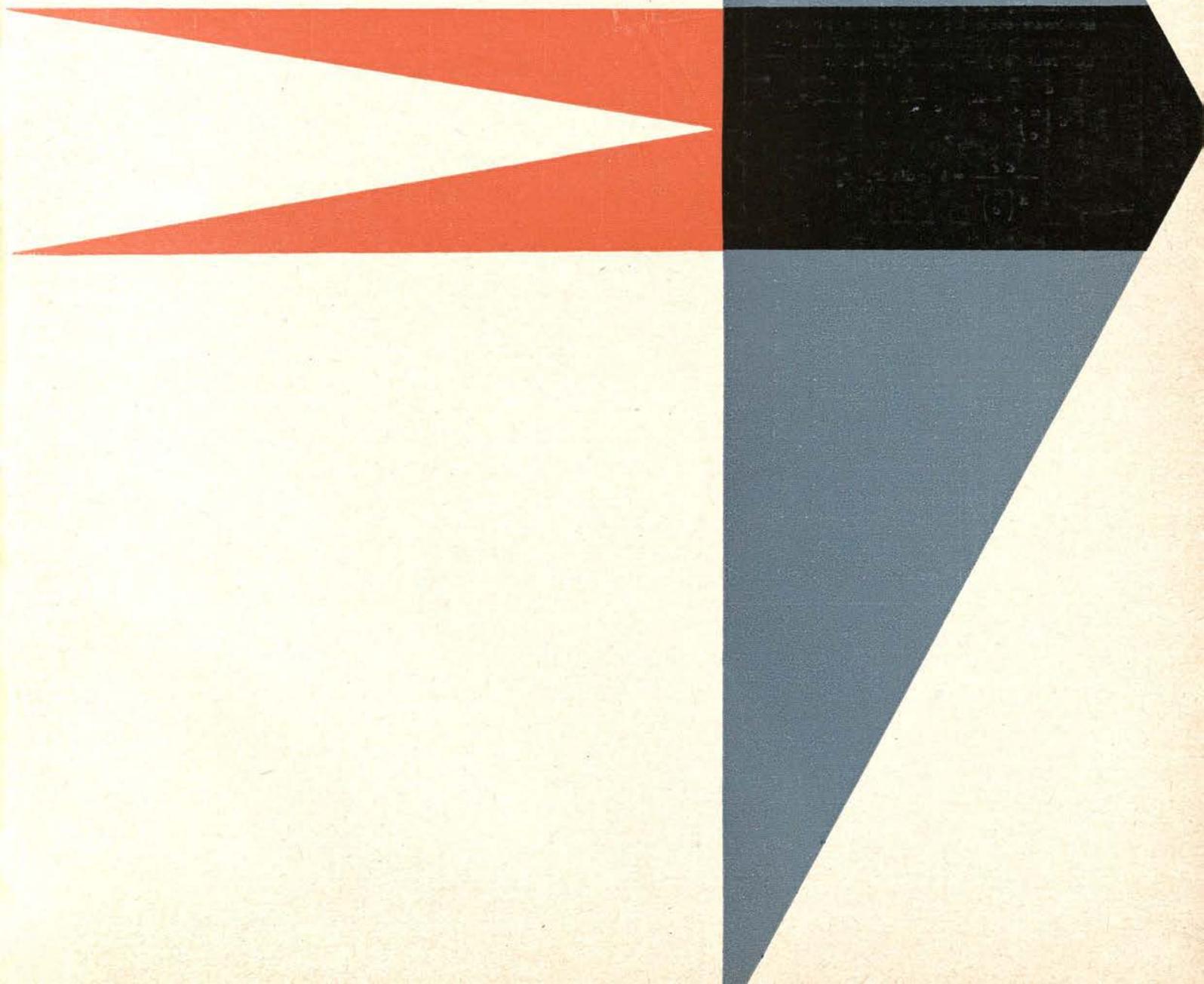
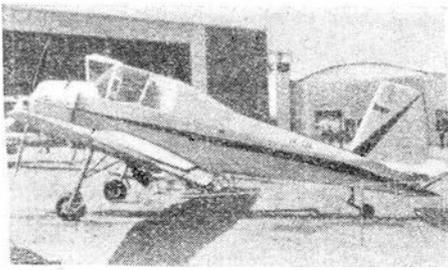


1966 **8**

technika
lotnicza
i astronautyczna





4

ny przez International Manufacturing Company w Afton (Wyoming). Samolot ten odbył swój pierwszy lot 15 stycznia 1966 roku, a jego pierwsze seryjne dostawy miały rozpocząć się 1 kwietnia 1966 roku. Jest on napędzany silnikiem Lycoming IO-720A1A o mocy 400 KM, ma prędkość maksymalną 192 km/h, a prędkość trwałą przy 75% mocy maksymalnej — 185 km/h.

Argentyńska wytwórnia płatowców DINFIA pracuje nad samolotem rolniczym IA.53. Jest to jednoosobowy dolnopłatowiec o stałym, dwukołowym podwoziu. Do jego napędu zastosowano silnik Continental O-470-E o mocy 225 KM z przestawialnym śmigłem McCauley. Może być również użyty silnik Lycoming O-540-B o mocy 235 KM. Przy ciężarze całkowitym 1525 kG samolot ma następujące osiągi: prędkość

maksymalną n.p.m. 215 km/h, maksymalną prędkość przelotową 185 km/h (przy 75% mocy startowej), największą prędkość wznoszenia n.p.m. 3,9 m/sek, rozbieg około 190 m, długość startu ponad 15 m przezskoda 350 m, długość lądowania z wysokości 15 m około 330 m.

W jugosłowiańskiej wytwórni płatowców Fabrika Aviona UTVA zbudowano kilka prototypów jednoosobowego samolotu rolniczego UTVA-65 „Privrednik”. Ten dolnopłatowiec o stałym, dwukołowym podwoziu może być napędzany silnikiem Lycoming GO-480-B1A6 o mocy 260 KM, Lycoming GO-480-G1A6 o mocy 295 KM lub Lycoming IGO-540-B1A o mocy 350 KM. Samolot jest wyposażony w przestawialne śmigło Hartzell. W zależności od silnika ciężar całkowity samolotu „Privrednik” wynosi od 1760 do 1890 kG. Samolot ma prędkość przelotową 185 km/h, a rozbieg 170÷190 m. Przeprowadza się obecnie próby w locie, po zakończeniu których ma być podjęta seryjna produkcja samolotu.

Na rys. 4 pokazano czeski samolot rolniczy Z-37 „Čmelak” z silnikiem gwiazdowym M.462 o mocy 310 KM. Samolot ten zabiera 600 kG środków chemicznych — ciekłych lub stałych — przy czym ich załadunek trwa tylko 2 min.

W. K.

ODRZUTOWY SAMOŁOT TRANSPORTOWY Z WIRNIKIEM O NAPĘDZIE GORĄCYMI GAZAMI

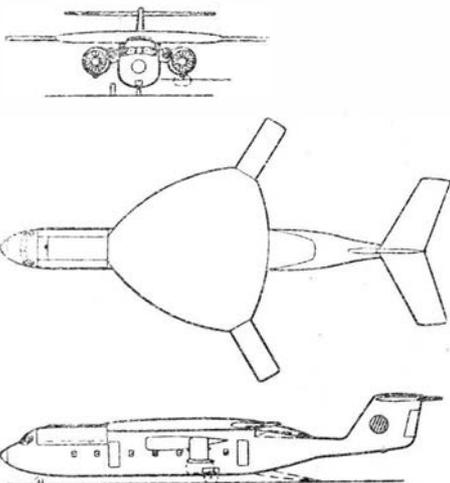
Pomyślne wyniki prób w locie śmigłowca Hughes XV-9A wykazały, że zasada napędu wirnika nośnego za pomocą gorących gazów spełnia pokładane w niej nadzieje umożliwiając budowę śmigłowców, których udźwig jest równy ciężarowi własnemu. Przewidując rozwój dużych samolotów pionowego startu firma Hughes skoncentrowała swe wysiłki w kierunku budowy wirnika o napędzie gorącymi gazami, który można by zastosować do samolotów o dużych prędkościach poddźwiękowych. Badania wykazały, że układy z chowanym wirnikiem

są zbyt ciężkie, skomplikowane i kosztowne. Zwrócono więc uwagę na wirniki, które mogłyby równocześnie spełniać rolę skrzydła. Najkorzystniejszym rozwiązaniem okazał się wirnik z dużą, mającą w przybliżeniu kształt trójkąta, osłoną piasty. W stanie zahamowanym osłona ta i łopaty wirnika tworzą skrzydło o dużym skosie u nasady, a małym — na końcach. Dzięki swemu kształtowi, zapewniającemu małe obciążenie zamocowania łopat, wirnik taki sprawia, że możliwe jest jego hamowanie przy prędkości lotu 270 km/h.

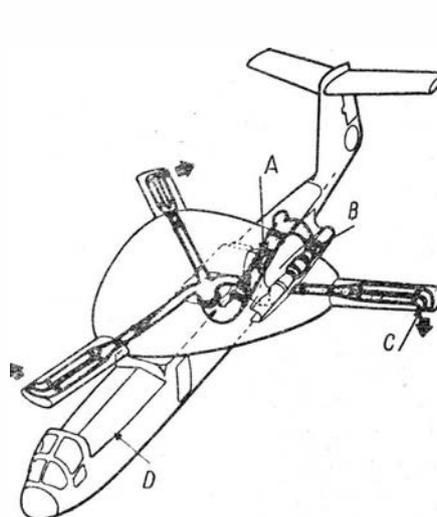
Firma Hughes opracowała projekt odrzutowego samolotu transportowego i ratunkowego wyposażonego w wirnik opisanego typu. Napęd stanowią dwie wytwornice gazu General Electric GE1/J1 łącznie z dwoma obudowanymi wentylatorami (mającymi na obwodzie wieńce turbinowe). Możliwa jest też wersja bez obudowanych wentylatorów — w tym przypadku ciąg w locie poziomym wytwarzają bezpośrednio wytwornice gazu działające wówczas jako silniki odrzutowe. Podczas pionowego startu strumienie gazu z wytwornic są kierowane w całości do dysz wylotowych na końcach łopat wirnika (patrz rysunek 2), natomiast w locie poziomym przedstawienie zaworów w kanałach wylotowych wytwornic powoduje powstanie ciągu napędzającego samolot w sposób bezpośredni.

W fazie startu, zawisu, lotu z małą prędkością i lądowania sterowanie samolotu odbywa się wyłącznie za pomocą okresowej i ogólnej zmiany skoku wirnika. Ze wzrastającą prędkością lotu wirnik przechodzi w stan autorotacji, przy czym sterowanie odbywa się równocześnie za pomocą okresowej zmiany skoku wirnika oraz za pomocą steru wysokości (który spełnia poza tym rolę lotek) i steru kierunku. Badania tunelowe wykazały, że przejście z lotu pionowego do lotu poziomego może być sterowane ręcznie i nie wymaga stosowania automatycznych urządzeń ustających.

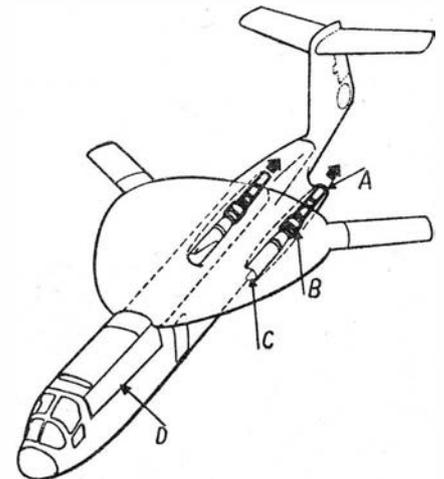
Jak widać z rysunku 2, wirnik w locie poziomym jest tak ustawiony, że jedna z łopat znajduje się nad przednią częścią kadłuba, a dwie pozostałe tworzą łącznie z osłoną piasty skrzydło o dwustopniowym skosie. W celu zapewnienia gładkości aerodynamicznej samolotu z zahamowanym wirnikiem zastosowano dwie boczne kłapy w przedniej części kadłuba i osłonę w tylnej części, jak również nadmuchiwaną poduszki zakrywające szczelinę między piastą wirnika a górną częścią kadłuba. Oznaczenia na rysunku 2. Lewa strona: A — wlot powietrza działający w zawisie na małej wysokości i zmniejszający niebezpie-



1



2



POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ“

Systematyka profili

opracowała: E. Lewalska

Grupa profili NACA (ciąg dalszy)

2. II rodzina — pięciocyfrowa, np. 23012

Sposób oznaczenia profili tej rodziny jest następujący:

I cyfra oznaczenia określa w przybliżeniu strzałkę linii środkowej w procentach cięciwy. (Dokładne wartości strzałki linii środkowej są podane w tablicy 3).

II i III cyfra oznaczenia określa położenie strzałki (m). Liczba, która powstała z II i III cyfry, jest dwukrotnością położenia strzałki w procentach cięciwy.

IV i V cyfra oznaczenia określa maksymalną grubość w procentach cięciwy.

Profile tej grupy mogą mieć linię środkową — prostą przy krawędzi spływu (wtedy III cyfra oznaczenia jest 0) lub podgiętą ku górze (wtedy III cyfra oznaczenia jest 1).

Profil wyjściowy dla tej grupy profili jest taki sam jak w przypadku grupy czterocyfrowej tzn. — symetryczny. Równanie tego profilu jest również takie samo. Geometria profili tej grupy różni się od czterocyfrowej kształtem linii środkowych. Kształt linii środkowych jest tak dobrany, by ich krzywizna tuż za strzałką stała się równa zeru (linia środkowa staje się wtedy linią prostą).

Równania wyjściowe dla określenia linii środkowej — profili prostych:

$$\frac{d^2z}{d\left(\frac{x}{c}\right)^2} = K_1 \left(\frac{x}{c} - \bar{x}_z \right), \text{ dla } x < x_z$$

$$\frac{d^2z}{d\left(\frac{x}{c}\right)^2} = 0 \text{ dla } x > x_z$$

a profili podgiętych:

$$\frac{d^2z}{d\left(\frac{x}{c}\right)^2} = K_1 \left(\frac{x}{c} - \bar{x}_z \right) \text{ dla } x < x_z$$

$$\frac{d^2z}{d\left(\frac{x}{c}\right)^2} = K_2 \left(\frac{x}{c} - x_z \right) \text{ dla } x > x_z$$

\bar{x} — wyznacza punkt styczności dwu gałęzi linii środkowej, inaczej $(x/c)_z$.

Warunki brzegowe dla linii środkowych:

- 1) $x_0 = 0$ gdy $z = 0$,
- 2) $x_c = C$ gdy $z = 0$,

3) przy $\frac{x}{c} = \bar{x}_z$ mamy

$$\frac{dz}{d\left(\frac{x}{c}\right)}_{\text{przedni}} = \frac{dz}{d\left(\frac{x}{c}\right)}_{\text{tylny}}$$

oraz warunki dla określenia wartości współczynników K :

1) współczynniki K_1 tak się dobiera, by współczynniki teoretyczne $Cz_{Cx \min} = 0,3$,

2) współczynniki K_2 dobiera się w oparciu o dodatkowy warunek, np. $Cm_0 = 0$. Można również przyjąć inny założony warunek.

W tablicy 4 podano obliczone wartości współczynników: x_m/c , x_z/c ,

K_1 oraz K_2/K_1

U w a g a — x_m określa położenie strzałki profilu.

Ostateczna postać równań określających kształt linii średnich profili grupy pięciocyfrowej:

Tablica 3

II i III cyfra oznaczenia	10	11	20	21	30	31	40	41	50	51
Położenie strzałki w % cięciwy	5		10		15		20		25	
I cyfra oznaczenia	Wielkość strzałki w % cięciwy									
2	1,11		1,53	1,65	1,84	2,08	2,08	2,41	2,62	2,74
3	—		2,3		2,8		3,1		—	
4	—		3,1		3,7		4,2		—	
6	—		4,6		5,5		6,2		—	

TREŚĆ ZESZYTU

W. Dichter: Spalanie stabilne w silnikach rakietowych	Str. 1
W. Kordziński: Osiągnięcia firmy Rolls-Royce w dziedzinie lotniczych silników turbinowych	6
A. Gołędzinowski: Obróbka stopów tytanu	12
K. Szymański: Postęp techniczny w urządzeniach instalacji paliwowych na lotniskach	17
KRONIKA	19
St. Ziętarski: Programowanie obrabiarek sterowanych liczbowo	20
NOWOŚCI TECHNICZNE	23
Uniwersalna klasyfikacja dziesiętna cywilnych statków powietrznych	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Systematyka profili — oprac. E. Lewalska	okł.

CONTENTS

W. Dichter: Stable combustion in rocket engines	Page 1
W. Kordziński: Rolls-Royce's successful activity regarding aircraft turbine engines	6
A. Gołędzinowski: Titan alloys treatment	12
K. Szymański: Technical progress in regard to airfield installation	17
CHRONICLE	19
St. Ziętarski: Programming numerical controlled machine tools	20
TECHNICAL NEWS	23
Universal decimal classification of civil aircraft	28
DESIGNER'S DATA SHEETS: Aerofoil classification — elaborated by E. Lewalska	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

W. Dichter: Стабильное сгорание в ракетных двигателях	Стр. 1
W. Kordziński: Достижения фирмы Rolls-Royce в области авиационных турбинных двигателей	6
A. Gołędzinowski: Обработка сплавов титана	12
ХРОНИКА	19
ТЕХНИЧЕСКИЕ НОВОСТИ	23
Универсальная, десятичная классификация гражданских воздушных кораблей	28
Конструкторские пособия Авиационной и Астронавтической Техники: Систематика профилей — обр. E. Lewalska	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

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

RADA PROGRAMOWA

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

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

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 164/A — Z-5. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. z. 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



Dr inż. WILHELM DICHTER

621.455

Spalanie stabilne w silnikach raketowych z ziarnami rurowymi

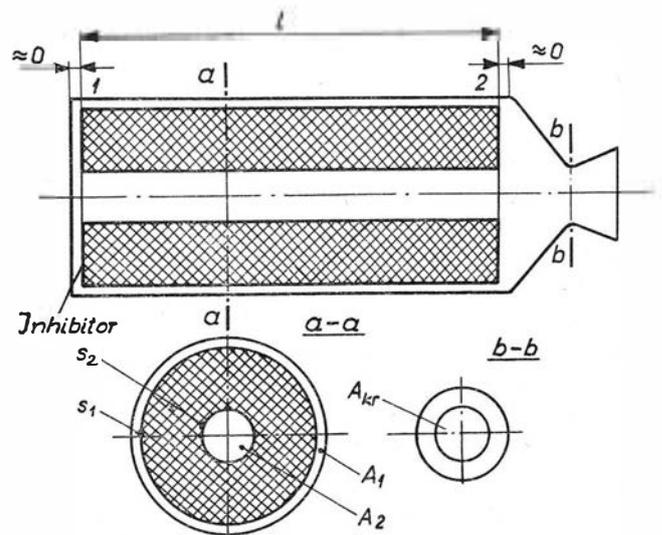
Procesy spalania stałych materiałów pędnych w silnikach raketowych przebiegają stabilnie lub niestabilnie, co dotyczy przede wszystkim rozwoju ciśnienia w komorze spalania w funkcji czasu. Pojawienie się spalania niestabilnego związane jest z oscylacją ciśnienia lub ze skokami ciśnienia (tzw. „piki” od angielskiego peak pressure), przy czym zarówno oscylacje, jak i skoki mogą być tłumione albo nie-tłumione. Zjawiska te występują zarówno w kanale ziarna (obszar wewnętrzny), jak i na zewnątrz ziarna (obszar zewnętrzny) równocześnie albo ze wzajemnym przesunięciem w fazie. Pomiedzy ciśnieniami w obu obszarach istnieją ponadto sprzężenia zwrotne, dodatnie lub ujemne, co dodatkowo komplikuje zagadnienie. W przypadkach ekstremalnych spalanie niestabilne stałych materiałów pędnych może doprowadzić do awarii silnika. Opisane procesy mogą być jeszcze ponadto zależne od erozji, jakiej ulega ziarno wówczas, gdy opływają go gorące gazy prochowe.

W tym artykule zajmiemy się wyłącznie opisem procesu stabilnego spalania przy pominięciu erozji, której wpływy na liniową prędkość spalania uznamy jako wielkości małe niższych rzędów. Jest to założenie dopuszczalne dla wielu rzeczywistych przypadków, gdy parametry geometryczne przekroju podłużnego komory są tak dobrane, aby erozji nie było lub aby ona była pomijalnie mała. Zajęcie się procesami stabilnymi ma tę zaletę, że procesy takie są szczególnie dogodne, a niczaz nawet wymagane przez balistyków wyznaczających tory lotów rakiet oraz przez konstruktorów wyrzutni i projektantów systemów kierowania. Za przedmiot badań wybrano silniki z ziarnami rurowymi, gdyż wnioski płynące z tego rodzaju rozważań dają się względnie łatwo przenosić na ziarna z kanałami stożkowymi i gwiazdowymi, a nawet na ziarna o bardziej skomplikowanych układach powierzchni wewnętrznych i zewnętrznych. W artykule rozważono wpływ, jaki na zachowanie stabilności spalania mają dane fizyko-chemiczne materiału pędnego oraz parametry reprezentujące geometrię przekroju poprzecznego komory spalania.

Uznając, że dla zapewnienia spalania stabilnego najistotniejszy jest wzrost ciśnienia w pierwszej fazie

procesu rozciągającej się od chwili osiągnięcia ciśnienia początkowego p_0 aż do uzyskania pełnego stanu nasycenia w rozwoju ciśnienia, które w przypadku idealnym dąży do tzw. ciśnienia równowagi p_r , główną uwagę skierowano na analizę rosnącej gałęzi krzywej ciśnienia w funkcji czasu. Przedstawiono też deformację tej części krzywej pod wpływem zmian podstawowych parametrów balistycznych. Wyprowadzone wzory rozwiązano graficznie w parametrach bezwymiarowych.

Rozważmy proces spalania przebiegający w silniku przedstawionym na rys. 1. Obszar ponad powierzch-



1. Silnik z ziarnem rurowym o inhibitowanych powierzchniach czołowych

nią spalania s_1 o przekroju poprzecznym A_1 nazwiemy obszarem zewnętrznym, obszar zaś zawarty wewnątrz powierzchni spalania s_2 (wewnątrz kanału ziarna) o powierzchni przekroju poprzecznego A_2 — obszarem wewnętrznym. Jeżeli założymy, że w obu obszarach panują takie same ciśnienia (warunek sta-

bilności nie dopuszczający wymiany mas), to możemy napisać następujące równanie bilansu ciężarowego:

$$\begin{aligned} dm_1 &= dm_{1p} - dm_{1w} \\ dm_2 &= dm_{2p} - dm_{2w} \end{aligned} \quad (1)$$

gdzie:

- dm_1 — elementarny przyrost ciężaru gazów w obszarze zewnętrznym,
- dm_{1p} — elementarny ciężar gazów wyprodukowanych przez powierzchnię spalania s_1 ,
- dm_{1w} — elementarny ciężar gazów, które przez powierzchnię A_1 wypłynęły z obszaru zewnętrznego do dyszy,
- dm_2 — elementarny przyrost ciężaru gazów w obszarze wewnętrznym,
- dm_{2p} — elementarny ciężar gazów wyprodukowanych przez powierzchnię spalania s_2 ,
- dm_{2w} — elementarny ciężar gazów, które przez powierzchnię A_2 wypłynęły z obszaru wewnętrznego do dyszy.

Równania (1) są bilansem ciężarowym odpowiadającym elementarnemu przyrostowi czasu dt w przypadku, gdy proces spalania jest stabilny.

Pierwsza faza spalania, w czasie której obserwuje się badany wzrost ciśnienia, jak wykazują doświadczenia, trwa dostatecznie krótko, aby można było przyjąć, że objętości obszarów zewnętrznego i wewnętrznego są stałe i równe swoim wartościom początkowym W_{10} i W_{20} , co odpowiada $s_1 = s_{10}$ i $s_2 = s_{20}$. Indeks zero oznacza tu stan początkowy odpowiadający w przybliżeniu chwili zapłonu. Założeniem powyższym posłużymy się wyłącznie do określenia elementarnych przyrostów gazów w obu obszarach:

$$\left. \begin{aligned} dm_1 &= \frac{W_{10}}{f} dp \\ dm_2 &= \frac{W_{20}}{f} dp \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

gdzie: f — siła prochu.

Zależności (2) otrzymano z równania stanu przy założeniu, że temperatura spalania $T = \text{const}$. Ponieważ jednak temperatura spalania osiąga stan nasycenia (równowagi) bez porównania prędzej niż ciśnienie, możemy więc nasz proces przebiegający w krótko trwającej fazie pierwszej traktować jako izotermiczny. Powyższe założenie razem z przyjęciem, że gazy płynące w komorze spalania zachowują się tak jak gaz idealny, będzie obowiązywało w dalszych rozważaniach.

Korzystając z potęgowego prawa palenia się prochu, wyznaczmy elementarne ciężary gazów wyprodukowanych przez powierzchnię spalania s_1 i s_2 w czasie dt :

$$\left. \begin{aligned} dm_{1p} &= s_1 \delta b p^n dt \\ dm_{2p} &= s_2 \delta b p^n dt \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

gdzie:

- δ — ciężar właściwy materiału pędnego,
- b, n — współczynniki występujące w potęgowym prawie palenia się prochu, stałe dla danego zakresu ciśnień i danej temperatury początkowej T_0 .

Korzystając z pojęcia jednostkowego wydatku ciężarowego przez przekrój krytyczny dyszy A_{kr} , z równania ciągłości (napisanego dla przekroju 2 przecinającego czołową powierzchnię ziarna w pobliżu dyszy oraz dla przekroju krytycznego dyszy) otrzymamy:

$$dm_{1w} + dm_{2w} = C_D A_{kr} p dt \quad (4)$$

gdzie: C_D — współczynnik wydatku.

Identyczność ciśnień w równaniach (3) i (4) wynika z pominięcia spadku ciśnienia wzdłuż ziarna w komorze spalania, co jest do przyjęcia w silnikach o małej wartości stosunku powierzchni przekroju krytycznego dyszy do powierzchni przekroju swobodnego, jakimi zajmujemy się w tym artykule.

Wyznamy teraz opierając się na założeniu, że ziarno spala się warstwami równoległymi, elementarne ciężary gazów wyprodukowanych przez powierzchnie spalania s_1 i s_2 w czasie dt :

$$\left. \begin{aligned} dm_{1p} &= -\frac{\delta}{2\pi l} s_1 ds_1 \\ dm_{2p} &= \frac{\delta}{2\pi l} s_2 ds_2 \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Ostatecznie, z równań (1)—(4) i z równań (3) i (5) otrzymamy układ trzech równań wyjściowych z trzema niewiadomymi p, s_1 i s_2 :

$$\left. \begin{aligned} \dot{p} &= ap^n (s_1 + s_2) - \beta p \\ \dot{s}_1 &= -\gamma p^n \\ \dot{s}_2 &= \gamma p^n \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

gdzie:

$$\left. \begin{aligned} p &= \frac{dp}{dt} \\ \dot{s}_1 &= \frac{ds_1}{dt} \\ \dot{s}_2 &= \frac{ds_2}{dt} \\ a &= \frac{\delta}{W_{10} + W_{20}} \\ \beta &= \frac{C_D A_{kr} f}{W_{10} + W_{20}} \\ \gamma &= 2\pi l b w \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

Po zróżniczkowaniu pierwszego równania z układu równań (6) otrzymamy z tych równań następującą zależność:

$$\ddot{p} + \beta \dot{p} (1 - n) - \frac{n}{p} \dot{p}^2 = 0 \quad (8)$$

Przyjmując nową zmienną:

$$z = \dot{p} \quad (9)$$

gdzie zgodnie z warunkami fizycznymi dla pierwszej fazy spalania $z \neq 0$, napiszemy równanie (8) w postaci równania liniowego pierwszego rzędu niejednorodnego, o zmiennym współczynniku:

$$\frac{dz}{dp} - \frac{n}{p} z = -\beta (1 - n) \quad (10)$$

Poszukamy najpierw rozwiązania równania jednorodnego:

$$\frac{dz}{dp} - \frac{n}{p} z = 0 \quad (11)$$

Po rozdzieleniu zmiennych i scałkowaniu otrzymamy:

$$z = C_1 p^n \quad (12)$$

gdzie: C_1 — stała całkowania.

Po uzmiennieniu stałej C_1 zróżniczkujemy równanie (12) i otrzymamy:

$$\frac{dz}{pd} = \frac{dC_1}{dp} p^n + C_1 n p^{n-1} \quad (13)$$

Z równań (10), (12) i (13) otrzymamy nowe równanie, które po scałkowaniu przyjmie postać:

$$C_1 = -\beta p^{1-n} + C_2 \quad (14)$$

gdzie: C_2 — stała całkowania.

Z równań (9), (12) i (14) otrzymamy:

$$\frac{dp}{dt} = -\beta p + C_2 p^n \quad (15)$$

Po rozdzieleniu zmiennych w równaniu (15) i pomnożeniu obu stron równania przez C_2 , otrzymamy następującą postać całkową tej zależności:

$$\int \frac{dp}{p^n - \frac{\beta}{C_2} p} = \int C_2 dt \quad (16)$$

Całkę z lewej strony równania (16) oznaczmy przez J i zapiszemy ją w postaci:

$$J = \int \frac{\frac{1}{p} dp}{p^{n-1} - \frac{\beta}{C_2}} \quad (17)$$

Po wprowadzeniu nowej zmiennej:

$$u = \ln p \quad (18)$$

na podstawie książki J. M. Ryzika i J. S. Gradsztejna pt. „Tablice integralow, summ, radiow i proizwiedienij” str. 103, wyd. Moskwa 1951 r., napiszemy:

$$J = \int \frac{du}{e^{(n-1)u} u - \frac{\beta}{C_2}} = \frac{1}{C_2 (n-1)} \left[(n-1) u - \ln \left(-\frac{\beta}{C_2} + e^{(n-1)u} \right) \right] \quad (19)$$

Z równań (16)—(19), całkując w granicach od $t=0$, $p=p_0$ do dowolnej chwili czasu t , w której panuje ciśnienie p , otrzymamy po przekształceniach:

$$p = \left[\left(-\frac{C_2}{\beta} + p_0^{1-n} \right) e^{-(1-n)\beta t} + \frac{C_2}{\beta} \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (20)$$

Równanie (20) jest rozwiązaniem układu równań wyjściowych (6).

Dla warunku brzegowego: $t=0$, $p=p_0$, $s_1=s_{10}$ i $s_2=s_{20}$, z równania pierwszego w układzie równań (6) oraz z równania (15) wyznaczmy stałą całkowania C_2 :

$$C_2 = \alpha (s_{10} + s_{20}) \quad (21)$$

Ostatecznie, z równań (20) i (21) uzyskamy szukaną zależność opisującą rozwój ciśnienia w pierwszej fazie spalania:

$$p = \left[\frac{1-n}{p_r - \left(\frac{1-n}{p_r - p_0} \right) e^{-(1-n) \frac{C_D f A_{kr}}{l A_{po}} t}} \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (22)$$

gdzie:

$$p_r = \left(\frac{\delta b A_{spo}}{C_D A_{kr}} \right)^{\frac{1}{1-m}} \quad (23)$$

$$A_{po} = A_{10} + A_{20} \quad (24)$$

gdzie:

A_{spo} — początkowa wartość powierzchni spalania:

$$A_{spo} = s_{10} + s_{20} \quad (25)$$

A_{po} — początkowa wartość powierzchni przekroju swobodnego komory spalania,

A_{kr} — powierzchnia przekroju krytycznego dyszy.

Funkcja opisana równaniem (22) może mieć charakter rosnący dla:

$$p_0 - p_r < 0$$

oraz charakter malejący dla:

$$p_0 - p_r > 0$$

Sprowadzimy teraz równania (22) i (23) do dogodniejszej dla obliczeń postaci, która wyraźniej prezentuje geometryczne zależności silnika raketowego. Ponieważ:

$$-(1-n) \frac{C_D f A_{kr}}{l A_{po}} = -(1-n) \frac{4\pi l C_D f A_{kr}}{\pi^2 l^2 (d_k^2 - d_{zo}^2 + d_{wo}^2)} \quad (26)$$

gdzie:

d_k — średnica wewnętrzna komory spalania,

d_{zo} — początkowa średnica zewnętrzna ziarna,

d_{wo} — początkowa średnica zewnętrzna ziarna,

wprowadzając więc nowe oznaczenia:

$$\left. \begin{aligned} A &= 4\pi l f b \\ B &= 4\pi l C_D f A_{kr} \\ C &= (\pi l d_k)^2 \end{aligned} \right\} \quad (27)$$

otrzymamy z równań (22) i (23), co następuje:

$$p = \left[p_0^{1-n} - p_r^{1-n} \right] e^{-(1-n) \frac{B}{C - s_1^2 + s_2^2} t} + p_r^{1-n} \quad (28)$$

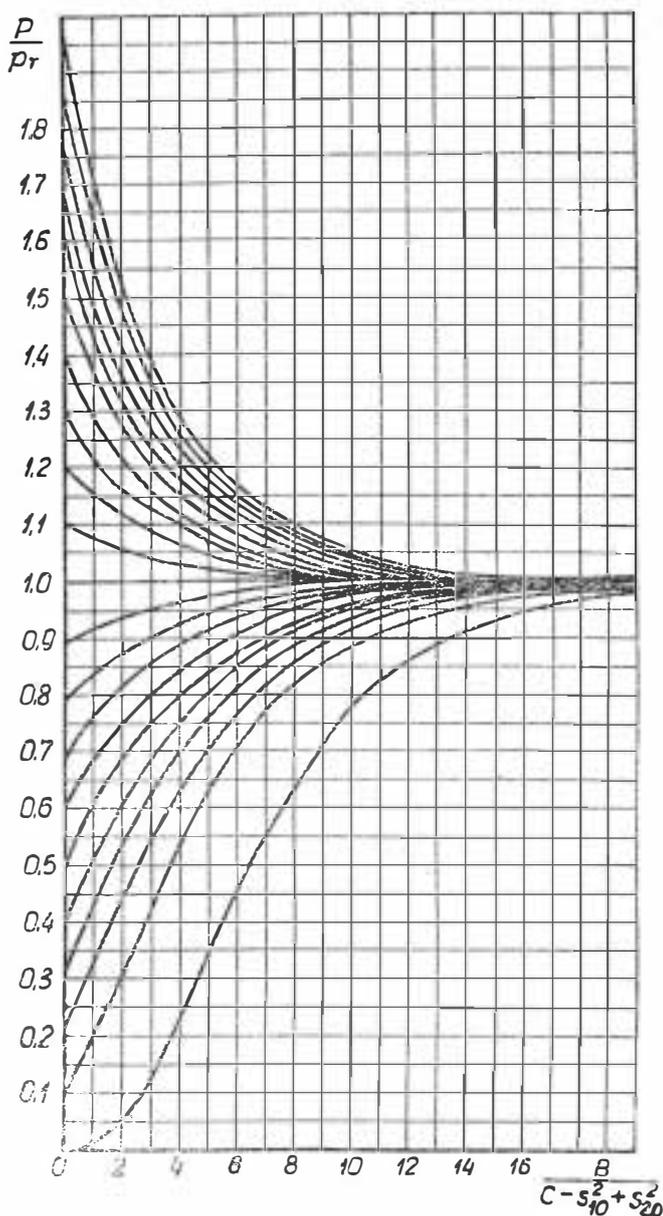
oraz:

$$p_r = \left[\frac{A}{B} (s_{10} + s_{20}) \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (29)$$

Przekształcimy równanie (28) do postaci umożliwiającej jego rozwiązanie w parametrach bezwymiarowych:

$$\frac{B}{C - s_{10}^2 + s_{20}^2} t = \ln \left[\frac{1 - \left(\frac{p_0}{p_r} \right)^{1-n}}{1 - \left(\frac{p}{p_r} \right)^{1-n}} \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (30)$$

Rozwiązanie graficzne równania (30) dla interesującego nas zakresu wartości stosunku p_0/p_r , będącego parametrem tego równania, przedstawiono na rys. 2.



2. Rozwiązanie graficzne równania (30) dla $0 \leq p_0/p_r \leq 2$

Zajmijmy się teraz porównaniem wyprowadzonego przez nas równania (28) opisującego rozwój ciśnienia w pierwszej fazie procesu stabilnego spalania ziaren rurowych o inhibitowanych powierzchniach czołowych ze wzorem Bartleya i Millsa dla spalania czołowego ziaren w kształcie pełnych walców z inhibitowanymi powierzchniami bocznymi. Jak wykażemy poniżej, w przypadku rozważania modelu spalania stabilnego niemożliwe jest równoczesne przyjęcie powierzchni spalania i objętości obszaru swobodnego jako wielkości zmiennych.

Przyjmując na razie objętości obszarów zewnętrznego i wewnętrznego jako wielkości zmienne, napiszemy:

$$W_1 = \frac{\pi}{4} (d_k^2 - d_z^2) l \quad (31)$$

$$W_2 = \frac{\pi}{4} d_w^2 l \quad (32)$$

gdzie:

$$d_z = \frac{s_1}{\pi l} \quad (33)$$

$$d_w = \frac{s_2}{\pi l} \quad (34)$$

Opierając się na zależnościach (31) — (34) napiszemy równania elementarnego przyrostu ciężaru gazów w obu obszarach:

$$dm_1 = \frac{1}{4\pi fl} \left\{ -2s_1 \dot{s}_1 p + [(\pi l d_k)^2 - s_1^2] \dot{p} \right\} dt \quad (35)$$

$$dm_2 = \frac{1}{4\pi fl} (2s_2 \dot{s}_2 p + s_2^2 \dot{p}) dt \quad (36)$$

Przyjmijmy teraz, że elementarne ciężary gazów, które przez powierzchnie A_1 i A_2 wypłynęły z obszarów zewnętrznego i wewnętrznego do dyszy są równe:

$$dm_{1w} = C_D A_{kr} \frac{A_1}{A_1 + A_2} p dt \quad (37)$$

$$dm_{2w} = C_D A_{kr} \frac{A_2}{A_1 + A_2} p dt \quad (38)$$

co staje się zrozumiałe po dodaniu do siebie równań (37) i (38). Ponieważ:

$$W_1 = A_1 l \quad (39)$$

$$W_2 = A_2 l \quad (40)$$

więc z równań (31), (32), (37), (38), (39) i (40) otrzymamy:

$$dm_{1w} = \frac{(\pi l d_k)^2 - s_1^2}{(\pi l d_k)^2 - s_1^2 + s_2^2} C_D A_{kr} p dt \quad (41)$$

$$dm_{2w} = \frac{s_2^2}{(\pi l d_k)^2 - s_1^2 + s_2^2} C_D A_{kr} p dt \quad (42)$$

Z równań (1), (3), (35), (36), (41), (42) oraz z dwóch ostatnich równań układu równań (6) otrzymamy po przekształceniach:

$$\frac{s_1}{(\pi l d_k)^2 - s_1^2} = \frac{1}{s_2} \quad (43)$$

skąd:

$$s_1 + s_2 = \frac{(\pi l d_k)^2}{s_1} \quad (44)$$

Po zrózniczkowaniu równania (44) otrzymamy:

$$\dot{s}_1 + \dot{s}_2 = - \frac{(\pi l d_k)^2 \dot{s}_1}{s_1^2} \quad (45)$$

Z dwóch ostatnich równań układu równań (6) oraz z równania (45) otrzymamy:

$$\dot{s}_1 = 0 \quad (46)$$

czyli:

$$s_1 = \text{const} \quad (47)$$

a z równań (45) i (47):

$$s_2 = \text{const} \quad (48)$$

Tak więc, jak to udowodniliśmy wyżej, potraktowanie objętości obszaru swobodnego jako wielkości zmiennej prowadzi do tego, że obie powierzchnie spalania stają się wielkościami stałymi, co jest sprzeczne z założeniem. Posługując się modelem spalania stabilnego mamy następującą alternatywę: albo przyjmijmy, że objętości obszarów swobodnych są stałe, a wówczas powierzchnie spalania okażą się wielkościami zmiennymi, albo też uznając objętości obszarów swobodnych za zmienne doprowadzimy do stałości wielkości s_1 i s_2 . Z pierwszym przypadkiem mieliśmy do czynienia przy wyprowadzaniu zależności (28),

przypadek drugi natomiast opisujący proces spalania czołowego ziarna prochowych rozwiązany został przez Bartleya i Millsa. Pamiętając, że:

$$s_1 = \text{const}, s_2 = \text{const} \quad (49)$$

zależność podaną przez Bartleya i Millsa można przedstawić w postaci:

$$p = (p_o - p_r) e^{- (1-n) \frac{C_D f A_{kr}}{W_o} t} + p_r \quad (50)$$

gdzie: W_o — początkowa objętość komory spalania nie zajęta przez ziarno.

Jeżeli zależność (50) będziemy chcieli przystosować do obliczeń silników z ziarnami rurowymi, to musimy przyjąć, że:

$$W_o = W_{10} + W_{20} \quad (51)$$

a wówczas równanie (50) przekształci się do postaci:

$$p = (p_o - p_r) e^{- (1-n) \frac{C_D f A_{kr}}{1 A_{k0}} t} + p_r \quad (52)$$

która jest tożsama z następującym zapisem:

$$p = (p_o - p_r) e^{- (1-n) \frac{B}{C - s_{10}^2 + s_{20}^2} t} + p_r \quad (53)$$

Ponieważ zależy nam na porównaniu zależności (28) i (53), wprowadzimy nową funkcję:

$$\Delta p = p_{cz} - p \quad (54)$$

która jest różnicą pomiędzy wartościami ciśnień p_{cz} określonymi z zależności (53) i wartościami ciśnień p ze wzoru (28) dla danego czasu t . Funkcja ta ma postać:

$$\Delta p = \frac{(p_o - p_r) (p^{1-n} - p_r^{1-n})}{p_o^{1-n} - p_r^{1-n}} + p_r - p \quad (55)$$

Można udowodnić, że dla wartości ciśnienia:

$$\frac{p}{p_r} = \left[(1-n) \frac{1 - \frac{p_o}{p_r}}{1 - \left(\frac{p_o}{p_r}\right)^{1-n}} \right]^{\frac{1}{n}} \quad (56)$$

$$\frac{\Delta p_{\text{max}}}{p_r} = n(1-n)^{\frac{1-n}{n}} \left[\frac{1 - \frac{p_o}{p_r}}{1 - \left(\frac{p_o}{p_r}\right)^{1-n}} \right]^{\frac{1}{n}} - \frac{1 - \frac{p_o}{p_r}}{1 - \left(\frac{p_o}{p_r}\right)^{1-n}} + 1 \quad (57)$$

Równanie (56) pokazuje wartość ciśnienia, przy którym wystąpi największa różnica między ciśnieniem

określonym według zależności (28) a ciśnieniem wyznaczonym ze wzoru (53), natomiast równanie (57) podaje wartość tej różnicy. Równania (56) i (57) mają charakter bezwymiarowy, gdyż wielkości ciśnień i ich różnic odniesiono do ciśnienia równowagi p_r . Dla konkretnych przypadków dysponując danymi liczbowymi możemy wyznaczyć przebiegi: p/p_r i $\Delta p_{\text{max}}/p_r$ dla interesującego nas zakresu stosunku p_o/p_r .

Równanie (28) opisujące rozwój ciśnienia od p_o do p_r otrzymaliśmy badając stabilny model procesu spalania, teraz należy się zastanowić nad tym, jaki warunek, z punktu widzenia geometrii przekroju poprzecznego komory spalania, trzeba spełnić dla zrealizowania takiego procesu. Otóż, jeżeli założymy, że ciśnienie w obu obszarach: zewnętrznym i wewnętrznym są sobie równe, to okaże się, iż rozwój ciśnienia aż do osiągnięcia wartości $p_r = \text{const}$ ma charakter monotoniczny, szukany zaś warunek stabilności otrzymamy natychmiast z równań (43), (47) i (48) i zapiszemy go w postaci:

$$\frac{s_{10}}{s_{20}} = \frac{A_{10}}{A_{20}}, \quad (58)$$

jest tu oczywiście tożsamość z następującym wyrażeniem:

$$C = s_{10}^2 + s_{10} s_{20}. \quad (59)$$

Równanie (58) nosi nazwę warunku geometrycznego. Aby lepiej zdać sobie sprawę z tego, do czego prowadzi jego przestrzeganie, rozpatrzmy stosunek prędkości przepływu gazów v_z w przekroju końcowym ziarna 2 (w pobliżu dyszy) ponad powierzchnią zewnętrzną do prędkości przepływu gazów v_w w tym samym przekroju, lecz wewnątrz kanału ziarna. Przy założeniu identyczności ciśnień w obu obszarach można udowodnić, że:

$$\frac{v_z}{v_w} = \frac{s_1 A_2}{s_2 A_1} \quad (60)$$

Jeżeli obowiązuje warunek geometryczny, wówczas z równań (58) i (60) otrzymamy:

$$\frac{v_z}{v_w} = 1 \quad (61)$$

Tak więc, warunek geometryczny zapewnia uzyskanie ponad powierzchniami spalania obu obszarów w ich przekroju końcowym takich samych prędkości przepływu gazów. Dzięki temu właśnie możemy mieć do czynienia ze stabilnym procesem rozwoju ciśnienia i wypływu gazów przez dyszę.

Należy jednak zwrócić uwagę na fakt, że równanie (58) nie jest w stanie objąć całego procesu spalania, gdyż przestrzeganie warunku geometrycznego w pierwszej fazie zmusza do nieprzestrzegania go w fazach następnych, i odwrotnie. Warunek geometryczny ma więc charakter chwilowy i dyktuje tylko taki dobór parametrów geometrycznych przekroju poprzecznego komory spalania, który zapewnia pierwszej fazie spalania przebieg stabilny aż do osiągnięcia ciśnienia równowagi p_r . Później stabilność będzie się pogarszała. Uznajemy jednakże, że sprawą najistotniejszą jest zapewnienie stabilności pierwszej fazie spalania ze względu na jej wybitnie dynamiczny charakter. Poza tym, z powodu krótkiego czasu trwania tej fazy wa-

runek geometryczny ulega w niej minimalnemu zaburzeniu, stosunkowo wiernie oddając rzeczywistość.

Głębsza analiza procesów spalania w silniku raketowym dowodzi, że nawet pominiawszy problemy erozji, jak to zresztą uczyniliśmy tutaj, nie sposób całą odpowiedzialność za spełnienie spalania stabilnego przerzucić na warunek geometryczny. Rzecz jest dużo bardziej skomplikowana i aby ją rozwikłać należałoby rozwiązać już nie model spalania stabilnego, ale model ogólny obejmujący zarówno przypadki stabilne, jak i niestabilne. Wówczas to obok warunku (58) otrzymujemy jeszcze pewne warunki dodatkowe, których spełnienie przy praktycznej nieobecności erozji gwarantuje stabilny rozwój ciśnienia w pierwszej fazie spalania.

Literatura

- [1] M. Barrère, B. F. de Veubeke, A. Jaumotte, J. Vandekerckhove: „Napęd raketowy”. Przegląd Techniki Rakietowej, zeszyt 33, Warszawa 1960.
- [2] G. E. Bartley, M. M. Mills: „Rakiety na stały materiał pędny”. Przegląd Techniki Rakietowej, zeszyt 41, Warszawa, 1961.
- [3] W. Kozakiewicz: „Problem główny balistyki wewnętrznej raket prochowych”. Technika Rakietowa, zeszyt 6, Warszawa, 1959.
- [4] D. Smoleński, M. Zembrzusi, M. Seweryniak: „Badanie prędkości spalania w bombie drucikowej i komorze spalania silnika raketowego”. Technika Rakietowa, zeszyt 9, Warszawa, 1961.

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

621.454

Osiągnięcia firmy Rolls-Royce w dziedzinie lotniczych silników turbinowych

W artykule podano na wstępie ogólne wiadomości na temat firmy Rolls-Royce, omówiono prowadzone przez nią prace badawczo-rozwojowe w dziedzinie lotniczych silników turbinowych i scharakteryzowano produkowane silniki, podkreślając ich szerokie zastosowanie. Na koniec zwrócono uwagę na stałe zwiększanie przez firmę niezawodności pracy i okresów międzynaoprząwczych będących w eksploatacji silników turbinowych Rolls-Royce. Niniejszy artykuł został opracowany na podstawie prospektów firmy Rolls-Royce i na podstawie informacji uzyskanych bezpośrednio od jej przedstawicieli, którzy w ubiegłym roku bawili w Polsce.

Jak wiadomo, w ostatnich latach nastąpiło w angielskim przemyśle lotniczym scalanie wytwórni lotniczych. Akcja ta objęła również firmy zajmujące się produkcją silników lotniczych. Obecnie w Anglii tylko dwie firmy prowadzą działalność w tej dziedzinie. Jest to firma Bristol Siddeley, która powstała przez połączenie firm Armstrong Siddeley i Bristol Engines, a następnie wchłonęła firmy De Havilland i Blackburn, oraz firma Rolls-Royce, której działalność jest tematem niniejszego artykułu.

Firma Rolls-Royce Limited jest obok amerykańskich firm Pratt and Whitney i General Electric oraz angielskiej firmy Bristol Siddeley najpotężniejszym wytwórcą lotniczych silników turbinowych, wojskowych i cywilnych. Produkcja silników lotniczych nie jest jedyną dziedziną działalności firmy Rolls-Royce: poza wydziałem silników lotniczych ma ona wydział samochodów i wydział silników wysokoprężnych.

Firma została założona w roku 1906 przez C. S. Rollsa, pioniera motoryzacji i lotnictwa, i inż. F. H. Royce'a i miała za cel produkcję samochodów. W roku 1914 admiralicja brytyjska zleciła firmie budowę silnika lotniczego. Silnik ten, nazwany „Eagle”, zapoczątkował całą serię chłodzonych cieczą 12-cylindrowych silników lotniczych o układzie V, z których największe zastosowanie znalazły silniki „Merlin” (zbudowano ich 150 000). Gdy silniki „Merlin” znajdowały się jeszcze w pełnej produkcji, firma rozpoczęła rozwój turbinowego silnika odrzutowego „Welland”,

a następnie „Derwent” i „Nene”. W międzyczasie zainteresowania firmy skierowały się na silniki cywilne — pierwszym cywilnym silnikiem lotniczym Rolls-Royce stał się zmodyfikowany „Merlin”. Turbinowy silnik śmigłowy „Dart” jest pierwszym cywilnym silnikiem turbinowym. Wszedł on do eksploatacji w roku 1953, a nowsze jego wersje są jeszcze dotychczas produkowane. W roku 1958 silnik „Avon” jako pierwszy turbinowy silnik odrzutowy został zastosowany do napędu transatlantyckiego samolotu pasażerskiego. Turbinowy silnik śmigłowy „Tyne” poszczycić się może najmniejszym jednostkowym zużyciem paliwa spośród wszystkich turbinowych silników śmigłowych, jest on poza tym jedynym turbinowym silnikiem śmigłowym z dwuzespołową sprężarką. Wraz z silnikiem „Conway” firma Rolls-Royce wprowadziła po raz pierwszy do napędu samolotów pasażerskich i bombowych o dużym zasięgu zasadę silników dwuprzepływowych. Silnik dwuprzepływowy „Spey” został zastosowany do napędu samolotów o mniejszym zasięgu. Silniki Rolls-Royce RB.108 i RB.162 są pierwszymi silnikami nośnymi.

Ostatnio firma wkroczyła w dziedzinę silników tłokowych do napędu małych samolotów, zakupując licencję silników Continental.

Doświadczenia zdobyte przy budowie silników wojskowych i cywilnych (ogółem firma Rolls-Royce wybudowała 170 000 silników tłokowych i 35 000 silników turbinowych) pozwalają na budowę coraz doskonalszych

szych typów silników. Silniki turbinowe Rolls-Royce osiągają obecnie największe okresy międzynaaprawcze i są stosowane do napędu samolotów 24 wytwórni — samoloty te są eksploatowane w 60 krajach. Silniki wojskowe znalazły zastosowanie w 32 krajach. Szereg typów silników Rolls-Royce jest budowanych z licencji.

Kierownictwo wydziału silników lotniczych, zatrudniającego 35 000 ludzi, znajduje się w Derby. Większa część personelu jest zatrudniona w zakładach w rejonie Derby. Znajdują się tam poza tym główne działy projektowe i większa część ośrodków badawczych i doświadczalnych. Grupa zakładów Derby zajmuje się produkcją najnowszych typów silników wojskowych i cywilnych, a mianowicie „Tyne”, „Conway”, „Spey” i RB.162 oraz przeprowadza naprawy trzech pierwszych typów. Grupa zakładów w Szkocji, obejmująca wytwórnie w Hillington, East Kilbride, Blantyre i North Cardonald jest odpowiedzialna za seryjną produkcję silników „Avon”, „Dart” i „Gazelle” (silnik śmigłowiec), silników „Avon” do celów przemysłowych i silników tłokowych do napędu jednostek morskich „Sea Griffon” (odmiana silników lotniczych „Griffon”). Poza tym zakłady te produkują części zamienne do silników wytwarzanych przez obie grupy zakładów i do silników, które już wyszły z produkcji pozostając jeszcze w eksploatacji („Derwent”, „Merlin” i „Griffon”) oraz przeprowadzają naprawy produkowanych przez siebie silników. Prace projektowe i rozwojowe szkockiej grupy zakładów koncentrują się w Hamilton, a w Larkhall odbywają się naprawy obrabiarek. Wydział silników lotniczych posiada poza tym zakład w Barnoldswick, który zajmuje się wyłącznie budową silników prototypowych i przeprowadzaniem ich prób oraz zakłady w Mountsorrel i w Ilkeston, które produkują elementy blaszane. W Hucknall mieści się ośrodek badań w locie i badań aerodynamicznych. Firma Rolls-Royce zarządza z ramienia ministerstwa lotnictwa ośrodkiem raketowym w Spadadam, którego zadaniem jest rozwój i próby statyczne silników raketowych.

Licencyjna produkcja silników tłokowych do lekkich samolotów została zorganizowana w ramach wydziału samochodów w Crewe.

Produkcja silników lotniczych jest najważniejszym czynnikiem rozwoju firmy Rolls-Royce, jakkolwiek wachlarz jej produkcji jest bardzo szeroki, obejmując — poza silnikami lotniczymi — samochody, niskopiętne i wysokopiętne silniki przemysłowe, trakcyjne i okrętowe, turbinowe silniki przemysłowe (oparte o silnik odrzutowy „Avon”), lokomotywy przetokowe, przekładnie hydrokinetyczne i przekładnie automatyczne; w opracowaniu znajdują się napędy atomowe do łodzi podwodnych.

Prace badawcze i rozwojowe

W ośrodkach naukowo-badawczych, projektowych i rozwojowych wydziału silników lotniczych jest zatrudnionych 8500 pracowników, czyli prawie 25% ogólnej liczby pracowników wydziału. Pomieszczenia tych ośrodków zajmują powierzchnię 215 000 m², w porównaniu z powierzchnią produkcyjną wynoszącą 440 000 m².

Prace naukowo-badawcze są prowadzone w sposób ciągły i stanowią podstawę prac projektowych. Np. dzięki intensywnym pracom badawczym stało się mo-

żliwe znaczne skrócenie komór spalania do silników nośnych; również w oparciu o prace badawcze opatentowano ostatnio nową metodę zapłonu dopalaczy. Firma Rolls-Royce ma rozbudowane na ogromną skalę zakłady dla rozwoju wszystkich zespołów silnikowych, a także do przeprowadzania prac badawczych o charakterze podstawowym. Zakłady te dysponują stoiskami do badań sprężarek i turbin; do badania komór spalania służą stoiska do badań modelowych i do badań za pomocą analogii wodnej, jak również stoiska, na których można odtwarzać ciśnienia i temperatury panujące w komorze spalania zabudowanej na silniku. Dla każdego projektowanego silnika przeprowadza się próby wytrzymałościowe i mechaniczne w celu sprawdzenia wymaganej trwałości poszczególnych zespołów. Służy do tego m.in. stoisko do badania wirników na nadobrotły. Wszystkie te badania przeprowadza się, zanim silnik zostanie poddany próbom stoiskowym, a następnie próbom w hamowni wysokościowej i w końcu próbom w locie. Warto wspomnieć, że ostatnio zostały zaostrzone warunki dopuszczenia silnika do prób w locie — wymagane jest przeprowadzenie przed tym 150-godzinnej próby trwałości na stoisku.

O skali, na jaką firma rozbudowała zaplecze badawcze do produkcji silników lotniczych, świadczy najlepiej fakt, że w Derby znajduje się około 30 hamowni do prób turbinowych silników śmigłowych, odrzutowych i silników nośnych, trzy hangary do prób, a poza tym hamownie rozwojowe oraz hamownia wysokościowa z dwoma stoiskami, wybudowana kosztem 6 milionów funtów szterlingów. Hamownia wysokościowa umożliwia badania turbinowych silników śmigłowych i odrzutowych w warunkach odpowiadających wysokości lotu od 0 do 21 500 m i prędkościom do $Ma=2,5$. Hamownia ta zajmuje powierzchnię 11 akrów. Na jej terenie znajduje się również stoisko do badań sprężarek. Oprócz hamowni w Derby firma dysponuje 25 hamowniami w Glasgow.

Jak już wspomniano, w Hucknall mieści się ośrodek badań w locie. Powstał on w 1936 roku jako pierwszy w świecie tego rodzaju ośrodek przy wytwórni silników. Poza próbami silników w locie ośrodek jest odpowiedzialny za próby trwałości kompletnych zespołów napędowych, łącznie z osprzętem i gondolami. Służą do tego celu tunele aerodynamiczne i jeden tunel ogniowy do prób instalacji przeciwpożarowych. Ośrodek jest wyposażony w urządzenia umożliwiające dokonywanie przeróbek samolotów na latające hamownie. W Hucknall skoncentrowane są poza tym prace projektowe i badawcze dotyczące wlotów naddźwiękowych, dysz wylotowych i tłumików hałasu. Badania przeprowadza się w tunelach aerodynamicznych — na modelach i na zespołach naturalnej wielkości. Również gondole silnikowe szeregu silników Rolls-Royce („Conway”, „Spey” i RB.108 — ten ostatni do samolotu pionowego startu VJ 101-C) są projektowane i badane w Hucknall przy ścisłej współpracy z wytwórniami płatowców. Przyczynia się to w dużym stopniu do zmniejszenia oporów aerodynamicznych zabudowy silników, a tym samym do zwiększenia ekonomii samolotów.

Prace badawcze i projektowe wydziału silników lotniczych nie ograniczają się do samych silników. Wydział rozporządza bowiem również działem konstrukcyjnym układów paliwowych i laboratorium do przeprowadzania ich prób, m.in. w warunkach wyso-

kościowych. Dział ten współpracuje ściśle z wytwórcami, którym powierza się projektowanie i budowę układu paliwowego do nowego typu silnika (są to wytwórnie Lucas i Dowty). Istnieje poza tym dział konstrukcji łożysk tocznych, który projektuje łożyska do poszczególnych typów silników. Łożyska te oddaje się następnie do produkcji wytwórniom specjalistycznym.

Poważne środki przeznaczają się na rozwój i badania materiałów. Prace w tej dziedzinie skupiają się w laboratorium materiałowym utworzonym pięćdziesiąt lat temu. Obejmują one badania z zakresu metalurgii, procesów technologicznych, analiz chemicznych i prób mechanicznych. Prace badawcze umożliwiły wyprodukowanie szeregu nowych stopów (np. stopów typu RR), które w dużym stopniu przyczyniły się do szybkiego postępu w dziedzinie silników lotniczych. Prowadzone są dalsze badania, w celu znalezienia materiałów mogących sprostać stale wzrastającym wymaganiom. Laboratorium jest wyposażone w urządzenia do prób zmęczeniowych w wysokich temperaturach, do badań materiałów na zmęczenie cieplne i w maszyny do dokładnych pomiarów pełzania. Doprowadzono do dużej doskonałości metodą badań fotoelastycznych, przeprowadzanych na modelach dwu- i trójwymiarowych. Laboratorium zajmuje się poza tym rozwojem materiałów gumowych do zastosowań specjalnych, wzmocnionych tworzyw sztucznych, klejów do metali oraz pokryć antykorozyjnych i ochronnych. Do zakresu prac laboratorium należą również badania olejów i paliw, eliminujące kosztowne badania na silnikach. Wyniki wielu lat pracy laboratorium materiałowego wywarły duży wpływ na rozwój nie tylko przemysłu lotniczego, lecz również innych gałęzi przemysłu.

Do zaplecza badawczego i rozwojowego należą także zakłady w Barnoldswick produkujące silniki prototypowe i silniki serii informacyjnych oraz wyposażenie stoisk badawczych. W razie potrzeby zakłady te wspierają również produkcję seryjną. W tym celu stosuje się w nich w miarę możliwości urządzenia nadające się do produkcji seryjnej i rozwija procesy technologiczne. Zakłady zatrudniają 4800 ludzi i zajmują powierzchnię 82 000 m².

Jak już wspomniano, firma Rolls-Royce zarządza z ramienia ministerstwa lotnictwa zakładem rakietowym w Spadeadam, którego zadaniem jest rozwój i próby statyczne silników rakietowych. Zakład zajmuje powierzchnię około 11 000 akrów i obejmuje pięć głównych działów, z których trzy są przeznaczone do prób statycznych kompletnych rakiet, kompletnych silników rakietowych i części silników rakietowych. Obecnie rozwijany tam jest zespół napędowy RZ.12 o ciągu 62 000 kG, przeznaczony do rakiety „Blue Streak”, stanowiącej pierwszy stopień rakiety nośnej ELDO. Zakład przeprowadza poza tym analizę przyszłych wymagań w dziedzinie napędów rakietowych.

W pracach naukowo-badawczych i rozwojowych niepoślednią rolę odgrywają studia związane z przyszłościowym rozwojem silników. Zajmuje się tym dział badań przyszłościowych. Jego wcześniejsze prace doprowadziły do powstania silnika „Avon” oraz silników dwuprzepływowych „Conway” i „Spey”. Badania nad silnikami nośnymi przyczyniły się do zastosowania silników RB.162 na wielu samolotach pionowego startu. Obecnie dział badań przyszłościowych zajmuje się dwoma zasadniczymi zagadnieniami, a mianowicie

silnikami do samolotów o prędkościach powyżej $Ma=4,5$ i metalami wzmocnionymi włóknem jako materiałami silnikowymi. Pierwsze zagadnienie obejmuje silniki turbinowo-strumieniowe i turbinowo-rakietowe przeznaczone do prędkości lotu od $Ma=4,5$ do $Ma=7$ oraz zastosowanie zasady powierzchniowego spalania do samolotów o prędkości $Ma=15$. Silnik turbinowo-strumieniowy jest w swej istocie silnikiem turbiny, jedno- lub dwuprzepływowym, z dopalaczem, przy czym przy małych prędkościach lotu silnik pracuje jako zwykły turbinowy silnik odrzutowy, natomiast przy dużych prędkościach przepływ powietrza przez silnik zasadniczy (sprężarka, komora spalania, turbina) zostaje zmniejszony, np. przez odpowiednie ustawienie łopatek wlotowych sprężarki, a główny strumień powietrza jest kierowany przez dodatkowy kanał bezpośrednio do dopalacza, który spełnia wówczas rolę silnika strumieniowego. W silniku turbinowo-rakietowym turbina napędzająca sprężarkę jest zasilana gazami wytwarzanymi w silniku rakietowym, a główny czynnik roboczy silnika przepływa z komory spalania bezpośrednio do dyszy wylotowej, dzięki czemu możliwe jest stosowanie wyższych temperatur na wylocie z komory spalania. Zasada spalania powierzchniowego polega na wytwarzaniu ciągu — przy hipersonicznych prędkościach lotu — przez spalanie paliwa na zewnętrznych powierzchniach kadłuba samolotu; przy mniejszych prędkościach lotu samolot jest napędzany turbinowymi silnikami odrzutowymi. Dział badań przyszłościowych opracował również projekty turbinowych silników śmigłowych o małej mocy. Jednak na razie silnik taki firma Rolls-Royce uważa za nieaktualny ze względu na duże — w porównaniu z silnikami tłokowymi o małej mocy — jednostkowe zużycie paliwa i koszty produkcji.

Silniki turbinowe Rolls-Royce — seryjne i prototypowe

Z produkowanych obecnie silników Rolls-Royce największą popularność zdobył turbinowy silnik śmigłowy „Dart”. Konstrukcyjnie nawiązuje on do pierwszych turbinowych silników odrzutowych firmy Rolls-Royce — „Welland”, „Derwent” i „Nene”: ma odśrodkową sprężarkę (dwustopniową o sprężu 5,5÷6,35) i indywidualne, dzbanowe komory spalania. W czasie trzynastu lat rozwoju moc silników „Dart” została podwojona — pierwsze wersje miały moc 1400 eKM, ostatnie osiągają moc 3050 eKM — z wtryskiem wody 3245 eKM — a jednostkowe zużycie paliwa zmniejszone o 16%, podczas gdy ich ciężar wzrósł tylko o 1/3. Silniki „Dart” były pierwszymi turbinowymi silnikami śmigłowymi zastosowanymi do napędu samolotów pasażerskich; były to samoloty „Viscount”, które weszły do eksploatacji w 1953 roku. Obecnie silniki „Dart” napędzają osiem typów samolotów cywilnych: Vickers „Viscount”, Fokker i Fairchild F-27 „Friendship”, Grumman „Gulfstream”, Hawker Siddeley „Argosy”, Handley Page „Herald”, Hawker Siddeley 748, NAMC YS11 (japoński) i Convair 600, na których przepracowały ogółem ponad 33 milionów godzin. Silniki te są zabudowane w liczbie ponad 3600 na z górą 1000 samolotów należących do 60 krajów. Silniki „Dart” zostały poza tym zastosowane na angielskim wojskowym samolocie Hawker Siddeley „Andover” i na francuskim samolocie do zwalczania łodzi podwodnych Breguet „Alizé” oraz zostały wybrane do napędu włoskiego samolotu transportowego pionowego

startu Fiat G.222 „Cervino”. Produkcja silników jest w pełnym toku (są one budowane z licencji również przez Indię), a ich okres międzyprzewodczy osiągnął 6000 godzin.

Drugim z kolei silnikiem produkowanym przez firmę Rolls-Royce, który znalazł rozległe zastosowanie w lotnictwie światowym, jest turbinowy silnik odrzutowy z osiową sprężarką „Avon”. Do napędu samolotów wojskowych został on zastosowany w roku 1951, a samolotów pasażerskich — w roku 1958. Wojskowe wersje silników „Avon” są najbardziej rozpowszechnionym napędem samolotów RAF i Royal Navy oraz pozostają w służbie sił powietrznych Australii, Belgii, Danii, Ekwadoru, Holandii, Indii, Iraku, Iranu, Rodezji, Szwecji, Szwajcarii, Wenezueli, Płd. Afryki i Kuwejtu. Stanowią one napęd samolotów English Electric „Canberra” i „Lightning”, Hawker „Hunter”, Supermarine „Scimitar”, Vickers „Valiant”, De Havilland „Comet” 2, „Comet” 4 i „Sea Vixen”, Commonwealth „Sabre”, Saab „Draken” i „Lansen” oraz budowanych dla Australii samolotów Marcel Dassault „Mirage” III. Wyposażony w cywilną wersję silników „Avon” samolot „Comet” 4 był pierwszym odrzutowym samolotem pasażerskim odbywającym rejsy przez Atlantyk. Silniki „Avon” zostały również zastosowane do napędu samolotów Sud Aviation „Caravelle”, które były pierwszymi pasażerskimi samolotami odrzutowymi eksploatowanymi na krótkich trasach, co umożliwiło firmie Rolls-Royce uzyskać bogate doświadczenie w nietypowych zagadnieniach związanych z odrzutowym napędem samolotów eksploatowanych w tego rodzaju warunkach. W czasie rozwoju silników „Avon” ich ciąg wzrósł dwukrotnie, osiągając w ostatnich wersjach wojskowych 6000 kG, a z dopalaniem 7270 kG. Przed niestateczną pracą sprężarkę silnika zabezpieczają przestawialne łopatki wlotowe i zawory upustowe. Najnowsza cywilna wersja silnika — „Avon” RA.29/6 — ma 17-stopniową sprężarkę o sprężu 10 : 1 i trzystopniową turbinę z chłodzonymi łopatkami wirnika pierwszego stopnia (chłodzone łopatki turbinowe mają również nowsze wersje wojskowe). Silniki „Avon” przepracowały na samolotach wojskowych ponad 5 milionów godzin, a na samolotach cywilnych ponad 6 milionów godzin. Okres międzyprzewodczy wersji cywilnych osiąga 4000 godzin.

Wyjątkowe miejsce wśród wszystkich turbinowych silników śmigłowych zajmuje silnik „Tyne”. Jest to jedyny silnik śmigłowy z dwuzespołową sprężarką, która pozwoliła na osiągnięcie sprężu 13,6 : 1 i która wykazuje dużą sprawność w szerokim zakresie warunków pracy. Silnik charakteryzuje się poza tym wysoką temperaturą przed turbiną, którą można było zastosować dzięki chłodzonym łopatom turbinowym. Zastosowanie sprężarki dwuzespołowej i wysoka temperatura przed turbiną powodują, że silnik „Tyne” jest najekonomiczniejszym turbinowym silnikiem śmigłowym świata — jego jednostkowe zużycie paliwa w warunkach przelotowych wynosi 0,177 kG/eKMh, jest więc niższe od jednostkowego zużycia paliwa najlepszych lotniczych silników tłokowych, zbliżając się do jednostkowego zużycia paliwa silników wysokoprężnych. Silnik jest produkowany w wersjach o mocy od 4850 eKM do 5936 eKM, przy czym przewiduje się jej zwiększenie do 10 140 eKM. Eksploatacja silników „Tyne” rozpoczęła się na samolocie pasażerskim o średnim zasięgu Vickers „Vanguard” (rok 1960) i na samolocie towarowym Canadair CL-44.

Na samolotach tych silniki „Tyne” przepracowały 2,5 miliona godzin. Obecnie napędzają one również szereg typów samolotów wojskowych: morski samolot rozpoznawczy Breguet „Atlantic”, samolot transportowy „Transall” C-160, wojskowe wersje samolotu CL-44 i samolot transportowy Short „Belfast”. Firma Rolls-Royce zawarła porozumienie z firmami Hispano-Suiza (Francja), Fabrique Nationale (Belgia) i M.A.N. Turbomotoren (Niemcy) w celu wspólnej budowy silników „Tyne” do samolotów „Atlantic” i „Transall”. Okres międzyprzewodczy silników dochodzi do 4000 godzin.

Przed kilku laty firma Rolls-Royce przejęła produkcję silników śmigłowych Napier „Gazelle” z oddzielną turbiną napędową. Jest to pierwszy angielski silnik do napędu śmigłowców. Zastosowano go na śmigłowcach Westland „Wessex”, należących do Royal Navy i Australian Navy, oraz Bristol „Belvedere”, stosowanych przez Royal Air Force. Na śmigłowcach tych silniki „Gazelle” przepracowały do roku 1965 ponad 100 000 godzin. Silniki znajdują się w ciągłym rozwoju i mają być stosowane również do napędu poduszekowców.

Firma Rolls-Royce stała się pionierem w dziedzinie silników dwuprzepływowych, wprowadzając silniki „Conway” do napędu samolotów pasażerskich o dużym zasięgu i strategicznych samolotów bombowych. Ten rodzaj napędu stał się wzorem dla innych producentów silników lotniczych. Dzięki swoim zaletom silniki dwuprzepływowe znajdują obecnie zastosowanie również do napędu pod- i naddźwiękowych samolotów taktycznych i samolotów pasażerskich o małym i średnim zasięgu. Istnieją podstawy do przypuszczeń, że silniki dwuprzepływowe z dopalaczem będą wykazywać zadowalające osiągi przy prędkościach dochodzących do $Ma = 4,5$. Mniejsze jednostkowe zużycie paliwa tych silników zapewnią większy zasięg samolotu lecącego z przydźwiękową prędkością na małej wysokości, a możliwość znacznego zwiększenia ciągu za pomocą dopalania i dodatkowego spalania w zewnętrznym strumieniu pozwala na osiąganie dużych prędkości naddźwiękowych na większych wysokościach lotu.

Silniki „Conway” 11 o ciągu 8200 kG stanowią napęd strategicznego bombowca Handley Page „Victor” B.Mk.2, który ostatnio został przystosowany do atakowania z małych wysokości. Silniki „Conway” 12 napędzają samoloty pasażerskie Boeing 707-420 i Douglas DC-8/40 należące do dziewięciu towarzystw lotniczych; na samolotach tych przepracowały one do roku 1965 3 750 000 godzin. Nowsze wersje silników „Conway” — „Conway” 42 i 43 o ciągu odpowiednio 9200 kG i 10 000 kG — zostały zabudowane na samolotach Vickers VC.10 i Super VC.10 stanowiących drugą generację pasażerskich samolotów odrzutowych. Silniki „Conway” 42 napędzają poza tym wojskową odmianę samolotu VC.10. Silniki „Conway” 12 osiągają obecnie rekordowy okres międzyprzewodczy wynoszący 7000 godzin z częściowym przeglądem międzyprzewodczym i 4500 godzin bez przeglądu.

Najnowszym z produkowanych seryjnie silników dwuprzepływowych jest silnik „Spey”, który od początku był projektowany jako napęd samolotów pasażerskich o małym i średnim zasięgu. Znalazło to odzwierciedlenie w zastosowaniu umiarkowanych obciążeń stopni sprężarki (stosunkowo nieduże prędkości obwodowe końców łopatek), dużych luzów osio-

wych między łopatkami, chłodzonych łopatek turbiny wysokiego ciśnienia i podatnych łożysk turbiny. Zwrócono baczna uwagę na zapewnienie łatwego dostępu do wszystkich części silnika (zastosowano między innymi dzieloną poziomo osłonę komory spalania) i umożliwiono oddzielny demontaż poszczególnych zespołów osprzętu; w układzie olejowym zainstalowano korki magnetyczne, dzięki czemu nie jest konieczna wymiana oleju między naprawami. Wszystko to zapewnia większą trwałość i niezawodność silnika, który w zastosowaniu do napędu samolotów pasażerskich latających na krótkich i średnich trasach pracuje w cięższych warunkach niż silniki napędzające samoloty o dużym zasięgu (częstsze starty, większa ilość godzin pracy przy wysokich temperaturach przed turbiną). Poza tym prostsza i łatwiejsza obsługa przyczynia się do skrócenia czasu przygotowania samolotu do startu, co w przypadku samolotów przeznaczonych na krótkie i średnie trasy jest rzeczą bardzo istotną. Warto zaznaczyć, że projektowanie silnika „Spey” rozpoczęto w lipcu 1959 roku, w grudniu 1960 roku przeprowadzono pierwszą próbę stoiskową, a w październiku 1961 roku — pierwszą próbę w locie; w kwietniu 1964 roku silnik został wprowadzony do eksploatacji. Ciąg różnych odmian silnika „Spey” wynosi od 4468 kG do 5200 kG, a spręż dwuzespołowej sprężarki dochodzi do 20 : 1 (największy spręż osiągnięty w produkowanych obecnie silnikach). Silniki „Spey” napędzają samoloty pasażerskie Hawker Siddeley „Trident” i BAC „One-Eleven” oraz samolot służbowy Grumman „Gulfstream” II. Silnik pochodny — „Spey Junior” o ciągu 4000 kG — został wybrany do napędu samolotu Fokker F.28 „Fellowship”. Wersję wojskową silnika „Spey” zastosowano do samolotu szturmowego marynarki Hawker Siddeley „Buccaneer” S.2; silnik został przy tym odpowiednio zmodyfikowany w celu umożliwienia zasilania sprężonym powietrzem ze sprężarki niskiego ciśnienia systemu sterowania warstwą przyścienną samolotu. Silniki „Spey” mają również napędzać samoloty rozpoznawcze marynarki Hawker Siddeley 801 (wersja samolotu „Comet”), a ich odmiana z dopalaczem — zakupione przez Anglię samoloty myśliwskie McDonnell F.4 „Phantom” o prędkości przekraczającej $Ma = 2$; dopalacz zwiększa ciąg silnika o 70%.

Ostatnio firma Rolls-Royce wspólnie z francuską wytwórnią Turbomeca rozwija rodzinę silników dwuprzepływowych RB.172/T.260 do napędu samolotów wojskowych (silnik RB.172/T.260 z dopalaczem będzie zastosowany na naddźwiękowym samolocie treningowo-szturmowym Breguet Br.121 „Jaguar”) i małych samolotów pasażerskich. W opracowaniu jest poza tym dwuprzepływowy trzywałowy silnik RB.178 o ciągu około 20 000 kG i stosunku wydatków 6 : 1 przeznaczony do napędu „autobusów powietrznych”.

Firma Rolls-Royce pierwsza zapoczątkowała prace nad odrzutowymi silnikami nośnymi do samolotów pionowego startu. Wstępne studia w tej dziedzinie przeprowadzono w 1941 roku. Przez z górą 13 lat opracowywano ultralekkie silniki nośne i badano zagadnienia bezpośrednio związane z samolotami pionowego startu. W roku 1952 przebadano na latającej platformie „Flying Bedstead”, napędzanej dwoma pionowo zabudowanymi silnikami „Nene”, możliwości zastosowania dysz sterujących do zapewnienia stateczności i sterowności samolotów VTOL. Serię silników nośnych zapoczątkował silnik „Soar”, po którym

zbudowano silniki RB.108, RB.145 i RB.162. Ostatni z nich — o ciągu 2000 kG — wykazuje rekordowy stosunek ciągu do ciężaru wynoszący 16 : 1 (stosunek ten dla silnika RB.108 wynosi 8 : 1) i obecnie jest rozwijany wspólnie przez Anglię, Francję i Niemcy. Silniki nośne Rolls-Royce wybrano do napędu samolotów Short SC.1, Marcel Dessault „Balzac” i „Mirage” III V, VJ101C i VJ101D, Dornier Do.31, VAK 191B i Fiat G.222. Niektóre z tych samolotów (VJ101D i VAK 191B) są wyposażone poza silnikami nośnymi w silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce RB.153 i RB.193 z odchylanym strumieniem wylotowym, pozwalającym na zwiększenie ogólnej siły nośnej w czasie pionowego startu.

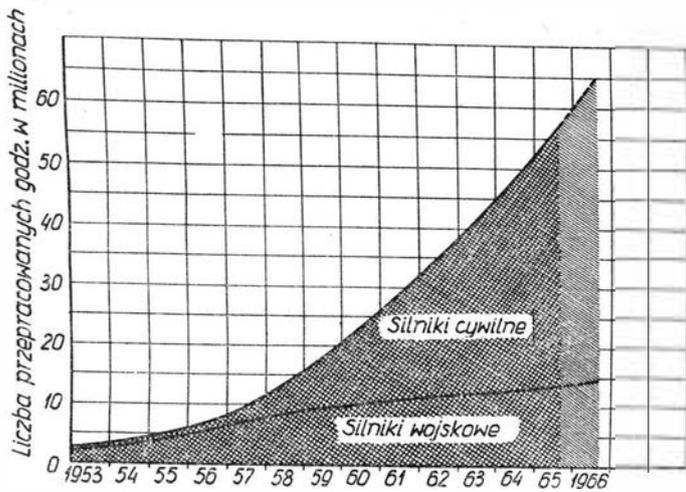
Wachlarz lotniczej produkcji firmy został znacznie wzbogacony przez zakupienie licencji firmy Continental na silniki tłokowe „boksery” w zakresie mocy od 95 KM do 145 KM. W miarę potrzeb zakres ten będzie rozszerzany.

Należy jeszcze wspomnieć, że firma Rolls-Royce ma spośród wszystkich firm europejskich największe doświadczenie w dziedzinie dopalania, datujące się jeszcze od roku 1948 (dopalacz „Derwenta”). Od tego czasu poświęcono około 20 000 godzin na próby stoiskowe dopalaczy używając do tego celu dziewięciu różnych typów silników. Zbudowano sześć typów dysz wylotowych, z których nowsze mają pełnozakresową zmianę przekroju wylotowego. Do roku 1965 wyprodukowano ponad 1100 dopalaczy, które łącznie przepracowały ponad 300 000 godzin. Obecnie użytkowane dopalacze Rolls-Royce mają największe okresy międzynaprawcze we wszystkich wojskowych zastosowaniach. Zbudowany ostatnio dopalacz do silników dwuprzepływowych ma ciągłą zmianę wartości przyrostu ciągu w zakresie od 7% do 70% w warunkach stoiskowych. Przy prędkości $Ma = 2,2$ na większych wysokościach lotu maksymalny przyrost ciągu przekracza 400%. Oczywiście, taki przyrost ciągu jest możliwy tylko w dopalaczach silników dwuprzepływowych.

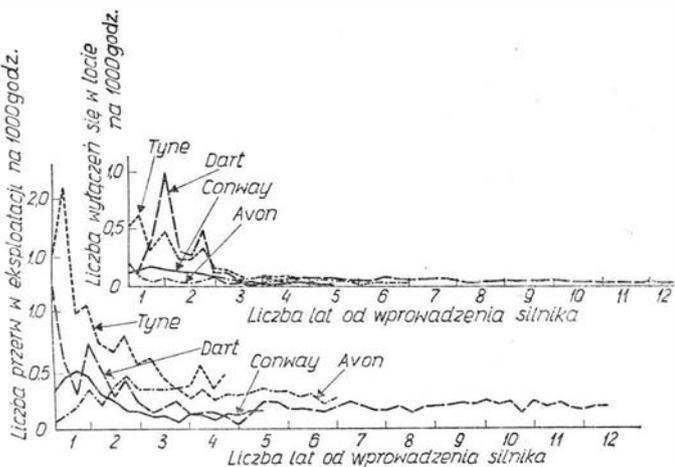
Zwiększanie niezawodności pracy silników i ich okresów międzynaprawczych

Jak widać z rysunku 1, od roku 1957 rozpoczął się bardzo szybki wzrost ilości godzin przepracowanych przez turbinowe silniki Rolls-Royce na samolotach cywilnych. Obecnie 70% ogólnej ilości godzin przepracowanych przez silniki Rolls-Royce przypada na silniki cywilne, jakkolwiek silniki wojskowe są eksploatowane o dziesięć lat dłużej (wynika to stąd, że stopień wykorzystania samolotów pasażerskich jest znacznie większy niż samolotów wojskowych). Doświadczenia z eksploatacji silników wojskowych nie są przydatne przy budowie nowoczesnego, ekonomicznego silnika cywilnego, dostarczają tylko danych na temat pracy silników w skrajnych warunkach obciążenia i lotu.

Pierwszym warunkiem ekonomii silnika jest wysoki stopień niezawodności pracy, zmniejszający ilość wypadków i koszty napraw. Firma Rolls-Royce poświęca wiele wysiłków w celu zmniejszenia do minimum ilości wyłączeń silników w locie i nieprzewidzianych przerw w eksploatacji. Wyniki tych dążeń widać na rysunku 2, który przedstawia liczbę wyłączeń silników w locie i liczbę przerw w eksploatacji na 1000 godzin pracy w zależności od czasu, który upłynął od chwili wprowadzenia do eksploatacji poszczegól-



1. Wzrost ilości przepracowanych godzin przez silniki Rolls-Royce

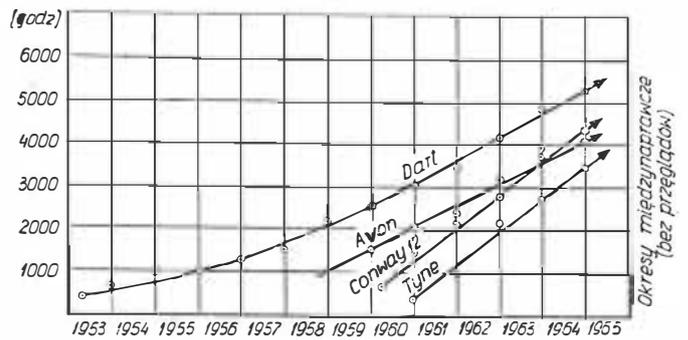


2. Wzrost niezawodności pracy silników Rolls-Royce

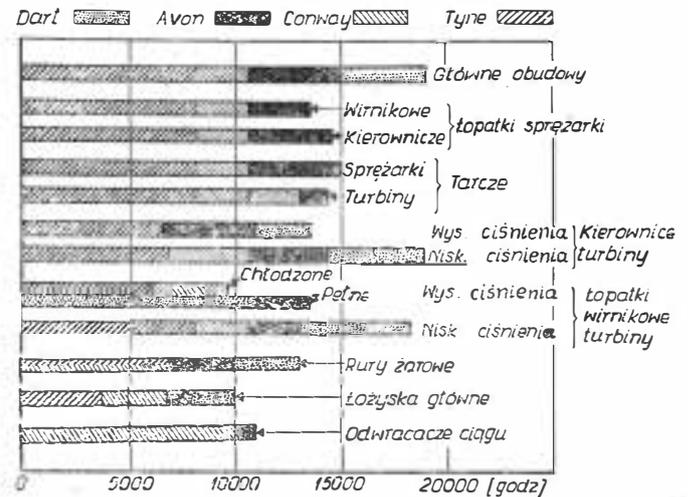
nych typów silników Rolls-Royce. Np. silnik „Conway” 12 wykazał w ciągu ubiegłych dwóch lat tylko jedno wyłączenie w locie na 50 000 wylatanych godzin, odpowiadających przelotowi na trasie 50 milionów km.

Ekonomia silników lotniczych zależy również od okresu międzynaaprawczego. Im większy okres międzynaaprawczy (skrót angielski — TBO), tym mniejsze koszty części zamiennych i napraw oraz większy stopień wykorzystania silników. Firma Rolls-Royce przoduje w dziedzinie zwiększania okresów międzynaaprawczych. Początkowy okres międzynaaprawczy silników „Dart” wynosił 400 godzin, obecnie linie lotnicze Continental Airlines przeprowadzają naprawy główne tych silników co 6000 godzin. Jednak najszybszy wzrost TBO wykazują silniki „Conway” 12 i „Tyne” — rysunek 3. Niektórzy użytkownicy przeprowadzają na miejscu częściowe przeglądy silników „Conway” w połowie ich TBO, zwiększając w ten sposób okres międzynaaprawczy do 7000 godzin.

Trzecim czynnikiem wpływającym na ekonomię silników jest trwałość ich poszczególnych części. Zaprojektowanie części silnikowej o dużej trwałości wymaga wielu lat doświadczeń, czerpanych z eksploatacji danego typu silnika. Pod tym względem Rolls-Royce korzysta z dwunastu lat rozwoju silników „Dart” i 33 milionów przepracowanych przez nie godzin. Niektóre części tych silników przepracowały 19 000 godzin — rysunek 4 — i nadają się jeszcze do dalszej pracy.



3. Wzrost okresów międzynaaprawczych silników Rolls-Royce



4. Trwałość poszczególnych części silników Rolls-Royce

Wyniki firmy Rolls-Royce w dziedzinie zwiększania niezawodności pracy silników, ich TBO i trwałości poszczególnych części przypisać należy — poza właściwą konstrukcją silników, stosowaniem odpowiednich materiałów i nowoczesnymi metodami wykonawczymi (np. wirniki silników wyważa się przy przelotowych, a nawet maksymalnych prędkościach obrotowych) — systematycznym pracom prowadzonym w dziale rozwojowym, głównie w oparciu o dane eksploatacyjne. Dział rozwojowy przejmuje opiekę nad każdym typem silnika, który został oddany do eksploatacji. Przeprowadza on systematyczne próby trwałości (150-godzinne), przy czym stosuje się zabudowę odpowiadającą ściśle zabudowie na płatowcu, oraz próby specjalne (próby na oblodzenie, próby z ptakiem i kostkami lodu); ważnym czynnikiem jest poza tym analiza kart weryfikacyjnych z warsztatów naprawczych. Dużą rolę odgrywa również dział obsługi, który zatrudnia 250 inżynierów i mechaników przebywających w 35 krajach — zadaniem ich jest bacznie na właściwą eksploatację, obsługę i naprawy silników użytkowanych przez linie lotnicze i siły powietrzne. Działowi obsługi podlega 46 warsztatów naprawczych.

Na uwagę zasługuje organizacja szkolenia firmy skoncentrowana w założonej w roku 1938 szkole silników lotniczych. Szkoła ta prowadzi kursy z dziedziny planowania, zaopatrzenia, obsługi i napraw. Specjalne kursy są organizowane dla personelu kierowniczego, pragnącego poznać szersze zagadnienia dotyczące nowych silników. Przeprowadza się również praktyczne szkolenie w warsztatach naprawczych. Łącznie przeszkolono 50 000 osób z 78 krajów.

Obróbka stopów tytanu

Wybitnie atrakcyjne własności stopów tytanu spowodowały na przestrzeni ostatnich lat gwałtowny wzrost ich zastosowań, szczególnie w lotnictwie, budowie raket, pojazdów kosmicznych itp. Pomimo krótkiego, bo zaledwie dziesięcioletniego okresu przemysłowych zastosowań stały się one podstawowym materiałem konstrukcyjnym, zwłaszcza w lotnictwie naddźwiękowym. Według powszechnej opinii płatowiec naddźwiękowy zbudowany jest w 70—90% ze stopów tytanu. Warto zatem poznać własności i charakterystyki technologiczne tej grupy materiałów, ażeby móc w pełni wykorzystać ich walory konstrukcyjne, a jednocześnie wytwarzać z nich elementy maszyn i urządzeń w optymalnych warunkach i procesach najbardziej ekonomicznych. Celem artykułu jest bliższe określenie charakterystyk technologicznych stopów tytanu i ich specyfiki oraz ogólne zapoznanie z procesami technologicznymi i parametrami obróbczymi.

Przed omówieniem cech technologicznych i procesów obróbczych stopów tytanu należy podać krótką charakterystykę własności fizycznych i konstrukcyjnych samego tytanu. Tytan techniczny ma: ciężar właściwy $4,5 \text{ G/cm}^3$, temperaturę topnienia $1724 \text{ }^\circ\text{C}$, średni współczynnik rozszerzalności liniowej $9,0 \cdot 10^{-6}$, przewodnictwo cieplne w temperaturze $20 \text{ }^\circ\text{C}$ $0,036 \text{ kcal/cm sek }^\circ\text{C}$, opór właściwy $0,61 \text{ } \Omega \text{ mm}^2/\text{m}$, moduł sprężystości $E = 10\,545 \text{ kG/mm}^2$. Własności mechaniczne technicznego tytanu w formie blach wyżarzanych przedstawiają się następująco: $R_m = 61 \text{ kG/mm}^2$, $R_e = 46 \text{ kG/mm}^2$, wydłużenie 22% .

Stopy tytanu zawierają procentowo niewielkie ilości dodatków pierwiastków stopowych. Jako składniki stopowe używa się: aluminium, chrom, mangan, żelazo, molibden, wanad, cynę i kilka innych. W przeciwieństwie do stopów żelaza stopy tytanu zawierają najczęściej od 1—3 pierwiastków o sumarycznej zawartości do 10% . Jednakże już te niewielkie ilości dodatków stopowych wyraźnie podnoszą własności mechaniczne, tak że w stanie przesyconym i starzonym można osiągnąć nawet $R_m = 133 \text{ kG/mm}^2$, a $R_e = 119,5 \text{ kG/mm}^2$. Uwzględniając stosunkowo niski ciężar właściwy tych stopów trzeba stwierdzić, że dysponują one bardzo korzystną wytrzymałością właści-

wą*) — znacznie lepszą od wysokowytrzymałych stali.

Dla stopów tytanu dochodzi ona do $3,6 \cdot 10^6 \text{ cm}$ i to jest jedna ze szczególnie atrakcyjnych cech tego materiału. Jeśli do tego dodać bardzo wysoką odporność na korozję, odporność na temperaturę nawet do $500 \text{ }^\circ\text{C}$ (spadek własności mechanicznych w temperaturze rzędu $500 \text{ }^\circ\text{C}$ wynosi około $30\text{—}50\%$ w stosunku do tych własności w temperaturze pokojowej) i wysoką sztywność tych stopów, to łatwo zrozumieć znaczenie tych materiałów dla lotnictwa, zwłaszcza naddźwiękowego. Jak już wspomniano, płatowce naddźwiękowe zbudowane są w $70\text{—}90\%$ ze stopów tytanu. Trzeba jeszcze wyjaśnić, że z ilości tej 60% stanowią blachy i płyty, $25\text{—}30\%$ profile wyciskane i $10\text{—}15\%$ to odkuwki. Już z tych danych wyraźnie widać, że opanowanie procesów technologicznych przeróbki stopów tytanu stanowi podstawowy problem nowoczesnego przemysłu lotniczego.

Badania procesów technologicznych, zwłaszcza w firmach lotniczych, obejmowały trzy główne grupy: a) przeróbkę plastyczną, b) obróbkę mechaniczną i c) sposoby łączenia. Generalnym założeniem do tych badań technologicznych było wykorzystanie istniejącego wyposażenia produkcyjnego i pomiarowego oraz normalnych źródeł nabywania materiału wyjściowego, jako warunków niezbędnych do prowadzenia doświadczeń. Warunki te przyjęto w celu wyeliminowania etapu przystosowania danych labo-

ratoryjnych do warunków produkcyjnych.

Kształtowanie

Dużo uwagi poświęcono procesom kształtowania, stanowiącym podstawowe sposoby wytwarzania elementów płatowcowych.

Badania obejmowały trzy zasadnicze sposoby kształtowania:

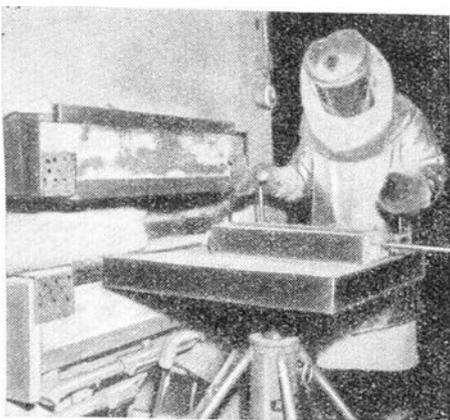
- 1 — kształtowanie na zimno,
- 2 — kształtowanie w temperaturach podwyższonych,
- 3 — kształtowanie na gorąco.

Szczególne uwagę zwracano na następujące czynniki: wydajność procesu, koszt ogólny, trwałość narzędzi i środków, oczywiście zawsze przy założeniu poprawności technicznej wyników badanych procesów.

Istnieje wiele przeciwwskazań stosowania kształtowania na zimno, a podstawowe z nich to duża sztywność materiału, podatność na zgnioty i utwardzenia oraz związane z tym pęknięcia, nieregularny odskok sprężysty — przy formowaniu z blach itp. Dlatego też procesy tej grupy stosowane są tylko w określonych i ściśle przebadanych przypadkach.

Obiecująco przedstawiają się procesy kształtowania w temperaturach podwyższonych od 400° do 600°C , gdyż dają kilka wyraźnych korzyści: mniejsze koszty nagrzewania, mniej kosztowne wyposażenie oraz znaczne uproszczenie w operowaniu obrabianym przedmiotem. Dotychczas

*) Jako wytrzymałość właściwą określa się stosunek wytrzymałości doraźnej $R_m \cdot [\text{kG/mm}^2]$ do ciężaru właściwego $[\text{G/cm}^3]$ i wyraża w $[\text{cm}]$.



1. Załadunek tytanowego półfabrykatu do matrycy wysuniętych z komory grzewczej. Termopary dokładnie określają temperaturę matrycy i przedmiotu

nie ustalono jednak optymalnych źródeł nagrzewania oraz stopnia przekucia w tym procesie. Dobre wyniki osiągnięto stosując do podgrzewania przenośny zespół lamp kwarcowych. W ciągu krótkiego czasu nagrzewały one kęs materiału, umieszczony w matrycy, do 750—800 °C. Jednakże, jak wykazały dalsze badania, ten sposób formowania nadaje się przede wszystkim do wstępnego kształtowania. Ostateczne nadawanie kształtów powinno odbywać się w procesie formowania na gorąco. Przy badaniach tego procesu stosowano prasę Sheridan-Gray z podgrzewaniem elektrycznym. Jest ona wyposażona w suwaki wielokrotnego działania poruszające się zarówno w płaszczyźnie poziomej jak i pionowej, co umożliwia przeprowadzenie najbardziej złożonych operacji kształtowania. Równocześnie mierniki temperatur pozwalają ocenić i utrzymać prawidłowe temperatury matrycy i przedmiotu. Na rys. 1 pokazano załadunek przedmiotu do matrycy po ich wyjściu z komory grzewczej.

Obróbka mechaniczna

Na procesy obróbki mechanicznej stopów tytanu olbrzymi wpływ wywierają ich własności fizyko-mechaniczne, a zwłaszcza duża podatność na lokalne utwardzenia i zgnioty oraz silna tendencja do zgrzewania się z innymi metalami, zwłaszcza po usunięciu warstwy tlenków i w warunkach wysokiej temperatury, co ma miejsce w procesie skrawania.

Z tych i innych powodów we wszystkich procesach obróbki mechanicznej należy mieć na względzie następujące czynniki:

1. Obrabiarka musi być sztywna, z dobrze dopasowanymi łożyskami

(pasowania możliwie bezluzowe), napędy i elementy ruchowe wyważone, pracujące bezdrganiowo, a moc obrabiarki taka sama jak dla obróbki materiałów konwencjonalnych (stali). W obrabiarkach pożądane jest programowane sterowanie obciążeniem narzędzia (rys. 2).

2. Sposób zamocowania przedmiotu i narzędzia, rodzaj podparcia oraz sama konstrukcja powinny być dostatecznie sztywne.

3. Krawędzie tnące ostrza powinny być wyjątkowo ostre — już niewielkie stępienie powoduje olbrzymi wzrost oporów skrawania, a w konsekwencji wykruszanie ostrzy oraz deformacje przedmiotu obrabianego. Poza tym przytarta łysinka na narzędziu sprzyja przywieraniu wiórów.



2. Wiercenie cienkich blach tytanowych z zastosowaniem sterowania momentem oporowym wiertła rozwiązało poważne trudności, jakie występowały przy sterowaniu ręcznym

4. Przywieranie (zgrzewanie się) wióra do ostrza — kończy się często, zwłaszcza przy pracy uderzeniowej (z przerwami), wykruszeniem ostrza. Szczególną podatnością na uszkodzenia tego rodzaju charakteryzują się płytki z węglików spiekanych. Przywieranie wióra może służyć jako sygnał ostrzegawczy o stępieniu narzędzia.

5. Skutecznym czynnikiem przeciwdziałającym przypawaniu wiórów do narzędzia, a tym samym przedłużającym trwałość narzędzia jest chłodziwo. Należy go jednak używać bardzo ostrożnie, gdyż jego chemiczna aktywność powoduje niepożądane skutki. Jako zalecenie przyjąć natychmiastowe oczyszczenie i osuszenie przedmiotu po zdjęciu z obrabiarki.

6. Najbardziej przydatnym materiałem na narzędzia do obróbki

stopów tytanu okazały się stal szybkotnąca z dodatkiem 7—8% kobaltu oraz węgliki spiekane. Węgliki używane są na ostrza proste w formie płytek napawanych lub wstawianych, natomiast stal szybkotnąca z dodatkiem 7—8% Co na narzędzia profilowe.

7. Z przebadanych chłodziw najbardziej przydatne okazały się:

a) 5-procentowy roztwór wodny $Ba(OH)_2$ zastosowany w formie rozpylonej mgły,

b) normalny roztwór wodny oleju obficie doprowadzony w strefę skrawania.

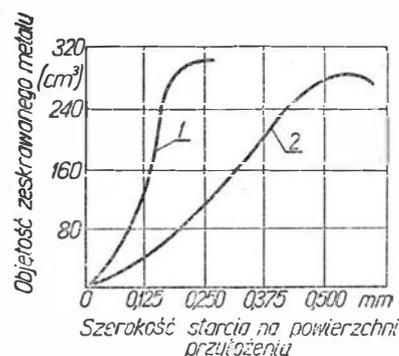
8. Zakres głębokości skrawania oczywiście zależy od rodzaju operacji. Zalecany jest od 2,5 mm do 6,5 mm.

9. Prędkości i posuwy wymagają starannego dobrania i w normalnych, niezmodyfikowanych obrabiarkach brak jest wystarczająco gęstego szeregu obrotów i posuwów, by móc w wąskim zakresie stosowanych parametrów dobrać optymalny. Dlatego korzystniej przedstawiają się obrabiarki z ciągłą zmianą obrotów. Trzeba jeszcze pamiętać, że jeśli pozwalają na to wymagania gładkości powierzchni, należy stosować posuwy większe, gdyż przy mniejszych następuje szybsze tępienie ostrza (rys. 3). Zakres prędkości skrawania dla ostrzy z węglików spiekanych dochodzi do 90 m/min, lecz przy ograniczonej trwałości narzędzia.

W tablicy podano zalecane w praktyce parametry skrawania przy obróbce dwóch stopów tytanowych:

I — o lepszej skrawalności z głównymi dodatkami: 6% Al i 4% V, tzw. Ti-6Al-4V,

II — o gorszej skrawalności z głównymi dodatkami: 3% Al, 13% V i 11% Cr, tzw. Ti-3Al-13V-11Cr.



3. Wpływ posuwu na stępienie się krawędzi ostrza (szerokość łysinki) przy frezowaniu frezem walcowo-czołowym z ostrzami z węglików spiekanych. Frez 6-ostrzowy o średnicy 45 mm, 300 obrotów na minutę, 1 posuw — 254 mm/min, 2 posuw — 127 mm/min

Specyficzne własności tytanu wpływają na wszystkie procesy obróbki mechanicznej.

W procesie frezowania czołowego szczególnie daje się we znaki przy-

wieranie wiórów do powierzchni natarcia, które doprowadza często do wykruszania się ostrza przy powtórnym jego zagłębianiu się. Przywieranie wiórów (zgrzewanie

się ich z ostrzem) może być wyraźnie obniżone przez zastosowanie skrawania współbieżnego oraz chłodziw aktywnych, jak np. wysokochlorowane oleje. Temu samemu

Zalecane parametry dla obróbki stopów tytanu: I. Ti-6Al-4V i II. Ti-3Al-13V-11Cr

Rodzaj obróbki	Materiał ostrza ¹⁾	Geometria narzędzia ²⁾	Badane narzędzie ³⁾	Głębokość skrawania (mm)	Posuw	Stopień szerokości łysinki (mm)	Wyżarzony ⁴⁾		Przesycony starzony ⁵⁾	
							prędkość skrawania (m/min)	trwałość narzędzia	prędkość skrawania (m/min)	trwałość narzędzia
Toczenie	WS	$\lambda = 0; \gamma = 6^\circ; \alpha_1 = 84; \alpha_2 = 6^\circ; \alpha = 6^\circ; r = 1 \text{ mm}$	kwadrat 16 z napawanym ostrzem	1,25	0,22 mm/obr	0,4	50	68 min	45	70 min
Toczenie	SS	$\lambda = 0; \gamma = 5^\circ; \alpha_1 = 90^\circ; \alpha_2 = 5^\circ; \alpha = 5^\circ; r = 0,5 \text{ mm}$	kwadrat 16	1,25	0,125 mm/obr	1,5	16	64 min	14	70 min
Frezowanie czołowe	WS	$\gamma_1 = 0^\circ; \gamma_R = -10^\circ; \theta = 30^\circ; \gamma_W = -9^\circ; \alpha = 5^\circ; \lambda_2 = 6^\circ; \alpha = 12^\circ$	$\varnothing 102 \text{ mm}$ z pojedynczym ostrzem	1,25 (50 mm szerokość)	współb. 0,15 mm/ząb	0,4	24	1070 mm/ząb	24	1580 mm/ząb
Frezowanie czołowe	SS	$\gamma_1 = 0^\circ; \gamma_R = 0^\circ; \theta = 30^\circ; \gamma_W = 0^\circ; \rho = 5^\circ; \lambda_2 = 6^\circ; \alpha_2 = 12^\circ$	$\varnothing 102 \text{ mm}$ z pojedynczym ostrzem	1,25 (50 mm szerokość)	współb. 0,13 mm/ząb	1,5	19	1270 mm/ząb	19	1120 mm/ząb
Wiercenie	SS	$\varphi = 118^\circ; \alpha = 7^\circ; \gamma = 29^\circ$	$\varnothing 5 \text{ mm}$; długość nacięć spiralnych — 70 mm	1,25 mm (przelotowa)	0,125 mm/obr	0,38	10,5	85 otworów	75	30 otworów
Gwintowanie	SS	3-piórowy gwintownik spiralny 70% profilu gotowego	1/4" x 20 zw/1" z długim stożkiem	12,5 mm (przelotowy)	—	do zniszczenia	4,5	75 otworów	4,5	15 otworów
Ti-3Al-13V-11Cr										
Toczenie	WS	$\lambda = -5^\circ; \gamma = -5^\circ; \alpha_1 = 75^\circ; \alpha_2 = 15^\circ; \alpha = 5^\circ; r = 0,8 \text{ mm}$	plytka 12,7 x 12,7 x 3 mm	2,5	0,22 mm/obr	0,4	38	35 min	30	20 min
Toczenie	Super SS	$\lambda = 0^\circ; \gamma = 15^\circ; \alpha_1 = 45^\circ; \alpha_2 = 10^\circ; \alpha = 5^\circ; r = 0,8 \text{ mm}$	kwadrat 16	2,5	0,22 mm/obr	1,5	7,5	15 min	7,5	15 min
Frezowanie czołowe	WS	$\gamma_1 = 10^\circ; \gamma_R = 0^\circ; \theta = 45^\circ; \gamma_W = 7^\circ; \rho = 7^\circ; \alpha_2 = 10^\circ; \alpha_2 = 10^\circ$	$\varnothing 102 \text{ mm}$ z pojedynczym ostrzem	2,5 (50 mm szerokości)	współb. 0,125 mm/ząb	0,4	36	3180 mm/ząb	23,5	1800 mm/ząb
Frezowanie czołowe	Super SS	$\gamma_1 = 10^\circ; \gamma_R = 0^\circ; \theta = 45^\circ; \gamma_W = 7^\circ; \rho = 7^\circ; \alpha_2 = 10^\circ; \alpha_2 = 10^\circ$	$\varnothing 102 \text{ mm}$ z pojedynczym ostrzem	1,5 (50 mm szerokości)	współb. 0,25 mm/ząb	1,0	12	1140 mm/ząb	8,0	1400 mm/ząb
Frezowanie frezem walcowo-czołowym	SS	Kąt spirali 30°-prawy $\gamma_R = 10^\circ; \theta = 45^\circ/1 \text{ mm}; \alpha_2 = 15^\circ$	$\varnothing 19$; 4-ost-rzowy	3,2 (19 mm szerokość)	0,05 mm/ząb	0,3	12	3800 mm	12	3600 mm
Wiercenie	SS	$\varphi = 118^\circ; \alpha = 7^\circ$	$\varnothing 6,4 \text{ mm}$, długość nacięć spiralnych 64 mm	12,7 (przelotowo)	0,025 mm/obr	0,38	6	70 otworów	6	75 otworów
Rozwiercanie	SS	6-piórowy; $\theta = 45^\circ; \alpha_2 = 10^\circ$	$\varnothing 7 \text{ mm}$	12,7 (przelotowo) naddatek 0,5 mm (na \varnothing)	0,125 mm/obr	0,38	9	180 otworów	9	170 otworów
Gwintowanie	SS	2-piórowy, spiralny, 70% profilu gotowego	5/16" x 24 zw/1" z krótkim stożkiem	12,5 (przelotowo)	—	do zniszczenia	2,7	ponad 100 otworów	2,7	ponad 100 otworów

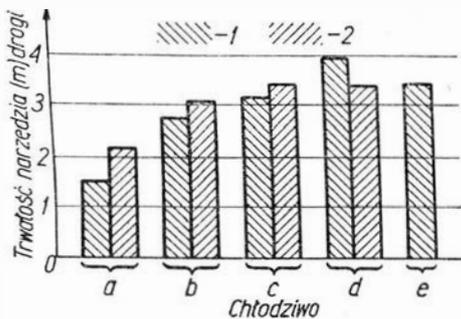
¹⁾ WS — węgliki spiekane; SS — stal szybkotnąca;

²⁾ α — kąt przyłożenia; α_2 — kąt ścięcia na powierzchni przyłożenia; γ — kąt natarcia γ_1 — kąt natarcia w płaszczyźnie poosiowej; γ_R — kąt natarcia w płaszczyźnie promieniowej; θ — kąt załamania między czołem i cylindrem freza; α_2 — tylny kąt przystawienia; α_1 — przedni kąt przystawienia; λ — kąt pochylenia krawędzi tnącej, r — promień wierzchołka, ρ — kąt odchylenia tworzącej freza od cylindra, γ_W = wypadkowy kąt natarcia; φ — kąt wierzchołkowy;

³⁾ Chłodziwa stosowane: przy obróbce Ti-6Al-4V — roztwór wodny oleju w stosunku 1:20 dla toczenia i frezowania, natomiast wysokosiarkowane oleje dla wiercenia i gwintowania; przy obróbce Ti-3Al-13V-11Cr — roztwór wodny oleju w stosunku 1:20 dla frezowania frezem walcowo-czołowym, natomiast oleje wysokochlorowane dla toczenia, frezowania czołowego, wiercenia i gwintowania.

⁴⁾ Twardość: Ti-6Al-4V — HB = 312 kG/mm²; Ti-3Al-13V-11Cr — HB = 285 kG/mm²

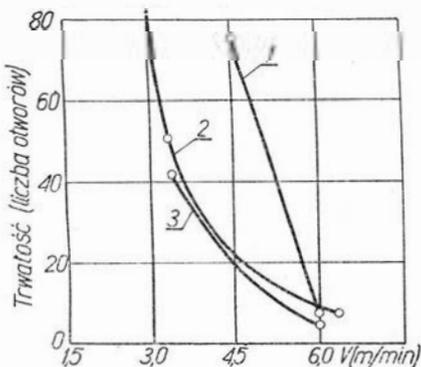
⁵⁾ Twardość: Ti-6Al-4V — HB = 365 kG/mm²; Ti-3Al-13V-11Cr — HB = 400 kG/mm²



4. Wpływ chłodziwa na trwałość narzędzia przy nacinaniu kanałków frezem palcowym. Materiał skrawany Ti-3Al-13V-11Cr. Narzędzie ze stali szybkoobrotowej o średnicy 19 mm, 4 zęby spiralne o kącie spirali 30° , $\gamma_r = +10^\circ$, $\theta = 45^\circ/1,5$ mm, $\alpha = 10^\circ$. Posuw 0,05 mm/ząb, głębokość skrawania 3,2 mm, szerokość 19 mm. Trwałość określana dla wielkości starcia 0,3 mm:

1 — materiał obrabiany cieplnie i starzony — HB=400 kg/mm^2 , $v = 10$ m/min, 2 — materiał wyżarzony — HB = 285 kg/mm^2 , $v = 12$ m/min, a — oleje wysokosiarkowane, b — roztwór azotynu amonowego w stosunku 1 : 20, c — emulsja olejowa (1 : 20), d — ciężka emulsja olejowa (1 : 20), e — ciężka emulsja (1 : 10)

celowi służy obniżenie posuwów na ząb do wartości 0,12 do 0,15 mm/ząb. Prędkości skrawania dla węglików spiekanych stosuje się od 24 do 29 m/min, a dla stali szybkoobrotowych 9—12 m/min. Kąty przyłożenia dla obu typów narzędzi 10 do 12° .



5. Wpływ prędkości skrawania na trwałość narzędzia przy gwintowaniu otworów przelotowych o długości 12,7 mm. Trwałość narzędzia do zniszczenia. Materiał narzędzia: stal szybkoobrotowa. Dla materiału Ti-6Al-4V wykonywano gwint $1/16'' \times 20$ zw/1'' trzypiórowym gwintownikiem spiralnym dającym 70% głębokości gwintu. Dla materiału Ti-3Al-13V-11Cr-gwint $5/16'' \times 24$ zw/1'' dwupiórowym gwintownikiem spiralnym dającym 75% głębokości zarysu:

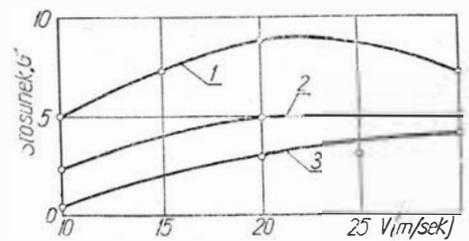
1 — materiał Ti-6Al-4V, wyżarzony (HB = 312 kg/mm^2), chłodzenie olejem siarkowanym, 2 — materiał Ti-3Al-13V-11Cr, starzony (HB=400 kg/mm^2), chłodzenie olejem chlorowanym, 3 — materiał jak w p. 2. Chłodzenie olejem siarkowanym

Frezy palcowe wykonuje się ze stali szybkoobrotowych. Na wyniki obróbki tymi frezami duży wpływ ma dobór chłodziwa (rys. 4). Równie istotnym czynnikiem jest dobór posuwu na ząb, szczególnie w zakresie posuwów drobnych. Zwiększenie posuwu z 0,05 do 0,10 mm obniża trwałość narzędzia o 60% do 80%. Dla osiągnięcia możliwie równomiernego posuwu 0,05 mm/ząb należy utrzymać bicie freza w bardzo wąskich granicach. W celu zmniejszenia obciążenia na ząb stosuje się również zwiększoną liczbę zębów.

Przy wierceniu stopów tytanu I (tab. 1) za pomocą narzędzia ze stali szybkoobrotowej stosuje się posuw 0,125 mm/obr. oraz prędkości skrawania 10,5 m/min (dla wyżarzonych) oraz 7,5 m/min (dla starzonych — twardość HB — 400 kg/mm^2). Natomiast dla utrzymania racjonalnej trwałości narzędzia przy wierceniu starzonych stopów tytanowych grupy II należy stosować posuw 0,025 mm/obr lub mniejsze. W czasie wiercenia należy zwracać dużą uwagę na ostrość narzędzia oraz sztywne jego zamocowanie.

Gwintowanie stopów tytanowych może odbywać się przy bardzo ograniczonym zakresie prędkości, który wywiera duży wpływ na trwałość narzędzia nawet przy niewielkich zmianach prędkości skrawania (rysunek 5). Dla materiałów o wyższej twardości stosuje się zwiększone kanałki dla pomieszczenia wiórów, co zwykle sprowadza się do wykonania gwintowników dwupiórowych o zmodyfikowanym kształcie kanałków.

Przy rozwiercaniu stosuje się posuwu większe niż przy wierceniu — rzędu 0,12 mm/obr. Optymalne prędkości skrawania wynoszą 9—12 m/min, a maksymalne nie przekraczają 21 m/min. Szlifowanie płaskie obu rodzajów stopów tytanowych może być dokonane najbardziej efektywnie tarczami z węglików krzemu (SiC). Charakterystycznym parametrem wydajności procesu jest stosunek objętości zeszlifowanego metalu do objętości zużycia ściernicy (G) na rys. 6. Do szlifowania stopu II w stanie wyżarzonym stosowano ściernice o twardości J i ziarnistości 60, a jako chłodziwo olej wysokochlorowany. Do szlifowania stopu I zalecane są ściernice 60 K z węglika krzemu, a jako chłodziwo — emulsja olejowa w stosunku 1 : 20. Prędkości skrawania 15 do 20 m/sek, posuw wzdłużny stołu 12 m/mm, przesuw



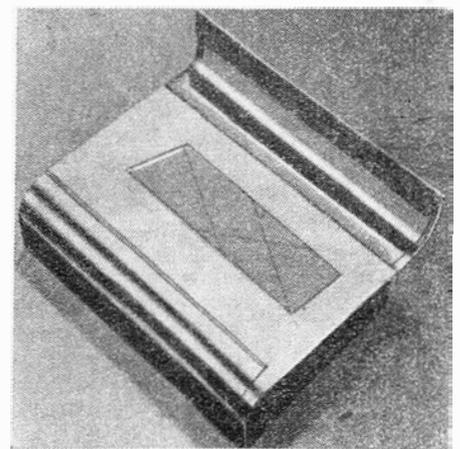
6. Charakterystyka szlifowania na płasko stopów tytanu. (Ti-3Al-13V-11Cr w stanie starzonym). Ściernica 60 J, dosuw 0,025 mm/przejście, przesuw poprzeczny 1,25 mm/przejście, przesuw wzdłużny stołu, 12 m/min. Chłodzenie:

1 — olejem chlorowanym; 2 — 5-procentowym roztworem KNO_3 ; 3 — olejem siarkowanym

poprzeczny 1,25 mm/przejście, a dosuw wgłębny 0,025 mm/przejście. Dla stopu II zalecane parametry są bardzo podobne. Jedyne różnice dotyczą stosowanych chłodziw. Zalecane są oleje wysokochlorowane lub 5-procentowy roztwór KNO_3 .

Z nowszych osiągnięć w dziedzinie obróbki tytanu należy odnotować obiecujące próby skrawania w niskich temperaturach. Wymaga to jednak szeregu badań, m.in. dla opanowania warunków bezpieczeństwa pracy. Dobre wyniki przy wykonywaniu skomplikowanych kształtów daje frezowanie chemiczne (rysunek 7). Jest ono bardziej ekonomiczne od obróbki mechanicznej. W zabiegach tych stosuje się normalny proces trawienia.

Obróbka elektroiskrowa nie daje poprawnych wyników i dlatego stosuje się ją tylko w przypadkach specyficznych, gdzie opłacalność tego procesu jest wyższa niż innych metod obróbki. Wyniki tej obróbki na ogół nie odpowiadają wymaganiom lotniczym. Główne wady to:



7. Złożone kształty elementów tytanowych mogą być ekonomicznie wytwarzane drogą frezowania chemicznego

Postęp techniczny w urządzeniach instalacji paliwowych na lotniskach

Zagadnienie instalacji paliwowych na lotniskach sprowadza się do budowy zbiorników magazynujących paliwo oraz urządzeń dystrybucyjnych służących do przyjmowania paliwa i następnie zaopatrywania w nie samolotów.

Przechowywanie czyli magazynowanie paliwa odbywa się w wyposażonych w specjalny osprzęt zbiornikach, które zwykle są obudowane dla ochrony paliwa przed wpływami termicznymi nasłonecznienia, co jest szczególnie ważne ze względu na lotność paliwa i możliwość strat odparowania. Obudowa zbiorników sprzyja również utrzymaniu stałej temperatury paliwa podczas przechowywania, co chroni paliwo od tzw. zasmolenia, czyli wytrącania żywic z paliwa. Zasmolenie paliwa powyżej normy może je

uczynić bezużytecznym. Z tych względów zarówno wybór typu zbiornika jak i jego obudowy musi być odpowiednio przemyślany.

Drugim problemem technicznym urządzeń instalacji paliwowych jest dystrybucja, czyli przyjmowanie paliwa z transportów kolejowych do zbiorników magazynujących i dostarczanie go o wymaganej czystości i przydatności eksploatacyjnej do zbiorników samolotów. Nad kontrolą jakościową paliwa czuwa specjalna służba laboratoryjna.

Przy dystrybucji paliwa zasadniczą rolę odgrywa pompownia paliwowa wraz z siecią rurociągów oraz transport paliwa: albo tradycyjną metodą cysternami samochodowymi wyposażonymi w urządzenia dystrybucyjne, które dowożą paliwo bezpośrednio do samolotów, albo ru-

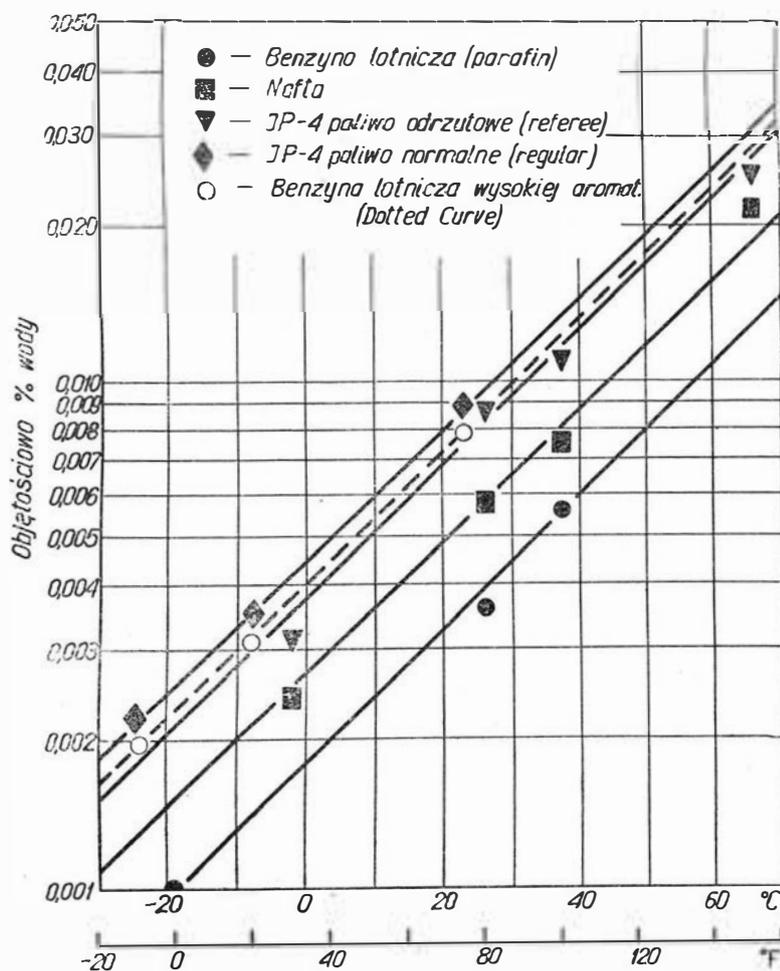
ciągiem dalekosiężnym doprowadzającym paliwo na płaszczyznę poboru.

Przedstawimy w największym możliwym skrócie zadania, którym mają sprostać urządzenia do magazynowania i dystrybucji paliwa na lotniskach, postaramy się teraz podać niektóre informacje o postępie technicznym stosowanym w urządzeniach instalacji paliwowych.

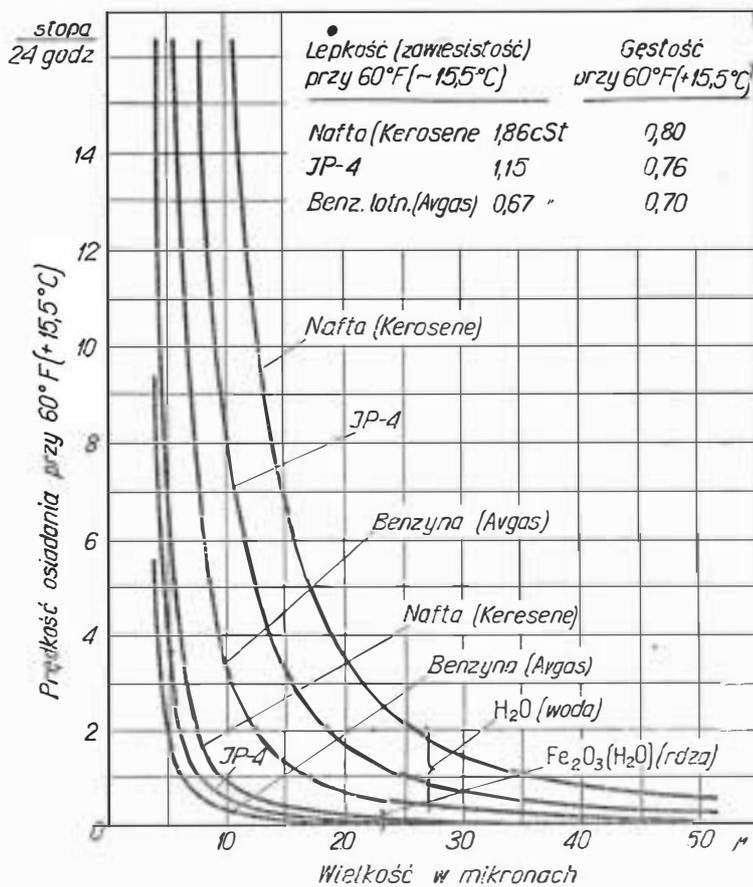
Magazynowanie paliwa

Utrzymanie w należytej czystości paliwa, przeznaczonego dla samolotów odrzutowych, stwarza bardzo wiele trudności, wymaga nie tylko dużej czujności obsługi, ale przede wszystkim takiego dostosowania zbiorników i urządzeń filtracyjnych, aby podczas eksploatacji urządzeń zagwarantować przepisową czystość paliwa. Należy tu zaznaczyć, że wymagania pod tym względem są bardzo wysokie: dopuszczalne mechaniczne zanieczyszczenia w paliwie nie mogą przekraczać 5 mikronów, czyli 0,005 mm; odnosi się to również do zawartości rozpuszczonej w paliwie wody (rys. 1), która na dużych wysokościach lotu i w mroźnej atmosferze wytrąca się w postaci drobnych kryształków lodu i może spowodować zatkanie się wtryskiwaczy silnika.

Paliwo z cystern kolejowych (które u nas są szczególnie zaniedbane pod względem czystości) poddane zostaje wstępnemu przefiltrowaniu w punktach przyjmowania i trafia do zbiorników magazynujących, gdzie odbywa się sedimentacja. Tu, jak praktycznie stwierdzono, nafta przez osiadanie zanieczyszczeń może pozbawić się pięciomikronowych zawiesin stałych i wody, ale w ciągu bardzo długiego czasu. Biuletyn 1501 API (Amerykański Instytut Naftowy) na podstawie przeprowadzonych doświadczeń podaje, że dziesięciomikronowe zawiesiny opadają w naftcie z szybkością jednej stopy (30 cm) na 24 godz, a zawiesiny pięciomikronowe przebywają tę dro-



1. Rozpuszczalność wody w paliwach lotniczych



2. Czas osiadania ciał stałych i kropelek wody w paliwach lotniczych

gę — jak można sądzić z podanego wykresu (rys. 2) — kilkakrotnie dłużej. Obecnie więc przyjęto, że można dokonywać poboru paliwa ze zbiorników tylko z górnych warstw specjalną rurą czerpalną, stale utrzymaną pływakami tuż pod zwierciadłem cieczy (zanurzenie około 30÷40 cm).

Drugim bardzo ważnym problemem zachowania należytej czystości paliwa jest zabezpieczenie wewnętrznych powierzchni ścianek zbiorników paliwowych antykorozyjną powłoką, jednocześnie naftoodporną, aby nie dopuścić do zanieczyszczenia paliwa rdzą. W tym celu, już od kilkunastu lat, w USA wypróbowuje się różnego rodzaju pokrycia. Ostatnio w czasopiśmie „Oil and Gas” (1965, nr 11) podano informację, że po przeprowadzeniu prób 479 zbiorników pod kierunkiem i nadzorem API okazało się, iż najlepsze wyniki (przy 146 zbiornikach) dały powłoki wykonane na podstawie żywicy epoksydowej. Podczas ośmiu lat eksploatacji powłoki te wykazały całkowitą sprawność, przy czym stwierdzono znaczne zmniejszenie się zanieczyszczenia paliwa magazynowanego w tak zabezpieczonych zbiornikach. Niestety, koszt wykonania takich powłok o grubości 2÷8 mm wynosi od 2,68 do 7 dolarów za 1 m².

Obecnie i u nas przy ostatnio projektowanych instalacjach zostały wprowadzone unoszone rury czerpalne i urządzenia te są już eksploatowane w nowych instalacjach. Pomysłano również o zabezpieczeniu od korozji ścianek zbiorników; wykonywane są już powłoki ścianek przy użyciu specjalnego nitrocelulozowego lakieru naftoodpornego, produkowanego przez Radomską Wytwórnię Farb i Lakierów. Na razie brak jeszcze danych co do trwałości powłok tak wykonanych w zależności od czasu eksploatacji.

Ostatnio na Zachodzie są stosowane automatyczne wskaźniki poziomu paliwa w zbiornikach magazynujących; za naciśnięciem guzika dyspozytor znajdujący się w dyspozytorni może odczytać stan paliwa w każdym ze zbiorników. Co prawda dokładność tych wskazań waha się w granicach $\pm 2\div 3$ mm wysokości słupa cieczy, co przy większych średnicach zbiorników daje bardzo znaczne uchybienia w odczycie. Ponadto, jest to urządzenie luksusowe i bardzo kosztowne i z różnych względów nie jest godne zalecenia w naszych warunkach.

Co się tyczy ochronnych urządzeń przeciwogniowych: przegród i zaworów hydraulicznych na przewodach zlewczyczych to — poza moder-

nizacją konstrukcji — zasada ich działania nie uległa zmianom i nadal jest oparta na tradycyjnej siatce Davy’ego, to jest na przerywaniu ogniowej fali wybuchowej przez jej ochłodzenie w szczelinowatym materiale o dużym przewodnictwie i potencjale cieplnym.

W roku 1958 zostało zasygnalizowane duże osiągnięcie w dziedzinie usuwania przyczyn wybuchów zbiorników z paliwem wskutek iskrowego wyładowania elektryczności statycznej wewnątrz zbiornika. Ładunki elektryczności statycznej o dużym potencjale (do 15 000 V i więcej) powstają przy szybkim przepływie paliwa w rurociągach, a zwłaszcza przez filtry i przy zanieczyszczeniu paliwa wodą lub powietrzem. Dotychczas stosowane uziemienia ścian zbiorników i rurociągów nie były skuteczne, ponieważ ładowaniu elektrycznością statyczną ulegała cała masa magazynowanej nafty, która ma własności dielektryczne i po prostu nie odprowadza ładunków do stalowych ścianek rur czy zbiorników.

Dwaj badacze: A. Klinckenberg z Hagi i J. L. Van Der Minne z Amsterdamu (finansowani przez firmę naftową „Shell”) spowodowali i zbadali 35 wybuchów eksperymentalnych. Po dłuższych dociekaniach doszli oni do wniosku, że jedynie skutecznie można zaradzić wybuchom powodowanym iskrowymi wyładowaniami elektryczności statycznej, zmniejszając dielektryczne własności produktu, czyli zwiększając jego przewodnictwo elektryczne. Obecnie zachodnie firmy naftowe stosują powszechnie dodatki do paliwa, tak zwane inhibitory, które całkowicie zapobiegają ładowaniu się produktu elektrycznością statyczną. Wystarczy dodać około 2 gramów omawianego preparatu lub nieco więcej (zależnie od rodzaju inhibitora) na 1 m³ produktu, aby osiągnąć pożądany rezultat. Znanych jest już i podawanych w literaturze kilka rodzajów inhibitorów, niektóre z nich zostały opatentowane.

Dystrybucja paliwa

Przechodząc do zagadnienia urządzeń stosowanych do dystrybucji paliwa na lotniskach należy zwrócić szczególną uwagę na stosowanie nowoczesnych metod filtrowania paliwa, co — jak już poprzednio wzmiankowano — jest może jedną z największych bolączek naszej służby MPS.

Filtrowanie polega nie tylko na usuwaniu zanieczyszczeń mechanicznych z paliwa — należy je łączyć z usuwaniem wody rozpuszczonej w paliwie. Obecnie wytrącania wody z paliwa dokonuje się w porze zimowej przez wymrażanie i dodatek specjalnego płynu, ale pamiętać należy, aby wytrącone kryształki lodu usunąć z paliwa przez sedimentację i filtrowanie. Pewien postęp w tej dziedzinie nastąpił u nas przez opracowanie projektu specjalnego urządzenia przy pompowniach, które służy do ułatwienia przeprowadzenia tego procesu. Należałoby jeszcze odpowiednio przekonstruować filtry dokładnego oczyszczania paliwa.

Polskie Linie Lotnicze „LOT” używają przy tankowaniu angielskich samolotów opatentowanych filtrów Simondsa; mają one takie patроны filtracyjne, które wytrącają wodę z paliwa niezależnie od temperatury otoczenia, bez dodatku specjalnych płynów i wymrażania.

Ostatnio na niektórych lotniskach zaprojektowano i zbudowano stałe rurociągi dalekosiężne, tłoczące paliwo na płaszczyznę poboru przy drodze startowej, które poprzez agregaty filtracyjno-pomiarowe zaopatrują tam bezpośrednio samoloty w paliwo.

Doprowadzenie do właściwego poziomu wykonawstwa, zarówno rurociągów dalekosiężnych jak i agregatów filtracyjno-pomiarowych nastęrczało duże trudności. Jednak ta żmudna praca została doprowadzona do końca własnymi siłami i środkami Zarządu Lotniskowego. Obecnie urządzenia takie, na wskroś nowoczesne, zostały już uruchomione i oddane do eksploatacji na kilku lotniskach. Przynoszą one znaczne korzyści: ułatwienie tankowania samolotów, podwyższenie sprawności MPS a także duże oszczędności w kosztach transportu paliwa dostarczanego do samolotów w porównaniu z kosztami transportu tradycyjnego (samochodowymi cysternami). Oszczędności te wynoszą rocznie około 500 000 zł/lotnisko.

Przy wprowadzeniu nowoczesnego transportu paliwa rurociągiem dalekosiężnym zmieniły się zasadniczo zadania pompowni paliwowej. Należało ją dostosować do nowych czynności i wyposażyć w nowe urządzenia. I tak, dla orientacji obsługi pompowni, jak przebiega odbiór paliwa na tak dalekim dystansie, opracowano, zaprojektowano i wykonano w zakładach naprawczych w

Elblągu specjalne wskaźniki natężenia przepływu dla każdej z pomp. Można więc w pompowni widzieć dokładnie, jaki jest odbiór paliwa na płaszczyźnie poboru, według skali przy wskaźniku natężenia przepływu określić, ile samolotów w danej chwili pobiera paliwo i wyłączać (ręcznie) pompy w miarę zmniejszania się poboru lub jego zaprzestania. Specjalna sygnalizacja przy wskaźniku alarmuje optycznie i akustycznie o zaprzestaniu odbioru paliwa na płaszczyźnie poboru.

Ostatnio na dwóch lotniskach zostały oddane do próbnej eksploatacji urządzenia a u t o m a t y c z n i e sterujące ruchem pomp przy wydawaniu paliwa na płaszczyznę poboru. Przy obsłudze urządzenia automatycznego ręcznie trzeba uruchomić jedynie pierwszą, najmniejszą z pomp, która wystarcza do zaopatrywania jednego samolotu. Przy zwiększeniu odbioru, to jest przy otwarciu następnych zaworów pistoletowych, wydawczych, urządzenie automatyczne uruchamia następną pompę, większą, o podwójnej wydajności i jednocześnie wyłącza pompę mniejszą; przy dalszym zwiększaniu poboru zostaje uruchomiona jeszcze większa pompa, następnie dwie jednocześnie, aż do maksymalnej wydajności pompowni. Przy zmniejszaniu poboru automatycznie praca pompowni jest zredukowana i przetrzucana na tę pompę, która optymalnie powinna pracować przy istniałym odbiorze paliwa na płaszczyźnie poboru. Po całkowitym zaprzestaniu poboru pracuje nadal najmniejsza pompa, utrzymywana w ruchu przez ustawiony na dowolny czas (od 0 do 30 min) przekaźnik czasowy. Przy każdym powstałym poborze urządzenie zaczyna natychmiast działać automatycznie. Gdy czas ustawiony na przekaźniku czasowym minie, ostatnia pompa wyłącza się z pracy. Praktycznie czas ustawienia przekaźnika ustala się według czasu normalnie potrzebnego na podstawienie następnego samolotu, to jest 5-10 min.

Działanie urządzenia automatycznego jest n a t y c h m i a s t o w e, obsługa ludzi nie może w żadnym razie ani osiągnąć tej szybkości działania, ani obyć się bez jednoczesnego porozumiewania się telefonicznego — zwykle zawodnego — z kilku oddalonymi od siebie i od pompowni punktami poboru paliwa. Nie ulega kwestii, że takie rozwiązanie stanowi niewątpliwy postęp techniczny.

KRONIKA

● Ostatnio notujemy szereg wystąpień czynników decydujących w sprawach lotniczych.

— minister Komunikacji — P. Lewiński zapowiedział wprowadzenie połączenia lotniczego Śląska (lotniska w Mierzęcicach) z Warszawą i Wyborczem. Połączenia te mają funkcjonować w warunkach przewoźczych jeszcze w 1966 r. Normalna działalność linii zaplanowana jest na 1968 r.

— Dyrektor Zarządu Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych — R. Pawuiski — oświadczył, że w roku bieżącym Okęcie stanie się lotniskiem odpowiadającym wysokiemu standardowi międzynarodowemu. Port ten będzie gwarantować pełne bezpieczeństwo komunikacji lotniczej nawet przy kilkukrotnym zwiększeniu ruchu.

— Dyrektor PLL „Lot” — J. Zwierzyński — podał terminy wprowadzenia samolotów AN-24 do eksploatacji. W rozkrozdzie letnim przewidziano loty do Budapesztu (4-7 na tydz.), do Pragi (5 tyg.), do Sztokholmu i Helsinek (1-2 tyg.), do Kopenhagi (3 tyg.). Od kwietnia 14-14 wycofano z linii zagranicznych.

— Prezes APRL — S. Antosiewicz — skomentował przyczyny tragicznego zderzenia „Junaków” nad Kieszowem oraz scharakteryzował bezpieczeństwo w lotnictwie sportowym. Wypadek spowodowała lekkomyślność pilotów, którzy podchodząc do lądowania pragnęli przelecieć nad osiedlem mieszkaniowym. Ilość wypadków w polskim lotnictwie sportowym leży poniżej liczb statystycznych innych państw. W ub. r. na 36 regionalnych aeroklubów — 14 nie miało nawet uszkodzeń sprzętu.

● Dwa zespoły pracowników lotnictwa otrzymały tytuły i nagrody „Mistrzów Techniki” w konkursie „Zycia Warszawy” 1965 r.

— Naukowcy z Instytutu Lotnictwa za konstrukcję rakiety meteorologicznej „Meteor-1”.

— Pracownicy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego „Okęcie” za projekt samolotu PZL-104 „Wilga”.

● Na Walnym Zgromadzeniu Sprawozdawczo-Wyborczym Aeroklubu Warszawskiego funkcję prezesa powierzono ponownie gen. bryg. pil. R. Paszkowskiemu.

● Z okazji Dnia Transportowca i Drogowca wielu pracowników PLL „LOT” otrzymało wysokie odznaczenia państwowe. Listę odznaczonych podaje „Skrzydła Polska” w nr 19/66 r.

● Średni koszt jednostkowy w poszczególnych rodzajach szkolenia kształtował się w APRL w ub. r. następująco:

1 godzina lotu na samolotach kosztowała 625 zł.

1 godzina lotu na szybowcach kosztowała 501 zł.

1 skok spadochronowy z samolotu kosztował 335 zł.

wyszkolenie 1 modelarza kosztowało 172 zł.

● Ośrodek szybowcowy w Jeżowie ma wpływy dewizowe za loty „na fali” pilotów zagranicznych. Warunki płatności wynoszą 3 dol. dziennie za pobyt oraz 8 dol. za godzinę lotu.

● Na lotnisku Aeroklubu Warszawskiego (Gocław) odbył się interesujący pokaz nowego spadochronu wyczynowego SW-9. Jest to spadochron 4-osobowy. Jego znakomite osiągi wróżą szybkie podniesienie polskiego spadochroniarstwa na wyższy poziom.

● Balon-radiosonda wypuszczony dla celów meteorologicznych przez naukowców z Zakładu Aerologii PIHM uzyskał rekordową wysokość 41 km (dotychczasowy rekord 40 km osiągnęła sonda radziecka). Na sukces złożył się m.in. nowy rodzaj wyprodukowanej w kraju gumowej powłoki balonu. Do tej pory za najlepsze uchodziły gumowe powłoki radzieckie i japońskie.

Programowanie obrabiarek sterowanych liczbowo

Zadaniem programowania jest ustalenie całkowitego programu obróbki części, uwzględniającego nie tylko dane wymiarowe z rysunku warsztatowego, lecz również właściwości technologiczne materiału obrabianego, narzędzia obróbczego i obrabiarki. Jak wiadomo, jednym z głównych zalet obróbki na OSL jest skrócenie czasu przygotowawczego dzięki wyeliminowaniu prac związanych z konstrukcją i wykonaniem oprzyrządowania lub trasowania. Programowanie obróbki jest procesem na ogół pracochłonnym, poważnie niwelującym tę właśnie zaletę stosowania OSL^{*)}. Dlatego też, wprowadzając OSL do przemysłu, tak wiele uwagi poświęca się rozwojowi techniki programowania, stawiając przed nią następujące cele: możliwie szybkie programowanie procesów technologicznych, łatwa zmiana programu lub tylko jego odcinka, łatwość kontroli programu już na stanowisku programującym i względna prostota metody programowania.

Istniejące metody programowania można podzielić zasadniczo na dwie grupy: programowanie ręczne oraz programowanie z zastosowaniem elektronicznych maszyn liczących, zwane inaczej programowaniem maszynowym lub automatycznym.

Mówiąc najbardziej ogólnie, programowanie ręczne ma zastosowanie przy obróbce przedmiotów prostych, natomiast programowanie automatyczne przy obróbce o dużym stopniu skomplikowania, przy czym wcześniej programuje się wtedy maszynę liczącą. Pamiętać należy, że te dwie metody programowania nie wykluczają się wzajemnie, lecz przeciwnie, często występują równoległe. Przy wyborze metody programowania uwzględnia się rodzaj obrabiarki (tj. liczbę sterowanych ruchów obrabiarki i ich wzajemny związek funkcyjny), złożoność przedmiotu obrabianego (tj. liczbę wymaganych danych do obróbki), regularność struktury geometrycznej przedmiotu obrabianego oraz ewentualne istnienie powtarzających się

ciągów operacyjnych (np. nakiełkowanie — wiercenie — rozwiercanie).

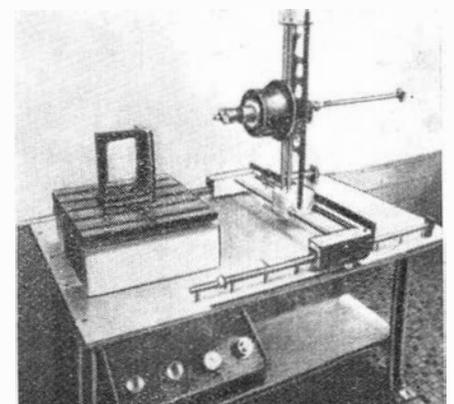
Większość zakładów amerykańskich używających OSL stosuje równoległe obydwie metody programowania.

Jak realizowane jest programowanie ręczne, można przedstawić na przykładzie metody stosowanej przez zakłady Miehle, Dexter, Goss. Programowaniem zajmuje się w tym zakładzie kilku inżynierów-programistów, a programy układane są na wiertarki i wiertarko-frezarki (sterowanie punktowe). Roczna liczba wykonanych programów ok. 7000 (1963 r.), przy czym wielkość serii mieści się w zakresie 1—100 sztuk. O tym, czy stosowana ma być obrabiarka sterowana liczbowo, decyduje zarówno wielkość serii jak i wzgląd na pełne wykorzystanie parku OSL.

Proces programowania jest uproszczony, gdyż obliczane są do programu jedynie współrzędne otworów wierconych, natomiast warunki skrawania ustawione są przez obsługującego bezpośrednio obrabiarkę. Sprawdzanie programu następuje w ten sposób, że program wykonywany jest niezależnie przez dwóch programistów, a potem są one porównywane. Rękopis programu jest następnie za pomocą maszyny kodującej przepisywany na taśmę dziurkowaną (oprócz znormalizowanej 8-scieżkowej spotyka się jeszcze 7-scieżkową przystosowaną do układów sterowania starego typu). Zakodowany na taśmę program sprawdza się przez powtórny przedruk na tekst przed zakodowaniem i tak sprawdzoną taśmę traktuje się jak taśmę archiwalną (master tape), natomiast jej duplikat przekazuje się na warsztat. Programowanie ręczne staje się znacznie trudniejsze, gdy zwiększa się zakres procesu obróbczego, tzn. gdy występują prace frezarskie i zmiana narzędzi w obrabiarce. Wydłuża się wtedy czas programowania oraz komplikuje się kontrola wykonanego programu. Zaobserwować można, że próbna realizacja programu na obrabiarce produkcyjnej i następna korekta programu staje się nieod-

zowna, mimo stosowania na stanowiskach programujących symulatorów obrabiarkowych (rys. 1). Po przez symulator obrabiarkowy można sprawdzić jedynie poprawność zaprogramowania ruchów przesuwowych obrabiarki i narzędzi, natomiast nie można sprawdzić parametrów technologicznych: takich jak obroty wrzeciona i posuwy. Do pełnego sprawdzenia programu pozostaje więc praktycznie jedynie próbna realizacja programu na obrabiarce produkcyjnej, a próba z symulatorem pozwala mieć pewność, że nie nastąpi żadne poważne uszkodzenie ani obrabiarki, ani przedmiotu obrabianego. Wniesienie korekty do programu może być dokonane w warunkach warsztatowych, gdyż w używanej taśmie dziurkowanej z folii aluminiowej można wyciąć nożycami odpowiednie odcinki i poprawione już zgrzać powtórnie z całą taśmą małymi zgrzewarkami wielkiej częstotliwości.

Zwiększony czas programowania oraz trudności związane z kontrolą programu w poważny sposób mogą być zmniejszone przez zastosowanie do programowania elektronicznych maszyn liczących wraz ze specjalnym językiem programowania. Schemat ogólny tej metody przedstawiono na rys. 2. Istnieje wiele języków służących do programowania procesów technologicznych. Najbardziej rozbudowanymi są systemy APT (Automatically programmed tool) i Autoprompt (Automatic programming of machine-tools). Do sy-

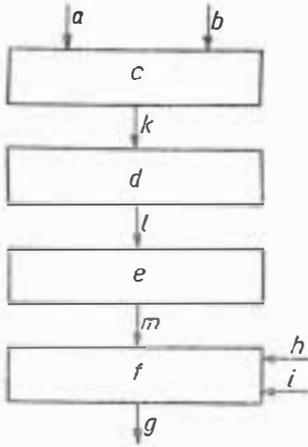


1. Symulator obrabiarkowy do kontroli programu obróbczego

*) OSL — obrabiarki sterowane liczbowo

stemów tych potrzebne są jednak duże maszyny liczące typu IBM 7094, Remington 1107 itp. Dlatego też rozwiniętych zostało wiele prostszych systemów nie wymagających tak dużych maszyn liczących, np. Autoprops, Autospot, Automap, Adapt, Split i wiele innych.

Automatyzacja programowania w systemie APT jest ciągle rozwijana. Ostatnia modyfikacja tego systemu APT III, której bliższe szczegóły nie są jeszcze znane, ma pozwolić



2. Schemat ogólny programowania z zastosowaniem elektronicznych maszyn liczących:

a — dane dotyczące kształtu; *b* — dane technologiczne; *c* — ujęcie danych w ogólne informacje obróbcze; *d* — wyrażenie programu za pomocą określonego języka; *e* — stanowisko kodujące (dziurkowanie kart, taśm); *f* — maszyna licząca; *g* — przenoszenie programu do sterowania obrabiarki; *h* — program tłumaczący; *i* — dane charakterystyczne obrabiarki; *k* — pisemny plan procesu; *l* — zapis programu; *m* — taśma dziurkowana lub pakiet kart dziurkowanych

na automatyczne przygotowywanie programu do obróbki powierzchni przestrzennych. Do ciągłego sterowania w trzech osiach współrzędnych przystosowany jest system Autopromt. System Automap służy do ciągłego sterowania w dwu osiach współrzędnych, a przerywanego w trzeciej osi; system Autospot do programowania wiercenia i wytaczania otworów; system Autoprops do programowania wiercenia otworów o jednakowej głębokości lub przelotowych.

W układzie ciągłym sterowania obrabiarek nie występuje już praktycznie programowanie ręczne, lecz programowanie automatyczne. Pewne porównania tych metod można zaczerpnąć z praktyki produkcyjnej zakładów Pratt and Whitney, wytwarzających silniki odrzutowe. Przy ręcznym programowaniu obróbki łopatki turbiny na frezarkę ze sterowaniem ciągłym i wewnętrzną interpolacją liniową, do obliczenia

jednego tylko przekroju poprzecznego należało wykonać ok. 8000 obliczeń, co przy użyciu arytmetru pochłania ok. 8,5 dnia pracy wykwalifikowanego pracownika. Przy użyciu maszyny matematycznej i systemu APT to samo zadanie plus opisanie profilu w określonym języku, obliczenie toru narzędzia i automatyczne dziurkowanie taśmy trwa ok. 33 min.

Kontrola programu, która tutaj jest bardziej możliwa niż przy programowaniu ręcznym, polega na tym, że taśma programowa sprawdzana jest na koordynatografie, mającym podobny układ sterowania jak obrabiarka i wykreślającym drogę narzędzia. Ostateczna kontrola programu i tu jest jednak możliwa dopiero przez próbną realizację programu na obrabiarce produkcyjnej.

Samo programowanie w systemie APT III ma przebieg następujący: Na wstępie podaje się opis geometrii przedmiotu obrabianego, dane dotyczące warunków skrawania oraz opis geometrii narzędzia. Wszystko to zakodowane jest na kartach dziurkowanych. Czytnik odczytuje te karty z prędkością 600 kart/min i przekazuje odczytane informacje do maszyny matematycznej IBM 1401, gdzie zapisywane zostają na taśmie magnetycznej. Razem z inną taśmą magnetyczną zawierającą program tłumaczący APT III taśma wędruje do maszyny matematycznej IBM 7090, gdzie dokonywane są obliczenia, a następnie wydawana jest taśma, na której znajduje się opis toru narzędzia z uwzględnieniem konturu obrabianego i promienia freza oraz informacje dotyczące posuwu i obrotów wrzeciona w procesie obróbki. Taśma ta powtórnie przechodzi przez maszynę IBM 7090, lecz już w połączeniu z dodatkowym programem specjalnym, przystosowującym program dany do obrabiarki, na której ma być realizowany. Tak przygotowany program może już być automatycznie przenoszony na taśmę dziurkowaną. Dodać należy, że programy APT zawierają również działania kontrolne dla programu.

Jak widać, problem programowania automatycznego w pełnym zakresie łączy się w zakładach produkcyjnych z istnieniem daleko rozwiniętej techniki obliczeniowej. Stan tej techniki w przemyśle USA oraz jej zastosowanie wymaga przynajmniej krótkiego przedstawienia. Elektroniczne maszyny liczące są w

przemysle amerykańskim szeroko rozpowszechnione i używa się je do celów naukowych, organizacyjnych, technicznych i handlowych. Jako przykład można podać wyposażenie w urządzenia liczące zakładu Aero-Space Division (Boeing), który do celów matematyczno-technicznych ma 2 maszyny matematyczne IBM 7094, 1 maszynę matematyczną Remington 1107, 2 maszyny matematyczne General Electric 225, 4 maszyny matematyczne IBM 1401; do celów handlowych — 1 maszynę matematyczną IBM 7080; do sterowania produkcją — 1 maszynę matematyczną IBM 1410, 2 maszyny matematyczne IBM 1401; do celów organizacyjnych i innych — 3 maszyny matematyczne IBM 1401, 2 maszyny matematyczne IBM 1620. Oczywiście, zakład ten ze względu na urządzenia przetwarzania danych należy do przodujących przemysłowych zakładów amerykańskich.

Warto zatrzymać się na wyjaśnieniu roli maszyn matematycznych przy sterowaniu produkcją, gdyż ma to bezpośredni związek z rozwojem techniki sterowania liczbowego obrabiarek. Główne zadania urządzeń przetwarzania danych w zakresie sterowania produkcją można sprowadzić do odpowiedzi następujących:

- na jakim stanowisku znajduje się w określonym czasie dana część?
- jakie części znajdują się w określonym stanowisku obróbczym w danym czasie?

Odpowiedź na te pytania nie jest łatwa w warunkach dużego zakładu produkcyjnego, lecz urządzenia do przetwarzania danych przez stosowanie różnorodnych systemów podają, prawie że natychmiastowo, takie informacje. Ubocznymi zadaniami z zakresu sterowania produkcją, wykonywanymi przez urządzenia przetwarzania danych, są: kontrola nieobecności pracowników, obliczanie czasów poszczególnych procesów i operacji, podawanie stopnia wykorzystania obrabiarek, kontrola narzędziowa i magazynowa. Wynikająca stąd koncepcja centralnego sterowania produkcją jest szczególnie zgodna z techniką sterowania liczbowego obrabiarek, gdyż w połączeniu pozwalają osiągnąć większą elastyczność programu produkcyjnego i zmniejszenie czasu przebiegu obróbki poszczególnych części.

Przy samym programowaniu procesu technologicznego maszyny matematyczne mogą być użyte również bez stosowania specjalnych ję-

zyków. Chodzi tu o proste, lecz powtarzające się operacje obróbcze, dla których przy programowaniu stosowany jest odmienny schemat, niż przedstawiono to na rys. 2. W zakładach tych do wszystkich prac wiertarskich wykonywany jest program na urządzeniu składającym się z maszyny matematycznej IBM 1401, pamięci IBM 1405 i dziurkarki do kart. Ze zwykłych rysunków warsztatowych zapisuje się odręcznie program na formularz, który jest jednakowy dla wszystkich OSL. Na podstawie tego programu dziurkuje się karty, które są wprowadzane do maszyny IBM 1401. Maszyna matematyczna przelicza współrzędne w stosunku do określonego punktu odniesienia i współrzędne biegunowe na współrzędne prostokątne oraz wywołuje podprogramy z pamięci płytowej (IBM 1405 — Ramac). Z maszyny otrzymuje się kartę dziurkowaną, a następnie za pomocą maszyny typu Flexowriter przenosi się program na taśmę dziurkowaną.

W ogóle maszyny matematyczne zaczynają w przemyśle amerykańskim odgrywać coraz to poważniejszą rolę. Massachusetts Institute of Technology, który założył podwaliny techniki sterowania liczbowego obrabiarek, jest obecnie daleko zaawansowany w pracach nad dalszymi zastosowaniami maszyn matematycznych. Przekazawszy innym placówkom prace nad systemami programowania procesów technologicznych, Instytut ten podjął prace nad zastosowaniem maszyn matematycznych do konstruowania, co w wyniku ma doprowadzić do tego, że wstępne opracowanie i wprowadzanie informacji na podstawie rysunku konstrukcyjnego przy programowaniu maszynowym zostanie zastąpione przez automatyczne przekazywanie danych. Do pomocy konstruktorom oddano specjalne urządzenie (tzw. Computer Aided Design), działające w następujący sposób: na każdym stanowisku konstruktora znajduje się ekran telewizyjny, na którym można „kreślić” za pomocą przyrządu zwanego ołówkiem świetlnym. Ekran „kreślarski” wraz z urządzeniami i pulpitem sterowniczym połączony jest z maszyną matematyczną, zawierającą wszystkie części znormalizowane oraz przystosowaną do wykonywania działań potrzebnych przy konstruowaniu. Pomijając prace obliczeniowe maszyna ta może przedstawiać na ekranie



3. Koordynatograf ze sterowaniem liczbowym „Orthomat”

nie żądane części w różnych rzutach, w różnej skali oraz w różnych połączeniach. Rysunek konstrukcyjny na ekranie powstaje z wywoływanych z maszyny elementów i części nakreślonych ołówkiem świetlnym.

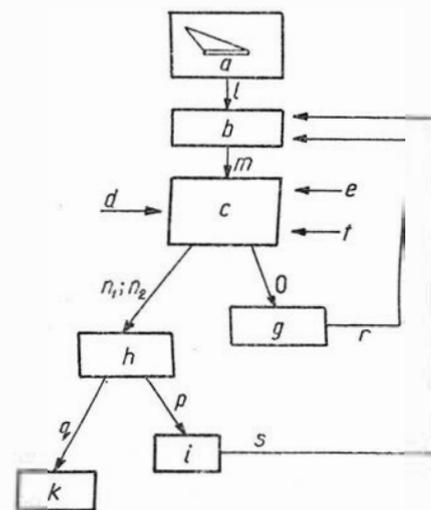
W zasadzie przy tego typu konstruowaniu zanika konieczność utrwalania rysunku na papierze, lecz niemniej bywa to nieraz konieczne i do tego stosowane są wtedy koordynatografy sterowane liczbowo (rys. 3).

Prawie wszystkie wyżej wymienione metody jeszcze przed ich ekonomicznym dopracowaniem znajdują zastosowanie w amerykańskim przemyśle budowy statków kosmicznych, rakiet i samolotów, gdyż jest to jedyna gałąź produkcji amerykańskiej, w której skrócenie cyklu produkcyjnego jest zupełnie wystarczającym uzasadnieniem stosowania nowej metody.

Typowym przykładem zastosowania nowoczesnej techniki liczbowej jest proces optymalizacji projektowania części lotniczych, zaczerpnięty z praktyki zakładów Boeing (rys. 4). Jak widać ze schematu, osiągnięcie optymalnego rozwiązania konstrukcyjnego jest znacznie przyspieszane, gdyż można powtarzać cały przebieg kilkakrotnie, aż do osiągnięcia zadowalających wyników. Projektowanie tą metodą jest właściwie rozszerzonym procesem programowania automatycznego i jako takie znakomicie zmniejsza czas powstawania prototypu nowej części. Wbrew przypuszczeniom prawie we wszystkich biurach programujących w przemyśle amerykańskim, zarówno przy programowaniu ręcznym jak i automatycznym, nie spotyka się szerszego występowania matematyków. Od pracowników biur programujących wymaga się głębokiej znajomości procesów technologicznych (kolejność operacji, wybór narzędzi, przyrządy mocujące,

parametry obróbcze itp.), co mogą zagwarantować jedynie doświadczeni inżynierowie, natomiast często aparat matematyczny potrzebny do programowania opanowywany jest poprzez „doszkolenie”.

W podsumowaniu można ująć problemy organizacyjno-techniczne biur programujących w amerykańskim przemyśle w sposób następujący: w zakresie składu osobowego — doświadczeni konstruktorzy przyrządów obróbczych i narzędzi oraz wyszkoleni i doświadczeni technicy ze znajomością metod programowania; w zakresie wyposażenia technicznego — tendencja do stosowania maszyn matematycznych średniej wiel-



4. Ogólny schemat optymalizacji projektowania części lotniczej:

a — pierwszy szkic projektowy; b — programowanie; c — maszyna matematyczna; d — program tłumaczący w postaci kart dziurkowanych dla określonego języka (np. APT); e — przystosowanie programu do układu wprowadzania danych obrabiarki; f — przystosowanie programu do układu wprowadzania danych obrabiarki; g — koordynator sterowany liczbowo z interpolatorem wewnętrznym; h — obrabiarka sterowana liczbowo z interpolatorem wewnętrznym; i — tunel aerodynamiczny do sprawdzania wielkości związanych z przepływem; k — stanowisko montażowe produkcji prototypowej; l — geometryczne wielkości części będące podstawą programowania; m — karty dziurkowane z programem; n_1, n_2 — taśmy dziurkowane do obrabiarki; o — taśmy dziurkowane koordynatografu; p — część wzorcowa do badań tunelowych (często w zmienionej skali); q — część prototypowa; r — korekta konstruktora (sprężenie zwrotne 1); s — korekta po badaniach tunelowych (sprężenie zwrotne 2).

kości i stosowanie symulatorów; w zakresie kontroli programów — realizacja próbna programu na obrabiarce w obecności programisty i możliwości korekty programów na stanowisku produkcyjnym.

SAMOLOT SZTURMOWY A-7A „CORSAIR” II

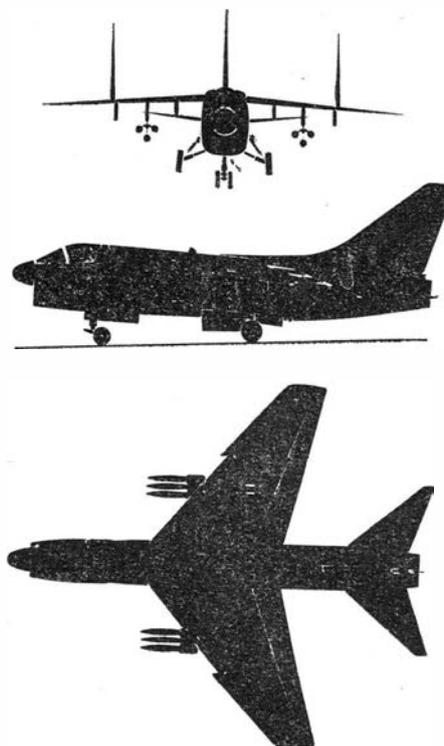
W związku ze zmianami, jakie w końcu lat pięćdziesiątych zaszły w amerykańskiej strategii atomowej, ponownie zyskał na znaczeniu konwencjonalny sposób prowadzenia wojen, przy czym dał się odczuć brak sprzętu odpowiadającego nowej doktrynie wojennej. Na pierwszy plan wysunęła się konieczność budowy lekkiego samolotu szturmowego. Próby marynarki wojennej polepszenia osiągnięć samolotów Douglas A-4E „Skyhawk” przez zastosowanie nowocześniejszego silnika nie dały spodziewanego wyniku. Zastąpiła wskutek tego potrzeba opracowania nowego typu samolotu. W związku z tym marynarka powołała zespół specjalistów, który w oparciu o założenia wojen ograniczonych ustalił wymagania odnośnie lekkiego samolotu szturmowego. Zespół doszedł do następujących wniosków:

- 1) lekki samolot szturmowy powinien zapewniać znacznie większy promień działania niż dotychczas stosowane samoloty, ponieważ przypuszczalne tereny działań wojennych będą leżeć w odległościach około 1000 km od punktów, do których mogą dotrzeć lotniskowce;
- 2) z uwagi na koszty pod uwagę należy brać tylko samoloty poddźwiękowe;
- 3) nowy samolot powinien być opracowany możliwie szybko, tanio i przy minimalnym ryzyku technicznym, nie powinien więc stanowić całkowicie nowej konstrukcji.

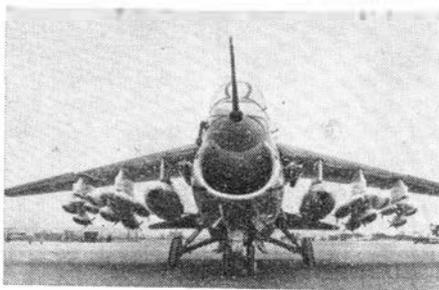
Zgodnie z powyższymi wnioskami powierzono firmie Ling-Temco-Vought opracowanie modyfikacji samolotu F-8E „Crusader” napędzanej jednym z istniejących silników dwuprzepływowych. Powstał w ten sposób samolot LTV A-7A „Corsair” II, którego prototypy są już poddawane próbom.

Samolot A-7A „Corsair” II jest pierwszym zbudowanym po wojnie samolotem, który zaprojektowany został specjalnie do wsparcia naziemnego. Może on przewozić 4,5 t ładunku bojowego w 200 różnych kombinacjach, tj. dwa razy tyle co samolot A-4E „Skyhawk” przy tym samym zasięgu; w przypadku dwukrotnie mniejszego ładunku zasięg samolotu zwiększa się dwukrotnie. Do obrony własnej służą dwa szybkostrzelne działka o kalibrze 20 mm i pociski „powietrze-powietrze”. Samolot A-7A jest mniejszy od samolotu F-8E, ma jednak skrzydło o większej powierzchni nośnej (i bez zmiennego kąta ustawienia). Podobnie jak u większości samolotów operujących z lotniskowców, skrzydło samolotu „Corsair” jest łamane do

góry. Jest ono zaopatrzone w dwudzielne sloty, rozciągające się na całej długości krawędzi natarcia, oraz w kłapy, przed którymi znajdują się przerywacze strug, zwiększające skuteczność lotek. Krawędź natarcia skrzydła ma uskok, zapobiegający oderwaniu warstwy przy-



szające skuteczność lotek. Krawędź natarcia skrzydła ma uskok, zapobiegający oderwaniu warstwy przy-



ściennej na końcach skrzydła. Jeżeli chodzi o konstrukcję samolotu, to jest ona zbliżona do konstrukcji samolotu „Crusader”. Godny uwagi jest tylko wyjątkowo duży hamulec aerodynamiczny, używany w locie nurkowym i nie zmieniający przy tym wyważenia samolotu.

Do napędu samolotu zastosowano uproszczoną odmianę dwuprzepływowego silnika samolotu General Dynamics F-111 — silnik Pratt and Whitney TF 30-P-6 (później ma być użyty silnik TF 30-P-8) bez dopalacza; jego ciąg wynosi około 5000 kG. Silnik może być wymontowany przez trzech mechaników i jednego elektryka w ciągu 30 min, przy czym należy wykonać 42 zabiegi. Wybudowanie silnika nie wymaga demontażu tylnej części kadłuba, wystarczy jedynie odjąć stożek ogonowy i część dolnego pokrycia ogona. Dzięki temu nie potrzeba rozłączać przewodów hydraulicznych i elektrycznych oraz przewodów sterowniczych, konieczne jest tylko odłączenie przewodów bezpośrednio połączonych z silnikiem. Po wymontowaniu silnik ustawia się na specjalnym wózku. Kadłub pod silnikiem jest silnie opancerzony, podobnie jak inne ważne miejsca samolotu.

Elektroniczne wyposażenie samolotu znajduje się w dwóch komorach o objętości po 0,57 m³ zabudowanych po obu stronach dolnej części kadłuba, za kabiną pilota. Mieści się w nich 90% urządzeń elektronicznych (w nosowej części kadłuba znajduje się radar AN/APQ-116). Urządzenia elektroniczne są usytuowane na głębokość w zależności od ich niezawodności, a tym samym częstotliwości obsługi. Zgodnie z przepisami marynarki elektronika uzbrojenia znajduje się w lewej, a elektronika nawigacyjna w prawej komorze.

Do podwieszania uzbrojenia służą wbudowane do punktów podwieszeń windy, które są napędzane silnikami



elektrycznymi zasilanymi z akumulatorów.

Dużą uwagę zwrócono na łatwość obsługi samolotu i na skuteczność przeprowadzanych zadań. Czas obsługi przypadający na jeden lot ocenia się na 20 godz., a prawdopodobieństwo pomyślnego wykonania zadania — na 80%. Prawdopodobieństwo to ma być zwiększone do 90%, a czas obsługi skrócony do 10 godz.

Marynarka zamówiła dotychczas 182 samoloty „Corsair” II, całkowicie zamówienie ma wynosić 1000 samolotów. Nad terminami realizacji programu ma czuwać system kontroli PERT w zakładach LTV i PROMPT (Program Reporting, Organization and Management Planning Technique) w Biurze Uzbrojenia Marynarki, jak również specjalna „gorąca linia” do szybkiego przekazywania informacji.

Rozważa się wersję przeznaczoną dla USAF z silnikiem zaopatrzoną w dopalacz.

Dane samolotu

długość	14,06 m
rozpiętość	11,8 m
rozpiętość ze złożonymi skrzydłami	7,24 m
wysokość	4,93 m
powierzchnia skrzydła	34,84 m ²
wydłużenie skrzydła	4
skos na 1/4 cięciwy skrzydła	35°
rozstaw kół	2,83 m
ciężar własny	6820 kG
maks. ciężar przy kaptułowaniu	14 740 kG
maks. ciężar przy lądowaniu	11 080 kG
pojemność zbiorników wewnętrznych	5680 l
prędkość maksymalna	1100 km/h
prędkość podchodzenia	225 km/h
prędkość minimalna	180 km/h
zasięg przy przelocie	5400 km

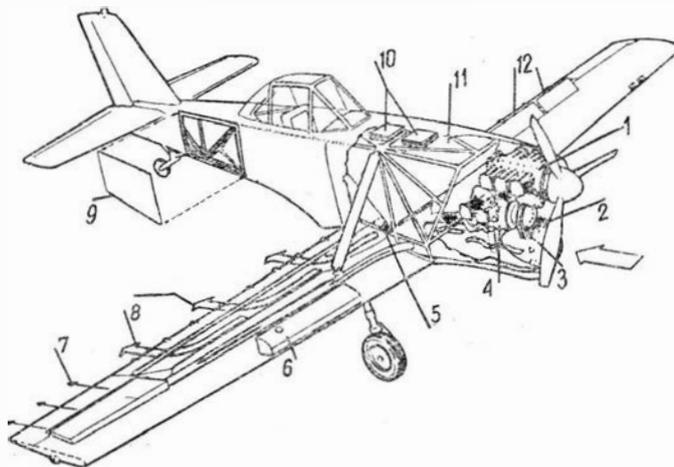
Promień działania

A. ciężar całkowity	12 680 kG
ciężar paliwa	4625 kG
ciężar uzbrojenia	680 kG
	1100 km
B. ciężar całkowity	13 735 kG
ciężar paliwa	4625 + 465 kG
ciężar uzbrojenia	1630 kG
	1200 km
C. ciężar całkowity	14 680 kG
ciężar paliwa	3560 kG
ciężar uzbrojenia	3400 kG
	370 km + 1 h
długość startu nad 15 m przeszkodą przy maks. ciężarze całkowitym	1932 m

W. K.

Znaczną część użytkowanych obecnie w świecie samolotów rolniczych można uznać za konstrukcje przestarzałe, gdyż 36% tych samolotów zaprojektowano przed 20 laty. W celu unowocześnienia parku samolotów rolniczych szereg wytwórni płatowców przystąpiło do budowy samolotów zaprojektowanych specjalnie do wykonywania zadań rolniczych. Samoloty te mają zapewnić większą ekonomię przeprowadzanych operacji oraz podnieść ich bezpieczeństwo. Dosyć typowe jest np. dla nowoczesnych samolotów rolniczych przesunięcie kabiny pilota do tyłu kadłuba, przy czym obudowa kabiny jest specjalnie wzmocniona. Ma to zabezpieczyć pilota

Oznaczenia na rys. 1: 1 — silnik główny, Lycoming IO-540 o mocy 290 KM; 2 — napęd paskiem klinowym wentylatora przez silnik pomocniczy; 3 — wentylator osiowy do rozpylania; 4 — silnik pomocniczy, Lycoming O-320 o mocy 150 KM; 5 — mechanicznie uruchamiana przesłona regulująca wydatek rozpylanych środków; 6 — zbiornik paliwa o pojemności 137 l (w połowie skrzydła); 7 — nadmuch powietrza nad lotką; 8 — kanały do rozpylania suchych środków chemicznych przez szczeliny nad kłapami o rozpiętości 10 m; 9 — ułatwiająca przeglądy pokrywa; 10 — zamknięcie zbiornika środków chemicznych, uruchamiane hydraulicz-



1

przed poważniejszymi obrażeniami w przypadku zderzenia z ziemią.

Przykładem nowoczesnego samolotu rolniczego może być amerykański samolot „Distributor Wing” wyprodukowany przez firmę Aerial Distributors Inc. Samolot ten jest wyposażony w dwa silniki — zabudowane jeden nad drugim — z których jeden napędza śmigło, a drugi — urządzenie rozpylające. Środki chemiczne są wydychywane przez szczelinę nad całą długością kłap skrzydła (stąd nazwa samolotu). Zastosowano poza tym nadmuch lotek w celu zwiększenia ich skuteczności przy małych prędkościach lotu. Istotną cechą samolotu jest możliwość tankowania go paliwem przy pracującym silniku, co zmniejsza czasy przygotowawcze między poszczególnymi lotami, pozwalając na lepsze wykorzystanie samolotu.

2



nie przez pilota; 11 — zbiornik środków chemicznych o objętości 1,13 m³; 12 — ułatwiające przeglądy pokrywy.

Zakończono już próby eksploatacyjne samolotu Cessna „Agwagon” (rys. 2), który w połowie bieżącego roku miał pojawić się na rynku. Do prób był użyty jeden prototyp z silnikiem o mocy 260 KM i drugi z silnikiem o mocy 300 KM. Samoloty seryjne mają być zaopatrzone w silniki Continental o mocy 230 KM. W czasie próbnej eksploatacji rozpylono 113 600 l środków chemicznych na obszarze o powierzchni 24 km². Na samolocie zastosowano specjalny zawór, który pozwala na opróżnienie w ciągu kilku sekund zbiornika z chemikaliami.

Rys. 3 przedstawia samolot rolniczy „Callair” B-1, wyprodukowa-



czeństwo zasania ciał obcych; B — zawór kierujący strumień silnika do wirnika lub dyszy wylotowej; C — kierownice wylotowe na końcach łopat; D — kłapy przedniej osłony w stanie złożonym. Prawa strona: A — dysza wylotowa silnika; B — wytwornica gazu; C — spiętrzeniowy wlot powietrza; D — podniesione kłapy przedniej osłony.

Dane samolotu

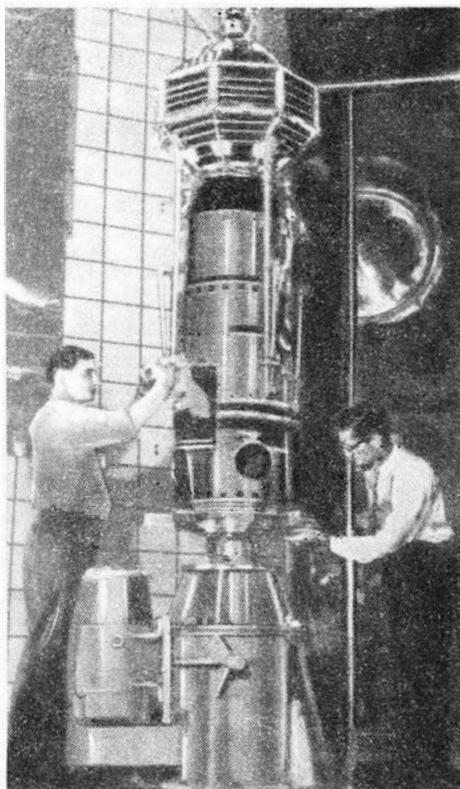
średnica wirnika	21,33 m
rozpiętość skrzydła	19,20 m
wydłużenie skrzydła	3,30 m
długość	31,30 m
wysokość	6,40 m
ciężar własny	11 900 kG
ciężar całkowity	
przy pionowym starcie	20 600 kG
największy ciężar całkowity	30 800 kG

W. K.

FRANCUSKIE SATELITY A.1 i FR.1

Pierwszy francuski sztuczny satelita wystrzelony 26 listopada 1965 r. z bazy w Hammaguir za pomocą rakiety „Diamant” służył wyłącznie do sprawdzenia pod względem technicznym rakiety nośnej, urządzenia rozdzielającego oraz stacji naziemnych łańcucha DIANE i IRIS. Zadanie to satelita spełnił tylko częściowo, ponieważ wysyłane przez niego sygnały — na częstotliwości 136,350 MHz — były słabsze niż oczekiwano, a później zupełnie zanikły. Orbita, na której został umieszczony satelita A.1, ma periogeum 528 km i apogeum 1768 km. Rysunek 1 przedstawia go na szczycie trzeciego stopnia rakiety nośnej. Jego średnica wynosi 50 cm, a ciężar 40 kG. Energię elektryczną wytwarzają baterie chemiczne mogące pracować przez dwa tygodnie. W czasie startu i lotu przez gęstsze warstwy atmosfery satelita chroni osłona, przy czym jego anteny są załamane do góry.

W przeciwieństwie do satelity A.1 drugi francuski satelita — oznaczony symbolem FR.1 — służy do przeprowadzania badań naukowych. Został on wystrzelony 6 grudnia 1965 roku z amerykańskiej bazy Vandenberg za pomocą rakiety „Scout” i umieszczony na orbicie kołowej o wysokości 750 km. Ogólna koncepcja satelity została opracowana przez Centre Nationale d'Etudes Spatiales (CNES) — ośrodek ten odbiera obecnie wstępnie opracowane dane, dostarczane przez



2

satelita. NASA dostarczyła rakietę nośną, a obecnie zajmuje się śledzeniem toru satelity i odbiera dane pomiarowe.

Zadaniem satelity FR.1 jest badanie własności jonosfery przez analizę rozprzestrzeniania się fal elektromagnetycznych o małych częstotliwościach. W tym celu dwie stacje naziemne (jedna we Francji, druga w Panamie) wysyłają sygnały o częstotliwościach 16,8 lub 24 kHz. Sygnały te przenikają częściowo przez jonosferę, przy czym rozprzestrzeniają się wzdłuż linii ziemskiego pola magnetycznego. Satelita odbiera zniekształcone i osłabione przez jonosferę sygnały i po zmianie częstotliwości na 136 MHz wysyła z powrotem w kierunku Ziemi. Dzięki zwiększonej częstotliwości sygnały w drodze powrotnej nie ulegają dalszym zniekształceniom i umożliwiają w ten sposób określenie zmian, jakie w nich zaszły pod wpływem jonosfery w drodze do satelity. Uzyskane za pomocą satelity FR.1 dane są porównywane z wynikami pomiarów przeprowadzanych przez amerykańskiego satelitęOGO-2 i kanadyjskiego „Alouette” 2.

Satelita jest poza tym wyposażony w antenę do pomiaru ziemskiego pola magnetycznego i w sondę do pomiaru gęstości elektronów. Do przekazywania danych pomiarowych służą dwa nadajniki pracujące na częstotliwościach 136,800 i 135,350 MHz. Odbiór sygnałów sterujących odbywa się na częstotliwościach 148 MHz. Energii elektrycznej dostarczają przetworniki energii słonecznej, które w liczbie 3840 zajmują około 85% zewnętrznej powierzchni satelity, oraz baterie srebro-kadmowe. Satelita jest stabilizowany za pomocą ruchu obrotowego (12 obr/min), a danych

na temat jego położenia w przestrzeni dostarcza magnetometr i czujnik słoneczny.

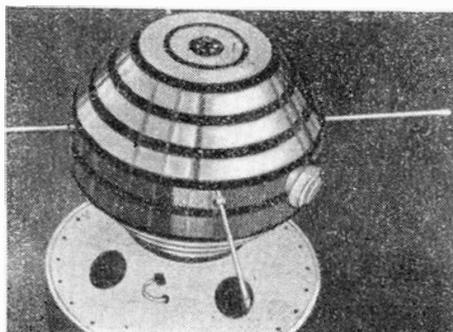
Główna obudowa satelity ma wysokość 70 cm i największą szerokość 71 cm, a jego ciężar wynosi 60 kG. Do budowy satelity zastosowano stopy magnezu, aluminium i wypełniacze z aluminium. Satelitę FR.1 pokazuje rysunek 2.

W. K.

WYKORZYSTANIE ATMOSFERY WENUS I MARSA DO NAPĘDU CHEMICZNEGO RAKIET

Paliwa dla podróży kosmicznych są węzłowym zagadnieniem możliwości wyniesienia na orbitę Ziemi potrzebnej masy. Z licznych badań i prac w tym kierunku wynika, że wykorzystanie przy napędzie chemicznym atmosfery ziemskiej w silnikach przepływowych wpływa znacznie na ich ekonomię. Znany specjalista napędów kosmicznych M. Summerfield wskazuje w swych pracach na korzystne możliwości dodatków sproszkowanych metali do paliw raketowych. Z drugiej strony R. A. Rhein z Jet Propulsion Laboratory — California Institute of Technology wskazuje na rozważania teoretyczne dotyczące energii chemicznej powstałej przy łączeniu się niektórych metali z azotem. Zbadał on również zapłon i spalanie sproszkowanych metali w atmosferze ziemskiej o normalnym składzie, następnie w czystym azocie i przypuszczalnej atmosferze Marsa — 2,16 Ar; 11,21 CO₂ i reszta N₂; dalej badania przeprowadzono w atmosferze CO₂ i atmosferze Wenus o składzie — 4,1% Ar; 9,17% N₂ i reszta CO₂. Doświadczenia te miały pokazać, że atmosfery te mogą być wykorzystane jako źródła energii chemicznej. I tak dla atmosfery Marsa temperatury zapłonu wynosiły: dla litu 433°, dla wapnia 192°, dla boru 1231°, berylu 766°C. W atmosferze Wenus: lit — 367°, wapń — 163°, bar — 1000°C. Ogólnie w atmosferze ziemskiej proszki metali „palą się” lepiej niż dla Wenus i dla Wenus lepiej niż dla Marsa. Palenie odbywało się w butli z doprowadzeniem odpowiedniego gazu i przy zapłonie elektrycznym. W CO₂ reakcja odbiera tlen z CO₂, zaś w atmosferze azotu metale łączą się z nim. Ciekawą jest rzeczą, że niektóre metale mają wyższą temperaturę zapłonu w atmosferze Marsa niż w czystym azocie i wyższą dla atmosfery Wenus niż dla czystego dwutlenku węgla. Zbadano metale: lit, magnez, beryl, wapń, bor, aluminium, cer, tytan, cyrkon, tor i uran. Tablica energii chemicznej „spalania” w azocie i dwutlenku węgla tych metali w porównaniu z energią uzyskaną z reakcji różnych kombinacji paliw i utleniaczy wykazuje, że bor i beryl „palą się” w atmosferze azotu wytwarza nieco więcej ciepła niż najlepsze układy paliwo-utleniacz. Wyjątek stanowią Li + OF₂ i Be + OF₂. Bor daje nieco więcej ciepła w azocie, lecz beryl ma łatwiejszy zapłon. W atmosferze CO₂ — Be, Li, B, Al oraz bora-

1



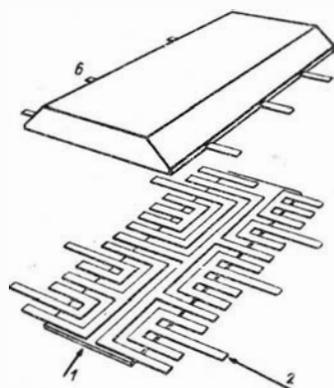
ny B_2H_2 i B_2H_3 dają więcej energii niż wszystkie inne kombinacje paliw i utleniaczy.

Jak z tych badań można się spodziewać, napędy wykorzystujące atmosferę planet Marsa i Wenus będą niewątpliwie brane pod uwagę przy lotach do tych planet.

Z. Br.

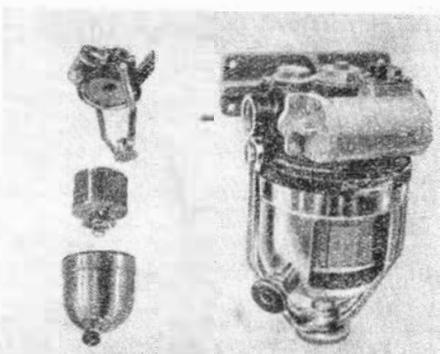
NOWA METODA KONSTRUOWANIA W MIKROELEKTRONICE

Angielska firma General Electric Co. Ltd (GEC) opracowała nową metodę budowy i konstrukcji miniaturyzowanych i mikrominiaturyzowanych urządzeń elektronicznych, którą nazwano metodą „racjonalnego pakowania”. Metoda ta umożliwia bardzo ciasne układanie poszczególnych elementów i pozwala na łączenie konwencjonalnych elementów konstrukcyjnych z integralnymi obwodami półprzewodnikowymi i z obwodami z cienkich błonek w zwarte grupy konstrukcyjne. Przy budowie nową metodą urządzeń elektronicznych nie ma potrzeby stosowania tego samego rodzaju elementów, lecz można dokonywać wyboru elementów najbardziej odpowiednich.



2

W urządzeniach budowanych metodą GEC stosuje się znormalizowane moduły, które mają kształt prostokąta o trapezowym przekroju i są zgrzewane w kilku szeregach na wielowarstwowej płycie z obwodami. Kompletny mikroelektroniczny zespół konstrukcyjny składa się z szeregu takich płyt, które są ułożone albo bezpośrednio jedna na drugiej (zwiększa się w ten sposób sztywność zespołu) albo też z pozostawieniem między nimi pewnych odstępów. Szczególną zaletą tego rodzaju konstrukcji jest to, że nawet w przypadku bezpośredniego ułożenia jednej płyty na drugiej istnieje między szeregami modułów dostateczna wolna przestrzeń pozwalająca na przedmuchiwanie w razie konieczności powietrza chłodzącego. Jedna płyta zawiera zwykle od 500 do 3500 elementów konstrukcyjnych, przy czym połączenia elektryczne są zgrzewane. Szczegóły budowy pojedynczego modułu przedstawia rys. 1. Poszczególne elementy (3) są umieszczone na wytrawionej płycie obudowy (1), zawierającej do trzech warstw połączeń poprzecznych (2, 4), z którymi elementy modułu zgrzewa się za pomocą elektrod (5). Moduł jest zamykany



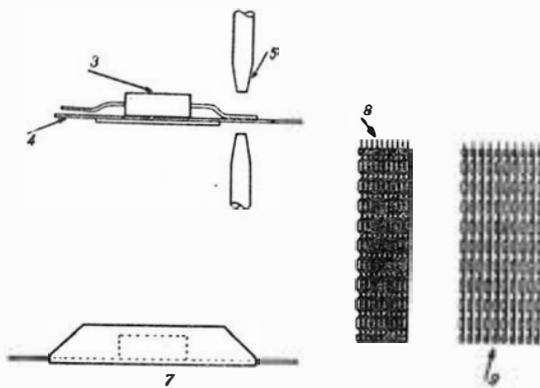
w osłonie (6, 7), z której wystają tytko końcówki służące do zewnętrznych połączeń. Z prawej strony rysunku widać pewną liczbę płyt złożonych ze sobą w sposób bezpośredni (8) oraz z pozostawieniem odstępów (9).

Moduły mogą składać się z konwencjonalnych elementów miniaturyzowanych, z integralnych obwodów półprzewodnikowych i z integralnych obwodów z cienkich błonek. Elementy wszystkich trzech typów mogą być umieszczone w jednym module.

Gotowe moduły można mocować na płytach różnego typu. W przy-

klejoną folią niklową, z której wytrawiono części nie stanowiące połączeń elektrycznych. Płyty te mają otwory do połączeń między poszczególnymi warstwami. Kompletna płyta obwodowa powstaje przez sklejenie ze sobą poszczególnych warstw i zgrzanie wewnętrznych połączeń. Rys. 2 przedstawia typową płytę wielowarstwową z siedmioma rzędami modułów.

Większość stosowanych przez firmę GEC modułów ma szerokość 12,7 mm i grubość 2,5 mm. Zwartość konstrukcji wynosi od 175 do 70 000 jednostek na 1 dcm³ (ostatnia liczba odnosi się do urządzeń woj-



skowych). Połączone ze sobą płyty obwodowe umieszcza się w hermetycznej skrzynce o podwójnych ścianach, zaopatrzonej w wentylator.

Opisaną metodę budowy urządzeń elektronicznych firma GEC zastosowała już w mikrominiaturyzowanym przeliczniku pokładowym, co pozwoliło na znaczne skrócenie czasu rozwoju urządzenia.

W.K.

MIKROFILTR PALIOWY

Francuska firma Le Bozec et Gauthier zbudowała mikrofiltr do benzyny, nafty, paliwa JP4 i innych paliw lotniczych, który usuwa wszystkie zanieczyszczenia o wymiarach powyżej 10 μ . Pokrywa i obudowa filtru są wykonane z lekkiego stopu i połączone ze sobą obejmą. Zastosowano podwójne wloty i wyloty, co pozwala wybierać przepływ poprzeczny lub podłużny paliwa przez filtr. Element filtrujący jest wykonany ze specjalnego papieru; w

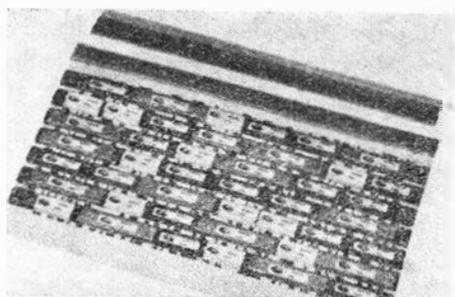
przypadku dużego zanieczyszczenia element ten może być bocznikowany, przy czym pokazuje się wówczas na pokrywie filtru czerwona strzałka. Na pokrywie filtru znajduje się wyłącznik ciśnieniowy, który w przypadku przekroczenia dopuszczalnego spadku ciśnienia paliwa w filtrze zapala w kabinie pilota lampkę sygnalizacyjną. Filtr ma ciężar 1,8 kG i jest przewidziany na wydatek 1000 l/h.

W.K.

WSKAŹNIK DRGAŃ SILNIKÓW TURBINOWYCH

Na samolotach pasażerskich Hawker Siddeley „Trident” zastosowano wskaźnik drgań silników STEVI (Sperry Turbine Engine Vibration Indicator). Przyrząd pozwala pilotowi na wykrycie wzrastających drgań silników zanim drgania te spowodują poważniejsze uszkodzenia.

W.K.



dla profili prostych:

$$z_{sr} = \frac{1}{6} K_1 \left[\left(\frac{x}{c} \right)^3 - 3 \bar{x}_z \left(\frac{x}{c} \right)^2 + \bar{x}_z^2 \left(3 - \bar{x}_z \frac{x}{c} \right) \right] \text{ dla } x < x_z$$

$$\bar{z}_{sr} = \frac{1}{6} K_2 \bar{x}_z^3 \left[1 - \left(\frac{x}{c} \right) \right] \text{ dla } x > x_z$$

dla profili z podgiętą krawędzią spływu:

$$\bar{z}_{sr} = \frac{1}{6} K_1 \left[\left(\frac{x}{c} - \bar{x}_z \right)^3 \frac{K_2/K_1}{(1 - \bar{x}_z)^3} \frac{x}{c} - \bar{x}_z^3 \frac{x}{c} + \bar{x}_z^3 \right] \text{ dla } x < x_z$$

$$\bar{z}_{sr} + \frac{1}{6} K_2 \left[\frac{K_2/K_1}{(1 - \bar{x}_z)^3} \left(\frac{x}{c} - \bar{x}_z \right)^3 - K_2/K_1 (1 - \bar{x}_z)^3 \frac{x}{c} - x_z^3 \frac{x}{c} + \bar{x}_z^3 \right]$$

dla $x > x_z$.

W oparciu o przedstawione zależności określono współrzędne linii średnich serii: 210, 220, 230, 240 i 250. Współrzędne poszczególnych linii średnich podano w tabelicy 5. W tabelicy 5 podano również współczynniki aerodynamiczne C_z , α i C_m — obliczone teoretycznie.

Kształt tych linii przedstawiony jest na rys. 9 a, b, c, d, e i f. Współrzędne linii średnich dla serii 430 mają się tak do współrzędnych linii dla serii 230 jak 4:2, a dla serii 640 mają się tak do współrzędnych linii dla serii 240 jak 6:2.

Promień krzywizny noska przyjmuje się dla tej grupy profili wg zależności:

$$\left[\frac{r}{c} = 1,1 \left(\frac{d}{c} \right)^2 \right]$$

Profil wyjściowy wykreśla się wg schematu opisanego w przypadku czterocyfrowej grupy profili.

Pochylenie stycznych do linii środkowych jest:

a) w przypadku profili prostych:

$$\text{tg } \theta = K \frac{1}{6} \left[3 \left(\frac{x}{c} \right)^2 - 6 \bar{x}_z \frac{x}{c} + \bar{x}_z^2 (3 - x_z) \right] \text{ dla } x < x_z$$

$$\text{tg } \theta = -K \frac{1}{6} \bar{x}_z^3 \text{ dla } x > x_z$$

b) w przypadku profili z podgiętą krawędzią spływu:

$$\text{tg } \theta = K \frac{1}{2} \left(\frac{x}{c} - \bar{x}_z \right)^2 - K \frac{2}{6} (1 - \bar{x}_z)^3 -$$

$$- K \frac{1}{6} \bar{x}_z^3 \text{ dla } x < x_z$$

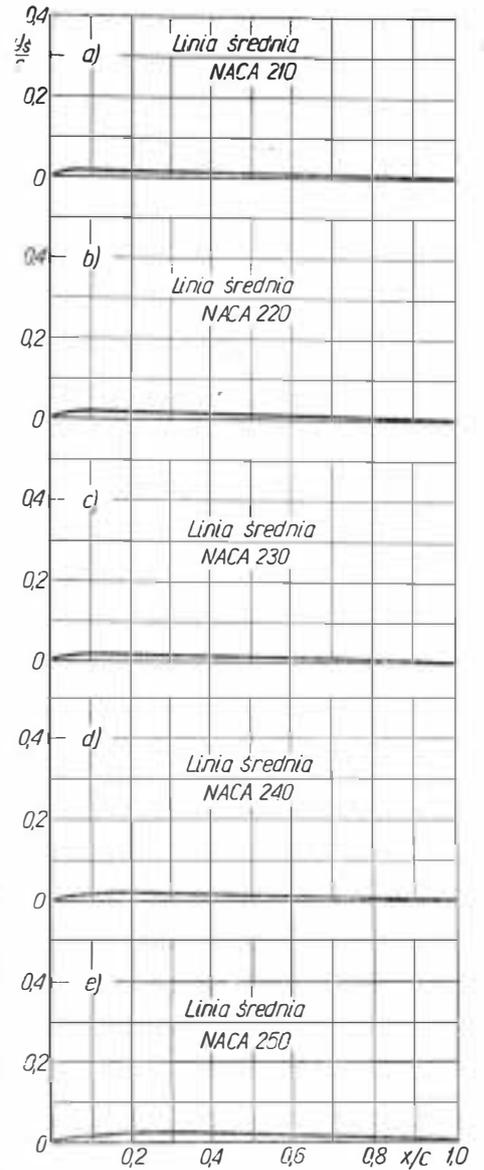
$$\text{tg } \theta = K \frac{3}{2} \left(\frac{x}{c} - \bar{x}_z \right)^2 - K \frac{2}{6} (1 - \bar{x}_z)^3 -$$

$$- K \frac{1}{6} \bar{x}_z^3 \text{ dla } x > x_z$$

Na rys. 10 przedstawiono serie profili grupy pięciocyfrowej.

W NACA określono i zbadano:

1. Trzy serie profili różniących się między sobą wartością strzałki linii środko-



Rys. 9. Kształt linii średnich dla serii profili 210, 220, 230, 240 i 250

Tabela 4

Określenie linii średniej	X_m/C	X_z/C	K_1	K_2/K_1
210	0,05	0,0580	361,4	
220	0,10	0,1260	51,64	
230	0,15	0,2025	15,957	
240	0,20	0,2300	6,643	
250	0,25	0,3910	3,230	
221	0,10	0,1300	51,99	0,000764
231	0,15	0,2170	15,793	0,006770
241	0,20	0,3180	6,520	0,03030
251	0,25	0,4410	3,191	0,1355

Tabela 5. Współrzędne linii średnich profili

Seria 210			Seria 220			Seria 230			Seria 240			Seria 250		
$C_z = 0,30; \alpha = 2,09^\circ; C_m c/4 = -0,006$			$C_z = 0,30; \alpha = 1,86^\circ; C_m c/4 = -0,010$			$C_z = 0,30; \alpha = 1,65^\circ; C_m c/4 = -0,014$			$C_z = 0,3; \alpha = 1,45^\circ; C_m c/4 = -0,019$			$C_z = 0,30; \alpha = 1,26^\circ; C_m c/4 = -0,026$		
x %C	y_s %C	dys/dx	x %C	y_s %C	dys/dx	x %C	y_s %C	dys/dx	x %C	y_s %C	dys/dx	x %C	y_s %C	dys/dx
0	0	0,59613	0	0	0,39270	0	0	0,30508	0	0	0,25233	0	0	0,21472
1,25	0,596	0,36236	1,25	0,442	0,31541	1,25	0,357	0,26594	1,25	0,301	0,22877	1,25	0,258	0,19920
2,5	0,928	0,18504	2,50	0,793	0,24618	2,5	0,666	0,22929	2,50	0,572	0,20625	2,5	0,498	0,18416
5,0	1,114	-0,00018	5,0	1,257	0,13192	5,0	1,155	0,16347	5,0	1,035	0,16432	5,0	0,922	0,15562
7,5	1,087		7,5	1,479	0,04994	7,5	1,492	0,10762	7,5	1,397	0,12653	7,5	1,277	0,12909
10,0	1,058		10,0	1,535	0,00024	10,0	1,701	0,06174	10,0	1,671	0,09290	10,0	1,570	0,10458
15,0	0,999		15,0	1,463		15,0	1,838	-0,00009	15,0	1,991	0,03810	15,0	1,982	0,06162
20,0	0,940		20,0	1,377		20,0	1,767	-0,02203	20,0	2,079	-0,00010	20,0	2,199	0,02674
25,0	0,881		25,0	1,291		25,0	1,656		25,0	2,018	-0,02169	25,0	2,263	-0,00077
30,0	0,823	-0,01175	30,0	1,205		30,0	1,546		30,0	1,890		30,0	2,212	-0,01880
40,0	0,705		40,0	1,033	-0,01722	40,0	1,325		40,0	1,620		40,0	1,931	
50,0	0,588		50,0	0,861		50,0	1,104		50,0	1,350		50,0	1,609	
60,0	0,470		60,0	0,689		60,0	0,883	-0,02208	60,0	1,080	-0,02700	60,0	1,287	
70,0	0,353		70,0	0,516		70,0	0,662		70,0	0,810		70,0	0,965	-0,03218
80,0	0,235		80,0	0,344		80,0	0,442		80,0	0,540		80,0	0,644	
90,0	0,118		90,0	0,172		90,0	0,221		90,0	0,270		90,0	0,322	
95,0	0,059		95,0	0,086		95,0	0,110		95,0	0,135		95,0	0,161	
100,0	0,000		100,0	0,000		100,0	0,000		100,0	0,000		100,0	0,000	

Tablica 6

Profile NACA-pięciocyfrowe, położenie strzałki — 15%			
Grubość wzg. prof. % c	Seria o strz. 2% c	Seria o strz. 4% c	Seria o strz. 6% c
6	23006	—	—
9	23009	43009	63009
12	23012	43012	63012
15	23015	43015	63015
18	23018	43018	63018
21	23021	43021	63021
24	23024	—	—
30	32030	—	—

w: 2, 4 i 6% cięciwy, przy stałym położeniu strzałki (15% cięciwy).

Seria dla strzałki linii środkowej 2% składa się z ośmiu profili różniących się między sobą grubością względną profilu.

Seria dla strzałki linii środkowej 4% składa się z pięciu profili różniących się między sobą również grubością względną. Seria 6% podobnie jak w przypadku 4%.

2. Cztery serie różniące się między sobą wartością strzałki linii środkowej: 2, 3 i 4 i 6% cięciwy, przy stałej grubości względnej profilu.

Seria dla strzałki linii środkowej 2% składa się z pięciu profili różniących się między sobą położeniem strzałki w % cięciwy.

Podobnie, pozostałe serie składające się z trzech profili. Profile z podgiętą krawędzią splywu tworzą jedną serię dla: 2% strzałki linii środkowej oraz dla 12% grubości względnej profilu a różnią się położeniem strzałki.

Seria składa się z czterech profili.

W tablicy 6, 7 i 8 zestawiono poszczególne serie profili grupy pięciocyfrowej.

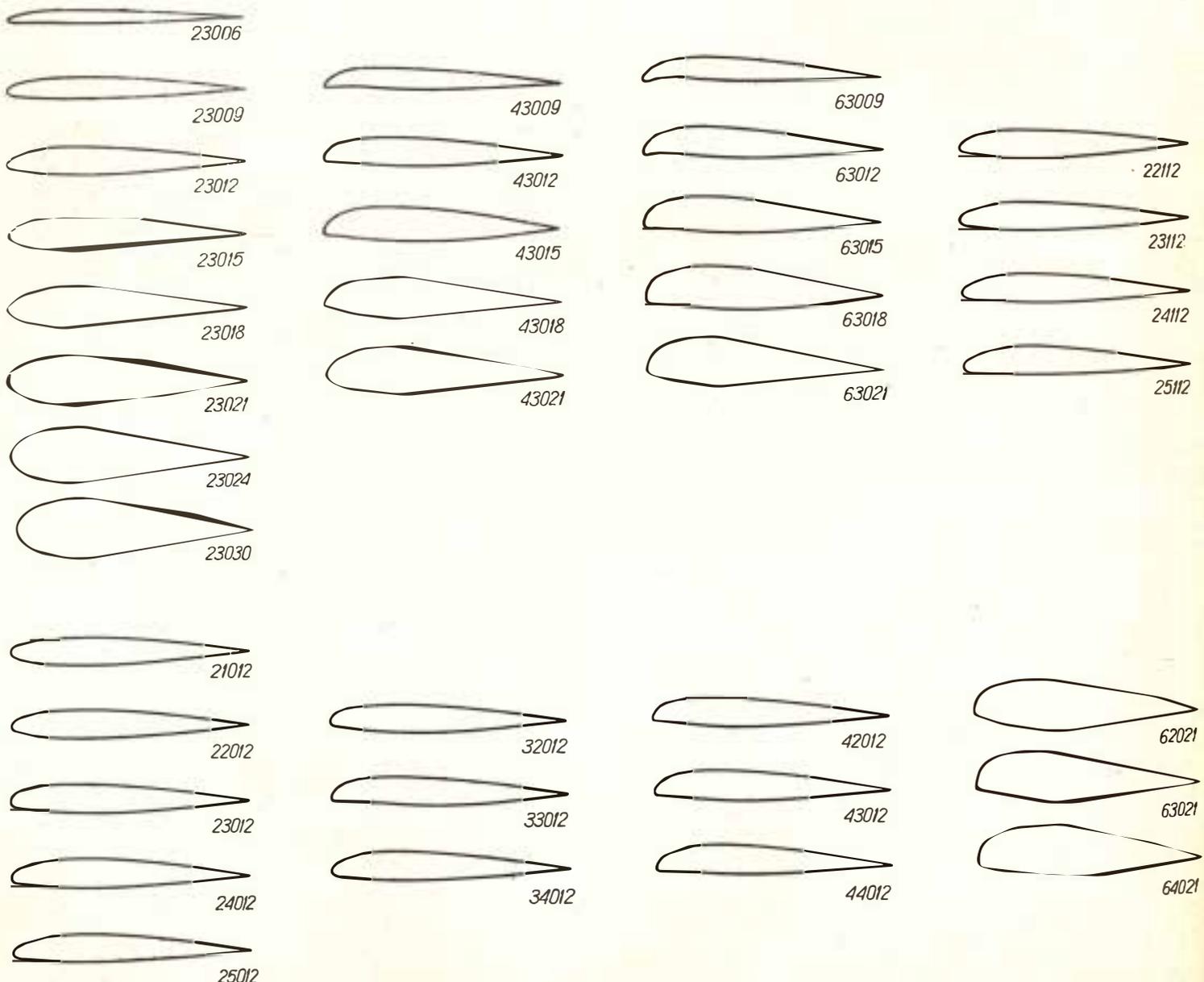
Tablica 7

Profile NACA-pięciocyfrowe, grubość względna 12% gr. wzg. 21%				
Pol. strz. % c	Seria o strz. 2% c	Seria o strz. 3% c	Seria o strz. 4% c	Seria o strz. 6% c
5	21012	—	—	—
10	22012	32012	42012	62021
15	23012	33012	43012	63012
20	24012	34012	44012	64021
25	25012	—	—	—

Tablica 8

Profile z podgiętą krawędzią splywu.
Strzałka 2%, grubość względna 12%

Położenie strz. % c	Profil
10	22112
15	23112
20	24112
25	25112



Rys. 10. Zestawienie profili