2 o wartości x z następującej zależności:

$$\operatorname{tg} \beta_{i(x_n)} = \frac{x_n \operatorname{tg} \Delta \alpha_{i+1} + x_n \operatorname{tg} \Delta \alpha_i + y_{i+1(x_n)} - y_{i-1(x_n)}}{c_i + c_{i+1}} \quad [11]$$

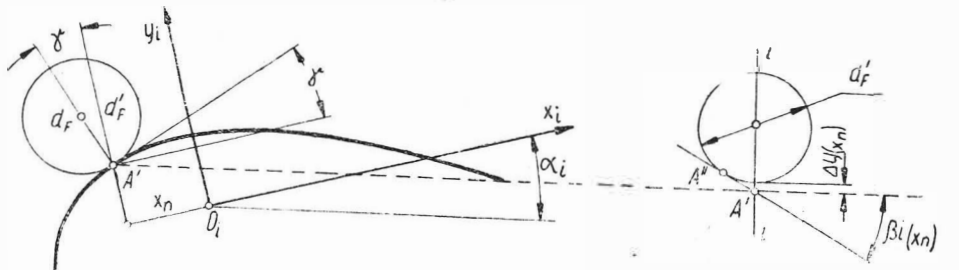
Znajomość wartości kąta β_i w punkcie x_n pozwala na wprowadzenie przybliżonej korekty $\Delta y_{(x_n)}$, jak to widać z rys. 8. Korekta jest wynikiem przemieszczenia się punktu styku A' z przekroju i do A'' . Kąt β_i pokazano na rysunku 8 o wartości wyraźnie przesadzonej. W roz-



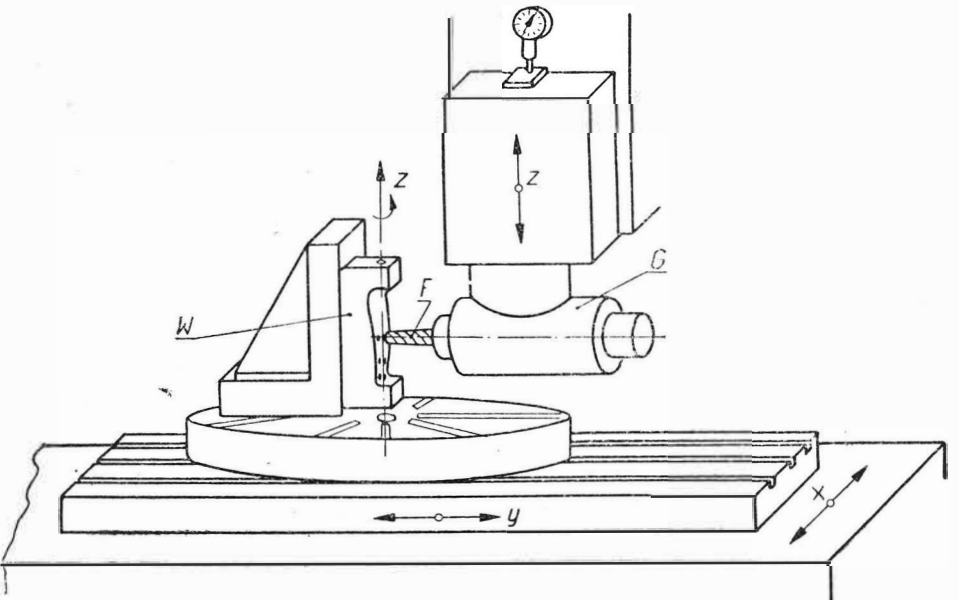
6. Przestrzenny wzorec profilu łopatki. W przekroju „i” pokazano narzędzie o średnicy d_F i współrzędnych jego środka x_F i y_F . Początki układów współrzędnych „0” kolejnych przekrojów leżą na prostej stanowiącej oś Z . $\Delta \alpha$ stanowi kąt skręcania układu odniesienia między sąsiednimi przekrojami.



7. Wielkość współrzędnych y , przy stałej odległości od początku układu — przy stałym x , dla różnych jego wartości — pochylenie wzdłużne profilu łopatki wynikające ze skrzywienia pióra; c_i — odległość między sąsiednimi przekrojami.



8. Korekta współrzędnych środka kuli Δy (x_n) wynikająca ze skrzywienia pióra



9. Nawiercanie punktów wymiarowych na wiertarce współrzędnościowej: W — wzorec, F — narzędzie - frez, G — głowica kątowna, x, y, z — ruchy obrabiarki zgodne z kierunkiem osi współrzędnych na wzorcu. Na rysunku pokazano również obrót dookoła osi z konieczny dla zrealizowania kąta skrzywienia.

wiązywanych przypadkach dla maksymalnej wartości x i maksymalnej wartości a kąt β dochodził do kilku stopni, a korekta $\Delta y(x)$ dla $d_F = 5$ mm do 0,025 mm. Na rys. 8 pokazano obraz uproszczony, dla celów praktycznych jednak w zupełności zadowalający. W rozwiązywanych przypadkach przyjęto korektę w pasmach $x_a - x_b$, $x_b - x_c$ itd. o wartości $\Delta y(x_n)$ zmiennej co 5μ . Wartości $\Delta y(x_n)$ obliczono z zależności:

$$\Delta y(x_n) = d_F \frac{\sin^2 \frac{\beta^i(x_n)}{2}}{\cos \beta^i(x_n)} \cdot \cos \gamma \quad [12]$$

gdzie γ określa się z siecznej profilu przeprowadzonej przez 2 punkty sąsiadujące z A' odległego od O_1 o x_n .

$$\operatorname{tg} \gamma(x_n) = \frac{y(x_{n-1}) - y(x_{n+1})}{x_{n-1} - x_{n+1}} \quad [13]$$

Mając tak obliczone współrzędne narzędzia — środka kuli — można przystąpić do wykonania punktów wymiarowych. Operację tę wykonuje się na wiertarce współrzędnościowej. Celem podwyższenia wygody pracy na tej maszynie skonstruowano głowicę kątową umożliwiającą pracę według schematu podanego na rys. 9. Zaznaczone na rysunku 9 ruchy pokrywają się ze współrzędnymi profilu, a obrót wokół osi z umożliwia realizację obrotu układów współrzędnych — kąt a .

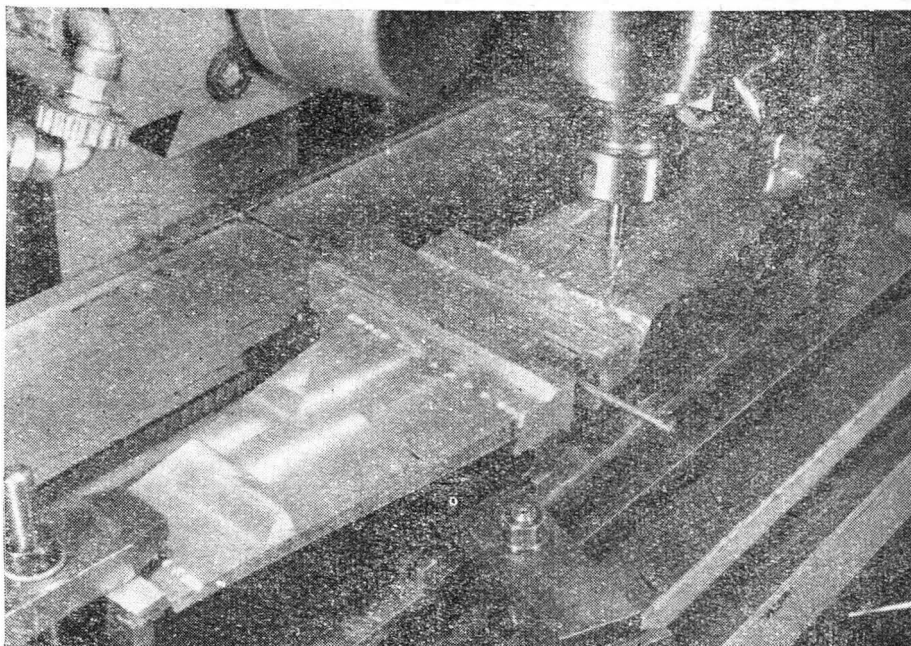
Dzięki dużej uniwersalności wiertarek współrzędnościowych oraz ich najwyższej dokładności można realizować dowolne układy proste i złożone, dowolne przemieszczenia przy zachowaniu stałej kontroli wszystkich ruchów. Problem dokładności wykonania punktów wymiarowych ograniczony jest sposobem bazowania przedmiotu i jakością przyjętych powierzchni bazowych, a nie matematycznym określeniem współrzędnych narzędzia, ani przesunięciem narzędzia na samej obrabiarce. Celowość stosowania tej metody wyznaczają trzy podstawowe wartości:

1. Krzywe na przedmiocie nie dają się aproksymować prostymi funkcjami matematycznymi na przykład łukiem koła, elipsą i tym podobnym.
2. Krzywe — linie czy powierzchnie — na przedmiocie mają wysokie wymagania dokładnościowe.
3. Elementy wykonuje się w pojedynczych sztukach — w formie wzorców podstawowych.

Dotychczas metodę tę stosowano do wykonywania wzorników łopatek (rys. 6), szablonów do łopatek (rys. 3), matryc do precyzyjnego kucia łopatek, walców do walcowania profilu, łopatek (profil łopatki nawinięty na powierzchni walcowej) oraz do wykonania płytów w metalowym, aerodynamicznym modelu samolotu (rys. 10).

Podstawowe zalety tej metody to:

1. Wykonywanie wszystkich elementów krzywych z jednego zamocowania czy ustawienia, tj.



10. Nawiercanie punktów wymiarowych na płytach metalowego modelu do dmuchań aerodynamicznych
Ze względu na niższe wymagania operacja realizowana jest na dokładnej frezarcze narzędziowej

dokładność położenia wszystkich punktów na płaszczyźnie czy w przestrzeni jest praktycznie jednakowa.

2. Dokładność wykonania modelu nie zależy od jego wielkości, co metodzie tej daje wyraźną przewagę nad metodami projekcyjnymi.
3. Wielkość wykonywanego modelu praktycznie nie ma ograniczenia (decydują jedynie możliwości obrabiarki).
4. Eliminuje element pośredni — rozrysowanie — z jego błędami zmiennymi w czasie.
5. Eliminuje prace wzorcarzy i maszyn unikalnych jak szlifierki pantograficzne.
6. O dokładności wykonania decyduje w podstawowy sposób dokładna maszyna, a nie wprawa i doświadczenie człowieka.
7. Ostatnie operacje nadawania profilu odbywają się przy stałej wizualnej kontroli wyników pracy, bez potrzeby stosowania kłopotliwych pomiarów i nerwowej pracy w obawie o przekroczenie tolerancji profilu.
8. Właściwe nadawanie wymiarów jest szybkie — około 1 minuty na punkt.
9. Metoda umożliwia wykorzystanie danych z maszyny cyfrowej, co decyduje o szybkim opracowaniu dokumentacji.
10. Skraca do minimum fazę przygotowania i uruchomienia wykonawstwa wyrobu.
11. Pozwala w dalszej perspektywie przejść na obróbkę ciągłą na obrabiarkach sterowanych programowo.

Do ograniczeń tej metody należy zaliczyć przede wszystkim:

1. Wysoki koszt uruchomienia.
2. Duża wydajność, ale tylko w warunkach produkcji jednostkowej.
3. Ograniczenie do materiałów w

stanie nadającym się do obróbki skrawaniem.

Omawiane powyżej prace potwierdzają konieczność ścisłej współpracy konstruktorów i technologów we wszystkich fazach powstawania projektu. Już w początkowym okresie powstawania konstrukcji — przy doborze profili i obliczeniach gazodynamicznych — tworzą się podstawowe dane technologiczne — współrzędne środków narzędzia do wykonania wzorców tych profili. Dla szybkiego uzyskania dokładnych wyników obliczenia te zaprogramowano na maszynie cyfrowej. Następne ogniwo do opracowania metody technologicznej umożliwiającej szybkie i dokładne wykorzystanie tych danych, następnie bezpośrednie wykonanie wzorców tą metodą i wreszcie opracowanie procesu technologicznego pozwalającego na powielanie wzorców w wyroby konstrukcyjne, np. łopatki drogą:

- a) kucia precyzyjnego z matryc wykonanych metodą punktową,
- b) kucia zgrubnego i precyzyjnego walcowania, na walcach wykonanych tą metodą,
- c) obróbki mechanicznej — kopiowania według wzorców,
- d) mierzenia profili łopatek według wzorców wykonanych metodą punktową.

Jak widać z powyższego, łańcuch związanych czynności rozciąga się od początkowych obliczeń w fazie projektowania do ostatecznej kontroli wyrobu.

Literatura

1. A. Zutciński, J. Kolarzyk i J. Parafiniuk: Analityczna metoda określenia parametrów profilu łopatki. Sprawozdanie — biblioteka Instytutu Lotnictwa.
2. A. Gołędzinowski: Prototypowa produkcja łopatek sprężarkowych. Biuletyn Informacyjny Instytutu Lotnictwa, nr 1/1964 r.

SAMOLOT BELL X-22A

W maju 1965 roku opuścił halę montażową doświadczalny samolot pionowego startu Bell X-22A, którego budowę finansowały wspólnie trzy rodzaje broni: marynarka, armia i lotnictwo (stąd określenie samolotu „Tri-Service VTOL”). Dzięki temu Stany Zjednoczone dysponują obecnie trzema typami doświadczalnych samolotów pionowego startu z napędem śmigłowym. Są to: Curtiss-Wright X-19A, Ling-Temco-Vought XC-142A i będący tematem niniejszej wzmianki Bell X-22A. Są one przeznaczone do badania właściwości mechanicznych i aerodynamicznych różnych układów samolotów VTOL oraz możliwości ich zastosowania do celów wojskowych, głównie jako samolotów transportowych i rozpoznawczych.

Charakterystyczną cechą samolotu X-22A są obudowane, przechylne śmigła umieszczone na skrzydłach o układzie tandem. Taki układ

samolotu został wybrany w oparciu o wyniki długoletnich badań prowadzonych przez firmę Bell Aerosystems Co. w dziedzinie samolotów pionowego startu. Badania te doprowadziły do sformułowania trzech podstawowych wymagań, które powinny być uwzględnione przy projektowaniu transportowych samolotów VTOL:

1) istnienie odpowiednio dużych sił wyważających, umożliwiających szeroki zakres zmian położenia środka ciężkości w zawisie i w fazie przejściowej;

2) istnienie wystarczająco dużych sił sterujących do dokładnego sterowania w zawisie i w fazie przejściowej;

3) możliwie mały ciężar własny pozwalający na maksymalne wykorzystanie właściwości pionowego startu.

Jak widać z załączonego rysunku, wymagania te najłatwiej spełnić stosując przechylne śmigła (obudowane lub swobodne) w układzie

tandem, w przeciwieństwie do układu konwencjonalnego. W tym drugim przypadku w fazie zawisu i w fazie przejściowej konieczne jest dodatkowe urządzenie, np. poziome śmigło ogonowe (jak w samolocie XC-142A), do podłużnego wyważenia i sterowania samolotu. Ciężar tego urządzenia jest wprost proporcjonalny do wymaganych sił sterujących i wyważających F_{Tr} . Im większe te siły i im większy zakres wędrówki środka ciężkości, tym większy ciężar urządzenia wyważającego. Poza tym, w przypadku gdy środek ciężkości znajdzie się przed wektorem ciągu R śmigieł, wymagana wówczas ujemna siła wyważająca zmniejsza ogólną siłę nośną samolotu. Ogranicza to poważnie dopuszczalny zakres wędrówki środka ciężkości. Trudności tych nie wykazuje układ tandem, który umożliwia wyważenie i sterowanie podłużne samolotu przez różnicową zmianę ciągu grupy śmigieł przednich i tylnych (za pomocą zmiany skoku śmigieł), przy czym całkowita siła nośna pozostaje nie zmieniona. Układ tandem z czterema obudowanymi śmigłami zapewnia najmniejszy ciężar i najbardziej zwartą budowę samolotu.

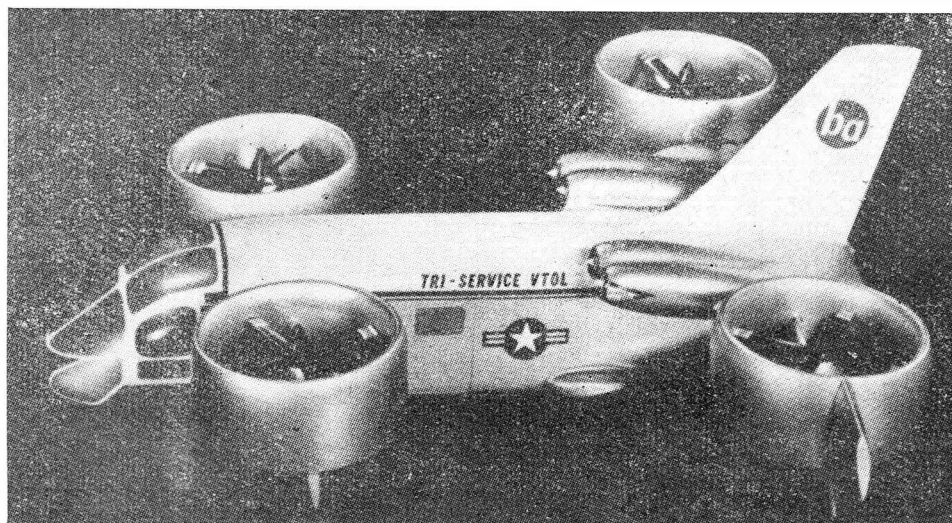
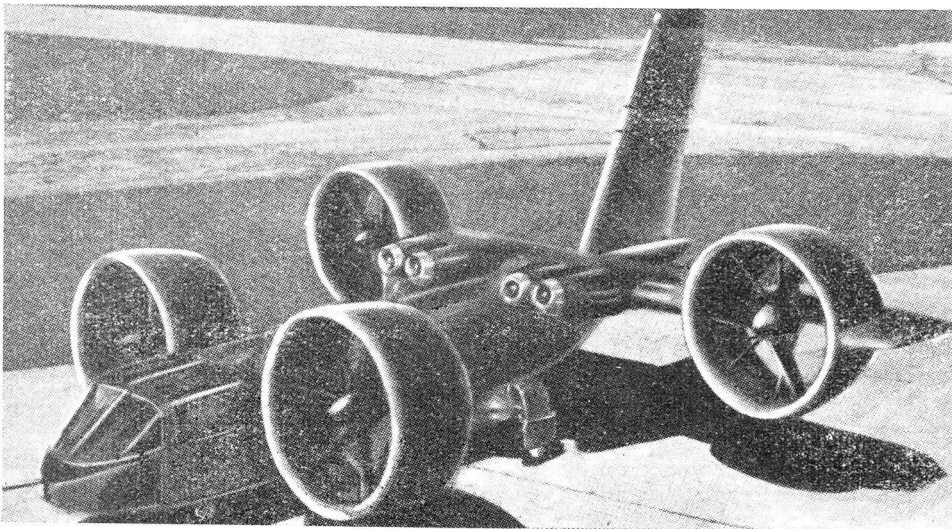
Przy wyborze zespołu napędowego zespół jednosilnikowy został wykluczony ze względu na postawione wymaganie możliwości zawisu w przypadku uszkodzenia silnika. Zespół dwusilnikowy ustępuje zespołowi trój- lub czterosilnikowemu z tego powodu, że daje on możliwość zawisu na jednym silniku tylko wówczas, gdy stosunek całkowitego ciągu do całkowitego ciężaru samolotu przekracza wartość 1,59, podczas gdy dla zespołu trój- i czterosilnikowego stosunek ten powinien przekraczać odpowiednio 1,31 i 1,21 (1,16 dla zespołu pięciu silników). Zastosowano cztery silniki, przy czym przeloty mają odbywać się tylko na dwóch silnikach, co jest możliwe dzięki układowi wolnych kół pozwalających na wyłączanie poszczególnych silników. Silniki zostały zabudowane w gondolach u nasady tylnego skrzydła. Zabudowa taka okazała się najkorzystniejsza z następujących powodów:

— zabezpiecza przed przedostawaniem się ciał obcych i podgrzanego powietrza do wlotów silnikowych;

— zapewnia małe straty w kanałach wlotowych i wylotowych, gdyż kanały te wypadają krótkie i proste;

— pozwala na stosunkowo dogodnie przeniesienie mocy na śmigła, które muszą być ze sobą połączone układem wałów i przekładni;

— zapewnia łatwy dostęp do silników i ich łatwą wymianę.



Zastosowano silniki turbinowe General Electric T58-8D o mocy 1250 KM.

Przy projektowaniu osłon śmigieł dążono do maksymalnej prostoty konstrukcji. Z tego powodu zrezygnowano ze zmiennej geometrii profilu osłon, pozwalającej na uzyskanie maksymalnej sprawności zarówno w zawisie, jak i przy maksymalnej prędkości lotu.

Śmigła zostały zaprojektowane dla stosunku ciągu do ciężaru samolotu 1,25, co zapewnia korzystną średnicę śmigła (2,14 m) i małe obciążenie powierzchni śmigła (powierzchni koła zakreślonego przez łopaty śmigła). Ciąg śmigła wzrasta ze spadkiem jego obciążenia, jednak z drugiej strony wzrost średnicy śmigła pociąga za sobą wzrost ciężaru i oporu osłon. Dużo uwagi poświęcono zagadnieniu drgań łopat śmigieł, przy czym stwierdzono, że korzystniej jest umieścić śmigła przed zastrzałami osłon, gdyż w przeciwnym przypadku zastrzały powodują duże amplitudy drgań łopat.

W związku z wymaganiem dużych przyspieszeń kątowych w zawisie (3 rad/sek²) zastosowano sterowanie za pomocą różnicowej zmiany wektorów ciągu (przez zmianę skoku śmigieł) — względem osi podłużnej i poprzecznej — i za pomocą umieszczonych w strumieniu zaśmigłowym sterów (których skuteczność zwiększają osłony śmigieł) — względem osi pionowej. W locie poziomym stery te umożliwiają ste-

Dzięki niedużym wymiarom (długość 12,2 m, rozpiętość 11,95 m, wysokość 6,4 m) może być umieszczony pod pokładem lotniskowca bez potrzeby składania skrzydeł.

Na bazie samolotu X-22A firma Bell opracowała projekt samolotu pasażerskiego na krótkie trasy. Napęd obudowanymi śmigłami uważa się za najlepsze rozwiązanie dla pasażerskich samolotów pionowego startu, ponieważ osłony śmigieł zwiększają ciąg statyczny śmigieł o 25% (dzięki czemu śmigła mogą być mniejsze), wytwarzają dodatkową siłę nośną, zwiększają stateczność w czasie zawisu i przejścia do

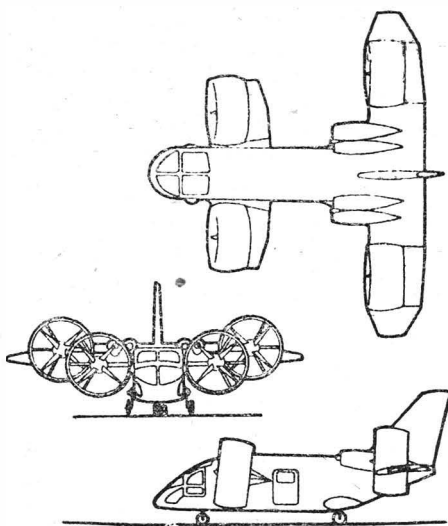
wych — z wyjątkiem silnika J65, który był budowany na angielskiej licencji — zajmując się przede wszystkim pracami badawczymi. Nie było żadnych zaleceń i ograniczeń co do przeznaczenia przyszłego silnika. Ta swoboda w działaniu rzutowała na koncepcję silnika TJ-60. Ma on nowy rodzaj sprężarki, która jest krótsza i lżejsza od porównywalnych sprężarek konwencjonalnych, komorę spalania o czterokrotnie większym obciążeniu cieplnym niż stosowane w innych silnikach oraz jednostopniową turbinę z łopatkami chłodzonymi w sposób transpiracyjny i z kierownicą o przestawialnych łopatkach. Każdy z tych zespołów został zaprojektowany pod kątem widzenia optymalnych osiągnięć samego zespołu oraz optymalnej współpracy z pozostałymi zespołami.

Przy projektowaniu silnika zwrócono baczną uwagę na zachowanie kompromisu między jednostkowym zużyciem paliwa a ciężarem silnika. Chodzi o to, że jednostkowe zużycie paliwa zwiększa się ze wzrostem temperatury przed turbiną, który z drugiej strony przyczynia się do zmniejszenia ciężaru silnika, natomiast wzrost sprężu, korzystny ze względu na jednostkowe zużycie paliwa, powoduje wzrost ciężaru silnika. Przeprowadzono w związku z tym wnikliwą analizę możliwości zmniejszenia ciężaru i zwiększenia sprawności poszczególnych zespołów silnika. W ogólnych zarysach przedstawiono poniżej czynniki, które wpływają na konstrukcję silnika.

Istnieją trzy zasadnicze parametry, które wpływają na ciężar sprężarki o określonym sprężu. Pierwszy z nich to obciążenie stopni. Ze wzrostem obciążenia stopni sprężarki zmniejsza się ich ilość, a tym samym długość i ciężar sprężarki. Drugim czynnikiem jest liczba i wymiary łopatek — ze względu na długość i ciężar sprężarki korzystne jest stosowanie większej liczby łopatek o mniejszej cięciwie. Ostatni wreszcie parametr to wydatek powietrza przypadający na jednostkę przekroju wlotowego sprężarki. Maksymalny wydatek na jednostkę przekroju wlotowego — a tym samym małe wymiary i ciężar sprężarki — uzyskuje się przy minimalnym stosunku średnicy wewnętrznej do średnicy zewnętrznej kanału sprężarki w przekroju wlotowym. Pociąga to jednak za sobą zwiększenie stosunku długości do cięciwy łopatek, co jest niekorzystne ze względu na drgania łopatek. W danym przypadku trudności związane z aerosprężystością łopatek rozwiązano stosując tłumiki drgań na końcach łopatek.

Przez optymalizację wymienionych trzech parametrów inżynierom WAD udało się zbudować sprężarkę o dwukrotnie mniejszej długości w porównaniu ze sprężarkami konwencjonalnymi o tym samym sprężu.

Jeżeli chodzi o komorę spalania, to jej osiągi zwiększono przez doskonalenie szczegółów konstrukcyjnych poczynając od przekroju wlo-



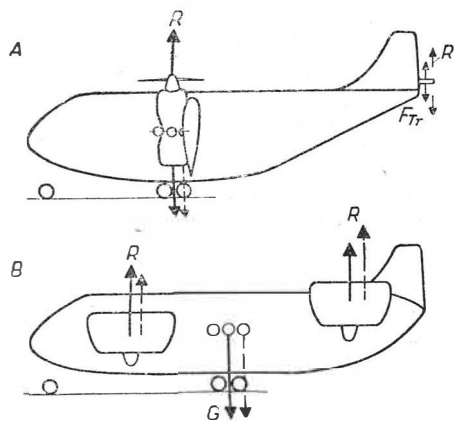
lotu poziomego oraz zabezpieczają pasażerów i załogę w przypadku urwania się łopaty śmigła, a także chronią śmigła przed uszkodzeniem.

W. K.

TURBINOWY SILNIK ODRZUTOWY Z ZESPOŁAMI ROZWIĄZANymi WEDŁUG NOWYCH ZASAD

Przed kilkoma laty lotniczy oddział Wright Aeronautical Division (WAD) firmy Curtiss-Wright rozpoczął realizację zakrojonego na szeroką skalę programu rozwojowego dotyczącego nowej techniki budowy lotniczych silników turbinowych. Program został oparty na gruntownych analizach obiegu cieplnego silników turbinowych oraz na wnikliwych studiach pracy poszczególnych zespołów tych silników. W wyniku tych prac powstał turbinowy silnik odrzutowy TJ-70 o ciągu 24 500 kG przeznaczony do naddźwiękowych samolotów pasażerskich. Silnik ten nie odniósł jednak sukcesu w rywalizacji z silnikami zaprojektowanymi — w ramach programu budowy naddźwiękowego samolotu pasażerskiego — przez firmy General Electric i Pratt and Whitney. W oparciu o silnik TJ-70 skonstruowano — na zlecenie amerykańskich sił lotniczych — i poddano próbom w okresie niewiele przekraczającym jeden rok silnik TJ-60 o ciągu 5000 kG, który może być traktowany jako pięciokrotnie zmniejszony silnik TJ-70.

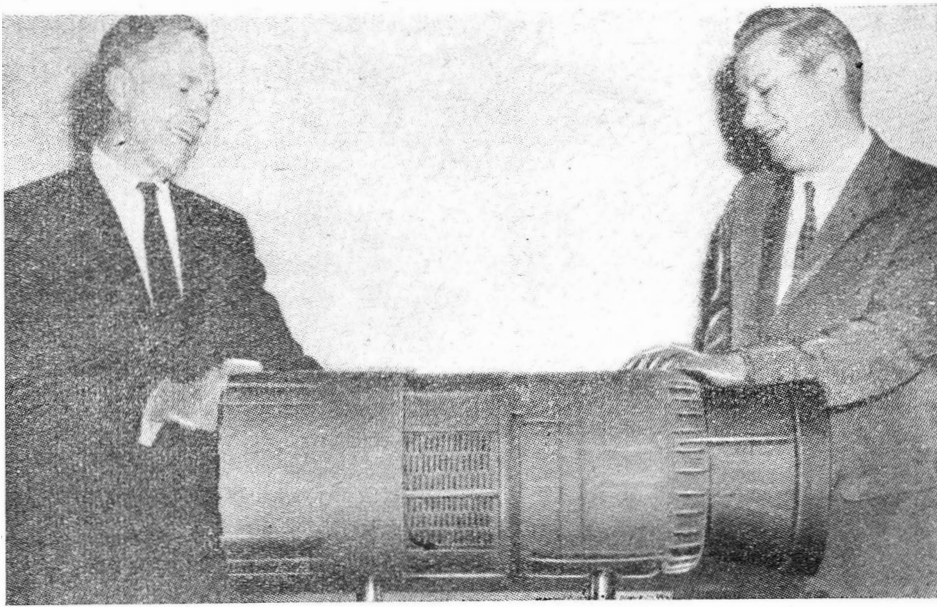
Należy tu zaznaczyć, że dotychczas WAD nie angażował się w seryjną produkcję silników turbino-



rowanie względem osi podłużnej i poprzecznej, spełniają więc rolę sterów wysokości i lotek.

Samolot jest zaopatrzony w automatyczny układ stabilizujący o zmiennej charakterystyce, za pomocą którego — po wprowadzeniu odpowiednich danych — można badać właściwości innych rodzajów samolotów V/STOL we wszystkich fazach lotu.

Maksymalny ciężar startowy samolotu X-22A wynosi 8000 kG — przy pełnej mocy — i 7200 kG — przy trzech silnikach pracujących, ciężar ładunku 545 kG lub sześć osób, przy czym ciężar ten może być zwiększony o 200% w przypadku krótkiego startu (210 m na 15 m przeskodę). Samolot osiąga prędkość maksymalną 525 km/h i prędkość przelotową 480 km/h, w powietrzu może przebywać przez 3 godz lub pokonywać odległość 900 km.



towego i kończąc na przekroju wylotowym komory. Zastosowano przy tym nowy rodzaj wtryskiwaczy paliwa, które według oświadczenia inżynierów z WAD raczej wytwarzają mieszkankę paliwowo-powietrzną niż rozpylają paliwo. W ostatecznym wyniku uzyskano przyspieszenie i udoskonalenie procesu spalania, dzięki czemu objętość komory spalania można było zmniejszyć czterokrotnie w porównaniu z bardziej konwencjonalnymi komorami.

Zastosowanie w turbinie transpiracyjnego chłodzenia łopatek umożliwiło ich pracę w temperaturach gazu przekraczających temperaturę topnienia stopu łopatkowego. Chłodzenie transpiracyjne jest uważane za najskuteczniejsze spośród wszystkich rodzajów chłodzenia łopatek. Polega ono na tym, że powietrze chłodzące przechodzi przez porowatą powierzchnię łopatek, chłodząc ją i tworząc na niej warstewkę izolacyjną. Próby chłodzonych w ten sposób łopatek przeprowadzono na silniku J65 przy temperaturze przed turbiną 1360 °C. Dzięki chłodzeniu transpiracyjnemu można stosować sześciokrotnie większe naprężenia w łopatkach niż w łopatkach bez chłodzenia. Jak już wspomniano, drugą istotną cechą turbiny silnika TJ-60 jest kierownica z przestawialnymi łopatkami. W silnikach konwencjonalnych, z turbiną ze stałymi łopatkami kierowniczymi, zmniejszeniu wydatku paliwa, tj. zmniejszeniu temperatury przed turbiną towarzyszy spadek prędkości obrotowej, a tym samym spadek sprężu (co powoduje wzrost jednostkowego zużycia paliwa) i spadek wydatku powietrza. Dzięki przestawialnym łopatkom kierownicy turbiny, których kąt ustawienia jest funkcją temperatury przed turbiną, i w połączeniu z dyszą wylotową o zmiennym przekroju można utrzymywać stały spadek entalpii w turbinie i w przybliżeniu stałą prędkość obrotową w szerokim zakresie zmian temperatury przed turbiną. Uzyskuje się to w ten sposób, że przy niższych temperaturach przed turbiną następuje zmniejszenie przekroju kierownicy — przez zmianę kąta ustawienia

łopatek — a tym samym wzrost ciśnienia przed turbiną, w związku z czym spadek entalpii w turbinie nie ulega zmianie, mimo zmiany temperatury przed turbiną. Utrzymywanie stałej prędkości obrotowej w szerokim zakresie temperatury przed turbiną oznacza, że silnik może pracować z dużą sprawnością w szerokim zakresie zmian ciągu, a więc w różnych warunkach lotu, zapewniając dużą ekonomię eksploatacji mimo wysokiej temperatury przed turbiną. Jest to szczególnie ważne w przypadku pasażerskich samolotów naddźwiękowych, od których wymaga się dostatecznej ekonomii w zakresie od prędkości poddźwiękowych do prędkości odpowiadających $Ma = 3$.

Zbudowany przez Wright Aeronautical Division silnik jest kontrolersyjny w stosunku do obecnie stosowanych silników i dzięki pionierskim rozwiązaniom oznacza poważny postęp w technice budowy lotniczych silników turbinowych.

W. K.

NAPĘD INDYWIDUALNY ASTRONAUTY

Zagadnienie napędu indywidualnego astronauty, przebywającego poza kabiną statku kosmicznego,

było jednym z tematów poruszanych na Kongresie Astronautycznym w Atenach we wrześniu 1965 roku. Amerykański specjalista astronautyki Monroe rozważa dwa rodzaje takich urządzeń napędowych:

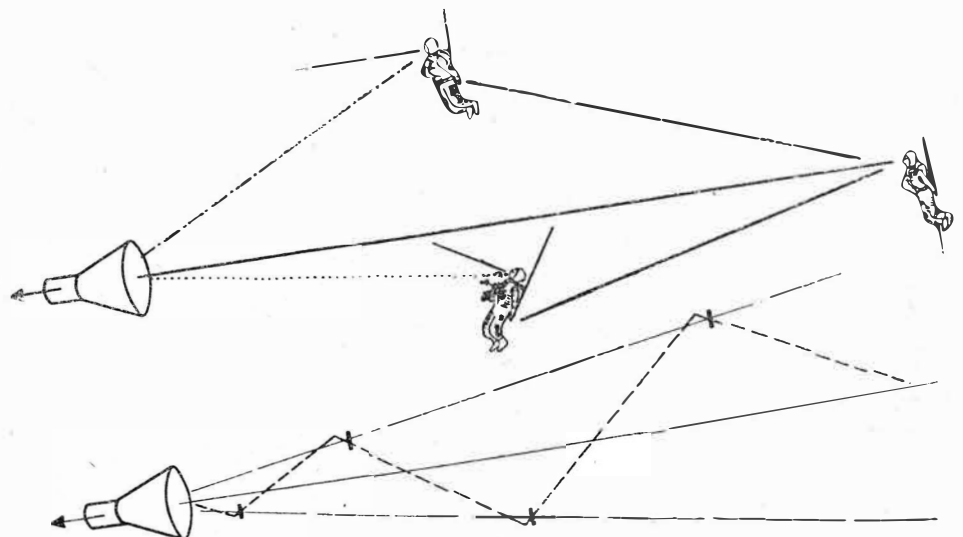
AMU (Astronaut Maneuvring Unit) — Jednostka Manewrowa Astronauty.

RMU (Remote Maneuvring Unit) — Jednostka Manewrowa Zdalna.

AMU — Astronauta w kombiniezonie kosmicznym z Jednostką Manewrową stanowi właściwie samodzielny statek kosmiczny z całym zespołem do utrzymania życia, z układem dysz napędowych, urządzeniem do stabilizacji położenia i do sterowania, urządzeniami do łączności, urządzeniami ostrzegawczymi itp. Urządzenia mieszczą się w pokaźnym tornistrze i w umieszczonym na piersiach astronauty zespole sterującym. Urządzenie AMU ma zapewnić swobodne, pewne i bezpieczne przeprowadzanie następujących operacji na orbicie Ziemi:

- 1) manewry i przemieszczanie się z jednego statku kosmicznego do drugiego lub do urządzenia badawczego;
- 2) asystowanie przy spotkaniu z satelitą lub urządzeniem badawczym;
- 3) poruszanie i przytrzymywanie różnych ładunków takich, jak pojemniki, części konstrukcji, czy niezdolnych do pracy i poruszania się astronautów;
- 4) inspekcja i obsługa laboratoriów i urządzeń badawczych;
- 5) montaż układów satelitarnych lub ich przeróbki i naprawy.

Urządzenie **RMU** umożliwia zdalne kierowanie pojemnika bez załogi i będzie stosowane wtedy, gdy operowanie poza kabiną statku kosmicznego będzie niebezpieczne dla człowieka nawet w kombiniezonie lub gdy czas działania będzie przewyższał zdolności przebywania człowieka poza kabiną. W ten sposób działanie człowieka — w tym przypadku pośrednie, przez zdalne sterowanie — przedłuży się i sięgnie nawet do oddalonych czy niebezpiecznych miejsc. Zastosowania RMU są następujące:



1) kontrola delikatnych i czułych satelitów i konstrukcji, do których zbliżenie się człowieka ubranego w kombinezon krępujący ruchy mogłoby uszkodzić wystające anteny czy przyrządy;

2) obsługa i naprawa satelitów o napędzie nuklearnym i inne prace w niebezpiecznych dla człowieka warunkach;

3) zdalny ratunek personelu ludzkiego i materiału z zagrożonych miejsc lub z uszkodzonego statku.

Omawiane prace i czynności dotyczą poruszania się w bliskości satelitów będących na orbicie Ziemi. Należy pamiętać, że satelita względnie jego części poruszają się z pierwszą prędkością kosmiczną (około 9,3 km/sek) po swym torze wokół Ziemi. Działła na nie przyciąganie ziemskie równoważone przez siłę odśrodkową wynikłą z ruchu po torze kołowym czy eliptycznym. Gdy więc AMU czy RMU będzie się przemieszczać w kierunku ruchu satelity, jego prędkość względem Ziemi wzrośnie — siła odśrodkowa będzie większa od przyciągania ziemskiego i AMU lub RMU zamiast lecieć prosto do celu zwiększy promień swej orbity i przeleci nad celem.

Lot do wyznaczonego celu nie jest więc zadaniem prostym i wymaga złożonego sterowania: przez pociśnięcie odpowiedniego guzika astronauta uruchamia na krótki przeciąg czasu dysze napędowe w kierunku celu. Jednocześnie uruchamia się automatyczna stabilizacja, powodując stałe ustawienie ciała astronauty względem celu. Jak wyżej podano, tor lotu w kierunku ruchu satelity odchyli się ku górze — powyżej celu. Konieczna jest więc korekta toru przez krótkie działanie dysz napędowych w odpowiednim kierunku; wówczas poprawiony tor będzie przebiegał wzdłuż linii kropkowanej (rys. 1). Można też zastosować tor zygzakowaty.

Do napędu AMU służy aż 12 dysz odrzutowych. Środkiem napędowym jest woda utleniona. Ciąg pojedynczej dyszy wynosi 1 kG. Zasadę działania całego układu widać z rysunku 2.

Tornister AMU jest duży i właściwie przypomina wprost „szafę” na plecach. Mieszczą się w nim następujące zespoły:

a) układ napędowy (12 dysz napędowych) służący do ustalenia położenia i przemieszczeń. Działanie dysz może być krótkie, przerywane, dla zmian ustawienia i dłuższe dla przemieszczeń w określonych kierunkach;

b) układ żyroskopów, które reagują na niepożądaną zmianę położenia, uruchamiając potrzebne dysze. Stabilizacja ta może być automatyczna lub ręczna;

c) urządzenia do dostarczania powietrza do chłodzenia ciała, do kontroli skażenia powietrza we wnętrzu kombinezonu i nasilenia szkodliwego promieniowania w najbliższej okolicy. Zapachy i zanieczyszczenia są pochłaniane przez filtry i pochłaniacze, zaś zbędne ciepło

wypromieniowywane. Układ zapewnia warunki do życia na dwie godziny przebywania poza statkiem;

d) nadajniki i odbiorniki radiowe do podawania dokładnego czasu i porozumiewania się przez dwustronną fonię oraz urządzenia telemetryczne do podawania danych biomedycznych astronauty. (Oznacza to, że wędrujący astronauta jest pod kontrolą medyczną kolegi w kabinie statku);

e) źródło energii elektrycznej — składające się w omawianym projekcie z baterii srebro-cynkowych — do napędu wszystkich urządzeń wewnętrznych;

f) wskaźniki wszystkich układów oraz sygnały alarmowe na wypadek nieprawidłowości ich działania.

Uzupełnieniem mieszczących się na plecach urządzeń jest skrzynka sterowania przypięta do kamizelki. Ma ona przełącznik na działanie automatyczne lub ręczne i pokrętło do wykonywania pochylenia „nos do góry” lub „nos w dół” i do sterowania odchylenia na boki. Osobna dźwignia steruje obrotem wokół osi podłużnej. Wreszcie dodatkowa dźwignia steruje przemieszczeniami w różnych kierunkach. Prędkość obrotu astronauty wokół jego trzech osi wynosi 15° na sekundę, prędkość poruszania się zależy od ciężaru astronauty.

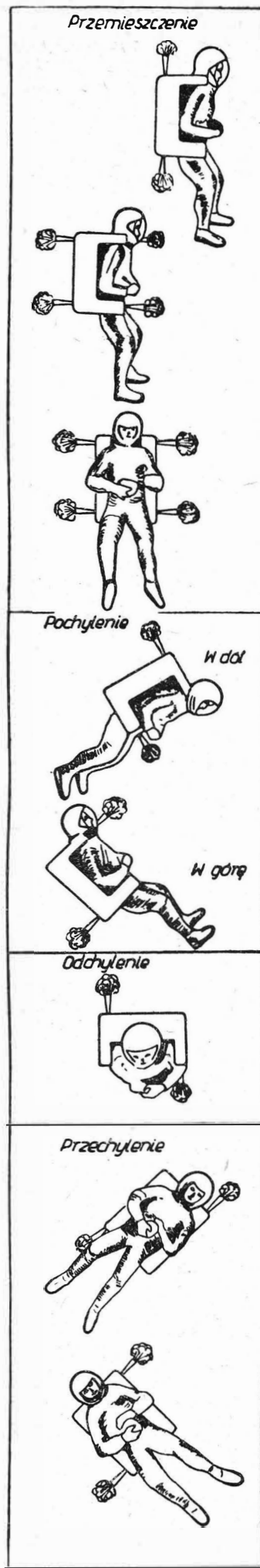
Duży wpływ na konstrukcję AMU ma wielkość satelity laboratoryjnego. W przypadku niewielkiego satelity szczupłość miejsca nie pozwalała na zebranie wszystkich zespołów w tornistrze AMU, pozostają one „powciskane” w różnych wolnych miejscach statku. Astronauta pozostaje połączony przewodem ze statkiem. Część urządzeń nie stanowi wówczas osobnych zespołów.

W większym satelicie całkowite wyposażenie tornistra stanowią osobne zespoły i mieszczą się one całkowicie w pojemniku noszonym przez astronautę w czasie poruszania się poza statkiem kosmicznym.

Zadanie i zastosowanie tornistra powinno być przystosowane do ogólnego programu badawczego satelity. Zasilanie powinno przewidywać wielokrotne zastosowanie w czasie trwania danej akcji, należy więc przewidzieć wymianianie zbiorników lub ich ponowne ładowanie z zapasów zawartych w kabinie.

Urządzenie RMU jest nieco odmienne od AMU — nie potrzeba tu zespołów do utrzymania życia ludzkiego. RMU ma natomiast dodatkowo nadajnik telewizyjny, radar i radioodbiornik do odbierania rozkazów przesyłanych z kabiny statku kosmicznego. Oprócz tego RMU może mieć czujniki mierzące natężenie promieniowania. Dla dokładniejszego sterowania RMU ma aż 16 dysz napędowych. W samym pojemniku mieści się blok stabilizacyjny, kamera TV, radio, radar i zbiornik ze środkiem napędowym. W statku kosmicznym znajduje się: skrzynka z dźwigniami i pokrętłami do sterowania, radio, ekran telewizyjny, odbiornik zapisujący nadsyłane dane, antena nadajnika i wreszcie skrzynka z bateriami zasilającymi.

Z. Br.



KRONIKA

● Zarząd Główny APRL na jesieni na plenarnym posiedzeniu podjął uchwałę w sprawie nowych składów komisji specjalnościowych. Przewodniczącym Komisji Samolotowej został dyr. J. Zwierzynski, Kom. Szybowcowej — mgr inż. J. Bojanowski, Kom. Spadochronowej — ppłk J. Świątek.

● Podczas tejże sesji APRL — omówiono działalność Aeroklubu w sezonie 1965 r. w zakresie: organizacji, gospodarki lotniskowej i inwestycyjnej. Poddano analizie realizację uchwał VII Krajowego Zjazdu Aeroklubu PRL. Stwierdzono, że: rozszerzone zostały formy propagandy i popularyzacji lotnictwa (głównie dzięki imprezom fotofilmowym), ujednoczono i uproszczono planowanie budżetowe, wypracowano właściwą organizację szkolenia samolotowego w LWP II stopnia oraz sporadycznie włączano aerokluby do ćwiczeń organizowanych przez wojewódzkie sztaby OTK.

● Krakowskie Biuro Konstrukcyjne i LZN Krosno podjęły wspólną działalność.

● Zarząd Główny podjął uchwałę w sprawie organizacji terenowych oddziałów Lotniczego Zespołu Usług Gospodarczych w Gdańsku, Olsztynie i Wrocławiu. Decyzja ta usprawni działalność LZUG oraz zwiększy jego operatywność.

● Działalność APRL w okresie trzech kwartałów przedstawia się w liczbach następująco: piloci samolotowi wylatali ok. 21 000 godzin, szybownicy — 34 000 godzin, a spadochroniarze wykonali 8000 skoków z samolotów. Piloci szybowcowi zdobyli ogółem 111 odznak srebrnych, 32 złote i 7 diamentowych; poza tym, zdobyto 16 diamentów za przeloty 300 km, 35 za przeloty docelowe 300 km i 22 diamenty wysokościowe.

● Nagrody MON za twórczość o tematyce lotniczej otrzymali w 1965 r. m. in.: T. Kulisiewicz (I stopnia — za dzieła plastyczne), J. Meissner (II stopnia — za powieści lotnicze), J. Wolen i J. Sobociński (III stopnia — za film o spadochroniarstwie).

● Już 15 tysięcy samolotów rocznie lądują i startuje na Okęciu. Tym, pilniejszą jest budowa Międzynarodowego Dworca Lotniczego. Ta jednak idzie śluzami i ma być ukończona dopiero w 1967 r. Na terenie widać zarzysy hali głównej i przybudówek o powierzchni 15 tys. m². Wylania się też nowocześniejsza konstrukcja dachowa ze świetlikami.

● Rozegrane na jesieni w Łodzi Międzynarodowe Zawody w Akrobacji Państw Socjalistycznych wyłoniły mistrza z ZSRR i wicemistrza z Węgier. St. Kasperek uplasował się na trzecim miejscu. Wyniki drużynowe: ZSRR, CSRS, Polska. Nie po raz pierwszy bić trzeba na alarm w sprawie sprzętu dla akrobatów.

● W Lisich Kątach odbyły się w końcu ub. sezonu X Samolotowe Mistrzostwa Polski. W zawodach tych pięknie i zasłużenie zwycięstwo odniosła załoga z Aeroklubu Katowickiego (Gawlik — Bryzański). Drugą lokatę uzyskali zawodnicy z Częstochowy, zaś dopiero piątą i szóstą warszawiacy.

● Spadochronowe Mistrzostwa Polski 1965 r. przyniosły zwycięstwo E. Ligockiemu z Aeroklubu Wrocławskiego. Wicemistrza wyłoniła Częstochowa. Honor Warszawy podtrzymała M. Puchar (1 miejsce).

● Szybowcowy mistrz świata w klasie otwartej, Jan Wróblewski został zaproszony przez aeroklub USA (NAA) do wzięcia udziału w tzw. małej olimpiadzie lotniczej. W imprezie tej, obok czołowych sportowców USA, biorą udział mistrzowie świata w szybnictwie, spadochroniarstwie i sporcie samolotowym.

● Wieża spadochronowa znajdująca się na Stadionie Olimpijskim we Wrocławiu służy obecnie do masowej rozrywki. Skok dorosłych kosztuje 3 zł, młodzież płaci 2 zł. Wieża jest udestynowana dla przeprowadzania zajęć z wychowania fizycznego. Oto przykład inicjatywy godny naśladowania.

● W Belsku k. Warszawy otwarto Centralne Obserwatorium Geofizyczne PAN, które jest największym i najlepiej wyposażonym obserwatorium geofizycznym w Polsce. Kierownikiem tej placówki jest dr J. Słomka.

● Obserwatorium w Belsku ma szereg działów i laboratoriów, m. in. magne-

tyzmu ziemskiego, jonosfery, promieniowania kosmicznego, fizyki chmur, promieniowania słońca, bilansu cieplnego. Badania prowadzone tam będą miały charakter kompleksowy, a wyniki niektórych z nich, jak np. badania sejsmologiczne i w zakresie fizyki chmur mają duże znaczenie dla życia gospodarczego kraju.

● Podjęto decyzję, że polskie rakiety meteorologiczne „Meteor” będą wystrzelone co kwartał. Uzyskane dane (przede wszystkim dzięki rozrzuconemu dipolom — w zakresie prędkości i siły wiatru) będą przekazywane do centrali Światowej Organizacji Meteorologicznej.

NOTATKI ZE WIATA

● Najstarsza i bardzo zasłużona dla rozwoju lotnictwa Międzynarodowa Federacja Lotnicza — FAI — obchodzi jubileusz 60-lecia. FAI zrzesza obecnie 46 aeroklubów narodowych i OSTIV jako członków rzeczywistych oraz 19 dalszych klubów jako członków stowarzyszonych. Lotnictwo sportowe liczy obecnie na świecie około 120 tysięcy samolotów, 12 tys. szybowców oraz ponad 60 tys. spadochronów. Jak przypomina „Ikarus” na łamach „Skrzydlatej Polski”, FAI przyznała Medal Bleriota St. Skarżynskiemu (w 1933 r.), Medal Lilienthala T. Gorze (w 1938 r.) i Peli Majewskiej (w 1960 r.) Dyplomy im. Tissandiera — 23 działaczom polskiego lotnictwa oraz dwóm — Dyplomom Montgolfiera.

● W Monachium odbyła się 58. Konferencja FAI z udziałem 200 delegatów z 35 krajów. Ze spraw nas interesujących należy wymienić projekt włączenia sportów lotniczych do Igrzysk Olimpijskich. Sprawa ta ma być uregulowana do 1970 r. W skład 8-osobowego komitetu wykonawczego FAI wszedł przedstawiciel Polski i Jugosławii.

● Największą sportową imprezą lotniczą naszego kontynentu w ub. roku był V Europejski Lot FAI. Wzięło w nim udział 307 zawodników na 114 samolotach. Trasa lotu przebiegała z Jugosławii (Split), przez Bułgarię, Rumunię, Węgry i Austrię do NRF (Monachium). Zwyciężyła załoga austriacka (na samolocie „Meta-Sokol”) przed NRF (na „Roelkow - 208”) i Jugosławią (na „Zlin-326”).

● Przytoczymy za mgrem J. Osieńskim członkiem naszej delegacji do Montrealu kilka danych z ostatniego ogólnego zgromadzenia ICAO. Statystyka obejmuje trzylecie 1962—1964. Międzynarodowe przewozy wzrosły w tym okresie o 55%, transatlantyckie o 60%. Przewozy Japonii wykazują wzrost 142%, NRF — 85%. Średnia prędkość przelotowa wzrosła do 445 km/godz. 72% taboru lotniczego świata stanowiły odrzutowce. Średnia zdolność przewozowa samolotu wynosiła 10,5 tony, jej wykorzystanie — 51%. Przeciętny koszt tonokilometra oferowanego (w porównaniu z poprzednim okresem) zmniejszył się z 21,4 do 18,6 centa. Transport lotniczy przyniósł krajom członkowskim ICAO w 1964 r. 600 mln dol. zysku (w 1961 r. odpisano 118 mln dol. strat). Liczba katastrof powodujących śmierć pasażerów zmniejszyła się z 25 do 21, a wskaźnik ofiar na 100 mln pasażerokilometrów spadł z 0,69 na 0,38.

● ICAO (Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego; OACI — w brzmieniu francuskim) liczy obecnie 110 członków. Ostatnio do stowarzyszenia wstąpiła Rumunia.

● Senat USA przytaczając większość głosów zaaprobował projekt ustawy przewidujący wyasygnowanie 5,2 mld dolarów na realizację różnych programów badania Kosmosu. W sumę tę wchodzi środki przeznaczone na przygotowanie i przeprowadzenie operacji, ma-

jącej na celu wylądowanie człowieka na Księżycu, którą USA zamierzają zrealizować do 1970 roku.

● W listopadzie każdego roku przechodzi nad powierzchnią Ziemi, na wysokości od 80 do 240 km, lawina meteoroidów zwana „Leonid”. Zderzenie nawet najmniejszego meteoroidu ze statkiem kosmicznym stanowi poważne niebezpieczeństwo w nawigacji kosmicznej. Stany Zjednoczone opracowały więc program pod nazwą „Luster NASA”, w ramach którego wystrzelone zostaną aparaty kosmiczne przystosowane do łowienia meteoroidów i lądowania w nimi na Ziemi. Wystrzelony zostanie kulety aparat o ciężarze 90 kg na wysokości 240 km. Na wysokości ok. 80 km wysuną się z aparatu trzy dzwignie, chwytające meteoroidy.

Takie zadanie ma umieszczony już na orbicie na wysokości 530 km satelita USA „Pegaz-3”. Aparat rozpostarł 29-metrowe skrzydła, które będą bombardować meteoroidy. Po upływie roku skrzydła dostarczą na ziemię załoga statku kosmicznego.

● Szef amerykańskich programów kosmonautycznych „Gemini” i „Apollo”, dr G. E. Mueller, oświadczył na zebraniu w nowojorskim klubie kosmicznym, że w lotach kosmicznych z załogą ludzką St. Zjednoczone nadal pozostają w tyle za Związkiem Radzieckim. Po sukcesie „Gemini 4” Stany Zjednoczone znalazły się jednak w sytuacji, umożliwiającej przyspieszenie wykonania założonego programu.

● Centralna Agencja Astronautyczna USA (NASA), przeprowadza nabór 10 do 20 naukowych pracowników, którzy po odpowiednim wyszkoleniu wejdą w skład załóg statków kosmicznych. Obok odpowiedniej kondycji fizycznej i psychicznej, kandydatom stawia się następujące warunki: wiek do 35 lat, wzrost nie wyższy niż 183 cm, posiadanie stopnia magistra biologii, medycyny lub nauk technicznych oraz doświadczenie w pracy zawodowej.

● „Titan 3C” jest to — wg prasy amerykańskiej — najpotężniejsza rakietka, jaka kiedykolwiek wystartowała z Ziemi. Siła ciągu jej silników wynosi 1200 ton. W momencie startu ważyła 700 ton. Umieściła na orbicie ładunek 15 ton. „Titan 3C” zwrócił na siebie uwagę zarówno ze względu na swe walory techniczne, jak i na przeznaczenie.

Jest on jak wiadomo kombinacją rakiety na paliwo stałe i płynne, przy czym dwie boczne rakiety wynoszą raketę rdzeniową na wysokość 39 km. Po raz pierwszy udało się przeprowadzić na takiej wysokości start wielkiego silnika raketowego. Przedsięwzięcie kosztowało 800 mln dolarów. Lotnictwo USA zamierza wykorzystać tę raketę głównie do wystrzelenia na orbitę laboratorium z załogą ludzką, w którym ludzie mogliby przebywać przez dłuższy czas prowadząc doświadczenia. Za 2—3 lata dwóch ludzi będzie mogło pracować w takim orbitującym laboratorium przez 30 dni.

Rodzaje profili,

systematyka i oznaczenia

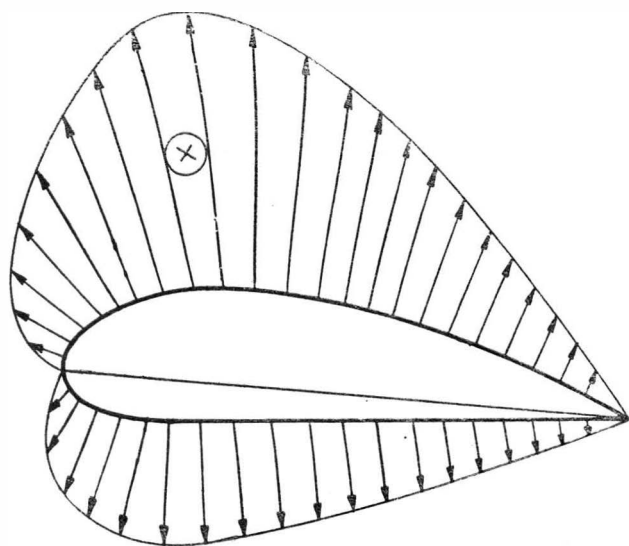
oprac. E. Lewalska

Przekrój skrzydła, dający obraz ciała opływanego przez strumień powietrza jest nazywany profilem aerodynamicznym. Strumień opływający profil wywołuje wokół niego pole ciśnień (rys. 1). Różnica między polem ciśnień powstającym na górnej i dolnej stronie profilu daje w wyniku siłę wypadkową, nazywaną siłą aerodynamiczną.

RODZAJE SPOTYKANYCH PROFILI AERODYNAMICZNYCH

Profile symetryczne pokazano na rys. 2 a i b:

rys. 2 a — profile, w których maksymalna grubość jest po-



1. Pola ciśnień wywołane przez przepływający strumień powietrza na profilu aerodynamicznym

łożona w odległości ok. 25–30% cięciwy od krawędzi natarcia (są to tzw. profile normalne),

rys. 2 b — profile, w których maksymalna grubość jest położona w odległości ok. 45–55% cięciwy od krawędzi natarcia (są to tzw. profile laminarne).

Profile niesymetryczne pokazano na rys. 2 c, d, e i f:

rys. 2 c — profile dwuwypukłe,

rys. 2 d — profile płaskowypukłe,

rys. 2 e — profile wklęsłowypukłe,

rys. 2 f — profile z podgiętą krawędzią splywu (mogą występować jako dwuwypukłe, płaskowypukłe, i wklęsłowypukłe).

PARAMETRY GEOMETRYCZNE PROFILU

Geometria profilu jest zwykle określona siedmioma parametrami (rys. 3):

1. Cięciwa profilu l — określa ona jego długość. Istnieje kilka definicji cięciwy:

a) cięciwa jest odcinkiem o długości l , łączącym dwa najbardziej odległe od siebie punkty profilu, nazywane krawędzią natarcia i krawędzią splywu (jest to definicja najczęściej spotykana);

Określenie to jest słuszne w przypadku profili symetrycznych i dwuwypukłych;

b) cięciwa jest promieniem łuku, zatoczonego z końcowego punktu profilu i stycznej do jego noska. Ta definicja również określa cięciwę profili symetrycznych i dwuwypukłych; określenie podane w punktach a i b odnosi się do tzw. cięciwy wewnętrznej (rys. 2 a, b, c);

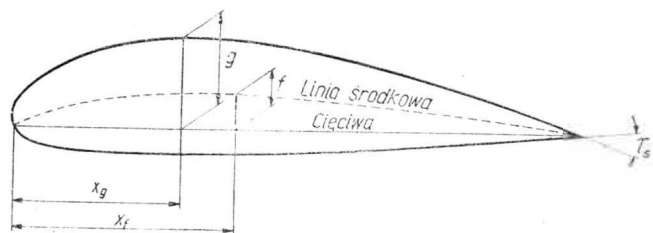
a) Profile symetryczne



c) Profile niesymetryczne



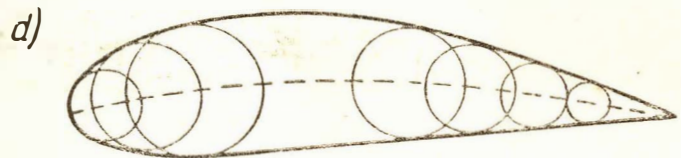
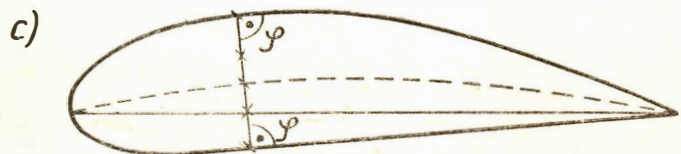
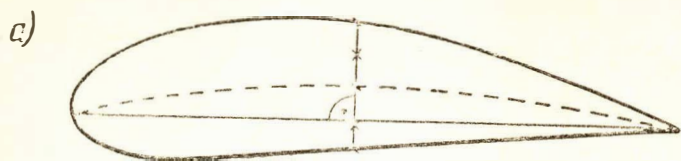
2. Rodzaje spotykanych profili aerodynamicznych



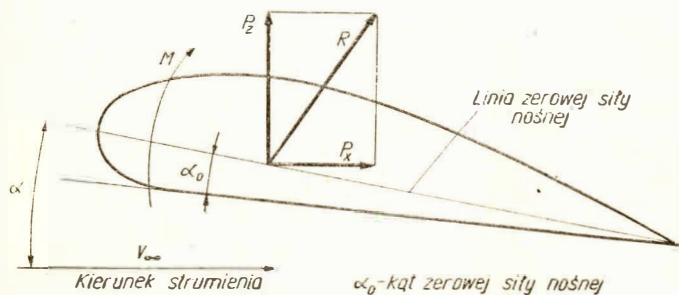
3. Podstawowe parametry geometryczne profilu aerodynamicznego

c) cięciwa jest odcinkiem prostej, przechodzącej przez koniec profilu i stycznej do jego dolnego obrysu, ograniczonej z jednej strony punktem końcowym profilu, a z drugiej strony punktem przecięcia z prostą, prostopadłą do cięciwy i styczną do noska profilu; definicja ta jest słuszna dla profili płaskowypukłych i wklęsłowypukłych;

d) cięciwa jest odcinkiem łączącym przedni i końcowy punkt linii środkowej. W danym przypadku rzut krańcowy punktów profilu na kierunek cięciwy jest odcinkiem dłuższym niż przyjęta długość cięciwy; określenie podane w punkcie c odnosi się do tzw. cięciwy zewnętrznej (rys. 2d).



4. Sposoby określenia linii środkowej (lub szkieletowej) profilu aerodynamicznego



5. Parametry aerodynamiczne charakteryzujące profil aerodynamiczny

2. Kształt linii środkowej — określa on wysklepienie profilu. Podobnie jak w przypadku cięciwy istnieje kilka definicji określających kształt linii środkowej lub linii szkieletowej (wg innej nomenklatury). Wszystkie określenia linii środkowej są pokazane na rys. 4. Linia środkowa, podobnie jak cięciwa, łączy początkowy i końcowy punkt profilu:

a) linia środkowa jest miejscem geometrycznym środków odcinków prostokątnych do cięciwy profilu (czyli linia środkowa dzieli na połowy odcinki określające grubość profilu (rys. 4a);

b) prosta prostopadła w dowolnym punkcie linii środkowej dzieli na połowę odcinek zawarty między punktami przecięcia z górnym i dolnym obrysem profilu (rys. 4b);

c) linia środkowa jest miejscem geometrycznym środków odcinków wykreślanych w ten sposób, żeby kąty jakie tworzą poszczególne odcinki z górnym i dolnym obrysem profilu były sobie równe (rys. 4c);

d) linia środkowa jest miejscem geometrycznym środków kół wpisanych w obrys profilu (rys. 4d).

3. Strzałka linii środkowej; (inne nazwy: wklęsłość profilu, sklepienie lub krzywizna profilu).

Jest to maksymalna odległość linii środkowej profilu od jego cięciwy. Wielkość tę zazwyczaj podaje się w procentach cięciwy.

4. Odległość strzałki od punktu początkowego profilu x_s . Wielkość tę również podaje się zazwyczaj w procentach cięciwy (rys. 4a).

5. Grubość profilu g

Miara grubości profilu jest długość odcinka prostokątnego do cięciwy, zawartego między górnym i dolnym obrysem. Maksymalna grubość profilu jest oznaczona symbolem g , przy czym zwykle podaje się tzw. grubość względną profilu, tj. w procentach lub częściach cięciwy.

6. Położenie maksymalnej grubości x_g

Jest to odległość mierzona wzdłuż cięciwy od punktu początkowego profilu i zwykle podawana w procentach cięciwy.

7. Kąt krawędzi splywu τ_s

Jest to kąt, jaki tworzą styczne do obrysu profilu w jego punkcie końcowym (rys. 2a).

CHARAKTERYSTYCZNE WSPÓLCZYNNIKI AERODYNAMICZNE PROFILU

1. Siła aerodynamiczna R :

Jest to siła wypadkowa, określona na podstawie różnicy ciśnień powstających na górnym i dolnym obrysie profilu.

Siłę aerodynamiczną można rozłożyć na:

a) siłę skierowaną zgodnie z kierunkiem przepływającego (strumienia niezaburzonego): ta składowa siły aerodynamicznej nazywa się oporem P_x ,

b) siłę skierowaną prostokątnie do kierunku przepływającego strumienia niezaburzonego, tzw. siłę nośną P_z .

2. Moment siły aerodynamicznej M :

Jest to moment, jaki wywiera siła aerodynamiczna względem dowolnego punktu na profilu (np. względem punktu początkowego lub względem umownego punktu leżącego na 25% cięciwy — punkt odniesienia często podawany).

Wielkości sił i momentu oraz ich dodatnie zwroty są podane na rys. 5.

Zamiast sił używa się najczęściej pojęcia współczynników aerodynamicznych, bezwymiarowych i określa się je jako następujące stosunki:

$$C_z = \frac{P_z}{\frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S}; \quad C_x = \frac{P_x}{\frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S}; \quad C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho v^2 \cdot S \cdot l}$$

Do charakterystycznego dla profilu parametru aerodynamicznego zalicza się jeszcze tzw. „środek aerodynamiczny”. Jest to stały punkt (nie zmieniający swego położenia względem cięciwy) profilu charakteryzujący się tym, że moment odniesiony względem tego punktu jest prawie stały w całym zakresie użytkowych kątów natarcia. Punkt ten znajduje się w pobliżu 25% cięciwy. Dokładnie można określić jego położenie przez podanie odległości od 25% cięciwy wzdłuż niej i wzdłuż prostej prostopadłej do cięciwy.

Do charakterystycznych dla profilu parametrów zalicza się jeszcze tzw. „linię zerowej nośności”.

Jest to linia, której odchylenie od kierunku strumienia jest miarą kąta natarcia α , określającego położenie profilu względem przepływającego strumienia.