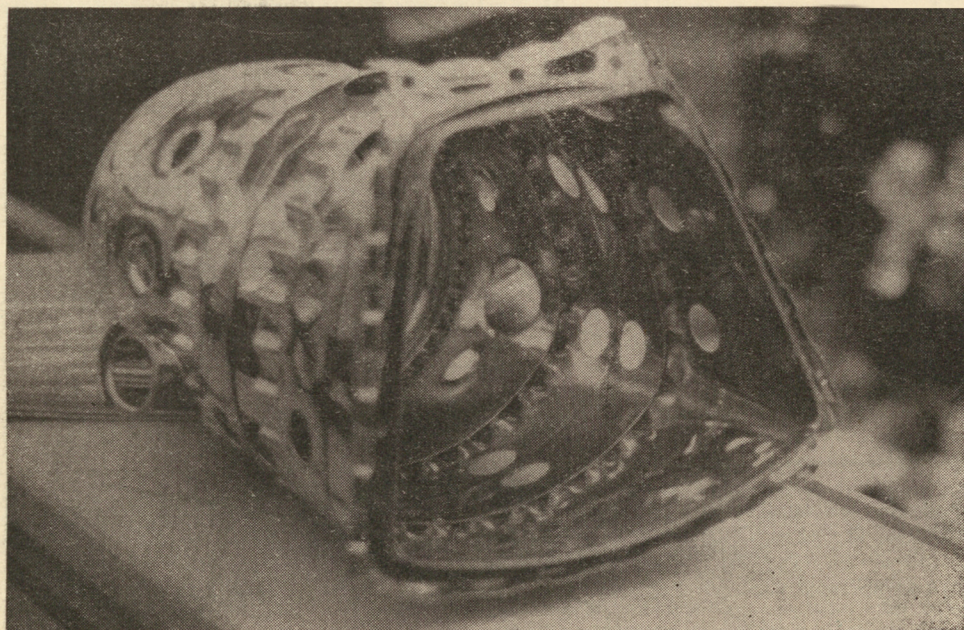


3

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

MARZEC 1962



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

WYTRZYMAŁOŚĆ PŁYT PROSTOKĄTNYCH

cz. I.

Zebrał i opracował mgr inż. Z. Łapiński

Płyty prostokątne obciążone ciśnieniem p kg/cm^2 , równomiernie rozłożonym na całej powierzchni płyty.

Oznaczenia ogólne:
 σ_0 kg/cm^2 — naprężenie rozciągające w kierunku osi x w środkowej warstwie płyty (tzw. bionowy stan naprężeń).
 σ_1 kg/cm^2 — maksymalne naprężenie rozciągające w kierunku osi x na powierzchni płyty na połowie jej szerokości (tj. bionowy stan naprężeń + naprężenia od zginania).
 σ_2 kg/cm^2 — maksymalne naprężenie rozciągające w kierunku osi y na powierzchni płyty na połowie jej długości (tj. bionowy stan naprężeń + naprężenia od zginania).
 f cm — maksymalne ugięcie w środku płyty.

Podane zależności są słuszne tylko w granicach sprężystości i odnoszą się do płyt bez wstępnych odkształceń (ugięć). Na wykresach naprężenia σ_0 , σ_1 , σ_2 i ciśnienie p podano w wielkościach bezwymiarowych.

Rys. 1. — Wszystkie krawędzie płyty są swobodnie podparte.

Podparcie jest takie, że krawędzie wzdłuż osi y są nieprzesuwalne i odległość $b = \text{const}$ zarówno przed jak i po obciążeniu.

Linia dla $\frac{a}{b} = \infty$ ważna jest dla wszystkich wielkości $b > 3$.
 Naprężenia w płycie, pochodzące tylko od zginania σ_g , oblicza się z następującej zależności: $\sigma_g = \sigma_1 - \sigma_0$.

PRZYKŁAD: Należy określić maksymalne ugięcie i maksymalne naprężenia w płycie podpartej swobodnie na czterech krawędziach (rys. 1) i obciążonej ciśnieniem poprzecznym $p = 0,5 \text{ kg/cm}^2$, rozłożonym równomiernie na całej powierzchni płyty. Wymiary płyty są następujące: $h = 1 \text{ mm}$, $b = 150 \text{ mm}$, $a = 500 \text{ mm}$ i $E = 750 000 \text{ kg/cm}^2$.

Oblicza się:

$$\frac{p}{E} \left(\frac{b}{h} \right)^4 = \frac{0,5}{75 \cdot 10^4} \cdot \left(\frac{15}{0,1} \right)^4 = 337$$

Z wykresu na rys. 1 dla krzywej f/h i dla $\frac{a}{b} = \infty$ otrzymuje się:

$$f/h = 2,44 \text{ stąd } f_{\text{max}} = 2,44 \cdot 0,1 = 0,244 \text{ cm.}$$

Następnie z wykresu otrzymuje się:

$$\frac{\sigma_1}{E} \cdot \left(\frac{b}{h} \right)^2 = 27,8; \sigma_1 = 27,8 \cdot E \cdot \left(\frac{b}{h} \right)^2 = 27,8 \cdot 75 \cdot 10^4 \cdot \left(\frac{0,1}{15} \right)^2 = 925 \text{ kg/cm}^2$$

$$\frac{\sigma_0}{E} \cdot \left(\frac{b}{h} \right)^2 = 16,8; \sigma_0 = 16,8 \cdot E \cdot \left(\frac{b}{h} \right)^2 = 16,8 \cdot 75 \cdot 10^4 \cdot \left(\frac{0,1}{15} \right)^2 = 560 \text{ kg/cm}^2$$

Naprężenia tylko od zginania określa się następująco:
 $\sigma_g = \sigma_1 - \sigma_0 = 925 - 560 = 365 \text{ kg/cm}^2$.

Rys. 2. — Wszystkie krawędzie płyty są swobodnie podparte. Rys. 2 odnosi się do tych samych warunków zamocowania co i rys. 1, tylko sporządzony jest dla większych p .

Rys. 3. — Wszystkie krawędzie płyty są sztywno zamocowane. Zamocowanie jest takie, że wszystkie krawędzie nie mogą się obracać i odległość $b = \text{const}$ pod działaniem obciążenia. Linia dla $\frac{a}{b} = \infty$ ważna jest dla wszystkich wielkości $\frac{a}{b} > 3$.

(c.d. na III str. okł.)

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
II etap porządkowania gospodarki przedsiębiorstw przemysłu ciężkiego	65
D. PANCZOWSKI — Wpływ wymiarów elementów konstrukcyjnych przekroju poprzecznego skrzydła na położenie środka zginania	66
J. GRZEGORZEWSKI — Silniki raketowe na paliwo stałe	72
D. GRUSZCZYŃSKI — Farnborough 1961	80
Nowości techniczne	91
Słownictwo lotnicze — Uwagi dotyczące druku i użytkowania słownika lotniczego	93
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	95
Pomoce Konstruktorskie Techn. Lotn. — Z. Łapiński: Wytrzymałość płyt prostokątnych, cz. I	okł.

CONTENTS

	Page
The II stage of ordering of industrial enterprise economy	65
D. P. PANCZOWSKI — The influence of constructional elements dimensions of wing cross-section on bending centre position	66
J. GRZEGORZEWSKI — Rocket engines with solid fuels	72
D. GRUSZCZYŃSKI — Farnborough 1961	80
Technical News	91
Aeronautical glossary — Remarks on print and usage of Aeronautical Dictionary	93
Aviation Documentation Review	95
Designer's Data Sheets — Z. ŁAPIŃSKI: The strenght of rectangular plates, part I	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Второй этап упорядочения хозяйства производств промышленных	65
D. P. PANCZOWSKI — Влияние размеров конструктивных элементов поперечного сечения крыла на положение центра изгиба	66
J. GRZEGORZEWSKI — Ракетные двигатели на твердые топлива	72
D. GRUSZCZYŃSKI — Фарнборо 1961	80
Технические новости	91
Авиационный словарь — Замечания по печати и пользованию авиационного словаря	93
Документальный обзор авиации	95
Конструкторские пособия — Z. ŁAPIŃSKI: Прочность прямоугольных плит, ч. I	Обл



NASZA OKŁADKA

Komora spalania silnika Rolls-Royce „Avion”

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jaroslawa Berzńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działowi

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11
 Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł Półroczna 72.— zł

Konto PKO Wrocław, nr 8-6-13768 „Ruch”.



II etap porządkowania gospodarki przedsiębiorstw przemysłu ciężkiego

Realizacja uchwał IV i V Plenum KC PZPR postępuje stale naprzód. W ramach tej akcji prowadzone od dłuższego czasu porządkowanie gospodarki przedsiębiorstw resortu przemysłu ciężkiego stanowi poważne osiągnięcie i podstawę dalszych prac.

Szczególnym osiągnięciem przemysłu maszynowego jest realizacja bardzo ważnego pierwszego etapu porządkowania organizacyjno-technicznego przedsiębiorstw, która pozwoliła na wprowadzenie nowych, technicznie uzasadnionych norm pracy.

Na nowym etapie rozwoju techniki, obok stałego wprowadzania do produkcji maszyn i urządzeń nowej konstrukcji, najważniejszym problemem jest wprowadzenie nowych procesów technologicznych oraz mechanizacji i automatyzacji pracy w celu osiągnięcia dalszego postępu w podniesieniu wydajności.

W tym znacznie głębszym i trudniejszym etapie prac organizacyjno-technicznych wysuwa się również na czoło zagadnienie uporządkowania gospodarki materiałowej.

W nowym etapie usprawnienia techniki i organizacji produkcji powinny być wytyczone w sposób konkretny perspektywy rozwojowe poszczególnych przedsiębiorstw, przynajmniej na kilka najbliższych lat, co wiąże się z dalszym porządkowaniem problemu specjalizacji w produkcji wyrobów oraz ich części i zespołów.

Prace usprawniające i porządkowe nie mogą mieć charakteru doraźnego, lecz nawiązując do osiągnięć dotychczasowych pierwszego etapu usprawnień — powinny stworzyć szerszą podstawę modernizacji i przekształcania przemysłu. Warunkiem jest osiągnięcie trwałych przeobrażeń w systemie i stylu pracy, które mają zapewnić między innymi szczególną uwagę i opiekę pracom badawczym, doświadczalnym, organizacyjnym, przygotowaniom do wprowadzenia nowych konstrukcji, a szczególnie nowych procesów technologicznych.

Dla zapewnienia pełnej realizacji powyższych zadań przez przedsiębiorstwa przemysłu ciężkiego zostało wydane „Zarządzenie nr 245 Ministra Przemysłu Ciężkiego w sprawie drugiego etapu prac nad podnoszeniem poziomu techniki, technologii i organizacji produkcji oraz oszczędności materiałów w przedsiębiorstwach przemysłu ciężkiego”.

Ramowe wytyczne, omawiające zakres i metodykę prac prowadzących do realizacji wymienionego zarządzenia, zwracają uwagę na następujące główne kierunki działania, na których należy się szczególnie skupiać w drugim etapie prac.

A. Postęp techniczny w zakresie tworzenia perspektyw rozwojowych produkcji, uzyskiwany przez:

- normalizację, unifikację i typizację konstrukcji i technologii,
- grupowanie i gromadzenie technologiczne jednorodnej produkcji części i zespołów dla polepszenia specjalizacji i tworzenia podstaw do automatyzacji produkcji,
- skrócenie cyklu uruchomienia i opanowania produkcji nowych wyrobów.

B. Postęp techniczny w zakresie konstrukcji, zapewniony przez:

- wprowadzenie nowych konstrukcji, modernizowanie wytwarzanych wyrobów, wycofywanie z produkcji wyrobów o konstrukcji przestarzałej,
- polepszenie technologiczności konstrukcji,
- stosowanie postępowych metod konstruowania.

C. Postęp techniczny w zakresie technologii i metod wytwarzania, uzyskiwany przez:

- opracowanie i wprowadzanie nowoczesnych metod technologicznych,
- stosowanie nowoczesnych metod opracowania technologii,
- wprowadzenie — przez typizację operacji — obróbki

grupowej i zwiększenie mechanizacji produkcji małoseryjnej i jednostkowej,

- wprowadzenie dalszej mechanizacji robót pracochłonnych, uciążliwych i przeładunkowych.

D. Postęp techniczny w zakresie oszczędności materiałowych i polepszenie gospodarowania materiałami, uzyskany przez:

- usprawnienia konstrukcyjne i technologiczne, prowadzące do obniżenia ciężaru części, zwiększenia wykorzystania i podniesienie uzysku materiałów,
- opracowanie i wprowadzenie prawidłowych norm zużycia materiałów oraz ich aktualizowanie w miarę zmian konstrukcyjnych i technologicznych.

E. Postęp w organizacji przedsiębiorstwa, osiągnięty w zakresach:

- organizacji przebiegu produkcji przez uzyskanie pełnej dyscypliny technicznej i organizacyjnej w przestrzeganiu ustalonych norm, wprowadzenie nowoczesnych metod planowania operatywnego i ewidencji,
- pogłębienia normowania pracy i doskonalenia bazy normatywnej przez opracowanie normatywów czasu dla robót nie objętych dotychczas bazą normatywną, aktualizację i doskonalenie ustalonych normatywów czasu,
- rachunku kosztów przez wprowadzenie dokładnego i szybkiego ustalania kosztów, umożliwiając bieżące informowanie kierowników wszystkich szczebli o kształtowaniu się kosztów, a w szczególności tych, na które wpływa ich działalność.

Realizacja zadań powinna być dokonana w toku systematycznej i zorganizowanej pracy całego kierownictwa przedsiębiorstw, zjednoczeń i ministerstwa oraz szerokiego aktywu gospodarczego, organów samorządu robotniczego, przy aktywnym udziale załóg.

Plany, dotyczące poszczególnych wydziałów, działów i odcinków produkcyjnych powinny być przedstawione na zebraniach załóg i stanowić przedmiot dyskusji całej załogi.

Wdrożenie usprawnień drugiego etapu nastąpić powinno w ciągu lat 1962—63, celem zapewnienia osiągnięcia podstawowych efektów w okresie bieżącego planu pięcioletniego.

Przemysł lotniczy od początku swego istnienia, ze względu na konieczność wprowadzania coraz to nowych rozwiązań konstrukcyjnych zapewniających bardzo szybki wzrost osiągnięć przy produkcji małoseryjnej, a nawet jednostkowej, od początku swego istnienia kładł bardzo duży nacisk na wprowadzenie postępu w dziedzinie technologii i organizacji w swoich przedsiębiorstwach. Pomysły własne, względnie przejęte z innych wytwórni, są poddawane szczegółowej analizie przy pomocy odpowiednich instytutów naukowych i wprowadzane z konsekwencją w życie dla zapewnienia minimum kosztów wykonania przy najwyższej jakości wyrobów. Powstała stąd tradycja, że wytwórnie lotnicze reprezentują w każdym kraju najwyższy poziom technologii i organizacji produkcji i że od nich należy przejmować wypróbowane metody do stosowania w mniej unowocześniejących zakładach innych branż.

I obecnie, kiedy cytowane Zarządzenie zasadniczo podkreśla konieczność realizacji postępu na odcinkach i zagadnieniach tak dobrze znanych już przedsiębiorstwom przemysłu lotniczego — na przemysł lotniczy, jako na przemysł wzorcowy, spada obowiązek — niezależnie od przeprowadzenia szczegółowej analizy obecnego stanu technicznego i organizacyjnego własnych przedsiębiorstw oraz wyciągnięcia stąd wniosków na przyszłość — jak najszerszego udostępnienia swoich osiągnięć przedsiębiorstwom innych branż.

Niech dobre tradycje polskiego przemysłu lotniczego zostaną jak najmocniej podtrzymane.

Wpływ wymiarów elementów konstrukcyjnych przekroju poprzecznego skrzydła na położenie środka zginania

Wolnonośne skrzydło samolotu jest belką podlegającą w czasie lotu złożonemu obciążeniu — ścinaniu, zginaniu ukośnemu i skręcaniu. W przekrojach, wystarczająco oddalonych od miejsca zamocowania skrzydła w kadłubie, ścinanie i skręcanie wywołują tylko naprężenia styczne, zaś zginanie tylko normalne.

Jedną z podstawowych charakterystyk przy obliczaniu wytrzymałości skrzydła samolotu jest środek zginania. Jego położenie oddziałuje w znacznym stopniu przy rozwiązywaniu zagadnień optymalnych wymiarów elementów konstrukcyjnych skrzydła. Przy tym od położenia środka zginania zależne jest odkształcenie skrzydła — kąty skręcenia w jednym i drugim kierunku — które ze swej strony wykazują wpływ na aerodynamiczną charakterystykę samolotu.

Specjalną wartością przedstawia znajomość wpływu wymiarów elementów konstrukcyjnych skrzydła na położenie środka zginania na cięciwie skrzydła, a przede wszystkim wpływ cienkościennych elementów konstrukcyjnych — jak ścianki dźwigarów i pokrycie skrzydła. Przy tym duży wpływ na położenie środka zginania wykazuje położenie wewnętrznych dźwigarów skrzydła, które można zmieniać w wadomych granicach w początkowym stadium projektowania.

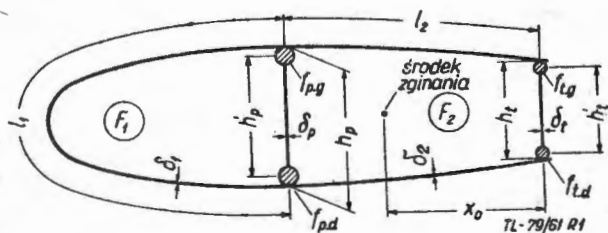
Specjalnie jest to niezbędne w tym przypadku, gdy po kontrolnym obliczeniu wytrzymałości skrzydła zachodzi konieczność zmiany grubości niektórych elementów konstrukcyjnych skrzydła lub położenia dźwigara. Pożądane jest wtedy wiedzieć, w jakim kierunku i do jakiego stopnia przesunie się środek zginania przy nowo przyjętych wymiarach elementów konstrukcyjnych, oraz — jeśli możliwe — wyznaczyć nowe położenie środka zginania za pomocą prostych obliczeń, interpolacji lub ekstrapolacji.

To samo odnosi się w większym stopniu do wielkości bieżących sił tnących, które także zmieniają się ze zmianą grubości niektórych cienkościennych elementów. Przy tym wskazane jest przy danej konstrukcji skrzydła, przy wymiarach elementów konstrukcyjnych przyjętych lub wyznaczonych za pomocą obliczeń wstępnych, obliczyć bieżące siły tnące tylko w danym, interesującym cienkościennym elemencie.

W podanym streszczeniu postawiono jako cel wskazać metodę — opracowaną przykładowo dla określonego układu konstrukcyjnego — dla znalezienia położenia środka zginania i bieżących sił tnących w cienkościennych elementach skrzydła, oraz na łatwe obliczenia, jeśli zachodzi konieczność zmiany geometrycznych charakterystyk przekroju skrzydła.

Schemat konstrukcyjny i założenia

W pracy tej rozpatrzono skrzydło samolotu układu dwu-obwodowego z dwoma dźwigarami, zakładając, że tylna część profilu skrzydła między drugim dźwigarem i krawędzią



Rys. 1

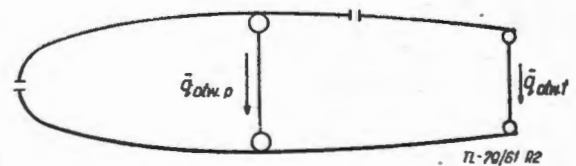
dział sływu profilu nie może przyjąć jakichkolwiek obciążeń dlatego, że ta część profilu jest wykorzystana na klapy, lotki lub ogólnie dla pewnych rodzajów mechanizacji skrzydła wymaganej aerodynamiką samolotu.

Konstrukcję skrzydła przyjęto metalową lub drewnianą, materiał ścianek i pokrycia jest jednakowy. Założono, że pokrycie i ścianki dźwigara nie przejmują naprężeń normalnych, a obciążone są tylko siłą poprzeczną (rys. 1).

Przy takim podstawowym układzie konstrukcyjnym przyjęto najbardziej ogólny możliwy przypadek geometrycznych charakterystyk elementów konstrukcyjnych skrzydła, różnych wymiarów pasów przedniego i tylnego dźwigara, różnych górnych i dolnych pasów dźwigarów, odległości między środkami ciężkości pasów nierównych wysokości profilu w danych przekrojach, różnych grubości ścianek dźwigarów oraz różnych grubości pokrycia przedniego i tylnego obwodu. Z tego podstawowego możliwego przypadku można otrzymać całą serię poszczególnych przypadków.

Dla uzyskania pewnego uproszczenia wniosków przyjęto, że profil skrzydła jest symetryczny, biorąc pod uwagę, że asymetryczność obrysu rzeczywiście stosowanych w praktyce profili skrzydłowych wykazuje nieznaczny wpływ na dokładność obliczeń, co może być sprawdzone na przykładzie.

Podstawowymi obciążeniami skrzydła są: siła poprzeczna Q , moment gnący M_g , moment skręcający M_s i w rzadkich przypadkach siła normalna N (dla skrzydła z zastrzałkami). Założono, że wymiary elementów konstrukcyjnych —



Rys. 2

zależnych od sił wewnętrznych, wywołujących naprężenie normalne — są całkowicie określone. Przyjęto przy tym, że siła poprzeczna Q i moment skręcający M_s obliczone są względem linii tylnego dźwigara dlatego, że jego położenie zostało określone konstrukcyjnym ukształtowaniem klap i lotek.

Położenie środka zginania

Podstawowy wpływ na stosunek między bieżącymi siłami tnącymi w pokryciu i ściankach dźwigarów okazuje położenie środka zginania, które wywołuje zwiększenie lub zmniejszenie kąta skręcenia skrzydła i umożliwia uzyskanie optymalnych stosunków i wielkości bieżących sił tnących. W pracy tej rozpatrzono zagadnienie uzyskania dogodnej zależności dla wyznaczenia położenia środka zginania.

Dla uproszczenia wprowadzono pojęcie „względna tnąca siła bieżąca” wywołana siłą poprzeczną lub momentem skręcającym

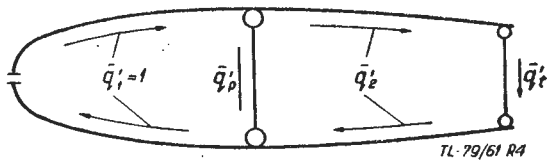
$$\bar{q}_{tQ} = \frac{1}{Q} q_{tQ} \text{ i } \bar{q}_{tM} = \frac{1}{M_s} q_{tM} \quad [1]$$

która przedstawia bieżącą siłę tnącą, przypadającą na jednostkę siły poprzecznej lub na jednostkę momentu skręcającego.

a. Zakłada się przecięcie przedniego obrysu (rys. 2) na przedniej krawędzi i wyznacza się względne siły tnące w elementach obwodu drugiego, wywołane siłą poprzeczną w statycznie wyznaczalnym układzie, mającym dodatkowe podłużne przecięcie w pokryciu,

$$\bar{q}_{otw} = \frac{S_i^1}{I_x}$$

gdzie momenty statyczne przedniego i tylnego dźwigaru względem linii zerowej profilu (którą z wystarczającą dokładnością można przyjąć zgodną z osią symetrii profilu)



Rys. 3

$$S_p = \frac{f_{pg} \cdot f_{pd}}{f_{pg} + f_{pd}} \cdot h_p' \quad \text{i} \quad S_t = \frac{f_{tg} \cdot f_{td}}{f_{tg} + f_{td}} \cdot h_t' \quad [2']$$

$$J_x = \frac{f_{pg} \cdot f_{pd}}{f_{pg} + f_{pd}} \cdot h_p'^2 + \frac{f_{tg} \cdot f_{td}}{f_{tg} + f_{td}} \cdot h_t'^2 \quad [2'']$$

Uzyskuje się przy tym względne bieżące siły tnące tylko w ściankach dźwigarów

$$\bar{q}_{otw \cdot p} = \frac{S_p}{I_x} \quad \text{i} \quad \bar{q}_{otw \cdot t} = \frac{S_t}{I_x}$$

Względna bieżąca siłą tnącą w miejscu przecięcia obwodu drugiego otrzymuje się z warunku równowagi momentów sił względem dolnego punktu tylnego dźwigaru.

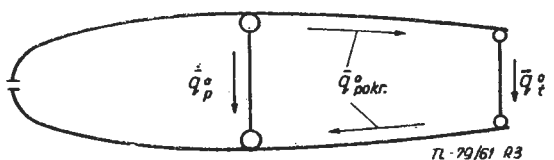
$$\bar{q}_n = \frac{\bar{q}_{otw \cdot p} \cdot h_p \cdot l_2}{2F_2} = \frac{S_p h_p l_2}{2I_x F_2}$$

Wtedy względna bieżąca siła tnąca w elementach układu podstawowego (na rys. 3 oznaczono kierunki dodatnie)

$$\left. \begin{aligned} \bar{q}_p^o &= \bar{q}_{otw \cdot p} - \bar{q}_n = \frac{1}{I_x} \left(S_p - S_p \frac{h_p \cdot l_2}{2F_2} \right) \\ \bar{q}_t^o &= \bar{q}_{otw \cdot t} - \bar{q}_n = \frac{1}{I_x} \left(S_t - S_p \frac{h_p \cdot l_2}{2F_2} \right) \end{aligned} \right\} [3]$$

i dla pokrycia

$$\bar{q}_{pokr}^o = \bar{q}_n = \frac{1}{I_x} S_p \cdot \frac{h_p \cdot l_2}{2F_2}$$



Rys. 4

Jednostkowa względna bieżąca siła tnąca przedniego obwodu daje (rys. 4)

$$\bar{q}'_1 = 1; \quad \bar{q}'_2 = 1 + \frac{F_1}{F_2}; \quad \bar{q}'_2 = \bar{q}'_t = -\frac{F_1}{F_2} \quad [4]$$

¹⁾ Dla uproszczenia oznaczeń opuszczono w kolejnych wzorach indeks względnych bieżących sił tnących wywołanych siłą Q.

Z warunku nieistnienia przesunięć w miejscu podłużnego przecięcia przedniego obwodu otrzymuje się niewiadomą względną bieżącą siłą tnącą

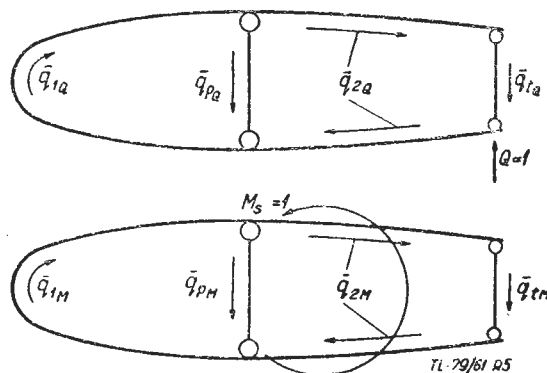
$$\bar{q}_a = - \frac{\bar{q}'_p \cdot \bar{q}'_p \cdot \frac{h_p}{\delta_p} + \bar{q}'_t \cdot \bar{q}'_t \cdot \frac{h_t}{\delta_t} + \bar{q}'_2 \cdot \bar{q}'_{pokr} \cdot \frac{2l_2}{\delta_2}}{\bar{q}'_1 \cdot \frac{l_1}{\delta_1} + \bar{q}'_t \left(\frac{2l_2}{\delta_2} + \frac{h_t}{\delta_t} \right) + \bar{q}'_p \cdot \frac{h_p}{\delta_p}} \quad [5]$$

która stosując zależności [3] i [4] i po nieznaczących przekształceniach przyjmuje postać

$$\bar{q}_a = \frac{\delta_1 B}{2I_x C} \quad [6]$$

przy czym oznaczenia

$$\left. \begin{aligned} B &= F_1 \delta_2 \delta_p h_t (S_p h_p l_2 + 2F_2 S_t) + 2F_1 \delta_p \delta_t S_p h_p l_2 - \\ &\quad - (F_1 + F_2) \delta_2 \delta_t S_p h_p (2F_2 - l_2 h_p) \\ C &= F_2^2 l_1 \delta_p \delta_2 \delta_t + F_1^2 \delta_1 \delta_p (2l_2 \delta_t + h_t \delta_2) + (F_1 + F_2)^2 h_p \delta_1 \delta_2 \delta_t \end{aligned} \right\} [7]$$



Rys. 5

Względne bieżące siły tnące w elementach przekroju wywołane siłą poprzeczną Q, przyłożoną w punkcie tylnego dźwigaru, uzyskuje się z wzoru ogólnego

$$\bar{q} = \bar{q}_o + \bar{q}_a \cdot \bar{q}' \quad [8]$$

a w szczególności

$$\left. \begin{aligned} \bar{q}_{1Q} &= \bar{q}_a = \frac{1}{2F_2 I_x} \cdot \frac{F_2 \delta_1 B}{C} \\ \bar{q}_{pQ} &= \frac{1}{2F_2 I_x} \left[S_p (2F_2 - h_p l_2) + \frac{F_1 + F_2}{C} \delta_1 B \right] \\ \bar{q}_{2Q} &= \frac{1}{2F_2 I_x} \left(S_p h_p l_2 - \frac{F_1}{C} \delta_1 B \right) \\ \bar{q}_{tQ} &= \frac{1}{2F_2 I_x} \left(2F_2 S_t + S_p h_p l_2 - \frac{F_1}{C} \delta_1 B \right) \end{aligned} \right\} [8']$$

Względny kąt skręcania obciążonego w ten sposób skrzydła (rys. 5)

$$\bar{\alpha}_Q = \frac{1}{2F_2 G} \left(\bar{q}_{2Q} \cdot \frac{2l_2}{\delta_2} + \bar{q}_{tQ} \cdot \frac{h_t}{\delta_t} - \bar{q}_{pQ} \cdot \frac{h_p}{\delta_p} \right) \quad [9]$$

Wykorzystując równania [8'] po długich przekształceniach otrzymuje się:

$$\bar{\alpha}_Q = \frac{1}{4F_2^2 G I_x C \delta_2 \delta_p \delta_t} \left\{ \left[S_p h_p (2l_2^2 \delta_p \delta_t + h_t l_2 \delta_2 \delta_p + h_p l_2 \delta_2 \delta_t - \right. \right. \\ \left. \left. - 2F_2 \delta_2 \delta_t) + 2F_2 S_t h_t \delta_2 \delta_p \right] C - \left[F_1 h_t \delta_2 \delta_p + (F_1 + F_2) h_p \delta_2 \delta_t + \right. \right. \\ \left. \left. + 2F_1 l_2 \delta_p \delta_t \right] \delta_1 B \right\} \quad [9']$$

b. Stosując podobną metodę, obciążając przekroje skrzydła jednostkowym momentem skręcającym $M_s = 1$, otrzymujemy się względne bieżące siły tnące na podstawie schematu 2):

$$\bar{q}_1^o = 0 \quad \text{i} \quad \bar{q}_p^o = \bar{q}_t^o = \bar{q}_2^o = \frac{1}{2F_2} \quad [3']$$

a od jednostkowej bieżącej siły tnącej przedniego obwodu — takiej samej wielkości jak w [4].

Warunek nieistnienia przesunięć w miejscu podłużnego przecięcia przedniej krawędzi skrzydła daje niewiadomą względną siłę tnącą analogicznie do [5].

$$\bar{q}_a = \frac{\delta_1 D}{2C} \quad [6']$$

gdzie oznaczenia

$$D = F_1 \delta_p (2l_2 \delta_t + h_t \delta_2) + (F_1 + F_2) h_p \delta_2 \delta_t \quad [7']$$

Z pomocą równań [8] otrzymuje się ostateczne względne bieżące siły tnące wywołane jednostkowym momentem skręcającym

$$\left. \begin{aligned} \bar{q}_{1M} = \bar{q}_a &= \frac{1}{2F_2} \cdot \frac{F_2 \delta_1 D}{C} \\ \bar{q}_{pM} &= \frac{1}{2F_2} \left(1 - \frac{F_1 + F_2}{C} \delta_1 D \right) \\ \bar{q}_{2M} = \bar{q}_{tM} &= \frac{1}{2F_2} \left(1 - \frac{F_1}{C} \delta_1 D \right) \end{aligned} \right\} \quad [8'']$$

Względny kąt skręcania przekroju skrzydła jest równy jak i poprzednio

$$\bar{\alpha}_M = \frac{1}{4F_2^2 GC \delta_2 \delta_p \delta_t} \{ (C - F_1 \delta_1 D) (2l_2 \delta_t \delta_p + h_t \delta_2 \delta_p) + [C - (F_1 + F_2) \delta_1 D] h_p \delta_2 \delta_t \} \quad [9'']$$

c. Z warunku równości kąta skręcania przekroju skrzydła zeru, otrzymuje się położenie środka zginania względem tylnego dźwigara. Warunek ten ma postać

$$\bar{\alpha}_Q - \bar{\alpha}_M \cdot x_o = 0 \quad \text{to znaczy} \quad x_o = \frac{\bar{\alpha}_Q}{\bar{\alpha}_M} \quad [10]$$

Wykorzystując równania [9'] i [9''] otrzymuje się

$$x_o = \{ [S_p h_p (2l_2^2 \delta_p \delta_t + h_t l_2 \delta_2 \delta_p + h_p l_2 \delta_2 \delta_t - 2F_2 \delta_2 \delta_t) + 2F_2 S_t h_t \delta_2 \delta_p] C - [F_1 h_t \delta_2 \delta_p + (F_1 + F_2) h_p \delta_2 \delta_t + 2F_1 l_2 \delta_p \delta_t] \delta_1 B \} : I_x \{ (C - F_1 \delta_1 D) (2l_2 \delta_t \delta_p + h_t \delta_2 \delta_p) + [C - (F_1 + F_2) \delta_1 D] h_p \delta_2 \delta_t \} \quad [11]$$

Wyrażenia tego w rzeczywistości nie można stosować do celów praktycznych z powodu długich wzorów dla wielkości B, C i D podanych w [7] i [7'].

W wyniku długich i żmudnych przekształceń wstawiając wyrażenia [7] i [7'] w wyrażenie [11], udało się uzyskać następujące wyrażenie, zawierające tylko podstawowe oznaczenia:

$$x_o = \{ [S_p h_p \{ l_2 [(h_p + l_1 \delta_p) (2l_2 \delta_t + h_t \delta_2) + h_p l_1 \delta_2 \delta_t] + 2 [\delta_1 F_1 (2l_2 \delta_t + h_t \delta_2) - l_1 \delta_2 F_2] \} + 2S_t h_t [h_p \delta_1 \delta_2 (F_1 + F_2) + l_1 \delta_p \delta_2 F_2]] : I_x [(h_p \delta_1 + l_1 \delta_p) (2l_2 + h_t \delta_2) + h_p l_2 \delta_2 \delta_t] \} \quad [12]$$

które zawiera znaczną liczbę członów podobnej budowy i umożliwia dalsze znaczne uproszczenia.

2) Dla uproszczenia oznaczeń opuszczono, jak poprzednio, indeksy M względnych bieżących sił tnących wywołanych momentem skręcającym M_s .

Do wyrażenia tego wprowadzono nowe oznaczenia, zachowując tylko podstawowe i ujęte wzorami [2'] i [2'']

$$\left. \begin{aligned} a &= 2l_2 \delta_t + h_t \delta_2 \\ b &= h_p \delta_1 + l_1 \delta_p \\ A &= a \cdot b + h_p l_1 \delta_2 \delta_t \end{aligned} \right\} \quad [13]$$

W ten sposób otrzymuje się z wyrażenia [12] wzór dla x_o w wygodnej do stosowania formie.

$$x_o = \frac{1}{AI_x} \{ S_p h_p [l_2 A + 2(a \delta_2 F_1 - l_1 \delta_2 \delta_t F_2)] + 2S_t h_t \delta_2 (b F_2 + h_p \delta_1 F_1) \} \quad [14]$$

Ze wzoru [12] można łatwo otrzymać wyrażenie na położenie środka zginania dla skrzydła o układzie jednoobwodowym (drugi podstawowy obwód). Przez łatwe przekształcenie, przy $\delta_1 = 0$ i $F_1 = 0$ z wyrażenia [12] otrzymuje się:

$$x_{o2} = \frac{S_p h_p [l_2 \delta_p (2l_2 \delta_t + h_t \delta_2) - 2\delta_2 \delta_t F_2] + 2S_t h_t \delta_2 \delta_p F_2}{I_x \delta_p (2l_2 \delta_t + h_t \delta_2)} \quad [12']$$

a stosując oznaczenie przyjęte w wzorach [13]:

$$x_{o2} = \frac{S_p h_p (l_2 \delta_p a - 2\delta_2 \delta_t F_2) + 2S_t h_t \delta_2 \delta_p F_2}{I_x \delta_p a} \quad [14']$$

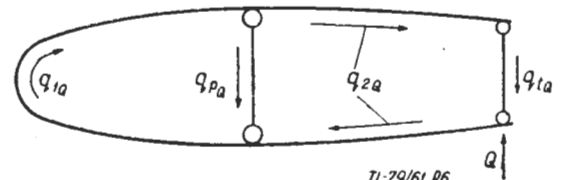
W podobny sposób przy $\delta_2 = 0$, $\delta_t = 0$, $S_t = 0$ i $F_2 = 0$ otrzymuje się tylko dla przedniego obwodu

$$x_{o1} = l_2 + \frac{2F_1}{h_p + l_1 \frac{\delta_p}{\delta_1}} \quad [12'']$$

Otrzymane powyżej wyrażenia, dla szczególnych przypadków tylko pierwszego i tylko drugiego obwodu, są zgodne całkowicie ze spotykanymi w literaturze — patrz na przykład lit. [2] strona 36 dla wyrażenia [12''].

Bieżące siły tnące wywołane siłą Q i momentem M_s .

Dla uzyskania wygodnych zależności ostateczne bieżące siły tnące w pokryciu i ściankach dźwigarów, spowodowa-



Rys. 6

nych siłą poprzeczną i momentem skręcającym, należy wykonać pewne przekształcenia podanych poprzednio równości.

Stosując oznaczenia a ze wzoru [13] otrzymuje się dla wyrażenia D według [7']

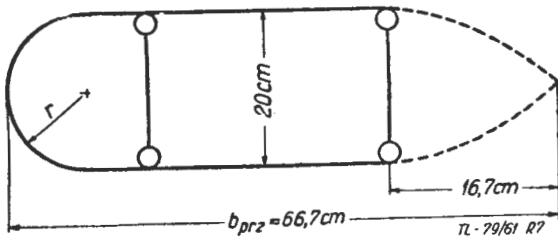
$$D = F_1 \delta_p a + (F_1 + F_2) h_p \delta_2 \delta_t \quad [15]$$

które daje możliwość prostymi przekształceniami otrzymać z wzorów [7]

$$\left. \begin{aligned} B &= S_p h_p [l_2 D - 2\delta_2 \delta_t (F_1 + F_2) F_2] + 2S_t h_t F_1 F_2 \delta_2 \delta_p \\ C &= F_1 \delta_1 D + \delta_2 \delta_t [h_p \delta_1 (F_1 + F_2) F_2 + F_2^2 l_1 \delta_p] \end{aligned} \right\} \quad [15']$$

Bieżące siły tnące wywołane siłą poprzeczną Q (patrz kierunki dodatnie na rys. 6) są równe

$$\left. \begin{aligned} q_{1Q} &= Q \frac{\delta_1 B}{2CI_x} = Q \frac{\delta_1}{2CI_x} \{ S_p h_p [l_2 D - 2\delta_2 \delta_t (F_1 + F_2) F_2] + \\ &\quad + 2S_t h_t F_1 F_2 \delta_2 \delta_p \} \\ q_{pQ} &= Q \frac{1}{2F_2 I_x} S_p (2F_2 - l_2 h_p) + \left(1 + \frac{F_1}{F_2} \right) q_{1Q} = q_{1Q} - \\ &\quad - q_{2Q} + Q \frac{S_p}{I_x} \\ q_{2Q} &= Q \frac{1}{2F_2 I_x} S_p h_p l_2 - \frac{F_1}{F_2} q_{1Q} \\ q_{tQ} &= Q \frac{1}{2F_2 I_x} (S_p h_p l_2 + S_t 2F_2) - \frac{F_1}{F_2} q_{1Q} = q_{2Q} + Q \frac{S_t}{I_x} \end{aligned} \right\} [16]$$



Rys. 7

Bieżące zaś siły tnące, wywołane momentem skręcającym M_s , obliczonym względem ścianki tylnego dźwigara, przyjmują postać

$$\left. \begin{aligned} q_{1M} &= M_s \frac{\delta_1 D}{2C} = M_s \frac{\delta_1}{2C} [F_1 \delta_p (2l_2 \delta_t + h_t \delta_2) + (F_1 + \\ &\quad + F_2) h_p \delta_2 \delta_t] \\ q_{pM} &= \left(1 + \frac{F_1}{F_2} \right) q_{1M} - \frac{M_s}{2F_2} \\ q_{2M} &= q_{tM} = \frac{M_s}{2F_2} - \frac{F_1}{F_2} q_{1M} \end{aligned} \right\} [17]$$

Ostateczne bieżące siły tnące w elementach przekroju skrzydła oblicza się z wzoru ogólnego

$$q_i = q_{iQ} + q_{iM} \quad [18]$$

W ten sposób w przedstawionym wywodzie podstawowymi wzorami roboczymi pozostają [14] i [18] poprzez [13], [15'], [16] i [17].

Klasyfikacja wielkości wpływających na położenie środka zginania

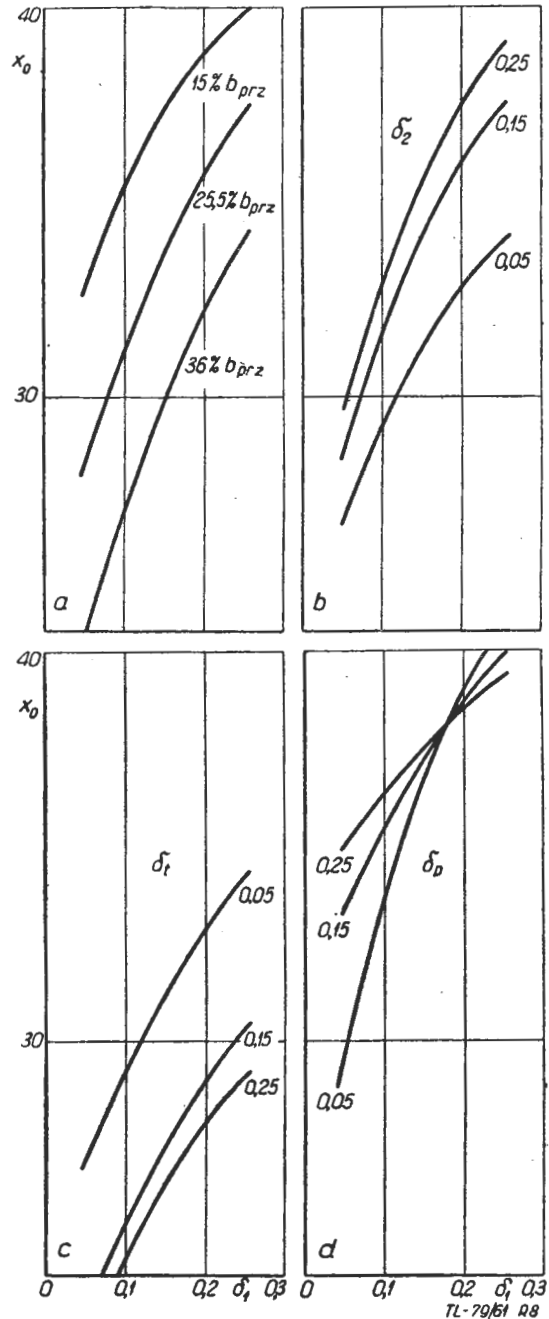
Przy rozpatrywaniu zagadnienia o wpływie elementów konstrukcyjnych skrzydła samolotu na położenie środka zginania należy podkreślić, że pod względem konstrukcyjnym i technologicznym wielkości, które omawiane są w niniejszej pracy, mogą być sklasyfikowane na kilka grup:

Wielkości określone aerodynamiką skrzydła, które uważa się za ustalone — $(F_1 + F_2)$; h_t ; $(l_1 + 2l_2)^3$ wraz z Q i M_s . Trzy pierwsze z nich mogą być dane w procentach ciężuży i dla prostego trapezowego skrzydła zmieniają się liniowo wzdłuż rozpiętości skrzydła.

³⁾ Do wielkości tych można też zaliczyć h_p i h'_p zakładając, że przy zmianie położenia środka zginania nie zmieniają się one, co w rzeczywistych granicach zmian jest wystarczająco zgodne.

Wielkości dane obliczeniami wytrzymałościowymi — f_{pg} ; f_{pd} ; f_{tg} ; f_{td} , a wraz z nimi S_p ; S_t i I_x , jeśli uwzględnić uwagę 3). Wielkości te ogólnie biorąc są zmienne wzdłuż rozpiętości skrzydła.

Wielkości zależne od położenia przedniego dźwigara — F_1 ; F_2 ; l_1 ; l_2 ; x_0 i q_i . Pierwsze cztery są wzajemnie parami zależne i określone położeniem dźwigara, pozostałe dwie wielkości są interesujące ze względu na zagadnienie optimum.



Rys. 8

Grubość pokrycia i ścianek dźwigarów — są to wielkości, które przyjmuje się (ze względów konstrukcyjnych i technologicznych) jako stałe wzdłuż odcinka rozpiętości skrzydła. Optymalność wymiarów wyraża się tu oczywiście możliwie najmniejszymi grubościami pokrycia i ścianek dźwigarów przy założonych odstępach między żebrami.

Jako cel założono, drogą kolejnych zmian tych wielkości, ustalić według jakiej zasady występują zmiany położenia środka zginania i jaka jest kolejność tych zmian. Prócz tego specjalnie interesujący jest wpływ na położenie środka zginania, jaki wykazuje przesunięcie przedniego dźwigara przy różnych stosunkach grubości pokrycia i ścianek dźwigara.

Zmianie ulegają grubości δ_1 ; δ_2 ; δ_p i δ_t w granicach 0,05 do 0,25 cm, dla trzech położen przedniego dźwigara — 0,15 b_{prz} ; 0,255 b_{prz} i 0,36 b_{prz} .

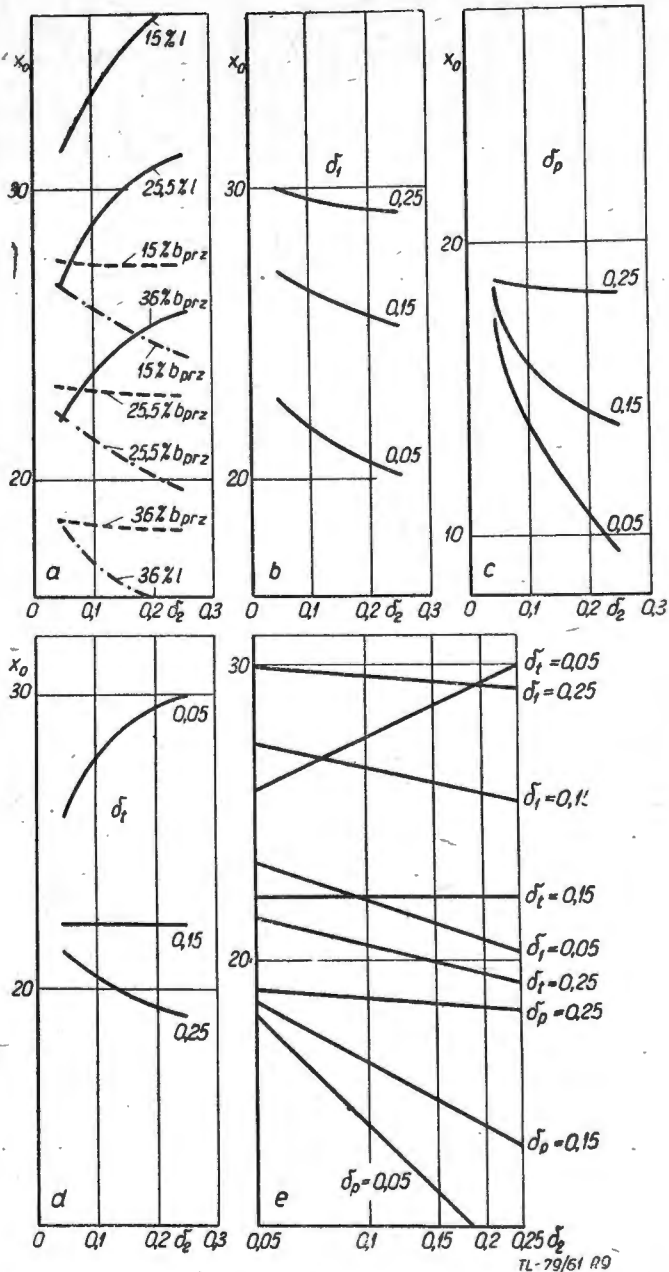
Poniżej zestawiono wyniki tego przykładu, podającego wpływ grubości pokrycia i ścianek dźwigarów danego przekroju skrzydła na położenie środka zginania.

1. Wpływ grubości pokrycia przedniego obwodu δ_1

Zwiększenie grubości δ_1 bez zmiany pozostałych wielkości przesuną środek zginania do przodu.

Wpływ ten tym wyraźniej jest wyrażony, im bardziej przedni dźwigar znajduje się w tyle — krzywe bardziej załamane (rys. 8a).

Dla większych grubości pokrycia tylnego obwodu δ_2 przesunięcie to do przodu wskutek zwiększenia grubości δ_1 jest silniejsze (rys. 8b).



Rys. 9

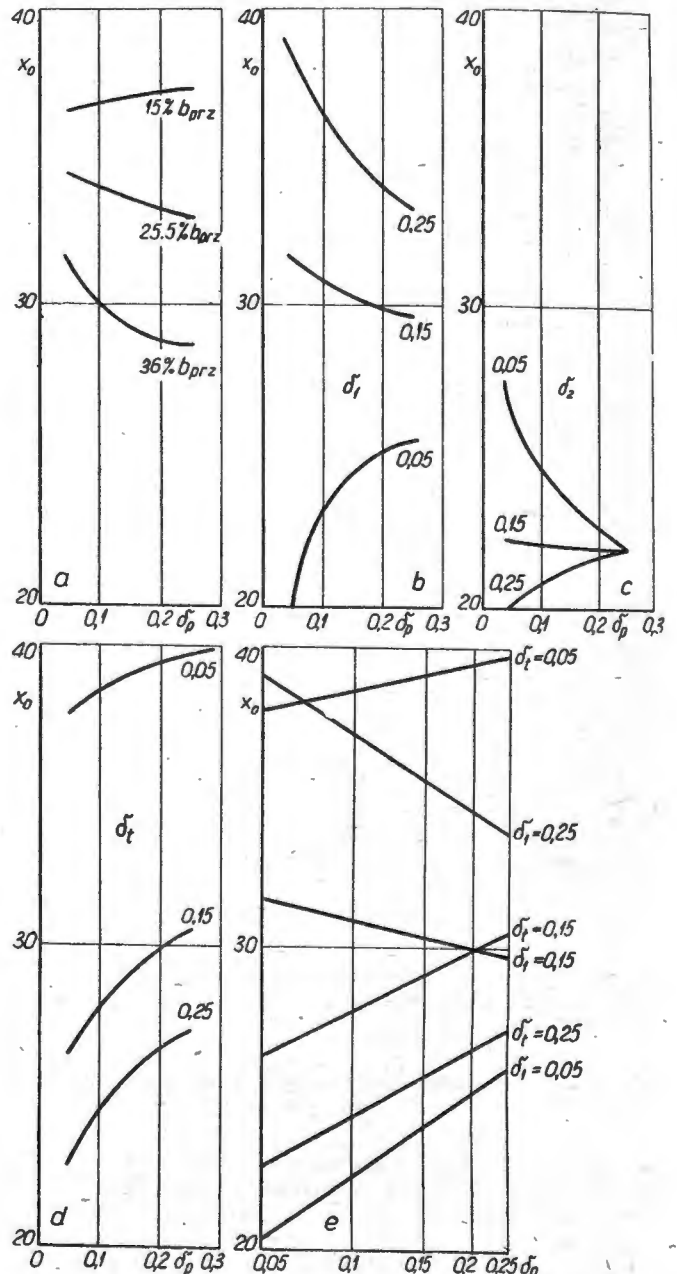
Zagadnienie to jest bardzo trudne z powodu znacznej różnorodności podstawowych wielkości, mających wpływ na rozwiązanie tego zagadnienia oraz znacznej różnorodności możliwych zewnętrznych obciążeń skrzydła. Okazało się, że bardzo trudno jest ustalić ogólne zależności oraz zbudować ogólne nomogramy, a pozostaje tylko możliwość określenia metodyki sposobu działania, za pomocą której wyprowadzone poprzednio wzory robocze znajdują korzystne zastosowanie.

Zmiany grubości ścianek i pokrycia oraz położenia przedniego dźwigara

Rozpatrzono przykład przekroju skrzydła, dla którego wielkości pierwszych dwu grup są określone, a zmienne są wielkości drugich dwu grup.

Dane są następujące wielkości (patrz rys. 7):

cięciwa profilu	$b_{prz} = 66,7 \text{ cm}$
wysokość ścianek dźwigarów	$h_p = h_t = 20 \text{ cm}$
powierzchnia obwodów	$F_1 + F_2 = 957 \text{ cm}^2$
długość pokrycia	$l_1 + 2l_2 = 111,4 \text{ cm}$
momenty statyczne	$S_p = 200 \text{ cm}^3$
	$S_t = 100 \text{ cm}^3$
moment bezwładności	$I_x = 6000 \text{ cm}^4$



Rys. 10

Zwiększenie grubości ścianki tylnego dźwigara δ_t nie wykazuje wpływu na przesunięcie środka zginania wskutek zwiększenia grubości δ_1 — krzywe są równo oddalone od siebie (rys. 8c).

Dla większych grubości ścianki przedniego dźwigara δ_p przesunięcie środka zginania wskutek zwiększenia grubości δ_1 zmniejsza się (rys. 8d). Wynika stąd, że zwiększe-

nie δ_p kompensuje w pewnym stopniu wpływ δ_1 na przesunięcie środka zginania do przodu — krzywe są bardziej płaskie, a nawet mogą się przecinać.

Odnosnie zależności zmiany położenia środka zginania można powiedzieć, że krzywa zmiany jest zagięta wypukłością do dołu. Wystarczające jest obliczyć dwie skrajne wielkości x_0 , a dalsze interpolować dla pośrednich wielkości δ_1 na dowolnie wykreślonej linii nieznacznie wypukłej do góry. Po wyznaczeniu potrzebnej wielkości δ_1 w pierwszym przybliżeniu można wykonać sprawdzenie za pomocą dokładnego obliczenia, przekonując się, że różnica między wielkością przybliżoną i dokładną będzie w praktyce inżynierskiej nieznaczna.

2. Wpływ grubości pokrycia tylnego obwodu δ_2

Zwiększenie grubości δ_2 bez zmiany pozostałych wielkości wpływa w różny sposób na położenie środka zginania.

Przesunięcie przedniego dźwigara do tyłu powoduje przesunięcie środka zginania w tym samym kierunku, zwiększenie jednak δ_2 przesuwa środek zginania dodatkowo do przodu, w tył, lub pozostawia na miejscu (rys. 9a). Przy tym zwrot do tyłu jest zmniejszony przesunięciem dźwigara, a przesunięcie środka zginania do tyłu jest wyraźniejsze.

Dla większych grubości δ_2 środek zginania przesuwa się do tyłu, jednak i to przesunięcie zachodzi w mniejszym stopniu przy zwiększeniu grubości pokrycia przedniego obwodu δ_1 (rys. 9 b). Samo zwiększenie grubości δ_1 daje przesunięcie do przodu, jak to wykazuje rys. 9 b.

Przy zwiększeniu grubości δ_2 dla większych grubości ścianki przedniego dźwigara δ_p , przesunięcie do tyłu środka zginania jest mniejsze, a nawet może zmienić się na przesunięcie do przodu (rys. 9 c).

Przy zwiększeniu grubości δ_2 dla większych grubości ścianki tylnego dźwigara δ_t otrzymuje się bardzo szybkie przesunięcie środka zginania do tyłu (rys. 9 d).

W stosunku do zależności zmiany położenia środka zginania przy zwiększeniu grubości pokrycia tylnego obwodu δ_2 można powiedzieć, że jest to szybko wznosząca się i wypukła do góry krzywa lub krzywa szybko opadająca i wycięta do dołu (rys. 9 a, b, c i d).

Specjalnie interesujące jest tu zjawisko, że zmiana położenia środka zginania przebiega według zależności logarytmicznej, to znaczy jeśli na odciętej nanieść wielkości δ_2 w skali logarytmicznej, to położenie środka zginania naniesione na rzędnej w skali równomiernej jest przedstawione wykreślnie prostą (rys. 9 e). Jest to znaczne ułatwienie, ponieważ wystarczy obliczyć położenie środka zginania tylko dla dwu wielkości δ_2 , a stąd można przeliczyć każde pośrednie położenie.

3. Wpływ grubości ścianki δ_p przedniego dźwigara

Zwiększenie grubości ścianki przedniego dźwigara powoduje przesunięcie środka zginania do przodu lub tyłu, w zależności przede wszystkim od położenia samego dźwigara i grubości pokrycia.

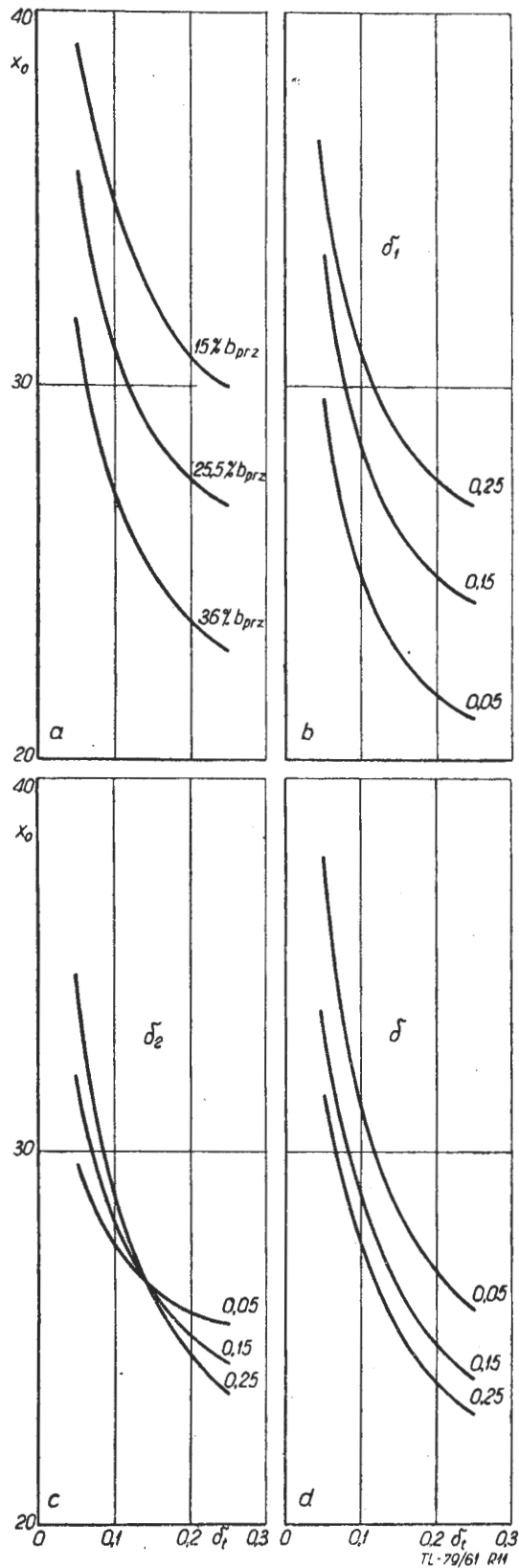
Przesunięcie przedniego dźwigara do tyłu oraz zwiększenie grubości jego ścianki przesuwa środek zginania wyraźniej (rys. 10 a).

Dla większych grubości pokrycia przedniego obwodu δ_1 przy zwiększeniu grubości ścianki δ_p położenie środka zginania przesuwa się do tyłu wyraźnie szybko (rys. 10 b). Ogólnie grubość ścianki przedniego dźwigara wykazuje tu silny wpływ na położenie środka zginania.

Dla większych grubości pokrycia tylnego obwodu δ_2 położenie środka zginania przesuwa się do tyłu, przy zwiększeniu jednak ścianki δ_p przesunięcie to już jest skierowane do przodu (rys. 10 c).

Można tu powiedzieć to samo o zależności zmiany położenia środka zginania, jak to było poprzednio — krzywe są wypukłe i zagięte do góry lub wgięte do dołu.

Dla większych grubości ścianki tylnego dźwigara δ_t położenie środka zginania przesuwa się do tyłu, przy zwiększeniu się grubości ścianki δ_p przesunięcie to skierowane jest już do przodu (rys. 10).



Rys. 11

Charakter przesunięć jest też logarytmiczny, jak było to wykazane przy zmianie pokrycia δ_2 . Otrzymuje się to samo ułatwienie i można wyznaczyć tylko dwa punkty, a dla pośrednich — interpolować wzdłuż logarytmicznych odciętych δ_p (rys. 10 e).

4. Wpływ grubości ścianki tylnego dźwigara δ_t

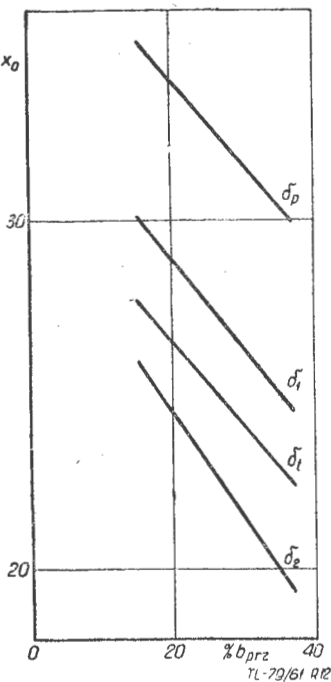
Zwiększenie grubości ścianki tylnego dźwigara zawsze bardzo wyraźnie przesuwa środek zginania do tyłu.

Z przesunięciem przedniego dźwigara do tyłu przy zwiększeniu grubości δ_t , środek zginania przesuwa się coraz bardziej do tyłu, krzywe zmiany przesunięć pozostają prawie w równych odstępach między sobą, co oznacza, że przesunięcie przedniego dźwigara nie wskazuje wyraźnego wpływu na zależność przesunięcia środka zginania przy zwiększeniu grubości ścianki δ_t (rys. 11 a).

Dla większych grubości pokrycia δ_1 środek zginania przesuwa się do przodu, lecz zasada przesunięcia w zależności od zwiększenia grubości ścianki δ_t nie zmienia się — krzywe są prawie w równych odstępach między sobą (rys. 11b).

Dla większych grubości pokrycia tylnego obwodu δ_2 występuje jeszcze przesunięcie środka zginania do tyłu lub do przodu, ponieważ przy zwiększeniu grubości pokrycia δ_2 krzywe przesunięcia środka zginania w zależności od zwiększenia grubości ścianki δ_t są bardziej zagięte (rys. 11c).

Dla większych grubości ścianki przedniego dźwigara δ_p środek zginania może się jeszcze przesuwać do przodu lub do tyłu, zależy to od wymiarów pozostałych elementów, jednak przy zwiększeniu ścianki δ_t , przy większych grubościach ścianki δ_p przesunięcie jest łagodniejsze — krzywe są bardziej płaskie (rys. 11d).



Rys. 12

Charakter zależności zmian położenia środka zginania jest wyraźny, krzywe są dość znacznie zagięte wypukłością do dołu. Wystarcza więc wyznaczyć dwie skrajne wielkości x_0 i interpolować pozostałe punkty za pomocą krzywej wykreślonej wygięciem do dołu. Po wyznaczeniu potrzebnej wielkości ścianki δ_t w pierwszym przybliżeniu można wykonać sprawdzenie za pomocą dokładnego obliczenia, stwierdzając, że różnica między wielkością przybliżoną i dokładną z punktu widzenia praktyki inżynierskiej jest nieznaczna.

5. Wpływ położenia przedniego dźwigara

Przesunięcie przedniego dźwigara do tyłu przesuwa również środek zginania do tyłu przy wszelkich możliwych grubościach ścianek i pokrycia.

Jednym z cennych wyników niniejszej pracy jest stwierdzenie, że liniowe przesunięcie przedniego dźwigara daje liniowe przesunięcie środka zginania. Zależność ta występuje dla wszelkich możliwych kombinacji grubości ścianek i pokrycia, w zakresie przesunięć dźwigara, w którym nie zmienia on wyraźnie swej wysokości (rys. 12). W pewnym stopniu nieliniowość występuje przy wyjątkowo grubym pokryciu i cienkich ściankach dźwigarów. Jest to przypadek raczej nie spotykany w praktyce.

Za pomocą obliczenia położenia środka zginania dla dwu wielkości położenia przedniego dźwigara można wykonywać liniową interpolację lub ekstrapolację w celu otrzymania wymaganego położenia środka zginania we wskazanym poprzednio zakresie.

Wnioski

Rozpatrzone w pracy tej zagadnienie daje wzory robocze, które wyznaczają położenie środka zginania dla przekroju skrzydła o obwodzie dwuobwodowym i bieżące siły tnące w cienkościennych elementach przekroju. Wzorami można posługiwać się bez specjalnych dodatkowych obliczeń. Przy tym wyniki otrzymuje się pod względem wielkości i znaków za pomocą zwykłych algebraicznych działań.

Otrzymano ogólne zależności wpływu grubości cienkościennych elementów na położenie środka zginania, co umożliwia ocenę, przez ewentualną zmianę niektórych z tych grubości wykonaną w czasie obliczeń, w jakim kierunku przesunąć środek zginania jakościowo i ilościowo.

Prócz tego z rysunków 8 do 12 widać, że jeśli jest to konieczne, można przez odpowiednie zmiany grubości cienkościennych elementów zachować położenie środka zginania w danym miejscu.

Zależności ustalone w niniejszej pracy dają możliwość wyznaczenia optymalnych wymiarów elementów konstrukcyjnych skrzydła samolotu. Wyprowadzone wzory umożliwiają szybkie wyznaczenie położenia środka zginania, które jest niezbędne specjalnie przy obliczeniu flatteru skrzydła.

LITERATURA

1. Kan S. N. i Swierdłow I. A. — Rascziot samolota na procznost', Oborongiz 1958
2. Kan S. N. i Panowko Ja. G. — Elementy stroitielnoj mechaniki tonkostiennykh konstrukcij, Oborongiz, 1952.

Silniki rakietowe na paliwo stałe

W artykule niniejszym, na podstawie dostępnej literatury, omówiono nowe kierunki rozwojowe w dziedzinie: rakietowych paliw stałych, konstrukcji silników rakietowych, materiałów stosowanych w budowie silników oraz możliwości regulacji ciągu i zmiany kierunku jego działania.

Wstęp

Niezwykle dynamiczny postęp w dziedzinie paliw stałych w ostatnim dziesięcioleciu, jak również możliwość programowania ciągu oraz zmiany kierunku jego działania, spowodowały znaczne rozszerzenie zakresu stosowania silników rakietowych na paliwo stałe, stawiając je w jednym rzędzie z silnikami rakietowymi na paliwo płynne; w niektórych przypadkach są one nawet korzystniejsze.

Pokrótko można wymienić następujące rodzaje zastosowań silników rakietowych na paliwo stałe: silniki startowe do samolotów i pocisków, silniki startowe i przelotowe pocisków kierowanych i nie kierowanych różnych klas, ostatnie człony pojazdów kosmicznych, do zmiany orbit i kie-

rowania obrotem sztucznych satelitów, do napędu satelitów rakietowych, rakiet meteorologicznych i geofizycznych, jako dodatkowe źródło do rozdzielania stopni rakiet wielostopniowych, do napędu rakiet ratowniczych i pocztowych, itd.

Podstawową zaletą silników na paliwo stałe jest prostota konstrukcji, pewność i bezpieczeństwo eksploatacji w różnych warunkach, mały koszt produkcji, możliwość długotrwałego przechowywania przy stałej, prawie natychmiastowej gotowości do użycia, względnie niski koszt badań podstawowych zarówno w dziedzinie paliw, jak i konstrukcji, dzięki możliwości modelowania szeregu procesów zachodzących w komorze spalania silnika. Urządzenia naziemne i startowe pocisków napędzanych silnikami na paliwo stałe są znacznie prostsze i nie wymagają do obsługi

personelu o bardzo wysokich kwalifikacjach, jak to ma miejsce przy silnikach na paliwo płynne.

W miarę opracowywania nowych, bardziej pewnych systemów regulacji i zmiany kierunku ciągu przewaga silników na paliwo stałe w porównaniu z silnikami na paliwo płynne będzie stale wzrastała i można je będzie używać bez ograniczeń do napędu dowolnych rakiet. Użycie w przyszłości wolnych rodników umożliwi znaczne zwiększenie impulsu jednostkowego. Wolne rodniki są dostatecznie trwałe w stanie stałym i dlatego prawdopodobnie w przyszłości paliwa stałe będą wyróżniały się najlepszymi charakterystykami energetycznymi.

Dotychczas jedną z poważniejszych trudności praktycznych, powstających przy eksploatacji silnika na paliwo stałe, był kłopot z przewożeniem tych silników ze względu na duże ich wymiary. Skonstruowano specjalne ciągniki i podwozie do transportu silników oraz całych pocisków z wytwórni do miejsc przeznaczenia. Transport demaskuje zarówno wytwórnię, jak i pozycje startowe, gdyż może być obserwowany od początku do końca. Szereg proponowanych udoskonaleń konstrukcyjnych, jak na przykład silniki wieloczęściowe dzielone, rozwiązuje trudności transportowe, umożliwiając przewożenie poszczególnych zespołów samochodami, koleją, samolotami lub śmigłowcami.

Z tego, co dotychczas zostało powiedziane — wynika, że silniki raketowe na paliwo stałe mają duże perspektywy rozwoju i nakłady na ich doskonalenie będą stale wzrastały.

Stałe paliwa raketowe

Konstrukcja silnika raketowego na paliwo w dużym stopniu zależy od charakterystyk balistycznych i własności mechanicznych paliw. Stałym paliwom raketowym stawia się następujące wymagania:

1. Wysoki impuls jednostkowy¹⁾.
2. Duży ciężar właściwy.
3. Mały wykładnik potęgi w prawie spalania²⁾.
4. Niski współczynnik uczulenia na zmiany temperatur otoczenia.
5. Łatwy zapłon.
6. Niezmiennność własności przy przechowywaniu.
7. Niski koszt surowców, tania i łatwa produkcja.
8. Odporność na uderzenia i wstrząsy.

Oprócz wymienionych podstawowych własności paliw należy dodać jeszcze szereg innych, nie mających zasadniczego znaczenia — między innymi jest pożądaną ze względów wojskowych, aby gazy wylotowe były bezdymne i nieswiejące; w warunkach eksploatacji jest rzeczą korzystną, gdy zarówno paliwo, jak i produkty spalania są chemicznie obojętne, nietoksyczne; paliwo powinno łatwo obrabiać się różnymi sposobami wiórowymi i bezwiórowymi itd.

Paliwo jest ważnym czynnikiem w rozwoju konstrukcji silników na paliwo stałe, o czym można przekonać się na przykładzie doskonalenia konstrukcji silnika od czasów II wojny światowej aż do chwili obecnej.

W czasie II wojny światowej i bezpośrednio po wojnie stosowano jako paliwo prochy, głównie kordyt i balistyt.

¹⁾ Impulsem jednostkowym nazywa się stosunek ciągu silnika raketowego do ilości paliwa spalonego w jednostce czasu i wyraża się go wzorem:

$$I = \sqrt{\frac{2}{g} \frac{k}{k-1} \cdot \frac{R T_k}{M} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \text{ [sek]}$$

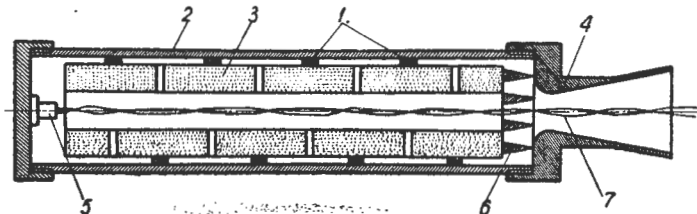
gdzie: R — uniwersalna stała gazowa, M — ciężar cząsteczkowy gazów spalinowych, T_k — temperatura spalania, p_a — ciśnienie otoczenia, p_k — ciśnienie spalania (przyp. red.).

²⁾ Wykładnik ten występuje w dwóch podstawowych wzorach teorii spalania stałych paliw raketowych:

$$w = k \cdot p_k^n \quad p_k = C \left(\frac{S_p}{S_{kr}} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

gdzie: w — prędkość spalania, p_k — ciśnienie w komorze spalania, S_p — powierzchnia spalania paliwa, S_{kr} — przekrój krytyczny dyszy, k i C — wielkości stałe dla danego paliwa (przyp. red.).

Czas palenia się ładunków, a tym samym czas pracy silnika na paliwo stałe, nie przekraczał kilku sekund, a impuls jednostkowy wynosił 60—70 sek. Typowa konstrukcja silnika z okresu II wojny światowej pokazana jest na rys. 1. W pierwszych silnikach spalanie ładunku odbywało się ze wszystkich stron, tzn. z zewnątrz i od wewnątrz. Stan taki wymagał zabezpieczenia ścianek komory przed działaniem gorących gazów. Ponieważ nie produkowano wtedy materiałów żarowytrzymałych w odpowiednich ilościach i o odpowiedniej jakości, ścianki komory spalania

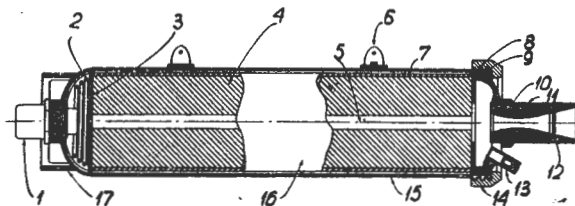


Rys. 1. Silnik raketowy na paliwo stałe z okresu II wojny światowej. Spalanie ładunku następowało na całej powierzchni. 1 — urządzenie podtrzymujące ładunek; 2 — ścianka komory; 3 — ładunek paliwa; 4 — dysza silnika; 5 — zapłonnik; 6 — ruszt опорowy; 7 — przewody ze źródła zasilania do zapłonnika

wykonywano bardzo grube. Stanowiły one zabezpieczenie całego silnika pod względem wytrzymałościowym przed działaniem wysokich temperatur i ciśnień. Ścianka pochłaniała ciepło i w ten sposób możliwe było zachowanie jej trwałości w ciągu ułamków sekundy lub najwyżej kilku sekund pracy silnika. Oczywiście silniki z grubymi ściankami były bardzo ciężkie i wskutek tego po pewnym czasie zrezygnowano z ładunków palących się ze wszystkich stron na korzyść ładunków, których spalanie następowało od wewnątrz (rys. 2). Opracowano nowe materiały izolacyjne, którymi pokryto zewnętrzne powierzchnie ładunku. Umożliwiło to zabezpieczenie ścianki przed działaniem wysokich temperatur, co z kolei pozwalało na zmniejszenie jej grubości. Zastosowano również żarowytrzymałe wkładki do dysz. W pierwszej kolejności użyto grafitu.

Przedstawione ulepszenia technologiczne umożliwiły przedłużenie czasu palenia się ładunku do 30 i więcej sekund, a impuls właściwy wzrósł do 160—170 sek. Ciężar silnika poważnie zmalał, ponieważ ściankę można było obliczać jako częściowo „zimną”. Stopień wypełnienia komory silnika pozostawał jednak niski, ponieważ „klasyczne” prochy raketowe mają niezbyt dobre własności cieplne i przy dużej różnicy temperatur otoczenia ich rozszerzalność cieplna jest różna od rozszerzalności cieplnej ścianki komory wskutek czego luz między zewnętrzną powierzchnią ładunku, a ścianką komory zmienił się w zależności od temperatury ładunku i temperatury otoczenia. Dlatego w starych konstrukcjach silników raketowych stosowano duży luz między ładunkiem a ścianką komory. W niektórych silnikach, używanych obecnie, przewaźnie o małej średnicy, w przedniej części komory umieszcza się sprężynę (jak na rys. 2), która zabezpiecza ładunek przed obluźowaniem w komorze przy zmianie temperatury otoczenia. W zależności od tego, jak zachowuje się ładunek, kurczy się czy wydłuża, sprężyna wydłuża się lub ścisłana i w ten sposób ładunek zawsze jest dociśnięty do przedniej i tylnej powierzchni czołowej komory spalania.

Używając prochów opartych na bazie nitrocelulozy i nitrogliceryny, nie można było produkować ładunków powy-



Rys. 2. Typowy silnik raketowy ze spalaniem ładunku od wewnątrz. 1 — zapłonnik; 2 — sprężyna; 3 — denko przenoszące ciąg; 4 — ładunek paliwa; 5 — kanał wewnętrzny w ładunku; 6 — zaczep; 7 — inhibitor; 8 — specjalna uszczelka; 9 — pierścień uszczelniający; 10 — grafitowa wkładka dyszy; 11 — dysza; 12 — membrana; 13 — zawór bezpieczeństwa; 14 — łączący pierścień gwintowany; 15 — ścianki komory; 16 — inhibitowany ładunek paliwa

żej określonej wielkości ze względu na ich wytrzymałość mechaniczną i konieczność stosowania dużych pras. Ładunki takie, zgodnie ze stosowaną wówczas, a nawet i teraz technologią — były tłoczone lub prasowane.

Następnym ulepszeniem w technologii paliw było zastosowanie odlewanych ładunków, dzięki czemu stało się możliwe otrzymanie ładunków o średnicy ponad 1 m, podczas gdy przy prasowaniu średnica ta nie przekraczała w większości przypadków 0,2 m. Ponadto użycie ładunków odlewanych w znacznym stopniu polepszyło wypełnienie komory ze względu na szczelne przyleganie ładunku do komory. Przy dużym ciężarze ładunku paliwa wymiary i ciężar silnika z ładunkiem z prochów odlewanych są mniejsze niż dla ładunków tłoczonych lub prasowanych z pozostawioną szczeliną na rozszerzalność cieplną laski przy zmianie temperatury. Powody tego są następujące. Po pierwsze, w celu włożenia gotowej laski do komory, silnik powinien być otwarty z jednej strony, zazwyczaj od strony dyszy. Średnica komory powinna być większa od średnicy wkładanej laski ze zrozumiałych względów. Po drugie, wkładaną laskę na zewnętrznej powierzchni należy pokryć inhibitorem, wskutek czego ciężar bierny silnika wzrasta. Przy ładunkach odlewanych cała objętość komory jest wypełniona paliwem. Między paliwem a ściankami komory znajduje się warstwa specjalnego kleju lub lakieru, który zapewnia dobrą przyczepność i szczelność między ładunkiem a komorą.

Niedawno został opracowany nowy rodzaj paliwa stałego — tak zwane mieszanki pirotechniczne, lub inaczej — paliwa niejednorodne. Są to mieszaniny drobno zmielonego utleniacza ze składnikiem palnym, który równocześnie spełnia rolę środka wiążącego cząstki utleniacza.

Jako utleniacze stosowane są zwykle niektóre nieorganiczne nadchlorany i azotany, natomiast jako paliwa stosuje się różne tworzywa sztuczne, syntetyczne produkty kauczukopodobne, a także asfalt.

Cechą charakterystyczną mieszanek jest niskie ciśnienie spalania, prawie trzykrotnie niższe niż przy paliwach dwuskładnikowych (prochach), oraz małe prędkości spalania. Mają one zazwyczaj ciastowatą konsystencję, są stosunkowo nieczułe na zmiany temperatury i w przypadku optymalnego składu prędkość spalania nieznacznie tylko zależy od ciśnienia.

Mieszanki bardzo dobrze nadają się do odlewania ładunków. W tym przypadku mieszankę w postaci ciastowatej

masy (pasty) wlewa się do komory silnika, w której znajduje się rdzeń formierski o odpowiednim przekroju poprzecznym (na przykład w kształcie gwiazdy). Przed wprowadzeniem mieszanki do komory wewnętrzną jej ściankę należy pokryć specjalnym klejem, aby zapewnić dobrą przyczepność ładunku do powierzchni komory. Rdzeń formierski jest ukształtowany w ten sposób, że po stwardnieniu paliwa daje się łatwo usunąć z komory. Dobra przyczepność paliwa do ścianki komory spalania oraz niskie ciśnienie spalania umożliwiły znaczne zmniejszenie grubości ścianek. Niektóre balistyczne charakterystyki mieszanek pirotechnicznych padano w tabeli 1. Jak widać, charakterystyki zmieniają się w szerokim zakresie w zależności od zawartości poszczególnych składników.

Jednym z pierwszych paliw niejednorodnych, które znalazły praktyczne zastosowanie na szerszą skalę (zwłaszcza do rakiet startowych typu „Jato”), były paliwa z nadchloranem potasu jako utleniaczem w ilości 70—78% oraz asfaltem jako paliwem (30÷22%). Ze względu na kruchość asfaltu uplastyczniano go olejami. Zaletą tych paliw jest niski koszt, wadą natomiast — wąski zakres temperatur stosowania, będący skutkiem specyficznych własności asfaltu. W niskich temperaturach asfalt staje się kruchy, natomiast w wysokich zbyt miękki i ładunek może w znaczny sposób odkształcać się w warunkach statycznych. Pierwsze mieszanki typu asfaltowo-olejowego miały impuls jednostkowy rzędu 186 sek., temperaturę płomienia około 3000 °C i wykładnik spalania 0,76.

Ostatnio szerokie zastosowanie znajdują poliuretany. Można je produkować w postaci płynnej. Wyróżniają się one szczególnie wysoką zdolnością pochłaniania czynnika rozpuszczającego się, to znaczy utleniacza. Ponieważ cząsteczki poliuretanów zawierają znaczną ilość atomów tlenu, możliwe jest zmniejszenie ilości nadchloranu amonu i wprowadzenie innych pożądaných składników. Bardzo korzystne są mechaniczne własności poliuretanów. Zachowują one elastyczność w zakresie temperatur od -55 °C do +150 °C i są stosunkowo odporne na gwałtowne ich zmiany.

Jeszcze przed wprowadzeniem poliuretanów użyto paliw opartych na wielosiarczce. Ale atomy siarki zwiększają średni ciężar molekularny produktów spalania, co zmniejsza średnią prędkość gazów, a wskutek tego również i impuls jednostkowy. Zaczęto szukać nowych paliw nie zawierających siarki, ale mających takie same własności jak wielosiarczki — głównie chodzi tu o elastyczność ważną ze względu na dobrą przyczepność paliwa do ścianek. W początkach 1950 r. zastosowano poliuretany. Zawierają one w swoim składzie węgiel, wodór, tlen i azot. Impuls jednostkowy paliw poliuretanowych jest o kilka jednostek większy od impulsu jednostkowego paliw opartych na wielosiarczce.

Opracowując nowe paliwa jednocześnie polepsza się „klasyczne”, oparte na nitrocelulozie i nitroglicerynie. Paliwa te, zwane dwuskładnikowymi lub jednorodnymi, mają stosunkowo wysoki impuls jednostkowy (rzędu 210 sek.) i znajdują zastosowanie w silnikach o niedużych wymiarach. Wyprodukowano paliwo dwuskładnikowe, nadające się do odlewania ładunków i wyróżniające się dobrą przyczepnością do ścianek komory silnika. W tym samym czasie opracowano jeszcze jeden rodzaj paliwa, tak zwane poliwęglowodory. Należą one do grupy paliw elastycznych.

W Stanach Zjednoczonych produkcją paliw stałych zajmuje się kilka firm. Poliuretany opracowuje firma Aerojet, a paliwa dwuskładnikowe — firma Herkules. Firma „Thiokol” pracuje nad poliuretanami i poliwęglowodorami. Kilka lat temu stwierdzono, że dodatek sproszkowanego aluminium polepsza charakterystyki energetyczne każdego paliwa. Aczkolwiek przy dodatku aluminium średni ciężar molekularny produktów spalania wzrasta, to jednak temperatura w komorze wzrasta szybciej, a ponieważ impuls jednostkowy zmienia się proporcjonalnie do pierwiastka kwadratowego z temperatury płomienia dzielonej przez średni ciężar molekularny gazów, więc w wyniku dodatku aluminium impuls jednostkowy wzrasta.

Skomplikowanym problemem jest uzyskanie całkowitego spalania cząstek sproszkowanego metalu, w tym przypadku aluminium. Aby cząsteczki metalu uległy całkowitemu spalaniu średnice ich powinny być mniejsze od 10 μ, a przypuszczalnie optymalna wartość leży poniżej 1 μ. Uzyskanie tak drobnych cząsteczek metalu sprawia poważ-

Tabela 1

Niektóre własności mieszanek pirotechnicznych

Lp	Paliwo	75% NH ₄ ClO ₄ *) 25% paliwo + dodatki	80% NH ₄ ClO ₄ *) 20% paliwo + dodatki	80% NH ₄ NO ₃ **) + 20% paliwo + dodatki
1.	Ciężar cząsteczkowy	24	25,2	22
2.	Temperatura spalania przy stałym ciśnieniu [°K]	2420	2790	1755
3.	Prędkość charakterystyczna [m/sek]	1396	1460	1219
4.	Impuls jednostkowy przy p = 70 at [sek]	224	236	195
5.	Wykładnik potęgi n w prawie spalania przy p = 70 at	0,4	0,4	0,4
6.	Prędkość spalania przy p = 70 at [cm/sek]	0,5÷1,5	0,8÷2,0	0,2÷0,3
7.	Ciężar właściwy [G/cm ³]	1,66	1,72	1,55
8.	Współczynnik uczulenia na zmiany temperatur [°K ⁻¹ ***)	0,0012÷ 0,0024	0,0012÷ 0,0024	0,0025

*) nadchloran amonu
**) azotan amonu
***) współczynnik ten określa wpływ temperatury na prędkość spalania (przyp. red.).

ne trudności technologiczne. Trudności te muszą być pokonane, gdyż jak wykazuje praktyka, straty paliwa wskutek niecałkowitego spalania są bardzo poważne. Np. w paliwie o następującym składzie: 67,5% NH_4ClO_4 (utleniacz), 22,5% paliwo oraz 10% sproszkowanego aluminium, zawartość stałych cząstek w produktach spalania wyniosła 18,9%, natomiast w paliwie o zawartości 68% NH_4ClO_4 , 17% paliwa oraz 15% sproszkowanego aluminium, stałych cząstek było nawet 27,9%. Optymalna wartość dodat-



Rys. 3. Sprawdzanie ładunku silnika za pomocą izotopów radioaktywnych

ku sproszkowanego metalu leży prawdopodobnie poniżej 20%, a więc w zakresie dużych strat paliwa przy obecnym stanie technologii.

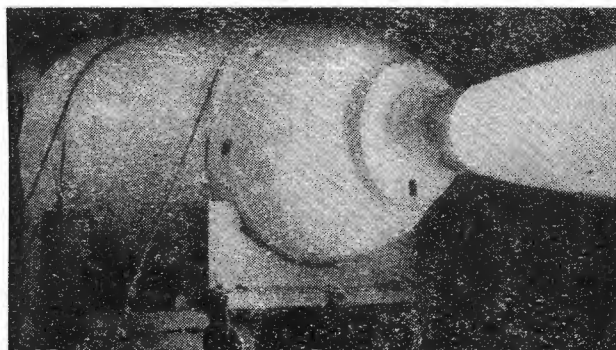
Jakie są wady i zalety omawianych paliw? Ze względu na stosunkowo krótki okres użytkowania nowych paliw trudno jest w sposób usystematyzowany podać wszystkie wady i zalety i dlatego najlepiej przedstawić pogląd na te sprawy poszczególnych producentów. Pracownicy firmy Herkules twierdzą, że przy zastosowaniu paliw dwuskładnikowych otrzymali wyższy impuls jednostkowy niż dla mieszanek. Natomiast firma Thiokol uważa, że paliwa dwuskładnikowe są znacznie mniej trwałe przy wysokiej temperaturze niż składniki wiążące w mieszkankach. Ponadto możliwe jest powstanie samozapłonu tych paliw przy przechowywaniu w wysokich temperaturach, jak również detonacja przy obróbce i w czasie spalania. Przy mieszkankach tych zjawisk nie zaobserwowano.

Doświadczenia wykazały, że istnieją pewne różnice w wartościach impulsu jednostkowego paliw na bazie wielosiarczków i poliuretanów. Różnica ta może wynosić 2—5 jednostek i więcej. Jednakże uczeni wolą wielosiarczki.

Firma Thiokol tłumaczy to w następujący sposób. Wielosiarczki szybko krzepną, mają dobre własności w niskich temperaturach, zdobyto już duże doświadczenie w obchodzeniu się z nimi. Paliwa te można przechowywać w temperaturach do -60°C , w których poliuretany stają się kruche.

Firma Aerojet reprezentuje odmienny pogląd. Firma posiada wyposażenie technologiczne, umożliwiające produkcję ładunków poliuretanowych o dobrych własnościach w temperaturze -54°C . Poliuretany według twierdzenia tej firmy są mniej kosztowne, mają niską lepkość i nie są trujące, co daje im pewną przewagę w porównaniu z wielosiarczkami. Charakterystyki starzenia poliuretanów stale się ulepsza. Poliwęglowodory mają taki sam impuls jak i poliuretany.

O ile podzielone są zdania odnośnie czynnika wiążącego, to znaczy paliwa, o tyle jednomyślność panuje przy doborze utleniacza. Uważa się, że obecnie do tego celu najbar-



Rys. 4. Próba silnika po wyjęciu z komory chłodniczej. W tylnej części silnika widoczne są czujniki do pomiaru temperatur

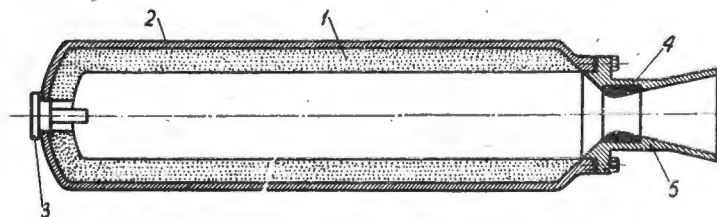
dziej nadaje się nadchloran amonu. Jest on tani, łatwy w produkcji i najbardziej efektywny z dostępnych utleniaczy.

Istotną wadą eksploatacyjną paliw zawierających jako utleniacze nadchlorany jest to, że produkty ich spalania wykazują własności toksyczne i działają korodująco na szereg materiałów, gdyż zawierają w swoim składzie HCl (kwas solny) oraz związki chloru.

W dziedzinie utleniaczy prowadzone są prace mające na celu zastosowanie w przyszłości bardziej wydajnych utleniaczy. Nadchloran litu LiClO_4 zawiera około 60% aktywnego tlenu, a więc najwięcej ze wszystkich nadchloranów. Zaletą jego jest ponadto większy ciężar właściwy w porównaniu z najlepszym obecnie utleniaczem, to znaczy z nadchloranem amonu NH_4ClO_4 [odpowiednio 2,44 i 1,96 G/cm^3]. Wadą jest bardzo wysoki koszt oraz to, że część produktów spalania stanowią substancje o stosunkowo dużym ciężarze cząsteczkowym.

Technologia paliw stałych stoi obecnie na wysokim poziomie, o czym świadczy fakt, że wg danych dla amerykańskich seryjnych paliw stałych osiągnięto już doświadczalną wartość impulsu jednostkowego rzędu 220—230 sek., z tym że w niedalekiej przyszłości spodziewane jest otrzymanie impulsu wynoszącego 270 sek.

Opanowana jest technologia produkcji odlewanych bloków o ciężarze kilku ton. Czas palenia się takich ładunków wynosi kilkadziesiąt sekund. Przykładem powyższego może być silnik pocisku średniego zasięgu „Polaris”, którego ładunek paliwa waży kilka ton. Paliwo jest typu poliuretanowego. Utleniaczem jest prawdopodobnie nadchloran amonu. Do paliwa dodano w celu polepszenia charakte-



Rys. 5. Nowoczesny silnik raketowy z ładunkiem odlewany. Wewnętrzny kanał ładunku wyprofilowany w postaci gwiazdy. 1 — ładunek silnika; 2 — ścianka komory; 3 — zapłonnik; 4 — żarowytężymała wkładka dyszy; 5 — ochronna powłoka ścianek dyszy

rystyk energetycznych 10—15% sproszkowanego aluminium. Innym przykładem jest międzykontynentalny pocisk „Minuteman”, napęd którego stanowią silniki na paliwo stałe. Przeprowadzono już próby ładunków o średnicy 1,96 m i ciężarze 11 ton. Impuls jednostkowy mieszanki, z której będą wykonane ładunki, wyniesie 245 sek przy ciśnieniu spalania 70 kG/cm^2 .

Ze względu na to, że paliwo silników pocisku „Minuteman” jest wrażliwe na zmiany temperatury otoczenia, przewiduje się przechowywanie pocisku, aż do chwili startu, w komorze klimatyzowanej, znajdującej się bezpośrednio na wyrzutni lub w środkach transportu.

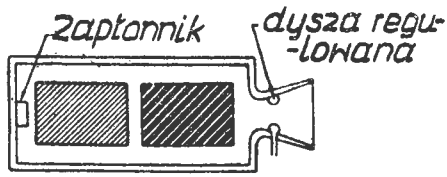
Jednym z najnowszych amerykańskich paliw stałych jest paliwo „Flexadyne propellant” pracujące w szerokim zakresie temperatur od -60°C do 75°C . W celu otrzymania ładunku paliwo zalewa się do komory, w której znajduje się rdzeń formierski o wymaganym kształcie wewnętrznego kanału ładunku. Po stwardnieniu ładunku rdzeń można łatwo usunąć. Na rys. 3 pokazane jest sprawdzanie ładunku silnika za pomocą izotopów radioaktywnych po ochłodzeniu paliwa z komorą od 75°C do -60°C . Sprawdzenie ma na celu wykrycie pęknięć względnie odklejania się ładunku od ścianek komory. Na rys. 4 pokazana jest próba silnika z ładunkiem „Flexadyne propellant” po wyjęciu silnika z komory chłodniczej o temperaturze -60°C . Próby wykazały całkowitą przydatność tego paliwa do pracy w różnych warunkach klimatycznych.

Konstrukcja silników na paliwo stałe

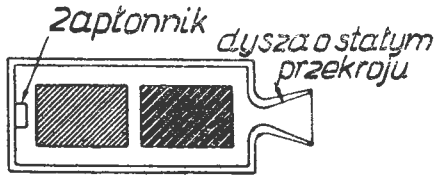
W okresie powojennym konstrukcja silników na paliwo stałe uległa znacznym zmianom spowodowanym przede wszystkim zastosowaniem nowych paliw, co widoczne jest na rys. 5. Innym powodem były nowe rodzaje zastosowań

silników, szczególnie w dziedzinie pocisków kierowanych, gdzie bardzo ważnym warunkiem doskonałości konstrukcji jest jej zwartość i bezpieczeństwo eksploatacji.

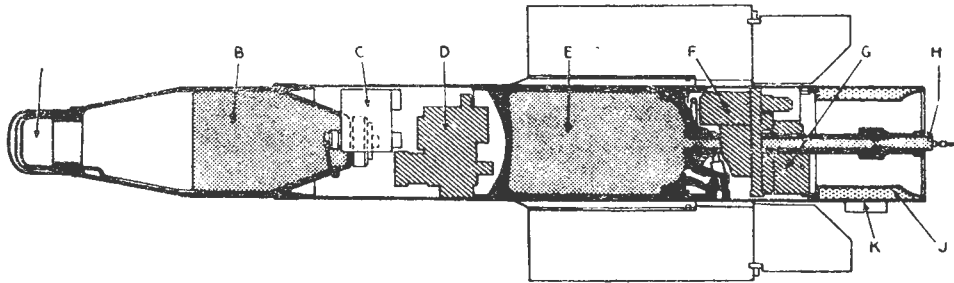
Szybki rozwój silników raketowych na paliwo stałe stał się możliwy również dzięki stosunkowo prostym zasadom konstruowania i możliwości sprawdzenia ich słusz-



Rys. 6. Projekt jednokomorowego silnika o dwóch stopniach ciągu z regulowaną dyszą



Rys. 7. Silnik jednokomorowy o dwóch stopniach ciągu, uzyskiwanych dzięki dwóm różnym paliwom



Rys. 8. Przeciwpancerne pocisk „Vigilant”. Napęd pocisku stanowi silnik na paliwo stałe (E) o dwóch stopniach ciągu. Dysza silnika znajduje się na końcu rury przedłużającej

ności przy względnie niedużym nakładzie środków finansowych i inwestycyjnych. Przy konstruowaniu silnika raketowego na paliwo stałe w pierwszej kolejności zakłada się zależność ciągu w funkcji czasu i na tej podstawie określa się wymiary silnika, ciśnienia w komorze oraz rodzaj paliwa.

Jednakże w niektórych przypadkach pewne parametry, jak na przykład długość silnika, jego średnica lub nawet grubość ścianek mogą być narzucone przez warunki balistyczne lub konstrukcyjne. Dobór lub narzucenie jednego z charakterystycznych parametrów silnika wpływa w zasadzie na pozostałe warunki podobieństwa dla silników na paliwo stałe, umożliwia łatwe określenie w pierwszym przybliżeniu charakterystyki nowej konstrukcji drogą ekstrapolacji wymiarów istniejących silników. Każdy silnik ma charakterystyczny wymiar liniowy l . Udowodniono, że czas spalania ładunku jest proporcjonalny do l , ciąg silnika do l^2 , impuls całkowity l^3 , natomiast ciśnienie w komorze nie zależy od tego wymiaru. Również stopień wypełnienia komory oraz stosunek przekroju krytycznego do przekroju wylotowego nie zależą od l .

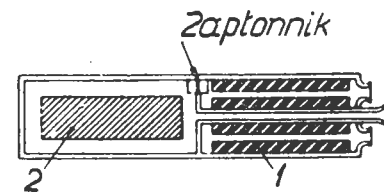
Warunki podobieństwa umożliwiają wykonanie większości prób na silnikach modelowych, co w znacznym stopniu obniża koszt badań podstawowych. Zastosowanie kryteriów podobieństwa ułatwia konstruowanie nowych silników w oparciu o istniejące konstrukcje.

Zasadnicze trudności przy projektowaniu silnika z dwoma stopniami ciągu związane są z doбором parametrów balistyki wewnętrznej i konstrukcją ładunku. Maksymalny stopień wypełnienia komory utrzymuje się przy ładunkach z mieszanek. Programowanie ciągu w tym przypadku można otrzymać albo przez odpowiednie ukształtowanie ładunku, albo przez użycie do produkcji ładunku dwóch gatunków paliwa, palących się z różnymi prędkościami. Wewnętrzna warstwa jest wykonana z prochu o dużej prę-

kości spalania i ładunek ten spełnia rolę silnika startowego o dużym, krótkotrwałym ciągu, natomiast zewnętrzna warstwa składa się z wolno palącego się paliwa i daje długotrwały ciąg przelotowy. Ciąg można zaprogramować również przez odpowiednie wyprofilowanie wewnętrznego kanału ładunku. Przy określonym przekroju krytycznym dyszy i danej prędkości spalania ciśnienie w komorze i ciąg zależą od powierzchni spalania. Przez odpowiednie ukształtowanie powierzchni można uzyskać ciąg startowy i przelotowy. Zrealizowano już szereg konstrukcji silników o dwóch stopniach ciągu. Na rys. 6 pokazany jest jednokomorowy silnik z regulowaną dyszą. Zmianę ciągu w takim silniku przy przejściu z warunków startowych na przelotowe osiąga się na drodze zmiany przekroju krytycznego dyszy. Ciśnienie w komorze spalania silnika pozostaje przy tym niezmiennie dzięki odpowiedniemu doborowi paliwa dla stopnia startowego i przelotowego. Wadą silnika z regulowaną dyszą jest skomplikowana i technicznie trudna do zrealizowania konstrukcja. Innym przykładem jest silnik jednokomorowy (rys. 7), w którym różne wartości ciągu otrzymuje się dzięki dwóm ładunkom paliwa o różnych ciśnieniach spalania. Ciąg startowy w takim silniku może być co najwyżej 10-krotnie większy od ciągu przelotowego. Przykładem takiej konstrukcji jest silnik 4/480-NS-150/150 do latającego celu XKDT-1 firmy Temco. Czas pracy silnika wynosi około 8 min. Dysza silnika znajduje się na końcu rury przedłużającej. Układ taki zapewnia minimalne przesuwanie się środka ciężkości pocisku



Rys. 9. Silnik startowy 1 rozmieszczony jest wokół silnika marszowego 2

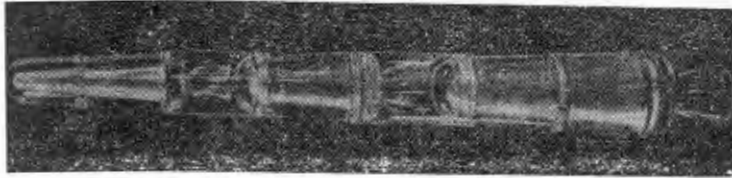


Rys. 10. Silnik startowy rozmieszczony jest wokół rury przedłużającej silnika marszowego. 1 — silnik startowy; 2 — silnik marszowy

w miarę wypalania paliwa. Podobne rozwiązanie zastosowano w pocisku ziemia-powietrze „Nike-Herkules” oraz przeciwpancerne pocisku „Vigilant” (rys. 8). W innych rozwiązaniach (rys. 9) silnik startowy rozmieszczony jest wokół silnika przelotowego lub wokół rury przedłużającej silnika przelotowego i ma kilka dysz (rys. 10). W takim układzie stosunek ciągów startowego i przelotowego może być większy niż w silnikach jednokomorowych. Wadą silników wielodyszowych jest znacznie większy opór denny niż dla jednodyszowych. Pocisk z silnikiem wielodyszowym jest krótszy od pocisku z innymi silnikami, ale jego opór aerodynamiczny i ciężar bierny są większe.

Jedna z amerykańskich firm opatentowała wieloczęściowy (dzielony) silnik na paliwo stałe. Jest to nowy krok w dziedzinie konstrukcji silników raketowych na paliwo

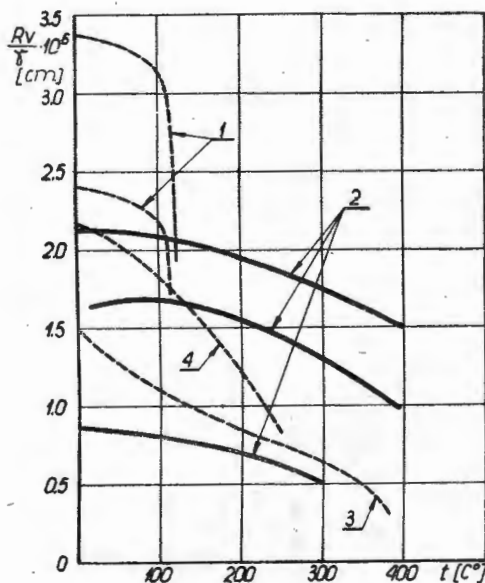
⁹ Impuls jednostkowy pomnożony przez ciężar paliwa (przyp. redakcji).



Rys. 11. Model pocisku napędzanego silnikami stożkowymi

stałe znacznie upraszczający technologię i eksploatację tych silników. Ładunek paliwowy silnika dzielonego wykonywany jest w kilku sekcjach. Dążenie do ładunków wieloczęściowych spowodowane jest tym, że metoda odlewania dużych bloków paliwowych ma poważną wadę — wykrycie pęknięć lub innych uszkodzeń ładunku jest możliwe dopiero wówczas, gdy znajduje się on już w komorze. Powoduje to konieczność wymiany całego ładunku. Ładunek wykonany w kilku sekcjach ma tę zaletę, że możliwa jest wymiana części ładunku, w której stwierdzono wadę technologiczną, powstałą w czasie produkcji lub przy przechowywaniu, albo nawet już po włożeniu do komory silnika. Po wykryciu wady można usunąć część ładunku i zastąpić ją nową. Dzięki temu silnik nadaje się do prób bez poważniejszych przeróbek. Po drugie, przy produkcji ładunków wieloczęściowych ma się do czynienia z ograniczoną ilością paliwa, co jest bardzo ważne w warunkach fabrycznych ze względu na stan bezpieczeństwa. Oprócz wymienionych zalet, ładunek wieloczęściowy ma również i tę, że poszczególne sekcje można zaprojektować tak, aby łatwo je było transportować samochodami, koleją lub samolotami. Nie przewiduje się większych trudności przy produkcji poszczególnych sekcji ładunku o średnicy 3 m i długości 3 m. Ciężar ich nie przekracza 40 ton.

Firma „United Technology” opatentowała wieloczęściowy silnik stożkowy. Na rys. 11 pokazano model pocisku napędzanego silnikami stożkowymi. Każdy silnik może mieć jeden lub kilka ładunków stożkowych. Ładunek silnika pali się od wewnątrz. Wewnętrzny kanał ma kształt prostego stożka zwróconego podstawą w kierunku dyszy silnika. Grubość ścianek ładunku jest jednakowa na całej długości. Według oświadczenia przedstawiciela firmy produkującej te ładunki, stożkowy kanał wewnętrzny zapobiega erozyjnemu spalaniu ponieważ w miarę przyrostu prędkości zwiększa się przekrój. Stożkowe ładunki zmniejszają opór aerodynamiczny i ciężar konstrukcji rakiety oraz usuwają możliwość nieprawidłowego montażu. Zastosowanie takiego rozwiązania konstrukcyjnego umożliwi obniżenie wydatków na opracowanie i produkcję dużych silników rakietowych na paliwo stałe o ciągu rzędu 450 ton. Konieczność zwiększenia ciągu silnika nie wymaga przekonstruowywania go, gdyż wymagany przyrost ciągu można

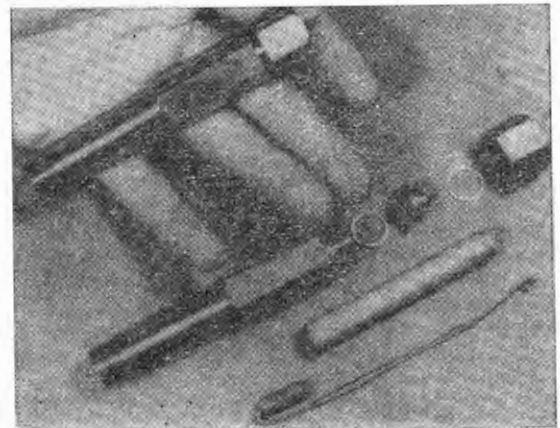


Rys. 12. 1 — tworzywa sztuczne obecne i przyszłościowe (górną krzywą), 2 — różne rodzaje stali stopowych; 3 — stopy aluminium; 4 — stopy tytanu

osiągnąć przez dodanie jednej lub nawet kilku sekcji ładunku. Firma otrzymała od NASA 180 tys. dolarów na projektowanie, produkcję i próby trzech wieloczęściowych stożkowych silników o ciągu około 7 ton. Badania silników wieloczęściowych upraszczają się ze względu na możliwość przeprowadzania prób poszczególnych sekcji ładunku.

Ponieważ silniki wieloczęściowe są nowym rozwiązaniem konstrukcyjnym, więc trudno na razie wymienić szczegółowo ich wszystkie zalety i wady i dlatego najlepiej podać pogląd firm amerykańskich prowadzących prace w tej dziedzinie. Oprócz wymienionych wyżej zalet należy dodać jeszcze następujące:

- podział ładunku na kilka części umożliwia swobodne wydłużanie się go i kurczenie wzdłuż osi. Zmniejsza to powstawanie pęknięć przy ochładzaniu ładunku w czasie jego twardnienia i przy rozszerzaniu ścianek kadłuba silnika pod wpływem ciśnienia w komorze spalania;
- krótkie ładunki, otwarte z obu stron, umożliwiają wykorzystanie do kontroli jakości ładunku aparatów rentgenowskich, izotopów radioaktywnych i innych skutecznych metod, przy czym może być skontrolowana zarówno powierzchnia wewnętrznego kanału, jak i grubość ścianki ładunku;
- w przypadku pęknięcia ładunku lub innego uszkodzenia należy zmienić tylko uszkodzoną sekcję, a nie całość, jak to ma miejsce w silnikach z odlewanym ładunkiem;
- dzięki mniejszej długości ładunki silnika wieloczęściowego są mniej skłonne do „płynięcia” przy przechowywaniu w położeniu pionowym;
- przy produkcji ładunków możliwe jest wykorzystanie modelujących rdzeni, które usuwa się bezpośrednio przed montażem silnika;
- przy odroczeniu czasu startu rakiety ładunek paliwowy może być wyjęty z silnika i przechowywany w czę-



Rys. 13. Zapłonnik silnika rakietowego na paliwo stałe. W dolnej części rysunku widoczna jest spłonka, wyżej — podsyпка i korpus zapłonnika

ściach, co jest szczególnie ważne dla rakiet o dużych wymiarach.

Jednocześnie wskazuje się na następujące wady silników wieloczęściowych:

- możliwość powstania czołowego spalania ładunku w miejscach ich łączenia w przypadku niezbyt pewnego uszczelnienia między nimi (firma Grand Central twierdzi, że problem ten został już rozwiązany);
 - większy ciężar silnika w porównaniu z silnikami „klasycznymi” wskutek konieczności stosowania elementów łączących oddzielne części silnika (śruby, kołnierze, itd.).
- Wydaje się, że wymienione zalety silników wieloczęściowych są o wiele poważniejsze niż wady i można spodziewać się dalszego szybkiego ich rozwoju.

Istnieją duże możliwości doskonalenia istniejących silników. Na przykład w trakcie badań silników dla pocisku „Polaris” firma Aerojet opracowała i wprowadziła do konstrukcji i technologii silnika szereg zmian, umożliwiających zwiększenie zasięgu pocisku z 2400 km do 4000 km. Podstawowe zmiany były następujące:

- zastosowanie nowych, bardziej kalorycznych paliw o wysokim impulsie jednostkowym. W ciągu ostatnich trzech lat, według oświadczenia firmy, impuls jednostkowy paliw używanych w silnikach pocisku „Polaris” wzrósł

o 15%. Temperatura spalania nowych paliw osiągnie 3500 °C. Ciśnienie w silniku pierwszego stopnia wynosi 70 kG/cm², w silniku drugiego stopnia — 35 kG/cm²;

b) użycie regulowanych dysz zamiast deflektorów;

c) wykonanie kadłubów silników metodą odlewania odśrodkowego;

d) zastosowanie nowych materiałów. Dysze silnika drugiego stopnia są wykonane częściowo z metalu, a częściowo z tworzyw sztucznych, dzięki czemu ciężar dyszy zmniejszono o 30%⁷⁾.

Materiały używane w konstrukcjach silników na paliwo stałe

W dziedzinie materiałów prowadzone są intensywne badania zarówno nad metalami, jak i tworzywami sztucznymi. Istnieje cały szereg materiałów trudno topliwych, które mogą znaleźć, i już częściowo znajdują, zastosowanie w technice raketowej (tabela 2).

Materiały stosowane w konstrukcjach silników raketowych powinny spełniać szereg wymagań. Najważniejsze z nich są następujące: wysoka żarowytrzymałość, odpor-

Tabela 2
Niektóre materiały trudno topliwe

Pierwiastki	Temperatura topnienia °C	Tlenki	Temperatura topnienia °C
Węgiel	3500	Cyrykonu	2950
Wolfram	3350	Hafnu	2800
Ren	3000	Toru	2800
Tantal	2850	Berylu	2500
Molibden	2650	Magnezu	2300
Węgliki		Azotki	
Hafnu	4150	Hafnu	3300
Tantalu	4150	Tantalu	3300
Cyrykonu	3550	Tytanu	3200
Niobu	3500	Cyrykonu	3000
Titanu	3100	Baru	2750

ność na korozję i erozję, mały współczynnik rozszerzalności liniowej, odporność na uderzeniowe obciążenia cieplne i mechaniczne (powstające przy uruchamianiu silnika i wyłączeniu oraz przy pracy niestacjonarnej), odporność na drgania, możliwe mały ciężar właściwy, duża wytrzymałość mechaniczna. Dodatkowe wymagania to dobra obrabialność mechaniczna, spawalność, dostępność surowców, niski koszt itd.

Jedna z firm amerykańskich opracowała nowy kauczukowo-azbestowy materiał izolacyjny, użycie którego umożliwia zwiększenie czasu pracy silnika na paliwo stałe prawie czterokrotnie. Materiał ten jest lżejszy, tańszy i ma lepsze własności izolacyjne niż wzmocnione tworzywa sztuczne stosowane w niektórych silnikach. W czasie prób temperatura zewnętrznej ścianki komory wynosiła 90 °C, podczas gdy w komorze osiągnięto 3000 °C. W takich warunkach silnik pracował 3,5 min.

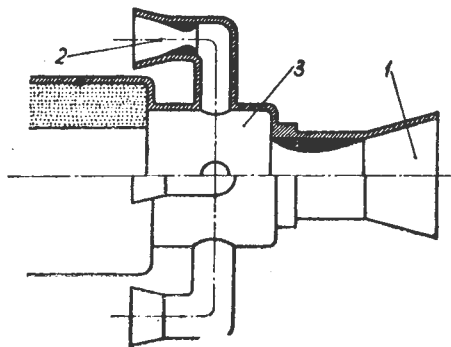
Szczególnie obciążonym pod względem cieplnym elementem silnika jest dysza.

W związku z potrzebami techniki raketowej opracowano szereg nowych materiałów odpornych na działanie wysokich temperatur. Firma „Climax” (USA) opracowała specjalną powłokę ceramiczną z dwukrzemku molibdenu. Wkładki grafitowe dysz pokrywa się mieszaniną tego materiału z żywicą fenolową i ogrzewa w temperaturze 2200 °C. Jako wynik procesów zachodzących przy ogrzaniu powstaje szklista powłoka, która chroni grafit przed erozją i utlenianiem w wysokich temperaturach (prawie do 2000 °C). Inna firma opracowała powłokę metaloceramiczną o nazwie „alumina”, którą pokrywa się powierzchnię dyszy przed erozją i korozją. Dysza z takim pokryciem może pracować przez pewien krótki odcinek czasu w temperaturze ponad 2000 °C.

⁷⁾ Należy również przypomnieć o możliwościach zastosowania w budowie silników raketowych tak zwanych dysz stożkowych, których zalety opisano w „Nowościach technicznych” — „Technika Lotnicza”, nr 2 (przyj. red.).

Jednym z najnowszych środków zabezpieczenia powierzchni dyszy przed działaniem wysokich temperatur jest emalia z dwutlenku cyrykonu i szklanego elementu wiążącego. Środek ten wyróżnia się dobrymi własnościami ochronnymi, dzięki którym czas pracy silnika przedłuża się 3-, 4-krotnie.

Wykonano już doświadczalne dysze silników raketowych z tworzyw sztucznych, na przykład laminatów z żywicy fenolowej z wypełniaczem azbestowym lub szklanym. Szczególną zaletą tworzyw sztucznych jest mały ciężar. Dzięki temu możliwe jest znaczne (do 50%) zmniejszenie ciężaru dyszy. W porównaniu do materiałów metalowych tworzywa sztuczne mają bardzo wysoki współczynnik jakości, to znaczy stosunek wytrzymałości doraźnej na rozciąganie do ciężaru właściwego. Im wyższy jest współczynnik jakości, tym niższy ciężar konstrukcji. Zależność współczynnika jakości od temperatury dla różnych materiałów pokazano na rys. 12. Górna krzywa 1 dotyczy tworzyw sztucznych, które zostaną wyprodukowane w nieda-



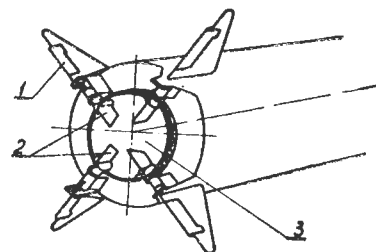
Rys. 14. Dysze ciągu wstecznego. 1 — dysza główna silnika; 2 — dysze ciągu wstecznego; 3 — komora ciśnieniowa

lekiej przyszłości. Amerykańskie tworzywo sztuczne „Astrolit” ma następujące własności: wytrzymałość doraźna na zginanie — 15 kG/mm², na rozciąganie — 5,6 kG/mm², moduł sprężystości — 2,1 · 10⁵ kG/cm², higroskopijność — 1,5% oraz bardzo niski ciężar właściwy. Względne zmniejszenie ciężaru wzorca z tego materiału w ciągu 100 sek. działania na niego strumienia gazu o prędkości odpowiadającej Ma = 0,5 przy temperaturze 2500 °C jest 15 razy mniejsze niż wzorca ze stali. Ważną zaletą tego rodzaju tworzyw jest możliwość stosowania odlewania.

Zmniejszenie obciążenia cieplnego dyszy można uzyskać przez zastąpienie jednej dyszy kilkoma mniejszymi o takim samym sumarycznym przekroju krytycznym. Na przykład silnik pocisku „Minuteman” ma cztery dysze. Przy zwiększeniu liczby dysz powierzchnia ich wzrasta, dzięki czemu ilość ciepła przypadającego na jednostkę powierzchni spada, co oczywiście polepsza warunki pracy dyszy.

Zapłon silników raketowych na paliwo stałe

Zagadnienie zapłonu w silnikach na paliwo stałe stanowi poważny problem, praktyczne rozwiązanie którego uzyskuje się przeważnie drogą wielu prób. Zadaniem urządzenia zapalającego jest podgrzanie ładunku silnika do temperatury zapłonu oraz wytworzenie takiego ciśnienia w komorze, przy którym możliwe jest normalne spalanie ładunku.



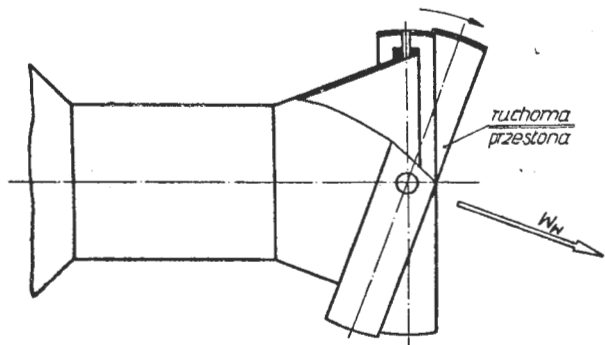
Rys. 15. Stery gazodynamiczne i aerodynamiczne pocisku balistycznego. 1 — stery aerodynamiczne; 2 — stery gazodynamiczne; 3 — dysza silnika

Do zapłonu silników na paliwo stałe używa się prostych pod względem konstrukcyjnym zapalników pirotechnicznych, z których jeden pokazany jest na rys. 13. Zapłonnik składa się ze spłonki oraz łatwopalnego prochu czarnego. Spłonka z kolei składa się z mostka elektrycznego, otoczonego masą palną. Przy zwarceniu obwodu mostka podgrzewa on i zapala spłonkę (widoczną w dolnej części rys. 13), która z kolei zapala podstawowy ładunek zapłonnikowy. Całość zapłonnikowa znajduje się w nagwintowanej obudowie z tworzywa sztucznego lub metalowej; gwint jest niezbędny do wkręcenia zapłonnikowego do specjalnego gniazda, znajdującego się w przedniej lub tylnej części komory.

Czas zapalenia ładunku powinien być możliwie krótki. Aby spełnić ten warunek, produkty spalania zapłonnikowego powinny intensywnie przekazywać ciepło do ładunku. Przy zapłonie prędkość gazów w komorze jest mała, w związku z czym szczególnego znaczenia nabiera promieniowanie ciepłe od gazów zapłonnikowych do ładunku. Ponieważ zdolność promieniowania gazów jest niewielka, ważnym więc warunkiem jest obecność w gazach stałych cząstek intensywnie promieniujących ciepło. W celu spełnienia tego warunku do produkcji zapłonników używa się prochu czarnego (dymnego) lub mieszanki sproszkowanego magnezu (lub aluminium) z nadchloranem potasu. Przy spalaniu tych składników powstaje duża ilość stałych cząstek, które przekazują ciepło drogą promieniowania do ładunku silnika.

Najszybszy zapłon uzyskuje się przy zapłonnikach zawierających w swoim składzie sproszkowany Mg (lub Al) oraz nadchloran potasu ($KClO_4$). W celu utrzymania szybkiego wzrostu ciśnienia w komorze, niezbędnego do normalnego spalania ładunku w dyszy silnika umieszcza się membranę. Gdy ciśnienie w komorze osiągnie określoną wartość, membrana ulega zniszczeniu i gazy zaczynają wypływać przez dyszę.

Sposób rozmieszczenia zapłonników w silniku może być różny, zależnie od wielkości ładunku i rodzaju paliwa. Pożądane jest umieszczenie zapłonnikowego w przedniej części ko-



Rys. 16. Sterowanie wektorem ciągu za pomocą ruchomych przeston pierścieniowych (deflektorów)

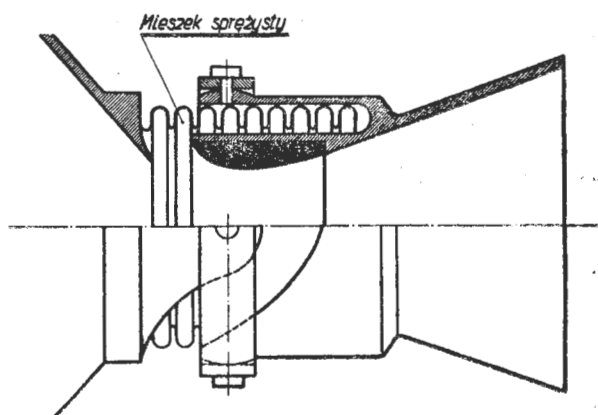
mory. Wówczas gazy zapłonnikowe w drodze do dyszy opływają ładunek w komorze, co oczywiście polepsza warunki zapłonu. Przy długich ładunkach należy umieszczać w komorze kilka zapłonników.

Regulacja ciągu w silnikach raketowych na paliwo stałe

Dużym osiągnięciem w dziedzinie konstrukcji silników raketowych na paliwo stałe było skonstruowanie urządzeń umożliwiających wyłączenie silnika przez wygaszenie płomienia w komorze, a tym samym przerwanie działania ciągu oraz zastosowanie dysz wstecznego ciągu, równoważących względnie zmniejszających działanie ciągu dyszy głównej. Inne urządzenia umożliwiły zmianę kierunku działania ciągu. Dzięki nowym rozwiązaniom konstrukcyjnym, zakres zastosowań silników na paliwo stałe uległ znacznemu rozszerzeniu. Dlatego warto omówić niektóre z tych rozwiązań.

Wyłączanie silnika. Dokładność trafiania pocisków raketowych w znacznym stopniu zależy od możliwości przerwania w odpowiedniej chwili działania ciągu. Zazwyczaj łączy się to z pojęciem wyłączenia silnika. Wyłączenie silnika pracującego na paliwie płynnym nie sprawa

trudności, gdyż uzyskuje się go przez odcięcie dopływu paliwa. Zupełnie inaczej przedstawia się sprawa przy użyciu silników na paliwo stałe. Jeden ze sposobów przerwania działania ciągu, a jednocześnie wyłączenia silnika, polega na wygaszeniu płomienia. Wygaszenie płomienia stosowane było dotychczas w badaniach podstawowych paliw stałych, gdzie przez gwałtowne obniżenie ciśnienia w komorze spalania uzyskiwało się przerwanie procesu spalania, które umożliwiało oględziny ładunków po częściowym spalaniu (jest to szczególnie ważne przy niestandardnym spalaniu paliw stałych). Wygaszenie płomienia w silnikach na paliwo stałe realizuje się za pomocą specjalnych zaworów znajdujących się w tylnej części komory, koło dyszy lub zagłuszek połączonych z ładunkiem prochowym, albo przez odrzucenie dyszy. Otwierając zawory uzyskuje się przy odpowiednim doborze ich przekrojów gwałtowny spadek ciśnienia, w następstwie czego powstaje uderzeniowa fala rozrzedzenia, powodująca wygaszenie płomienia w komorze wskutek ochłodzenia paliwa do temperatury niższej od temperatury zapłonu. Przy określonych warunkach otoczenia, na małych wysokościach, po krótkiej przerwie może nastąpić ponowny zapłon ładunku, ale w większości przypadków można uzyskać całkowite wygaszenie.



Rys. 17. Sterowanie wektorem ciągu za pomocą dyszy zamocowanej przegubowo

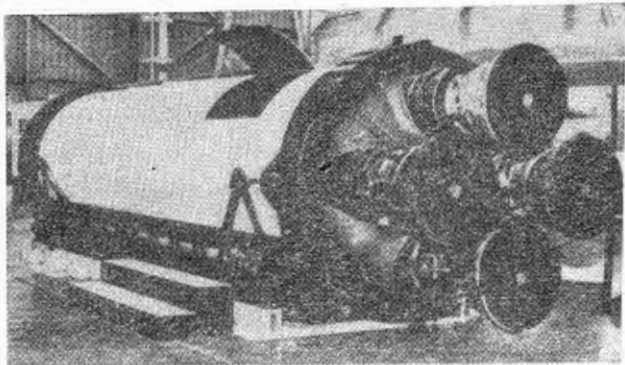
Wyłączenie ciągu — jest drugim sposobem przerwania działania napędu. Można go uzyskać przy użyciu dysz ciągu wstecznego, jak pokazano na rys. 14. Odpowiednio dobierając przekroje dysz ciągu wstecznego i dyszy głównej można zrównoważyć działanie ciągu normalnego i wstecznego lub uzyskać ciąg ujemny (działający w kierunku odwrotnym do kierunku lotu), niezbędny do rozdzielania poszczególnych stopni rakiety wielostopniowej lub wyhamowania prędkości końcowej. Gaz do dysz wstecznych (rys. 14) doprowadzany jest ze specjalnej komory 3 znajdującej się na końcu silnika. Ten sposób wyłączenia ciągu zastosowano w 22 doświadczalnych pociskach „Polaris”. Silnik pocisku posiadał cztery dysze normalne i cztery wsteczne. Najskuteczniejsze wyłączenie ciągu uzyskuje się przy czterech dyszach wstecznych. Na serii pocisków „Polaris” AX dysze normalne zapewniają kierowanie wektorem ciągu natomiast dysze wsteczne — wyłączenie ciągu i rozdzielanie stopni. Działanie ciągu zanika bardzo szybko, co umożliwia regulację końcowej prędkości z dokładnością około 10 m/sek.

Zmiana kierunku działania ciągu. Spełnia ona kilka zadań. Przede wszystkim umożliwia zmianę położenia rakiety w przestrzeni, niezbędną do wykonania określonych zadań. Ponadto może służyć do korekcyjnych mechanicznych błędów lub obciążań od wiatru przy starcie, kiedy zewnętrzne siły aerodynamiczne są jeszcze zbyt małe. Kierowanie wektorem ciągu może być również niezbędne na dużych wysokościach, gdzie gęstość powietrza jest zbyt mała dla wytworzenia zewnętrznych sił aerodynamicznych. Jest to szczególnie ważne dla pocisków raketowych uskrzydłych.

Jednym z najwcześniej stosowanych sposobów zmiany kierunku wektora ciągu były stery gazodynamiczne jak na rys. 15, wykonane przeważnie z grafitu (np. pocisk V-2). Stery gazodynamiczne umieszczano w strumieniu gazów równoległe do osi dyszy. W razie koniecz-

ności zmiany kierunku lotu stery ustawia się pod kątem do osi dyszy, wskutek czego powstaje na nich składowa boczna zmieniająca kierunek lotu. Zazwyczaj stery gazodynamiczne połączone są synchronicznie ze sterami aerodynamicznymi, co zapewnia większą skuteczność całego układu kierowania. Stery gazodynamiczne mają dwie podstawowe wady, które ograniczyły ich zastosowanie. Przede wszystkim, w celu otrzymania dużych wektorów bocznych, wymagane są duże powierzchnie i przekroje poprzeczne sterów, co powoduje straty gazodynamiczne, wyrażające się w spadku prędkości, a zatem i ciągu. Po wtóre, stałe przebywanie sterów w strumieniu gazów o dużej prędkości i wysokiej temperaturze nastęrcza poważne trudności w doborze materiału na stery.

Wymienione względy spowodowały, że obecnie, z wyjątkiem bardzo nielicznych konstrukcji, jak np. pocisk „Redstone”, stery gazodynamiczne nie są stosowane. Wobec tego



Rys. 18. Silnik pierwszego stopnia pocisku „Minuteman”. Widoczne są zamocowane na dyszach mechanizmy, służące do zmiany kierunku działania ciągu

zastosowano inne rozwiązania, jak np. odchylana nasadka cylindryczna. Wirująca i przesuwająca się wzdłuż osi dyszy nasadka o skośnej powierzchni wylotowej jest lekka i prosta konstrukcyjnie, ale wymaga wydłużenia dyszy i nie zapewnia prawidłowej pracy dyszy w różnych warunkach odmiennych od obliczeniowych. W innych rozwiązaniach przewidziano ruchome przesłony pierścieniowe (rys. 16), tak zwane deflektory. Są to urządzenia zamocowane na końcu dyszy i poruszane za pomocą specjalnych mechanizmów. Gdy zachodzi konieczność zmiany kierunku lotu mechanizmy na sygnał z układu kierowania przestawiają przesłony, wskutek czego zmienia się kierunek działania ciągu.

W odróżnieniu od sterów gazodynamicznych przesłona narażona jest na działanie gazów tylko w chwili odchylenia strumienia i wobec tego nie ulega ona szybkiemu niszczeniu. Zmianę kierunku ciągu za pomocą deflektorów zastosowano w pocisku „Polaris” serii AX. Na końcu każdej z czterech dysz zamontowano deflektor. W trakcie prób pocisku wykryto poważne wady deflektora. Po pierw-

sze — powodują one duże straty gazodynamiczne i po wtóre — często niemożliwe było uzyskanie zmiany kierunku działania ciągu wskutek zatarcia trących się powierzchni, które w czasie pracy silnika pokryły się warstwą tlenków. W związku z powyższym zastąpiono deflektory ruchomymi dyszami połączonymi przegubowo z komorą spalania, jak na rys. 17. Przegubowe zamocowanie dyszy umożliwia jej odchylenie, a razem z nią i strumienia gazów w dowolnym kierunku. Straty ciągu są w tym rozwiązaniu stosunkowo małe. Jednakże poważny problem nastęrcza izolacja mechanizmu przed działaniem gazów o wysokiej temperaturze i wysokim ciśnieniu. Na rys. 18 pokazany jest silnik pierwszego stopnia pocisku międzykontynentalnego „Minuteman”. Dysze silnika wyposażone są w mechanizmy do zmiany kierunku działania ciągu.

Zmianę kierunku działania ciągu, a zatem i kierunku lotu, można uzyskać również za pomocą silników pomocniczych o małym ciągu, zamocowanych przegubowo wokół dyszy głównej. Straty ciągu w takim układzie są niewielkie, ale siła sterująca jest także nieduża.

Regulacja ciągu. W chwili obecnej stosowane są dwa rodzaje regulacji ciągu w silnikach rakietowych na paliwo stałe. Pierwszy należy nazwać regulacją programową, czyli po prostu programowaniem, przy którym przebieg ciągu w funkcji czasu jest założony z góry, bądź to drogą odpowiedniego ukształtowania powierzchni spalania (jak na rys. 6), bądź też przez użycie dysz ciągu wstępnego (rys. 14) lub specjalnych zaworów, wygaszających płomień. Drugi rodzaj regulacji umożliwia ciągłą zmianę ciągu w zależności od potrzeby. Można ją uzyskać przez zastosowanie dysz z regulowanym przekrojem krytycznym, sterów gazodynamicznych, dysz zawieszonych przegubowo, nasadek itd. Należy spodziewać się, że coraz bardziej wrażliwe wymagania w stosunku do dokładności regulacji ciągu, a zatem podstawowych parametrów toru lotu pocisków, jak prędkość i zasięg, zmuszą konstruktorów i naukowców do opracowania nowych rozwiązań konstrukcyjnych, umożliwiających ciągłą regulację ciągu w szerokim zakresie warunków eksploatacyjnych.

LITERATURA

1. M. Barrere i inni — „Rocket Propulsion” Elsevier Publishing Company, 1960
2. W. I. Fiedosjew G. B. Sinierow — „Wwiedienije w raketnuju tiechniku”, Oborongiz, Moskwa, 1960
3. G. Huggett G. E. Bartley and M. M. Mills — „Solid propellant rocket” Princeton University Press, 1960
4. G. P. Sutton — „Rocket propulsion elements” — London, 1960
5. Zbiorowa — „Woprosy gorienija raketnych topliw” Izdatielstwo Inostrannej Litieratury, Moskwa, 1959
6. Zbiorowa — „Twierdyje i zidkije raketnyje topliwa” Izdatielstwo Inostrannej Litieratury, Moskwa, 1959
7. Zbiorowa — „Rakiety. Srodki napędowe”. Państwowe Wydawnictwa Techniczne, Warszawa, 1960
8. Woprosy raketnoju tiechniki 5, 7 (1959); 1, 2, 4, 6, 11, 12 (1960); 1, 3 5 (1961)
9. Ekspres-Informacja — „Rakietnaja tiechnika” 1958—59 r.
10. „Missiles and rockets”, 1960.

MGR INŻ. DONAT GRUSZCZYŃSKI

629.13(061.4)

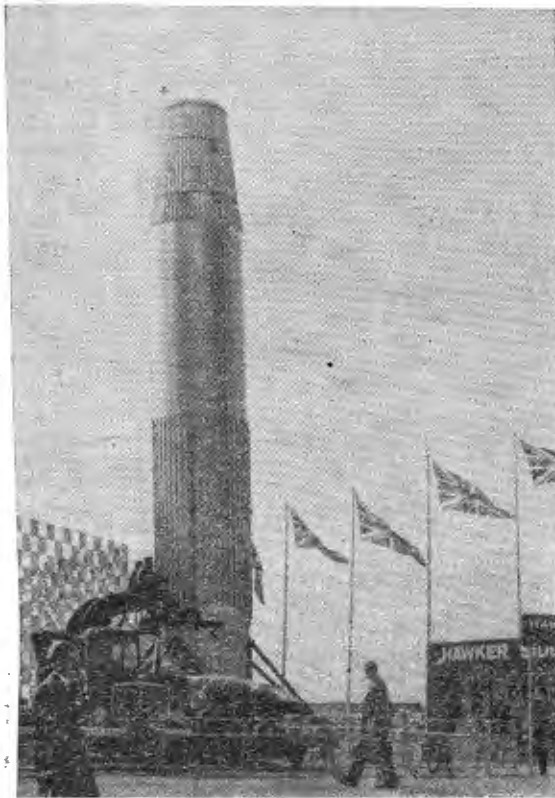
Farnborough 1961

REFLEKSJE NA TEMAT NAPĘDÓW LOTNICZYCH

Mimo że Royal Aircraft Establishment — angielski ośrodek badań lotniczych — gości na swym terenie doroczne wystawy przemysłu lotniczego Wielkiej Brytanii dopiero od roku 1948, nazwa siedziby ośrodka, Farnborough, małej miejscowości odległej o ca 50 km od Londynu, zrosła się mocno z tradycją tych imprez i stanowi w połączeniu z liczbą roku powszechnie używaną nazwę wystawy. Farnborough 61, ostatnia z 22 dotychczasowych wystaw (pierwsza odbyła się w 1932 r. w Hendon), organizowanych przez SBAC (The Society of British Aircraft Constructors), a czternasta z kolei w Farnborough, odbyła się w dniach 3—10.IX.61 i była, jak wszystkie poprzednie, aktualnym przeglądem dorobku i osiągnięć brytyjskiego przemysłu lotniczego. Wzięły w niej udział praktycznie wszystkie

większe angielskie firmy, związane z produkcją lotniczą: nie tylko wytwórnie samolotów, raket, pocisków sterowanych, silników i osprzętu, lecz również producenci tworzyw, półfabrykatów, części i zespołów wszelkiego rodzaju instalacji, aparatury kontrolnej i pomiarowej, sprzętu obsługi naziemnej, wyposażenia lotnisk itd. Ilość firm wystawiających swe wyroby sięgała 300; w locie demonstrowano samoloty kilkunastu wytwórni.

Oczywiście, zasadniczym celem wystawy była propaganda brytyjskiego sprzętu lotniczego, obliczona na zwiększenie jego zbytu i pozyskanie nowych nabywców. Sprzęt ten cieszy się zasłużoną sławą; jego różnorodność, wysoka jakość oraz nowoczesność, polegająca na wykorzystywaniu coraz to nowszych osiągnięć myśli technicznej, wzbudzają zainteresowanie nie tylko potencjalnych nabywców, lecz



Rys. 1. Makieta rakiety „Blue Streak”, architektoniczna dominanta wystawy. Pod nią pocisk sterowany Avro „Blue Steel” na wózku, obok specjalny dźwig samochodowy

i licznych rzesz pracowników techniki, niekoniecznie lotniczej, szukających tu wzorów nowych rozwiązań konstrukcyjnych, aparatury pomiarowej i oprzyrządowania do prac badawczych, nowych tworzyw i nowości technologicznych, współpracy lub tylko wymiany poglądów na interesujące ich tematy techniczne, wiążące się z zakresem działalności wystawców. Ostatnio, w latach nieparzystych, wystawę w Farnborough, organizowaną w pierwszym tygodniu września, wyprzedza o parę miesięcy czerwcowy międzynarodowy Paryski Salon Lotniczy, stanowiący przegląd osiągnięć prawie wszystkich tych krajów świata, które w dziedzinie lotnictwa mają coś do powiedzenia. O potęgę brytyjskiego przemysłu lotniczego i o szeroki asortyment i atrakcyjności wytwarzanego sprzętu świadczy fakt, że wystawa SBAC jest imprezą podobnej rangi co Salon Paryski i bynajmniej nie ginie w jego cieniu. Jeśli chodzi o produkcję lotniczą, a zwłaszcza wytwarzanie i rozwój silników turbinowych, Anglia należy do ścisłej czołówki światowej; eksponaty z wystawy w Farnborough mogą często służyć za wskaźniki i sprawdziany nowych koncepcji i kierunków rozwojowych w lotnictwie światowym.

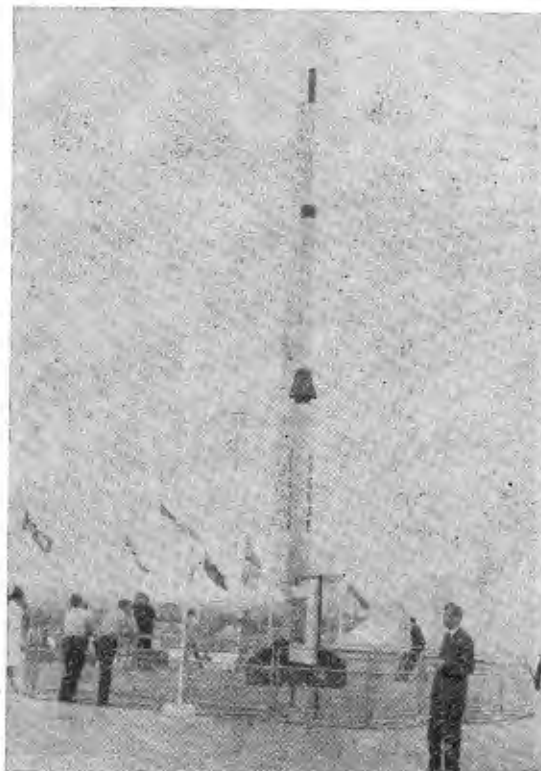
Jak zwykle przy podobnych wystawach technicznych, odbywających się okresowo w stosunkowo krótkich odstępach czasu, zdarzają się lata obfitujące w poważne nowości techniczne i lata raczej ubogie, nie przynoszące większych rewelacji. Rok 1961 był dla wystawy w Farnborough (zresztą jak i dla Salonu Paryskiego) rokiem chudym i nie przyniósł żadnych większych nowości technicznych, zasługujących na miano rewelacji, ani w dziedzinie płatowców, czy ogólnej — obiektów latających, ani w dziedzinie napędów, ani w dziedzinie osprzętu. Prawie wszystkie ważniejsze eksponaty z Farnborough 1961 były już wystawiane uprzednio, albo opisywane dość szczegółowo w zachodnich czasopismach technicznych. Podawanie systematycznego przeglądu wystawionych zespołów napędowych byłoby więc w znacznej części powtórzeniem materiału, zawartego już w publikacjach Techniki Lotniczej, omawiających Farnborough 60 i Salon Paryski 61, a więc wydaje się niecelowe. Podane tu uwagi, poza krótkimi informa-

cjami o bezspornych nowościach wystawy, będą dotyczyły spostrzeżeń i raczej osobistych — a zatem nie pozbawionych dyskusyjnego charakteru — refleksji autora.

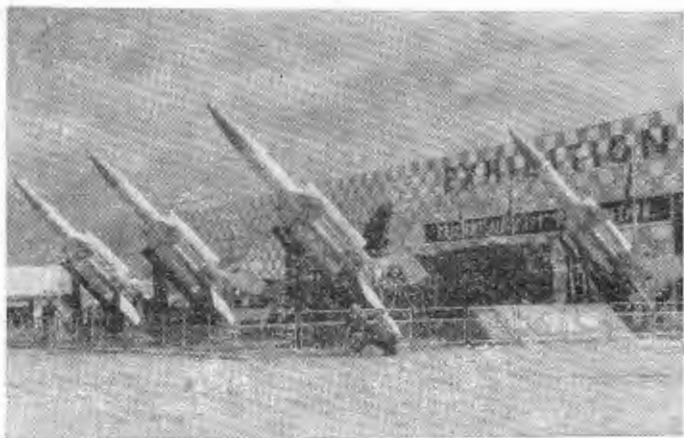
Rakiety, pociski sterowane i ich napędy

Zamierzonym przez organizatorów wystawy efektem było położenie nacisku na rakiety i pociski sterowane, o czym świadczy rozmieszczenie odpowiednich obiektów. Na najbardziej eksponowanym i rzucającym się w oczy miejscu, tj. na tarasie przed główną halą wystawową na płaskim wierzchołku pagórka, wznoszącego się nad lotniskiem RAE (Royal Aircraft Establishment), umieszczono właśnie park rakiet i pocisków sterowanych. Krańce tarasu zajęły dwa efektowne „akcenty wysokościowe”: makiety rakiet „Blue Streak” i „Jaguar”. Wieża makiety „Blue Streak” (rys. 1) o wysokości prawie 25 m stanowiła architektoniczną dominantę całej wystawy. Ta „Błękitna Smuga” projektowana i rozwijana przez firmę de Havilland od 1955 r. miała wejść do arsenału brytyjskiej broni rakietowej jako międzykontynentalny pocisk balistyczny średniego zasięgu. Wskutek zmiany koncepcji strategicznych w związku z coraz bardziej widoczną trudnością skutecznej obrony baz ze stałymi wyrzutniami takich rakiet przed atakiem, w kwietniu 1960 r. rząd brytyjski powziął decyzję wstrzymania prac nad Blue Streak, mimo ich poważnego zaawansowania i zainwestowania dużych sum w przygotowanie stanowisk i urządzeń badawczych. Obecnie Blue Streak, po wprowadzeniu odpowiednich zmian, ma służyć jako pierwszy człon „europejskiej” rakiety satelitarnej do wprowadzania na orbitę okołozemską satelitów komunikacyjnych w ramach „europejskiego programu badania przestrzeni kosmicznej”, realizowanego przez powstającą międzynarodową organizację, w której skład — obok Anglii — wchodzi m.in. Francja i NRF. W głównej hali wystawowej na stoiskach Ministerstwa Lotnictwa i zjednoczenia Hawker Siddeley Aviation pokazano modele całej proponowanej rakiety satelitarnej z drugim stopniem, opartym na konstrukcji francuskiej i trzecim — według wstępnego projektu RAE.

Z masywną wieżą „Blue Streak” kontrastowała smukła sylweta trójstopniowej rakiety „Jaguar” (rys. 2), przeznaczona do badań podstawowych problemów aerodynamicznych przy dużych prędkościach lotu — ponad 3 km/sek. Taką prędkość ma osiągać w locie poziomym na wysoko-



Rys. 2. Brytyjsko-australijska rakiet doświadczalna „Jaguar”



Rys. 3. Bateria pocisków sterowanych Bristol/Ferranti „Bloodhound” przed fasadą hali wystawowej. Za trzecim pociskiem od lewej widoczna antena radarowa układu śledzącego cel.

ści około 2,5 km trzeci człon rakiety, niosący elementy będące przedmiotem badań. Rakieta „Jaguar” stanowiła wspólny eksponat RAE w Farnborough i australijskiego ośrodka badawczego WRE (Weapons Research Establishment). Środek tarasu przed szachownicą fasady głównej hali wystawowej zajmowała bateria czterech pocisków sterowanych klasy ziemia-powietrze Bristol/Ferranti „Bloodhound” (rys. 3), nakierowywanych na cel przez układ radarowy, śledzący samoczynnie cel i sterujący odpowiedni nadajny mechanizm nastawiania pocisków.

Pod wieżą makiety „Blue Streak” umieszczono eksponat największego produkowanego obecnie w Wielkiej Brytanii pocisku sterowanego klasy powietrze-ziemia Avro „Blue Steel” na wózku transportowym, dowożącym pocisk do samolotu-nosiciela („bombowiec V” — Handley Page „Victor” lub Avro „Vulcan”). Obok, wystawiono specjalny dźwig samochodowy do obsługi pocisku. W namiotowym pomieszczeniu na tarasie pokazywano na specjalnie spreparowanej makiecie pocisku „Seaslug”, startującego z pokładu okrętu do celów latających, działanie układu sterowania. Pocisk ten jest budowany przez firmę Armstrong-Whitworth Aviation.

Warto tu odnotować interesującą zmianę, wprowadzaną do nazw pocisków sterowanych. Zwykle pierwszym członem



Rys. 4. Pokaz przygotowywania pocisku „Blue Water” do odstrzału

nem nazwy była pełna lub inicjałowa nazwa wytwórni, do tej pory z reguły wytwórni samego pocisku, tzn. zasadniczej konstrukcji i napędu. Wprowadzanie obecnie nazw złożonych np. Bristol/Ferranti „Bloodhound” czy AWA/Sperry „Seaslug” jest zewnętrznym wyrazem uznania roli układu sterowania w integralnym pocisku i wkładu pracy twórców układu sterowania (w danych przypadkach chodzi o firmy Ferranti Ltd i Sperry Gyroscopy Co) w stworzenie skutecznej broni. (Nawiasem mówiąc, wyniki współpracy firm specjalizujących się w budowie układów sterowania obiektów latających z wytwórniami pocisków nie musiały być złe, skoro mimo dużej podaży pocisków amerykańskich, połączonej prawdopodobnie z korzystniejszymi warunkami finansowymi, Szwecja i Szwajcaria zdecydowały się na zakup brytyjskich „Bloodhoundów”, a dwuletnie próby morskie z pociskami „Seaslug” dały podobno bardzo zachęcające wyniki).

Uzupełnieniem ekspozycji parku rakiet były przeprowadzane na terenie parku samolotów pokazy przygotowania do odstrzału pocisku taktycznego klasy ziemia-ziemia English Electric „Blue Water”, przewożonego wraz z automatycznie nastawianą wyrzutnią na przystosowanym do tego



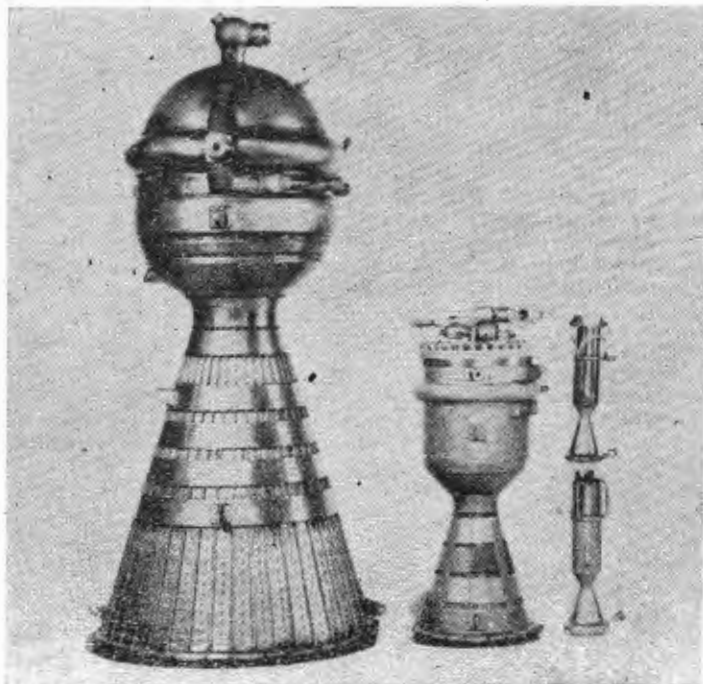
Rys. 5. Silnik rakietowy Rolls-Royce RZ 2 do napędu rakiety „Blue Streak”

celu 3-tonowym wozie ciężarowym. W skład jednostki operacyjnej wchodzi jeszcze jeden wóz do przewożenia elektronicznego urządzenia, obliczającego i sterującego lot pocisku (rys. 4).

Wobec nieco wyreżyserowanego efektu ekspozycji obiektów z parku pocisków sterowanych znacznie mniej atrakcyjnie wypadły eksponaty ich napędów. Najpoważniejszym wystawcą silników rakietowych była firma Bristol Siddeley, prowadząca intensywne prace w tej dziedzinie już od kilkunastu lat. Jej silnik „Stentor” na paliwo płynne (nafta + perhydrol), produkowany już od kilku lat, zakończył w ubiegłym roku pełną próbę typu wymaganą przez Ministerstwo Lotnictwa i jest, zdaniem wytwórni, najlepszym i najbardziej niezawodnym silnikiem tego typu zbudowanym w Europie. Służy do napędu wspomnianego wyżej pocisku powietrze-ziemia Avro „Blue Steel”, posiada dwie komory spalania różnej wielkości i według danych wytwórni wyróżnia się dużą dokładnością sterowania składem mieszanki i ciągu. Inny wystawiony silnik rakietowy tej wytwórni „Gamma” Mk 301 z czterema komorami spalania, zawiera szereg elementów i zespołów podobnych do silników „Stentora”. Wykorzystanie doświadczeń zebranych przy rozwoju „Stentora” umożliwiło zastąpienie poprzedniej odmiany silnika „Gamma”, a mianowicie „Gamma” 201,

stanowiącej napęd doświadczalnej rakiety „Black Knight”, nowym lepszym silnikiem w ciągu stosunkowo krótkiego czasu i przy względnie małym nakładzie kosztów. Ekspozycją z przeciwnej strony skali ciągów silników rakietowych Bristol Siddeley była mała rakietka PR 37, dająca tylko około 80 kG ciągu i stosowana jako rakietka wspomagająca do australijskiego samolotu-celu „Jindiyik”. Zakres skali jednostek budowanych przez firmę Bristol widać z zestawienia komór spalania wspomnianych silników na rys. 6. Dysponując dużą skalą wypróbowanych podstawowych zespołów firma stwierdza, że jest w stanie zbudować w bardzo krótkim czasie nowy silnik rakietowy na dowolny ciąg w zakresie od 25 kG do 50 000 kG. Według informacji, podanych w drukach reklamowych firmy Bristol Siddeley, przypadł jej w udziale zaszczyt współpracy z RAE w studiach nad zagadnieniem napędu ostatnich stopni rakiety satelitarnej. W pierwszym „angielskim” projekcie rakiety, drugi stopień miała stanowić zmieniona rakietka „Black Knight” z silnikiem „Gamma” 301; w trzecim stopniu proponuje się zastosowanie silnika na ciekły wodór i tlen. Firma jest przeświadczona, że dzięki wieloletniemu doświadczeniu, przeprowadzeniu wielu prac badawczych i wysokim kwalifikacjom wyszkolonego przy nich personelu, posiada — jak może żadną inną organizacją europejską — warunki zapewniające prowadzenie podobnych prac z niewątpliwym pozytywnym rezultatem.

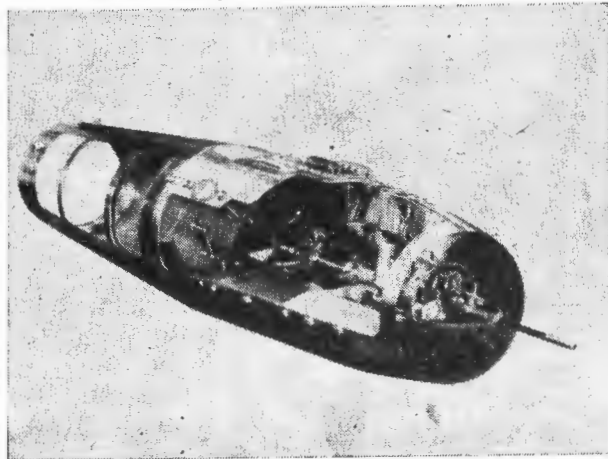
Jeśli przyjąć, że takie stwierdzenie nie zawiera specjalnej przesady, trudno nie zdziwić się, że napęd pierwszego stopnia satelitarnej rakiety zbudowała firma Rolls-Royce, nie posiadająca takich tradycji w budowie silników rakietowych. W Farnborough — obok makiety „Blue Streak” — wystawiono po raz pierwszy na widok publiczny silnik



Rys. 6. Przykładowy zestaw komór spalania silników rakietowych firmy Bristol Siddeley. Duża i mała komora „Stentora”, z prawej u góry mała komora silnika PR 37, z dołu — komora doświadczalna

RZ 2 o ciągu ponad 65 000 kG (w późniejszej odmianie rozwojowej przewidziano osiągnięcie przeszło 70 000 kG), a na stoisku firmy Rolls-Royce model w skali 1:4 zestawu dwu takich silników, stanowiącego wyposażenie rakiety. Podobnie, jak silniki firmy Bristol, RZ 2 jest silnikiem na paliwo płynne (nafta + perhydrol). Komora spalania jest chłodzona regeneracyjnie, impuls właściwy 245 sek, ciężar silnika około 720 kG, czas pracy (przy napędzie „Blue Streak”) około 160 sek. Przeprowadzono już ponad 400 prób statycznych silnika RZ 2 i wcześniejszej jego odmiany RZ 1. W ubiegłym roku przeprowadzono próby zestawu napędowego dwu silników. Wyjaśnienie niewątpliwego sukcesu firmy Rolls-Royce jest względnie proste. Silnik RZ 2 został zbudowany na podstawie amerykańskiej licencji i przy

współpracy technicznej z oddziałem rakietowym firmy North American Aviation Inc. Fakt, zasługujący na uwagę przy rozważaniach na temat ceny, jaką trzeba płacić za postęp techniczny. Przyczynku do komentarzy na ten temat może dostarczyć również wystawiony w Farnborough mały pakietowy silnik rakietowy „Spartan” I firmy de Havilland, o ciągu około 3000 kG przy 5 sekundach pracy. Interesująca jest koncepcja tego silnika, łącząca rzekomo wysokie osiągi silników na paliwo płynne z prostotą układu i użytkowania silników na paliwo stałe. Zasadniczo jest to silnik na paliwo ciekłe (paliwo aminowe + kwas azotowy jako utleniacz) wtłaczane do cylindrycznej komory spalania przez ciśnienie gazów, powsta-



Rys. 7. Silnik przelotowy Bristol „Thor” BT-1

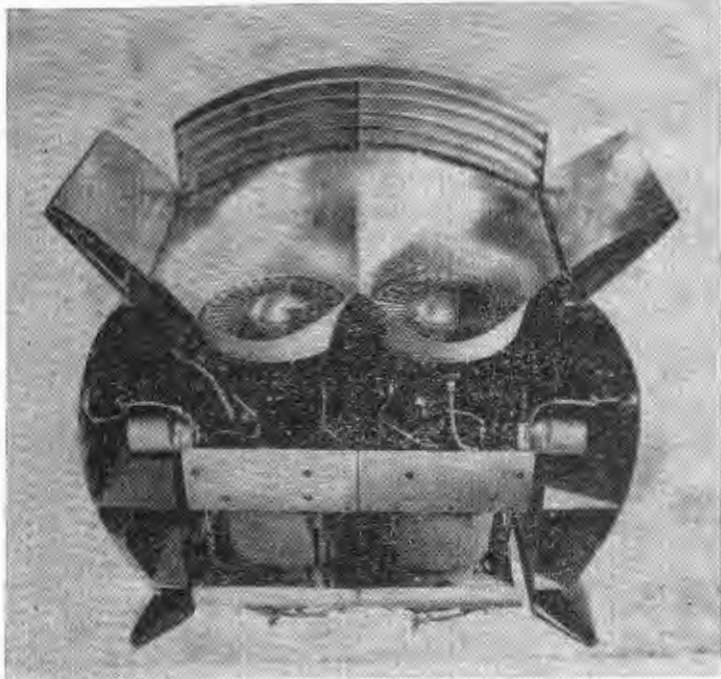
jących przy spalaniu naboju paliwa stałego. Silnik jest budowany na podstawie licencji firmy Thiokol Chemical Corporation of America.

Jak szybko starzeją się obecnie konstrukcje lotnicze może świadczyć fakt wystawienia na stoisku firmy Bristol Siddeley przekroju starszej odmiany silnika przelotowego „Thor” BT-1 (rys. 7), podczas gdy nowe, dalsze odmiany tego silnika, stanowią napęd pocisków „Bloodhound”, wchodzących dopiero do służby.

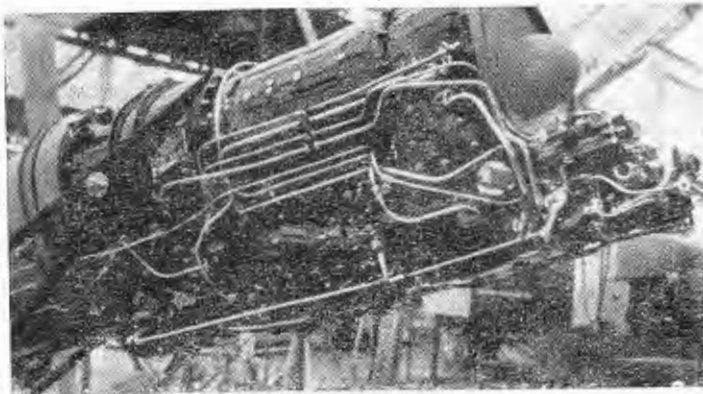
Nawrót do lekkich samolotów z napędem tłokowym?

Mimo wysunięcia na pierwszy plan wystawy najmłodszej dziedziny techniki lotniczej, tj. rakiet i pocisków sterowanych, największym bodaj zainteresowaniem dużej liczby zwiedzających — jakby zgodnie z prawem przekory — cieszyła się „sfora wyżłów” — grupa małych cywilnych samolotów dyspozycyjnych i turystycznych stowarzyszenia Beagle (British Executive and General Aviation Ltd). M.in. wystawiono na przykład jedną z całkowitych nowości Farnborough 61 — prototyp niewielkiego samolotu Beagle 206X z ładnie rozwiązana, wyjątkowo przestronną kabiną dla 7 pasażerów (5 — przy wyposażeniu kabiny w toaletę i umywalnię), o bardzo dobrych — jak na samolot tej klasy osiągnięciach i własnościach lotnych, napędzanego przez dwa silniki tłokowe po 260 KM — trójmiejsową maszynę Torrier A61 z jednym silnikiem tłokowym o mocy 145 KM i czteromiejsowy samolot turystyczny Airedale A109 z silnikiem tłokowym o mocy 175 KM. Pojawienie się takich samolotów na wystawie w Farnborough, jakkolwiek uznane powszechnie niemal za sensację, nie może być uważane za jakiś zwrot czy zakręt na drodze rozwoju techniki lotniczej; chodzi tu po prostu o zdecydowaną próbę powrotu przemysłu brytyjskiego na rynki światowe w charakterze dostawcy lekkich samolotów cywilnych. Sądząc ze starannego i estetycznego rozwiązania konstrukcyjnego, opublikowanych danych technicznych i żywego zainteresowania, jakie te samoloty wzbudziły u większości zwiedzających, można chyba wróżyć tej próbie pełne powodzenie.

Nie bez znaczenia będzie tu zapewne fakt, że na tabliczkach znamionowych silników samolotów spod znaku psów gończych będzie figurowało imię bodaj najślawniejszej wytwórni angielskiej, tj. Rolls-Royce. I tu mała niespo-



Rys. 8. Para silników nośnych Rolls-Royce RB 108. Przykład hipotetycznej zabudowy w kadłubie samolotu



Rys. 9. Fragment silnika nośnego Rolls-Royce RB 145, obrazujący złożoność instalacji układu zasilania i sterowania

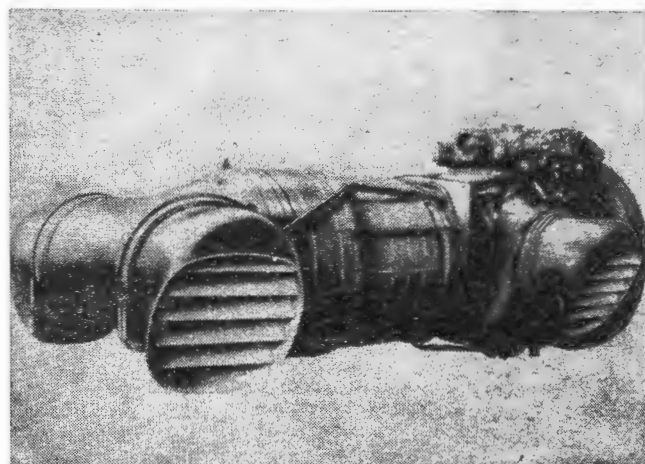
dzianka. Silniki te — to pozycje ze znanego ciągu produktów amerykańskiej firmy Continental. Na wystawie pokazano silniki, które mają być budowane przez firmę Rolls-Royce w produkcji seryjnej w roku 1962, a mianowicie: 0-200 A — 100 KM, 0-300 C — 145 KM i GIO-470 A — 310 KM. Firma o takiej renomie i doświadczeniu w budowie tłokowych silników samochodowych i lotniczych jak Rolls-Royce, bierze licencję na tłokowe silniki lotnicze? Twierdząca odpowiedź na to pytanie jest niewątpliwie wynikiem trzeźwej kalkulacji i porównania korzyści przyjętego rozwiązania, zapewniającego terminowe dostarczenie napędów do budowanych maszyn, z ceną jaką trzeba płacić za rozwój nowych własnych konstrukcji, ceną wymierną tak w kosztach finansowych rozwoju jak i w potrzebnym okresie czasu. W pewnych wypadkach i Rolls-Royce'owi opłaca się brać licencję nawet i na silniki tłokowe! Wyjaśnienia innej wątpliwości, dlaczego do samolotów ze „sfory psów gończych” wybrano amerykańskie silniki Continental zamiast rodzimych silników angielskich, trzeba szukać chyba w znanej konstruktorom, zwłaszcza lotniczemu, zasadzie, że tam gdzie chodzi o największą jakość „wyżyłowanej” złożonej konstrukcji, ograniczenie swobody projektowania koniecznością wykorzystania istniejących już elementów — może nawet na przykład nie bardzo korzystnych wymiarowo — najczęściej przeszkadza w osiągnięciu zamierzonego celu.

VTOL problemem napędów

Za postęp techniczny trzeba zawsze płacić, i to najczęściej dość drogo. Koncepcja samolotu startującego pionowo i rozwijającego dużą prędkość w locie poziomym nie jest wyjątkiem od tej reguły. Od wielu już lat szereg firm,

budujących płatowce i silniki, czyni ogromne wysiłki, by zrealizować dojrzały technicznie samolot pionowego startu. Próbowano różnych możliwości, proponowano różne rozwiązania. Niektóre zarzucano, by po pewnym czasie znów do nich powrócić. Zgodnie z ogólną prawidłowością rozwiązywania bardziej złożonych konkretnych problemów technicznych, z wielu rozważanych obecnie koncepcji urzeczywistnienia pionowego startu po kilku latach zostanie chyba tylko parę najkorzystniejszych, które przejdą zwycięsko ogniową próbę praktycznego użytkowania. Salon Paryski 61 przyniósł pewne nowe propozycje w tej dziedzinie, a mianowicie projekt General Electric zastosowania dużych wentylatorów w płaszczyznach nośnych, napędzanych na wzór młyńskiego koła przez łopatki turbinowe, rozmieszczone na obwodach zewnętrznych pierścieni wirników, zasilane strumieniem gazów wylotowych z turbinyowego zespołu odrzutowego — oraz Curtiss-Wright Model 200, wykorzystujący raczej śmigłowcowe efekty samolotu przemiennego.

Jeśli chodzi o Farnborough 61, wystawa nie przyniosła nic nowego w zakresie koncepcji rozwiązywania tego bodaj najbardziej fascynującego dziś problemu „klasycznej” techniki lotniczej. W dalszym ciągu w Anglii współzawodniczą z sobą dwie koncepcje napędu samolotu pionowego startu, reprezentowane przez dwie wielkie firmy: Rolls-Royce i Bristol Siddeley, realizujące swe założenia projektowe z dużym nakładem środków. Właściwie obie koncepcje sprowadzają się do jednej zasady: bezpośredniego wykorzystania odpowiednio skierowanego ciągu silników odrzutowych do wywierania siły nośnej. Firma Rolls-Royce była jedną z pierwszych organizacji (jeśli nie pierwszą), które rozpoczęły prace nad praktycznym zastosowaniem tej zasady; słynne „latające łoże” — platforma z silnikami RR „Nene” — szybało już 8 lat temu! Od wielu lat Rolls-Royce realizuje konsekwentnie dzieło tworzenia prostego, lekkiego odrzutowego silnika nośnego o dużej wartości stosunku rozwijanego ciągu do ciężaru własnego. Techniczna rewelacja sprzed kilku lat — krótkożyciowy silnik „Soar”, o niezwykle dużej jak na owe czasy wartości tego stosunku, późniejszy silnik nośny RB 108, o stosunku ciągu do ciężaru ponad 8,1, wystawiany w Salonie Paryskim i Farnborough 61 RB 145, wreszcie zapowiadany wspólny angielsko-niemiecki rozwój silnika RB 162 o stosunku ciąg/ciężar 16:1 (!) przy zastosowaniu w konstrukcji tworzyw sztucznych — oto kolejne etapy drogi wytwórni Rolls-Royce ku skutecznemu napędowi pionowego startu. Odrębne silniki nośne, specjalnie projektowane na warunki pracy przy starcie i lądowaniu



Rys. 10. Przemienny silnik nośno-napędowy Bristol Siddeley „Pegasus”

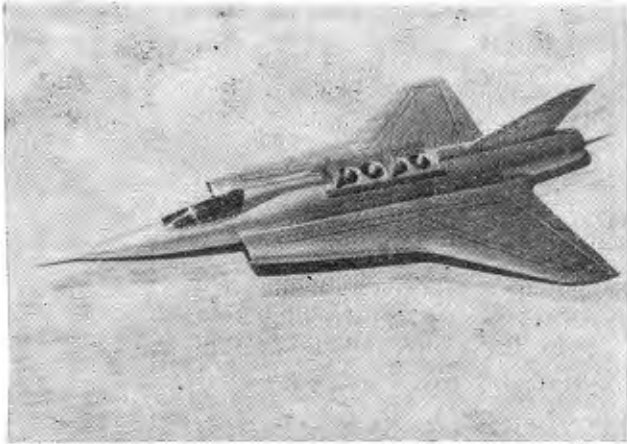
i osobny silnik „przykrojony” specjalnie do pracy przy locie poziomym, stanowią istotę koncepcji napędu VTOL Rolls-Royce'a.

Kontrpropozycja firmy Bristol Siddeley sprowadza się do wykorzystywania odpowiednio kierowanego („wektorowego”) ciągu tego samego silnika tak do wywierania siły nośnej przy pionowym starcie i lądowaniu, jak i stwarzania siły pociągowej przy locie poziomym. Praktyczną realizacją propozycji jest wystawiany już parokrotnie (Farnborough 60, Salon Paryski 61, Farnborough 61) silnik Bristol

Siddeley „Pegasus”, omawiany już na łamach Techniki Lotniczej z okazji wystawy Farnborough 60 i Salonu Paryskiego 61. Wzmiankowane przy tym pewne mocne i słabe strony każdej z konkurencyjnych koncepcji widać wyraźnie na tle podstawowych wymagań, jakim musi odpowiadać napęd VTOL i wynikających z nich konsekwencji, które warto tu przypomnieć:

1. Napęd dostarczający ciąg musi:

a) umożliwiać dowolną i płynną zmianę kierunku ciągu, od pionowego przy starcie do poziomego przy normalnym locie, poprzez zakres kątów pośrednich przy przechodzie-



Rys. 11. Model samolotu szturmowego pionowego startu z czterema silnikami nośnymi, wbudowanymi w szereg w środku kadłuba i z jednym dwuprzepływowym silnikiem napędowym

niu od wznoszenia do lotu poziomego; prosta działania siły ciągu musi przy tym przechodzić przez środek ciężkości samolotu;

b) zapewnić dostateczną wartość siły ciągu we wszystkich warunkach lotu (przy wznoszeniu ciąg „nośny” większy od całkowitego ciężaru samolotu!).

2. Uzupełnieniem napędu musi być urządzenie, zapewniające stateczność samolotu przy wznoszeniu i w okresie przechodzenia do lotu poziomego, aż do osiągnięcia prędkości zapewniających dostateczną do normalnego sterowania wielkość sił aerodynamicznych.

Jeśli chodzi o punkt 1. b) ocenia się, że stosunek ciągu „nośnego” do ciężaru samolotu przy starcie, potrzebny do niezawodnego startu, powinien wynosić około 1,2. Firma Rolls-Royce stwierdza, że przy konieczności zapewnienia startu z lotniska na wysokość 600 m n.p.m. przy 20 °C odpowiedni stosunek przy normalnych warunkach atmosfery wzorcowej na poziomie morza winien wynosić 1,4—1,45. Oczywiście w normalnych warunkach lotu wystarczają zawsze znacznie mniejsze wartości ciągu; ta wielka różnica między zapotrzebowaniem ciągu przy starcie i w normalnych warunkach lotu jest właśnie wysoką ceną, jaką trzeba zapłacić za zdolność samolotu do pionowego startu i jednym z istotnych punktów przy próbach oceny różnych koncepcji VTOL.

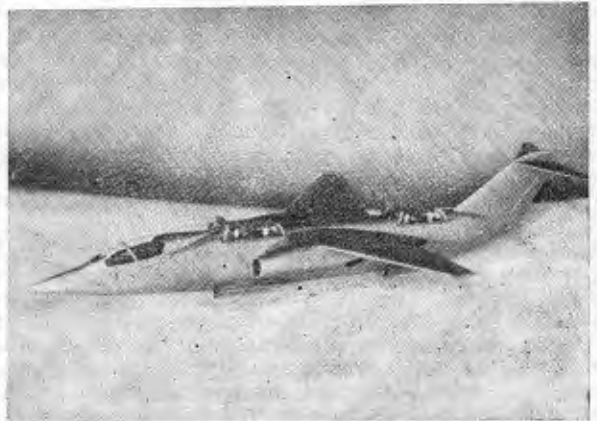
Argumenty wysuwane przez formy Rolls-Royce i Bristol, przemawiające za własną koncepcją, a przeciw konkurencyjnej propozycji, można by przedstawić w formie następującego wymaganego dialogu zainteresowanych stron:

R (Rolls-Royce). Przy zastosowaniu jednego silnika projekt napędu musi być kompromisem pomiędzy wymaganiami dla startu i dla ekonomicznego przelotu. Silnik będzie miał o wiele za wysoki ciąg dla poddźwiękowych warunków przelotowych, musi być projektowany na średni spręż dla uzyskania niskiego ciężaru jednostkowego i duży stosunek przepływów (najkorzystniejszy będzie oczywiście układ dwuprzepływowy): „wentylatorowego” do „turbinyowego”, by zmniejszyć jednostkowe zużycie paliwa. Silnik musi być mocno zdławiony przy „ekonomicznym” przelocie i będzie miał kiepskie zużycie paliwa przy poddźwiękowych prędkościach przelotowych. Przy zastosowaniu osobnych silników do napędu przy locie poziomym i do startu można obydwie typy silników projektować na

najlepszą sprawność dla ich specyficznych warunków pracy, bez konieczności uciekania się do przykrych kompromisów. Oznacza to skojarzenie możliwie najlepszych silników nośnych (takie właśnie budujemy i projektujemy) z silnikiem, względnie silnikami napędowymi, które mogą być dobrze dobrane do wymagań „przelotowych” lub „manewrowych”.

B (Bristol Siddeley). Tak, to prawda. Prawdą jest też, że przy dłuższych przelotach sumaryczny ciężar silników nośnych i napędowych oraz zapasu paliwa będzie większy niż odpowiedni ciężar silnika typu Pegasus i paliwa, ale ewentualny zysk na zasięgu jest okupiony kosztem prostoty. Wysokosprawny samolot VTOL potrzebny jest w pierwszym rzędzie do celów wojskowych, a więc musi być możliwie prosty w obsłudze (ma przecież startować z nieprzygotowanych powierzchni, często zdaleka od baz technicznych). Największą prostotę napędu i płatowca zapewnia zawsze najmniejsza ilość silników. To bardzo ważne! Nie zapominajmy również, że cenę opłacaną za zdolność pionowego startu zmniejszamy przez wykorzystanie całego zainstalowanego na samolocie ciągu przy starcie; znaczny nadmiar ciągu potrzebny jest do osiągnięcia prędkości naddźwiękowych. Jednostkowe zużycie paliwa silnika dwuprzepływowego jest o około 10% mniejsze od zużycia najbardziej sprawnych zwykłych silników odrzutowych, więc upośledzenie jednosilnikowego napędu w warunkach przelotowych nie będzie zbyt duże. Uważamy, że nasza propozycja daje optymalne rozwiązanie zagadnienia pionowego startu dla wojskowego samolotu szturmowego. Nasz „Pegasus” jest pierwszym silnikiem dwuprzepływowym, projektowanym z założenia na dużą wartość stosunku przepływów, i pierwszą w świecie maszyną nośno-napędową dla samolotu pionowego startu, która już przeszła pomyślnie próby w locie w pierwszym na świecie operacyjnym samolocie szturmowym pionowego startu z napędem odrzutowym — Hawker P 1127.

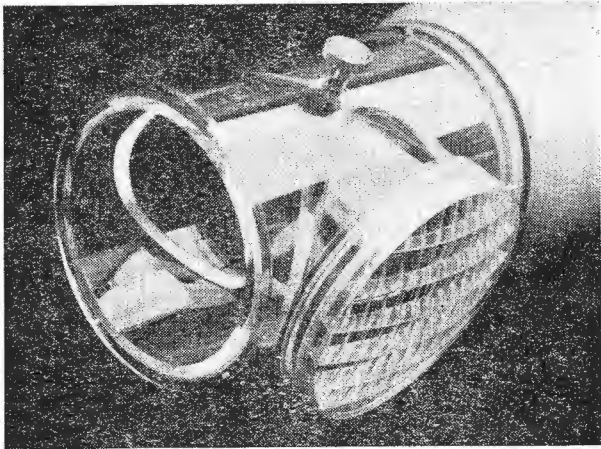
R. Mimo wszystko w równoważnych samolotach i podobnych warunkach przelotowych zużycie paliwa przez jednosilnikowy napęd będzie poważnie wyższe. Nasza koncepcja napędu zdała też praktyczny egzamin w doświadczalnym samolocie Short SC1, demonstrowanym w locie już w Farnborough 60 (podczas gdy Hawker P 1127 nie dojrzał jeszcze do takiego pokazu i w Farnborough 61). Przeprowadziliśmy wnikliwe studia nad projektami maszyn wyposażonych w nasze silniki nośne i możemy stwierdzić kategorycznie, że można już w bezpośredniej przyszłości bez większych trudności zbudować przynajmniej dwa typy samolotów VTOL z takimi silnikami. Jeden z nich to samolot szturmowy krótkiego lub średniego zasięgu o dużej prędkości przelotowej na poziomie morza,



Rys. 12. Model samolotu szturmowego z czterema silnikami nośnymi, zabudowanymi parami z obu stron środkowego luku bombowego. Napęd dwoma silnikami odrzutowymi z odchylaczami ciągu

niosący ładunek broni równy około 10% ogólnego ciężaru samolotu przy starcie. Na naszym stoisku w Farnborough 61 wystawiono modele dwu odmian takiego samolotu wojskowego. Pierwszy projekt (rys. 11 — jest to, nawiasem mówiąc, udoskonalony model konstrukcji Short SC1 z lepszymi silnikami nośnymi i znacznie mocniejszym silnikiem napędowym) przewiduje zastosowanie czterech silników nośnych umieszczonych szeregowo w środku kadłuba podwójnej delty i jednego wysokosprawnego dwuprzepływowego silnika w tylnej jego części, z typowym rozwidłonym wlotem od nasady skrzydeł. Drugi model (rys. 12)

przedstawia samolot o krótkich, mocno zbieżnych i skośnych skrzydłach, wyposażony w cztery silniki nośne, osadzone parami szeregowo z obu stron środkowego łuku bombowego, i w dwa zwykłe odrzutowe silniki napędowe pod nasadą skrzydeł. Napędowe silniki są lżejsze od silnika dwuprzepływowego w pierwszym modelu, lecz zysk na ciężarze jest okupiony większym jednostkowym zużyciem paliwa. Wyposażenie silników napędowych w dopalacze umożliwi osiągnięcie prędkości naddźwiękowych w obu przypadkach.



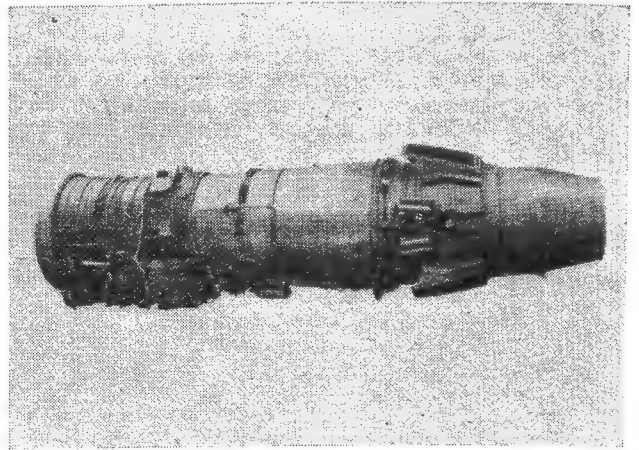
Rys. 13. Model odchylacza ciągu do silników napędowych samolotów pionowego startu, oparty na wypróbowanej konstrukcji odwracaczy ciągu Rolls-Royce'a

Drugim, rozważanym typem samolotu, był taktyczny samolot transportowy o całkowitym ciężarze przy starcie około 45 ton, przenoszący ciężar użyteczny 10–14 ton na odległości 800–1000 km z prędkością przelotową około 900 km/h na wysokości 5–6 km. Rozpatrywane odmiany uwzględniały zastosowanie lekkich dwuprzepływowych wentylatorowych silników nośnych (20 wzgl. 32) rozmieszczonych grupami w specjalnych gondolach podskrzydłowych.

Przeprowadzone studia porównawcze wykazały, że rozpatrywane odmiany samolotów szturmowych będą znacznie mniejsze i lżejsze od swych odpowiedników z napędem jednosilnikowym.

B. Napędowo-nośny silnik „Pegasus” posiada jeszcze inne zalety. Konwencjonalna zabudowa z wlotem skierowanym ku przodowi eliminuje trudności z nastawnymi osłonami wlotowymi silników nośnych. Kołowanie samolotu z dyszami „Pegasusa”, zwróconymi do tyłu, eliminuje kurz i erozję gruntu, występujące przy pracy stałych silników nośnych. Rozruch i przyspieszenie silnika odbywa się przy dyszach zwróconych do tyłu; obrót dysz do dołu w położeniu odpowiadające startowi może nastąpić w ostatnich sekundach przed startem. Nawet w trudnych warunkach terenowych można zwykle kołować przynajmniej kilka metrów przed obrotem dysz w dół, co zapewnia zostawienie ewentualnych uszkodzeń gruntu za samolotem. Możliwy jest więc start z zupełnie nieprzygotowanej powierzchni. Niższe temperatury i prędkość strumienia wylotowego zmniejszają niebezpieczeństwo erozji powierzchni pola startowego; mniejsza prędkość strumienia to również poważne obniżenie przykrego hałasu w porównaniu ze zwykłym silnikiem odrzutowym o zbliżonym ciągu. Przy dużym przepływie powietrza w strumieniu bocznikowym nie ma żadnych trudności z poborem powietrza do stabilizacji samolotu. Dwuprzepływowy i dwuwirnikowy układ umożliwia również zasadniczo wyeliminowanie reakcyjnych i giroskopowych momentów obrotowych przy zastosowaniu przeciwbieżnych wirników.

R. Trudności z wlotami silników nośnych można konstrukcyjnie opanować, tak jak np. przy wystawionej hipotetycznej zabudowie pary silników RB 108 (rys. 8). Przeprowadzone specjalne badania wykazały, że przy względnie krótkim czasie przyspieszenia silników nośnych (a budowane przez nas silniki odznaczają się b. dobrą „zrywnością”) erozja gruntu jest znacznie mniejsza niż można by oczekiwać. Momenty giroskopowe od silników napędowych można przy jednym dwuprzepływowym silniku, względnie przy dwu silnikach jednowirnikowych wyeliminować w



Rys. 14. Silnik Rolls-Royce „Conway” RCo 42

analogiczny sposób jak przy „Pegasusie”, tzn. przez zastosowanie przeciwbieżności odpowiednich wirników. Silniki nośne są instalowane parami; z likwidacją momentów giroskopowych w podobny sposób nie ma trudności. Doświadczenia, zebrane podczas prób samolotu Short SC1, potwierdzają brak poważniejszych trudności z pobieraniem powietrza z silników do celów stabilizacji samolotu.

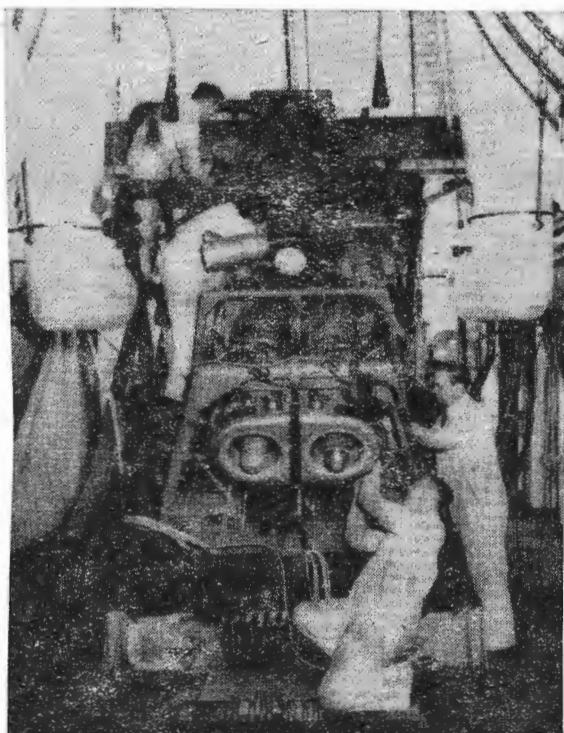
B. Przejście z pionowego wznoszenia do lotu poziomego jest przy silniku typu „Pegasus” bardziej płynne i mniej skomplikowane, realizowane po prostu przez odpowiednio sterowany obrót dysz. Przy dyszach, zwróconych w dół pod kątem 60° do pionu, składowa siła nośnej wynosi 87% całkowitego ciągu, a składowa pozioma 50%. Ten prosty przykład obrazuje skuteczność wykorzystywania zainstalowanego ciągu przy przejściach. Przy samolotach transportowych o dużym zasięgu (startowy ciąg nośny wielokrotnie większy od ciągu przelotowego) można również stosować z powodzeniem silniki typu „Pegasus”, instalując specjal-



Rys. 15. Fragment silnika Rolls-Royce „Spey” z zespołami układu zasilania i sterowania

ne pomocnicze silniki nośne, pracujące tylko podczas startu. Pracujemy właśnie nad rozwojem takich silników (dwu-przepływowych wentylatorowych) o stosunku ciągu do ciężaru przynajmniej 14:1.

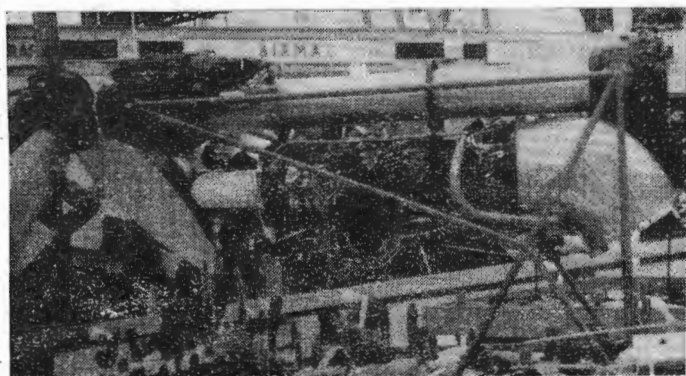
R. W naszych projektach rozważamy możliwości polepszenia przejść przez ograniczone wychylenie silników nośnych (jak w samolocie Short SC1), względnie przez odchylenie ciągu silników napędowych. Model opracowanego przez nas odchylacza ciągu opartego na wypróbowanych



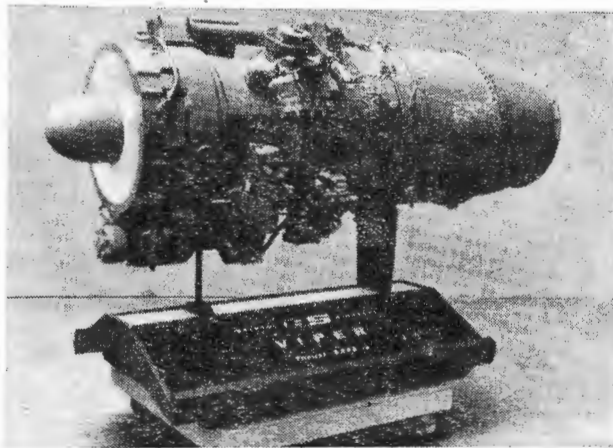
Rys. 16. Zespół napędowy do śmigłowców, zdwojony silnik de Havilland „Gnome” H 1200 na stanowisku w hamowni

wzorach naszych odwracaczy ciągu (np. przy silnikach „Conway” lub „Avon”) wystawiliśmy na naszym stoisku w Farnborough 61.

Ten fikcyjny dialog mógłby objąć jeszcze kilka mniej istotnych właściwości rozpatrywanych koncepcji VTOL. Warto zwrócić uwagę na ostatnie informacje o uzupełnianiu koncepcji własnymi elementami, stanowiącymi istotę rozwiązania proponowanego przez stronę przeciwną: firma Bristol Siddeley nie tylko nie odrzuca możliwości zastosowania specjalnych silników nośnych (co prawda tylko jako zespołów wspierających dla silników głównych typu „Pegasus”), lecz nawet pracuje nad ich rozwojem; wytwórnia Rolls-Royce zamierza wspomagać działanie silników nośnych odchyleniem ciągu głównych silników napędowych. Trudno obecnie ryzykować jakieś przepowiednie co do wyników współzawodnictwa omówionych brytyjskich propozycji napędów do samolotów pionowego startu i lądowania. Latają już dwa prototypowe egzemplarze samolotu Hawker P1127 z silnikami „Pegasus”; po próbach doświadczalnej konstrukcji Short SC1 z silnikami nośnymi RB 108



Rys. 17. De Havilland „Gnome” P 1000 — odmiana śmigłowa

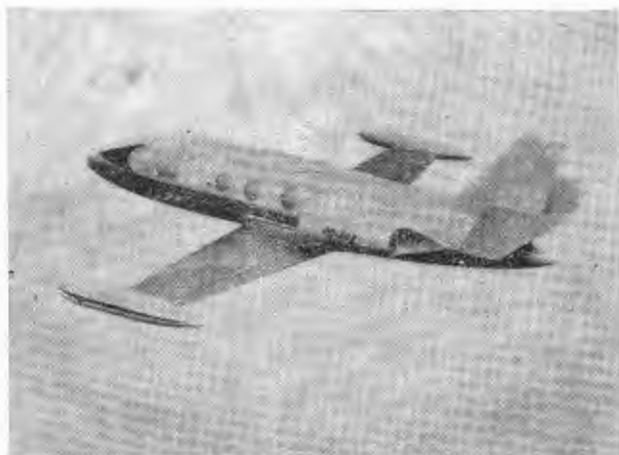


Rys. 18. Makleta wystawowa silnika Bristol Siddeley „Viper” zu

można oczekiwać w niedalekiej przyszłości budowy prototypu jednej z dwu przedstawionych przez Rolls-Royce'a na modelach konstrukcji samolotu szturmowego VTOL. Urzeczywistnienie pierwszej konstrukcji (podwójnej delty) byłoby naturalnym krokiem naprzód rozwoju SC1; jeśli chodzi o model drugiej konstrukcji, zastanawia uderzające wręcz jego podobieństwo do modelu samolotu pionowego startu Fiat G95, wystawionego w Salonie Paryskim 61. Jest więc bardzo prawdopodobne, że obydwie omówione brytyjskie koncepcje napędu VTOL przejdą praktyczne próby w konstrukcjach użytkowych. Wyniki wszechstronnych i dłuższych prób eksploatacyjnych współzawodniczących z sobą konstrukcji odpowiedzą najrozsądniej na pytanie, do której z nich należy przyszłość.

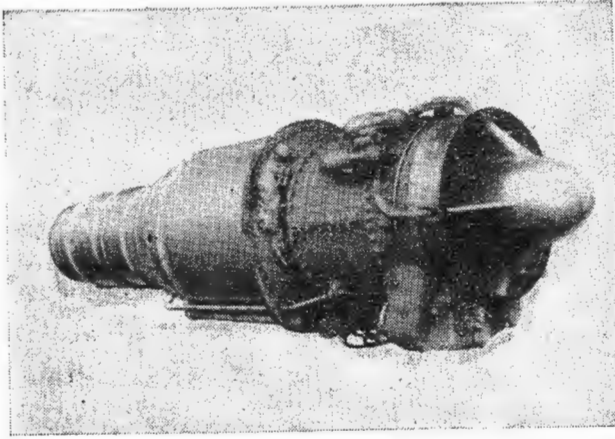
Zmierzeń turbiny śmigłowej?

Jeszcze kilka lat temu, przy podziale przestrzeni określonej wymiarami parametrów charakteryzujących warunki użytkowania samolotów (głównie prędkością lotu, następ-



Rys. 19. Model 6-miejscowego odrzutowego samolotu dyspozycyjnego Piaggio-Douglas z dwoma silnikami „Viper” 20

nie jego wysokością, zasięgiem itp.) na obszary dominacji różnych typów napędu, zakres prędkości lotu 800—1000 km/h do praktycznego pułapu działania silników odrzutowych uważano za strefę przewagi dwuprzepływowego silnika odrzutowego, zwłaszcza jeśli chodzi o napęd samolotów średniego i dalekiego zasięgu z dużym udziałem warunków ekonomicznego przelotu w ogólnym czasie pracy; zakres średnich prędkości lotu do 700—800 km/h na wysokościach do 6—7 km miał być prawie bezspornie opanowany przez turbiny silnik śmigłowy, z wyjątkiem mniejszych samolotów z napędem tłokowym. Dziś można chyba powiedzieć, że przewidywania te nie doceniły możliwości dynamicznej ekspansji dwuprzepływowych silników odrzutowych z upustem ze sprężarki, potwierdzonej choćby przez eksponaty z wystawy Farnborough 61. Firma Rolls-Royce, posiadająca pionierskie tradycje w budowie takich



Rys. 20. Bristol Siddeley „Orpheus” 803

silników, wystawiła tu po raz pierwszy obok siebie odmiany dwu pokoleń tego rodzaju napędu. Wystawowa makietka silnika RCo 42/1 to najnowsza odmiana starszej rodziny „Conwayów”. RCo 42/1 o ciągu startowym 9200 kG, przeznaczony do napędu samolotu komunikacyjnego Vickers VC 10, jest, jak widać z rysunku, wyposażony w typowy dla konstrukcji Rolls-Royce'a odwracacz ciągu i posiada następujące wymiary: dł. — 345 cm, średn. — 107 cm. Około $\frac{3}{8}$ całego przepływu powietrza, po przejściu przez 7-stopniową sprężarkę niskoprężną, tworzy strumień upustowy kierowany do dyszy wylotowej; reszta przepływu przechodzi przez 9-stopniową sprężarkę wysokoprężną, komorę spalania i turbiny: 1-stp. wysokoprężną i 2-stpn. niskoprężną. Jednostkowego zużycia paliwa nie podano. Spręż — 14,6. Zapowiedziana następna odmiana RCo 42/3 o startowym ciągu znamionowym 9900 kG jest przewidziana do napędu samolotu Super VC 10. Zatem nowe samoloty



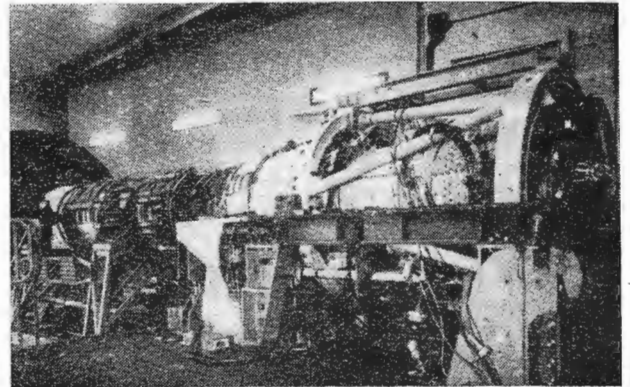
Rys. 21. Szczegół konstrukcji silnika „Orpheus”. Integralne połączenie wieńca kierowniczego turbiny z komorą spalania

komunikacyjne VC 10 i Super VC 10 dołączają się do poważnej liczby znanych samolotów pasażerskich Boeing 707 i Douglas DC8 napędzanych przez silniki Rolls-Royce „Conway”.

Wydaje się, że tradycje dwuwałowych dwuprzepływowych silników Rolls-Royce'a jeszcze lepiej będzie reprezentowało nowe pokolenie tych silników. Należący do niego silnik „Spey” RB 163/1 o stosunkowo niewielkim ciężarze 998 kG i wysokim sprężu 16,75 (4-stpn. sprężarka niskoprężna i 12-stpn. wysokoprężna: 1-stpn. turbina wysokoprężna i 3-stpn. niskoprężna) dostarcza 4470 kG ciągu startowego przy rewelacyjnie niskim jednostkowym zużyciu paliwa 0,578 kG/h/kG. Przy ekonomicznym przelocie z prędkością około 900 km/h na wysokości 11 km ciąg ma wynosić około 1250 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,777 kG/h/kG, co w przeliczeniu na moc odpowiadałoby wartości poniżej 0,24 kG/KMh. „Spey” ma wejść do służby z gwarancyjnym okresem międzyprzeglądowym około 800 godzin; przewiduje się podwojenie tego okresu w ciągu pierwszych 18 miesięcy użytkowania i doprowadzenie do 2000 godzin po dalszych 12 miesiącach. Wytwórnia opiera swe plany na ocenionej na podstawie dotychczasowych doświadczeń żywotności podstawowych zespołów od

2500 do 4000 godzin. Nic dziwnego, że przy takich osiągnięciach „Spey” został wybrany jako napęd do nowego samolotu komunikacyjnego de Havilland „Trident” (uważanego za największe dotychczas osiągnięcie tej firmy) i samolotu BAC „One-Eleven”; posmakiem prawdziwej niespodzianki, wykraczającej poza ramy dotychczas przewidywanych zastosowań tego typu silników, jest zapowiedź zastosowania RB 163/1 również w wojskowym samolocie szturmowym Blackburn „Buccaneer” 2. Porównanie zewnętrznego wyglądu eksponatów RCo 42 i RB 163 prowadzi do wniosku, że poważny krok naprzód w rozwoju silników dwuprzepływowych, dający ogólną poprawę jakościową osiągnięć i rozszerzenie zakresu zastosowań, został okupiony skomplikowaniem co najmniej układu zasilania i sterowania.

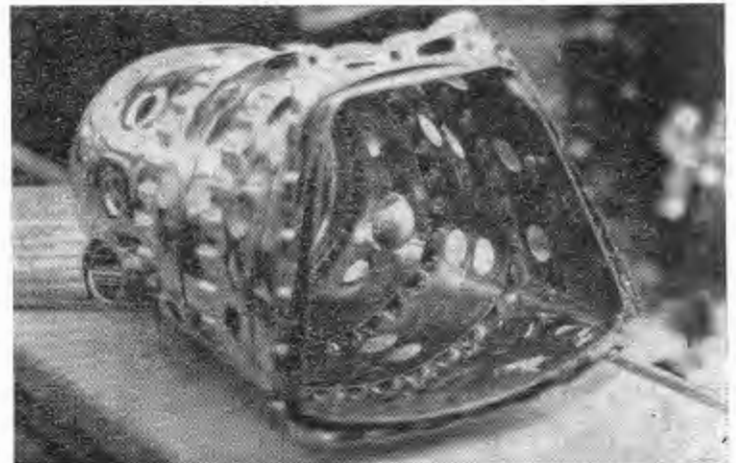
Jeśli chodzi o turbinowe silniki śmigłowe, to w polu tych napędów o dużej mocy od kilku lat panuje tylko jeden silnik nowoczesnej konstrukcji — Rolls-Royce „Tyne”. W Farnborough wystawiono egzemplarz produkowanej seryjnie odmiany R Ty 11 o przeliczonej mocy startowej 5325 KM, wyposażony w śmigło de Havilland o średnicy prawie 4,5 m; R Ty 11 służy jako napęd samolotów trans-



Rys. 22. Silnik Bristol „Olympus” z dopalaniem w hamowni

portowych cywilnych Vickers „Vanguard”, Canadair CL 44 i wojskowych Breguet „Atlantic” i Shor „Belfast”. Silnik „Tyne” jest przewidziany również do napędu znanego samolotu przemiennej Westland „Rotodyne”. Interesujące, że ten jedyny na zachodzie silnik śmigłowy dużej mocy nie znalazł zastosowania w pasażerskim samolocie komunikacyjnym; wbrew dawniejszym przewidywaniom koncepcja dużego samolotu komunikacyjnego z turbinowym napędem śmigłowym okazała się mało atrakcyjna.

Refleksje nasuwa też zestawienie losów różnych odmian turbinowego silnika de Havilland „Gnome”, wystawionych na stoisku British Aircraft Corporation. Śmigłowcowe odmiany tego efektywnego silnika o małych wymiarach i dużej sprawności cieszą się dużym zainteresowaniem i znalazły szereg zastosowań. „Gnome” H 1000 (1050 KM), po zakończeniu próby typu wymaganej przez Ministerstwo Lotnictwa w maju 1961, znajduje się w produkcji seryjnej jako zespół napędowy do śmigłowca Whirlwind HAR 10. Odmiana H 1200 (1250 KM), przeszła 25-godzinną próbę kwalifikującą do prób w locie i po próbach na śmigłowcu



Rys. 23. Komora spalania silnika Rolls-Royce „Avon” na stoisku firmy Lucas

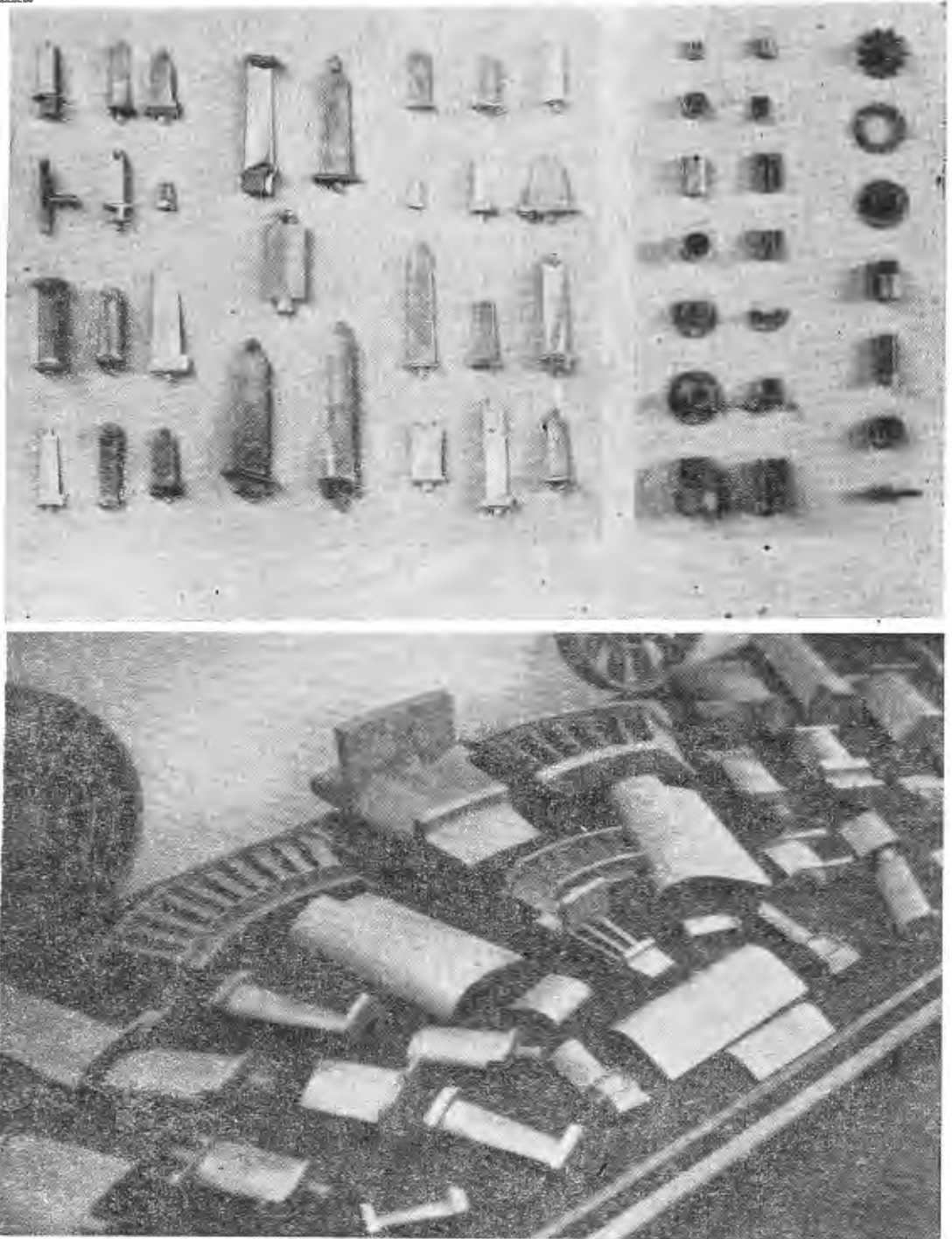
Vertol 107 w USA wejdzie do produkcji na zamówienie Szwecji do śmigłowców Boeing Vertol i Agusta-Bell szwedzkiej marynarki wojennej. Zdwojona odmiana Gnome H 1200 jest przewidziana do napędu śmigłowca Westland „Wessex” 2. Tymczasem interesująca odmiana śmigłowca „Gnome’a” P 1000 (czy P 1200) z trójpłatowym śmigłem de Havilland „Hydromatic”, ciesząca się nawet dość dużym zainteresowaniem gości wystawy Farnborough 61, czeka jak dotąd na próżno na zastosowanie. Wobec braku zainteresowania ze strony wytwórni płatowców prace nad rozwojem tej odmiany wstrzymano po 25-godzinnej próbie kwalifikującej zespół napędowy do prób w locie. Nowością wystawy była zbudowana przez wytwórnię Blackburn z francuskiej licencji Turboméca turbina śmigłowa Blackburn „Astazou” o przeliczonej mocy startowej 594 KM. I przy niej jednak mówiono też tylko o prawdopodobnym zastosowaniu do napędu samolotu Short „Skyvan” 2.

Wydaje się, że za wcześnie jest mówić o „zmierzchu” turbiny śmigłowej, jednak oznaki zahamowania rozwoju tego typu napędu i ograniczenia jego zastosowań do dużych samolotów transportowych stają się coraz wyraźniejsze.

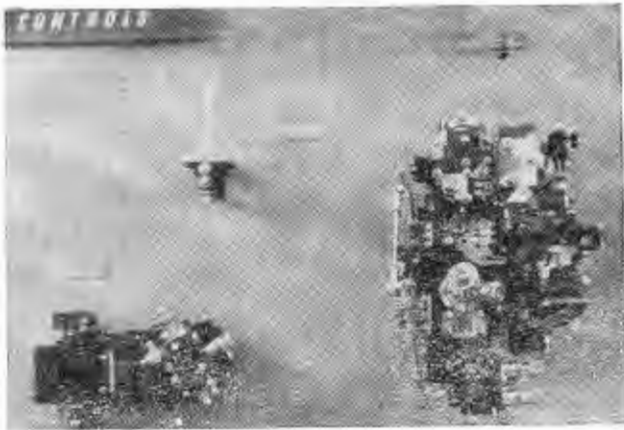
Czy rozwój lotniczego zespołu napędowego zawsze prowadzi do skomplikowania konstrukcji?

Pytanie to, nasuwające się w związku z uwagą o rozwoju dwuprzepływowych silników odrzutowych, będących już w pierwszych stadiach rozwoju konstrukcjami złożonymi, jest interesujące zwłaszcza w odniesieniu do konstrukcji, których podstawową cechą z założenia miała być prostota. Wystawowy eksponat-makieta silnika Bristol Siddeley „Viper” 20, omawianego już w Technice Lotniczej w sprawozdaniu z Salonu Paryskiego, zdaje się sugerować odpowiedź twierdzącą. Znaczna poprawa osiągnięć, uzyskana przez dodanie jednego stopnia sprężarki i podwyższenie sprężu, pociągnęła za sobą — poza zmianami w sprężarce (niewątpliwie komplikującymi jej konstrukcję) — skomplikowanie układu sterowania. Jak widać z makiety, przewidziano stosowanie upustu powietrza z pośrednich stopni sprężarki i sterowanie tego upustu. Według zdania wytwórni nowa odmiana silnika zachowała charakterystyczne cechy poprzednich odmian konstrukcji: wytrzymałość i niezawodność pracy wynikające z prostoty konstrukcji — i posiada w dalszym ciągu duże możliwości rozwojowe. Czy ich wykorzystanie bez zmniejszenia prostoty konstrukcji będzie możliwe? Można chyba o tym powątpiewać. Zresztą ewentualne nowe zastosowania tego silnika, przewidzianego obecnie do napędu małych odrzutowych samolotów dyspozycyjnych DM 125 i Piaggio-Douglas PD 808, mogą pociągnąć za sobą konieczność wprowadzenia dalszych zmian.

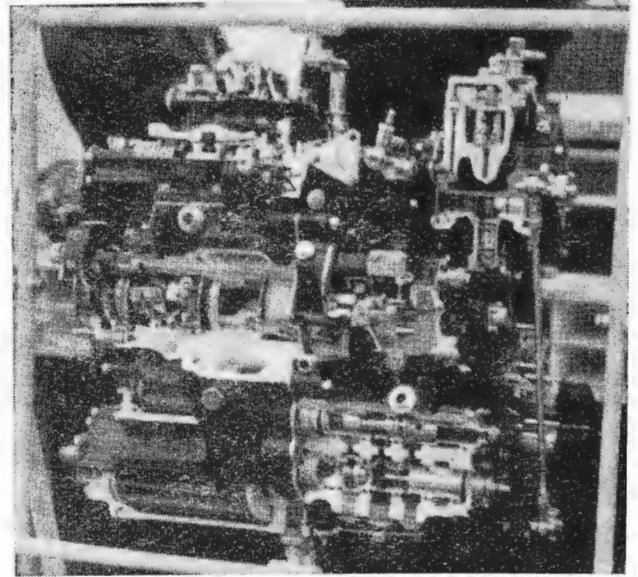
Najlepszym może przykładem turbinowego silnika odrzutowego, przy którego projekcie świadomie dążono do jak największej prostoty konstrukcji, jest dobrze już znany czytelnikom Techniki Lotniczej silnik Bristol Siddeley „Orpheus”. Na wystawie pokazano po raz pierwszy przekrój odmiany „Orpheus” 803, produkowanej seryjnie w Italii i NRF jako napęd do samolotu NATO Fiat G 91. Przekrój ujawnił szereg interesujących szczegółów konstrukcyjnych, m. in. znane już z opisów technicznych śmiałe połączenie w integralny zespół rur żarowych rurowo-pierścieniowej komory spalania i wieńca kierownic turbiny (rys. 21). Silnik „Orpheus” przeszedł już od maja 1955 r. siedem prób typu z różnym startowym ciągiem znamionowym (od 1489 kG w maju 1955 do 3090 kG w październiku 1959). Brak wzorców porównawczych na wystawie nie pozwolił na ocenę, o ile postępujący ciągle naprzód rozwój silnika zmienił jego pierwotną konstrukcję. Trudno jednak przypuścić, by tak poważne zmiany osiągniętych były możliwe bez pewnych zmian konstrukcyjnych i to w kierunku skomplikowania konstrukcji.



Rys. 24. Przykłady ekspozycji elementów łopatkowych silnika turbinowego na stoiskach wystawowych firm kooperujących z wytwórniami silników



Rys. 25. Przykład ekspozycji zespołów sterowania firmy Lucas. Z prawej jeden z największych zblokowanych zespołów tej firmy, sterujący przepływem paliwa w zależności od zewnętrznych warunków lotu



Rys. 26. Zblokowany układ sterowania turbiny silnika odrzutowego w częściowym przekroju na stoisku firmy Dowty

Konstrukcje o dużej żywotności żyją długo jako typy

Potwierdzeniem tej prawdy były ekspozyty zespołów napędowych, które już prawie całkowicie zniknęły z publikacji technicznych, poświęconych nowościom technicznym. Dotyczy to np. przestarzałego już obecnie turbiny silnika śmigłowego Rolls-Royce „Dart”. Egzemplarz wystawiony w Farnborough był zdjęty z samolotu BEA „Viscount” 802 po 2893 godzinach pracy od ostatniego przeglądu. Nawet przy bardzo dokładnych oględzinach ekspozytatu (niestety tylko zewnętrznych oczywiście) nie można było się dopatrzeć uszkodzeń, czy wyraźniejszych śladów zużycia. Pewność i niezawodność pracy silników, mimo ich małej sprawności i stosunkowo wysokiego jednostkowego zużycia paliwa, przyczyni się chyba do tego, że przy oczekiwanym „zmierchu” turbinowych samolotów śmigłowych wiele jeszcze zapewne lat upłynie, zanim większość znajdujących się obecnie w eksploatacji (i ciągle jeszcze produkowanych) samolotów „Viscount” ustąpi miejsca nowym, lepszym samolotom z nowymi wysokosprawnymi silnikami.

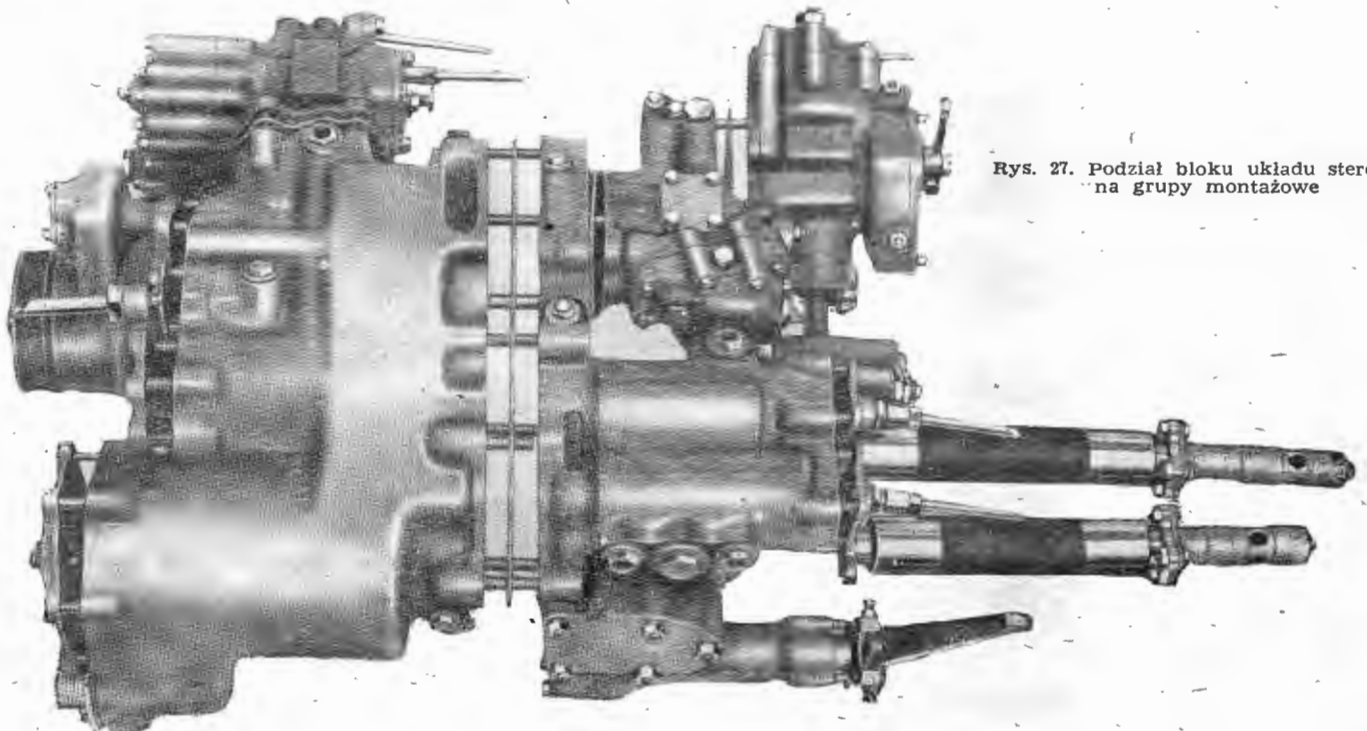
Podobne wnioski nasuwał wygląd wystawowego egzemplarza cywilnej odmiany silnika „Avon” RA 29 z samolotu „Comet” 4 po 3184 godzinach pracy od ostatniego przeglądu generalnego; egzemplarz ten był jednym z pierwszych silników poddawanych obecnie próbie osiągnięcia 3200 go-

dzin okresu międzyprzeglądowego. Konstrukcja „Avona” liczy już sobie 13 lat. Mimo, że nazwa „Avona” już się prawie nie pojawia na łamach nowości technicznych, jej życie we wpisach do ksiąg użytkownika różnego typu samolotów można chyba liczyć jeszcze na lat co najmniej 10.

Podobnie jak i poprzednie konstrukcje rewelacyjny przed kilku laty silnik Bristol „Olympus” ma już za sobą sławną przeszłość, lecz w przeciwieństwie do silników „Dart” czy „Avon” nie przeszedł jeszcze do historii, a wchodzi właśnie w nowy okres rozwojowy. Silniki rodziny „Olympus” przechodzą obecnie intensywne próby z dopalaniem (rys. 22). Egzemplarz wystawowy z dopalaczem Solar należał prawdopodobnie do odmiany BO1 21.

Sprawną kooperacją źródłem sukcesów przemysłu brytyjskiego?

Jedną z charakterystycznych cech wystawy w Farnborough jest mnogość często oczywistych, a często nieoczekiwane odkrywania związków między ekspozatami licznych firm-wystawców, świadcząca o ściślejszej i owocnej współpracy wielu organizacji, prowadzącej do ostatecznych



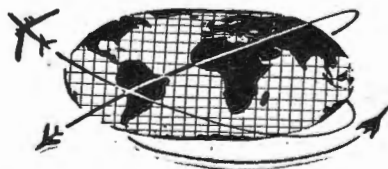
Rys. 27. Podział bloku układu sterowania na grupy montażowe

osiągnąć. Nie chodzi tu już o współpracę na „najwyższych szczeblach”, której potrzeba jest oczywista, jak na przykład współdziałanie firm specjalizujących się w elektronicznych układach sterowania w pracach wytwórni pocisków sterowanych, czy naturalną współpracę dostawców półfabrykatów, na przykład odkuwek czy odlewów, z wytwórniami wykorzystującymi je do swych wyrobów. Nie wydaje się też rzeczą dziwną, że zespołów układu zasilania i sterowania do pewnych silników Rolls-Royce'a dostarcza na przykład firma Lucas, bo zupełnie odrębna „specyfika” tych zespołów sprawia, że same silniki i ich układy sterowania są z reguły wytworami różnych firm. Ale widok na przykład komory spalania, a właściwie jej podstawowych elementów, do silnika Rolls-Royce „Avon” na stoisku wytwórni Lucas już nie wydaje się tak naturalny, podobnie jak kompletny zespół mieszka sprężystego, rozpoznany jako podstawowy składnik jednego z zespołów układu sterowania produkowanych przez firmę Lucas, na stoisku niewielkiej firmy, wystawiającej szeroki asortyment podobnych elementów. Z licznych przykładów tego rodzaju rys. 24 podaje szereg tak podstawowych dla konstrukcji turbinowego silnika lotniczego elementów, jak łopatki sprężarki, turbiny, segmenty wieńców kierownic wystawionych jako wyroby firm specjalizujących się w takiej produkcji, kooperujących z wytwórniami silników. Oczywiście przy tak daleko idącym podziale pracy między większą ilość firm podstawowym warunkiem osiągnięcia ostatecznego sukcesu musi być dobra organizacja współpracy.

Turbinowe silniki lotnicze i ich osprzęt

Charakterystyczną dla brytyjskiego przemysłu lotniczego rzeczą jest duża ilość firm specjalizujących się w budowie zespołów układów zasilania i sterowania silników różnego rodzaju. Wystarczy wymienić na przykład światowej sławy firmy Lucas, Dowty, Hobson czy Plessey. Zestaw różnego rodzaju typowych i mniej typowych zespołów podstawowych jest tak bogaty, że pierwsze stadium opracowywania nowych konstrukcji układów nie nastęrcza zapewne zbyt wielu trudności tym, którzy z bogactwa asortymentu zespołów i podzespołów eksponowanych wyrobów firm brytyjskich mogą czerpać bez trudności przynajmniej do pierwszego laboratoryjnego sprawdzenia nowych koncepcji przy użyciu dostępnych składników.

W miarę rozwoju silników i zwiększania się zakresu warunków ich użytkowania coraz bardziej złożone stają się ich układy zasilania i sterowania, co można było zauważyć np. na przykładach silników RB 145 (rys. 9) i „Spey” (rys. 15). Na zanotowanie zasługuje spostrzeżenie, że właśnie te nowe przykłady rozwiązania układów zasilania i sterowania i wzajemnych połączeń między poszczególnymi zespołami układów nie bardzo są zgodne z zaobserwowaną przed kilku laty tendencją łączenia większej ilości zespołów w bloki konstrukcyjne, pozwalające uniknąć skomplikowanej sieci przewodów i połączeń zewnętrznych. Bardzo dobrym przykładem, ilustrującym tę tendencję, jest eksponat takiego bloku sterowania na stoisku firmy Dowty (rys. 26 i 27).



NOWOŚCI TECHNICZNE

BEZZAŁOGOWY ŚMIGŁOWIEC DO ZWALCZANIA ŁODZI PODWODNYCH

Amerykańska marynarka wojenna przeprowadza próby z bezzałogowym śmigłowcem Gyrodyne DSN-1. Zdalnie sterowany śmigłowiec jest przeznaczony do zwalczania łodzi podwodnych i jest w tym celu uzbrojony w samonaprowadzającą się na cel torpedę. Napęd śmigłowca stanowi silnik tłokowy Porsche o mocy 72 KM.



W.K.

WYKORZYSTANIE FAL UDERZENIOWYCH DO ZWIĘKSZENIA WYPORU SAMOLOTÓW NADDŹWIĘKOWYCH

Jeszcze w 1956 roku amerykańska agencja do spraw lotniczych, NACA, ogłosiła wyniki badań, które przeprowadził A. J. Eggers nad możliwościami zwiększenia siły nośnej samolotów latających z dużymi prędkościami naddźwiękowymi. Opierając się na zasadzie ilości ruchu, Eggers doszedł do wniosku, że odpowiednie ukształtowanie samolotu naddźwiękowego pozwala na wykorzystanie fali uderzeniowej, wytwarzanej przez nosową część kadłuba, do zwiększenia siły nośnej, a tym samym doskonałości samolotu. Badania tunelowe potwierdziły słuszność tych

przypuszczeń i wykazały, że najkorzystniejszy pod tym względem układ samolotu przedstawia układ „delta”, o kącie skosu krawędzi natarcia skrzydła równym kątowi skosu fali uderzeniowej przy prędkości przelotowej i z umieszczonym pod kadłubem — rozszerzającym się ku tyłowi — elementem. Element ten, mogący stanowić równocześnie gondolę silnikową, kieruje strumień sprężonego w fali uderzeniowej powietrza ku końcom skrzydła, które wskutek załamania odchylają część strumienia ku dołowi. Ukształtowany według tych zasad model przedmuchano w tunelu i stwierdzono, że jego doskonałość przy prędkości odpowiadającej $Ma = 5,0$ wynosi 6,5.

Wyniki prac Eggersa znalazły odzwierciedlenie w projekcie naddźwiękowego bombowca North American B-70 „Valkyrie” oraz w projekcie naddźwiękowego samolotu firmy Douglas, w których zastosowano wszystkie elementy potrzebne do wykorzystania fali uderzeniowej jako czynnika zwiększającego siłę nośną.

W.K.

621.455.4

SILNIK JONOWY HUGHES AIRCRAFT

Amerykańska firma Hughes Aircraft przeprowadziła już próby stoiskowe z silnikiem jonowym o ciągu 0,045 kG. Jako paliwo zastosowano w tym silniku cez, ponieważ zamiana atomów tego pierwiastka na jony jest stosunkowo łatwa. Pary, znajdującego się w zbiorniku paliwa, dyfundują przez gorący element z tungstenu, który powoduje jonizację cezu w procesie zwanym jonizacją kontaktową. Jony cezu przechodzą następnie przez układ elektrod, które przyspieszają je do bardzo dużej prędkości wylotowej. Z kolei strumień jonów przechodzi przez obszar zubożenia, w którym odbywa się mieszanie jonów z elektronami w celu zubożenia elektrycznego pola strumienia. Konieczne jest doprowadzenie elektronów w takich samych ilościach, w jakich wyrzucane są z silnika jony, gdyż w przeciwnym przypadku silnik ładowałby się ujemnie, co powodowałoby zmniejszenie ciągu wskutek przyciągania jonów przez silnik. Również niedokładne wymieszanie ele-

ktronów z jonami prowadzi do strat ciągu, ponieważ strumień jonów rozszerza się wówczas i jest przyciągany przez silnik.

W roku 1962 rakieta „Scout” ma wynieść na wysokość około 8000 km pojemnik, zawierający udoskonaloną odmianę silnika, w celu sprawdzenia działania silnika poza atmosferą ziemską. Przypuszcza się, że kompletny jonowy zespół napędowy, łącznie z jądrowym źródłem prądu, będzie poddany pierwszym próbom w roku 1965. W. K.

NAŚLADOWNIK LOTU DO SZKOLENIA W PRZEPROWADZANIU ZADAŃ TAKTYCZNYCH

Amerykańscy piloci bombowców myśliwskich Republic F-105 D korzystają obecnie z naśladowników lotu, umożliwiających szkolenie nie tylko w zakresie pilotażu, lecz również w przeprowadzaniu wszystkich rodzajów zadań taktycznych, do których jest przeznaczony samolot F-105D. Do naśladownika należy makietka kabiny samolotu, wyposażona między innymi w ekran NASARR, pulpit instruktora, urządzenie projekcyjne do przedstawiania położenia samolotu i jego wysokości lotu na ekranie instruktora, zespół odtwarzający NASARR i analogowa maszyna licząca, służąca do odpowiedniego przedstawiania danych pilotażowych, nawigacyjnych i obrazów radarowych, a także do wytwarzania efektów akustycznych. Instruktor może śledzić przebieg wykonywanego przez ucznia zadania i powodować dowolne zaburzenia lotu. Przy projektowaniu naśladownika wiele uwagi poświęcono zagadnieniu wiernego odtwarzania obrazów radarowych na ekranie znajdującego się w kabynie pilota urządzenia nawigacyjnego i kierującego ogniem NASARR. W specjalnym pomieszczeniu znajduje się mapa terenu i odpowiadająca jej mapa plastyczna. Między mapami jest umieszczona lampa o sześciu stopniach swobody, wysyłająca wąski strumień światła i sprzężona z miniaturową kamerą telewizyjną. Zespół ten spełnia rolę urządzenia radarowego samolotu, a jego ruchy są bardzo dokładnie zsynchronizowane z czynnościami wykonywanymi przez ucznia. Obraz terenu jest przekazywany za pośrednictwem maszyny liczącej na ekran urządzenia NASARR. W. K.

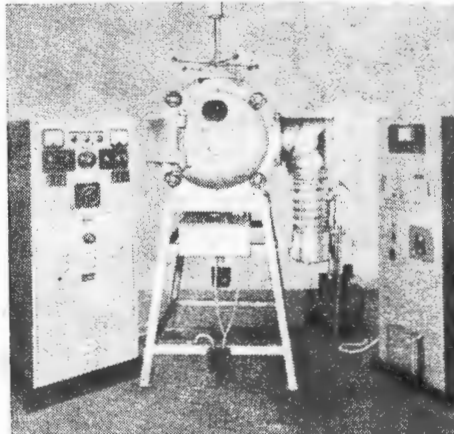
ROZWÓJ RAKIET

Setki lat, jakie upłynęły od wynalezienia przez Chińczyków rakiet, nie przyczyniły się do ich rozwoju. Próby rakiety w wieku dziewiętnastym nie pchnęły sprawy na-

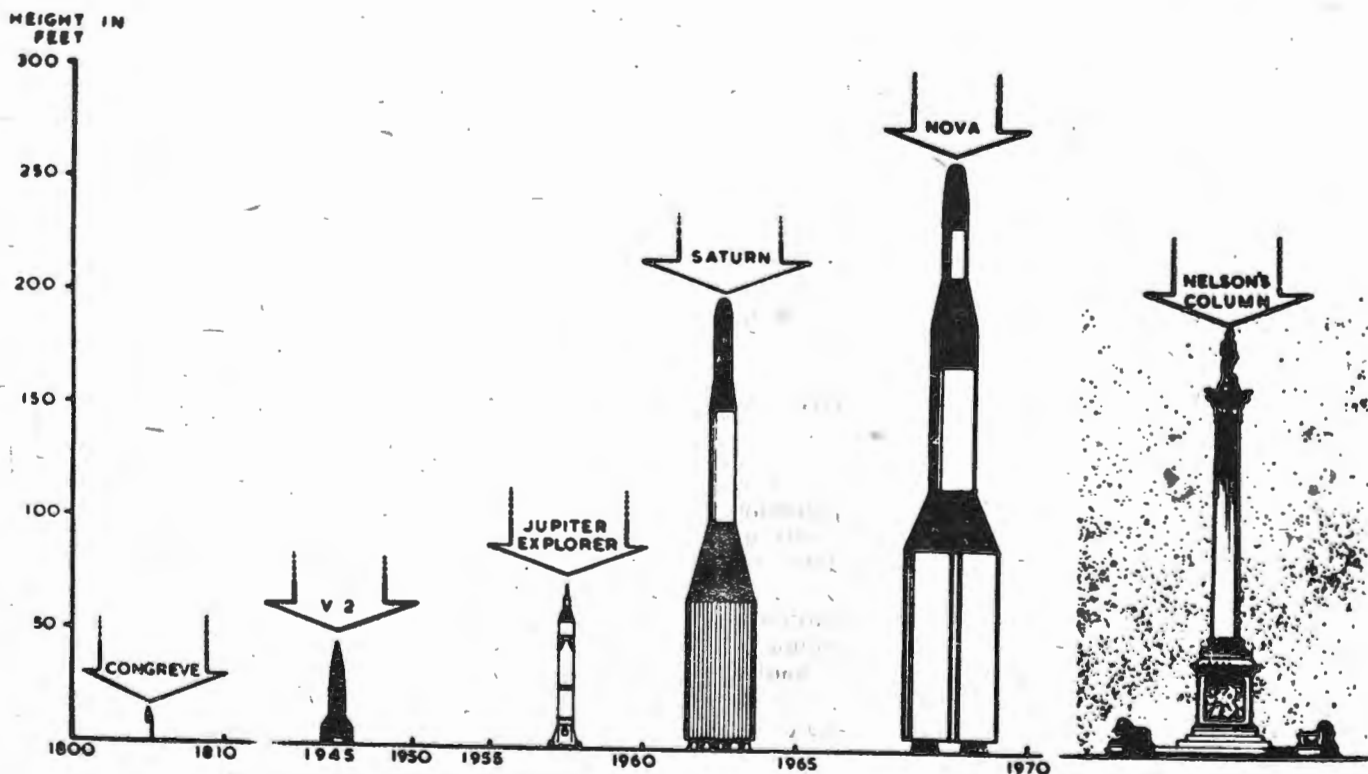
przód. Dopiero pojawienie się rakiety V2 pozwoliło na realne rozważanie podróży astronautycznych. Reprodukowane zdjęcie podaje przegląd ciekawszych rakiet, istniejących i projektowanych. Na wykresie podano wysokość rakiet w stopach (1 stopa = 0,3 m) oraz ich pojawianie się w czasie. A. G.

SPAWANIE STRUMIENIEM ELEKTRONÓW

W ostatnim okresie pojawiło się szereg udanych konstrukcji i udoskonaleń urządzeń opartych na stosunkowo nowej metodzie łączenia metali. Ten proces łączenia, opracowany przez firmę Sciaky Electric Welding Machines Ltd., jest w zasadzie procesem cieplnym i polega na tym,



że strumień elektronów wyrzucany jest z dziłka z wielką energią kinetyczną, która następnie zamieniona jest w ciepło, i zogniskowany jest na bardzo małym polu. Dzięki specyficznym własnościom, proces nadaje się do łączenia stopów trudnospawalnych, jak stopy tytanu, molibdenu, czysty beryl i inne. Z uwagi na zjawiska zachodzące w czasie procesu, można stosować go, poza spawaniem, również do „frezowania”, „wiercenia” i wielu innych. Odpowiednie urządzenia rozszerzające zakres stosowalności, jak również zwiększające elastyczność spawania zostały już opracowane przez firmę Sciaky. Na załączonym zdjęciu widać wyposażenie firmy Sciaky do spawania strumieniem elektronów. A. G.



Lotnicze Słownictwo Techniczne

UWAGI DOTYCZĄCE DRUKU I UŻYTKOWANIA SŁOWNIKA LOTNICZEGO

Aby możliwie prędko dostarczyć terminologię lotniczą do rąk użytkowników oraz wcześniej uzyskać ich wypowiedzi, materiał redakcyjny, opracowany przez Zespół Terminologii Lotniczej (por. artykuł wstępny w zesz. 8/61), drukowany będzie na bieżąco na naszych łamach. W miarę możliwości kompletowane będą hasła według działów tematycznych, w układzie alfabetycznym.

Działy:

1. Lotnictwo — pojęcia, klasyfikacja
2. Podział i zastosowanie lotnictwa
3. Zagadnienia teoretyczne
4. Zagadnienia konstrukcyjne

5. Aerodynamika i statki powietrzne
6. Aerostaty
7. Statki przestrzeni
8. Napędy
9. Osprzęt statku latającego
10. Spadochrony
11. Materiały
12. Przemysł lotniczy
13. Lotniska
14. Sprzęt lotniskowy
15. Ruch statków powietrznych
16. Nawigacja
17. Łączność lotnicza
18. Służby kontroli ruchu lotniczego i informacji lotniczej
19. Meteorologia lotnicza
20. Eksploatacja techniczna statków powietrznych
21. Eksploatacja handlowa
22. Personel lotniczy
23. Prawo lotnicze
24. Różne zagadnienia.

TERMINOLOGIA LOTNICZA

Hasła z działu 1 (rozdziały tematyczne 1.1 i 1.2),

Aerodyna (statek powietrzny cięższy od powietrza)

1.2

— statek powietrzny, który może poruszać się lub utrzymywać w atmosferze na skutek dynamicznego oddziaływania powietrza

a. aerodyne (heavier than air aircraft); f. aérodyné; n. Luftfahrzeug schwerer als Luft; r. летательный аппарат (тяжелее воздуха)

Aeronautyka N (żegluga powietrzna)

1.1

— wykonywanie lotów w przestrzeni powietrznej

a. aeronautics (air navigation); f. aéronautique (navigation aérienne); n. Luftfahr (Aeronautik, Luftfahrwesen); r. аэронавтика

Aerostat (statek powietrzny lżejszy od powietrza)

1.2

— statek powietrzny, który może poruszać się lub utrzymać w atmosferze na skutek statycznego oddziaływania powietrza

a. aerostat (lighter than air aircraft); f. aerostat; n. Luftfahrzeug leichter als Luft; r. аэростат (воздушный шар)

Astronautyka (kosmonautyka)

1.1

— ruch statków latających w przestrzeni poza-atmosferycznej

a. astronautics — cosmonautics (interplanetary aviation, space (interstellar) flying); f. astronautique — cosmonautique (navigation interplanétaire); n. Raumfahr — Kosmonautik. (Raumschiffahr); r. астронавтика

Balon

1.2

— aerostat bez napędu silnikowego

a. balloon; f. ballon; n. Ballon; r. аэростат неуправляемый (воздушный шар)

Balon na uwlezi

1.2

— balon stale zakotwiczony

a. captive balloon; f. ballon captif; n. Fesselballon; r. привязной аэростат

Balon wolny

1.2

— balon przeznaczony do wykonywania lotów bez stalego zakotwiczenia

a. free balloon; f. ballon libre; n. Freiballon; r. свободный аэростат

Cyclogiro (używa się cykłożyro)

1.2

— wiropląt o poprzecznej względem statku poziomej osi obrotu powierzchni nośnych, poruszanych napędem silnikowym

a. cyclogyro; f. avion à ailes rotatives (avion à roues à aubes); n. Schaufelflügler (Radflügelflugzeug); r. циклический геликоптер (цикложир)

W „Technice Lotniczej” czcionką wytłuszczoną drukuje się hasło (termin) w brzmieniu polskim, przy czym w nawiasie podaje się synonim; wiersz ten kończy symbol kwalifikacyjny hasła w układzie dziesiętnym (dział-rozdział-§), przyjęty przez Zespół Terminologii. Litera *N* — oznacza termin nie zalecany, *Nw* — termin niewłaściwy. W dalszych wierszach podaje się znaczenie hasła oraz równoznaczniki w językach obcych: angielskim (*a*), francuskim

(*f*), niemieckim (*n*) i rosyjskim (*r*). Synonimy obcojęzyczne umieszczone są w nawiasach.

Uwagi poprawki lub zastrzeżenia do wydrukowanych haseł (terminów) należy kierować pod adresem redakcji czasopisma „Technika Lotnicza” (Warszawa, ul. Czackiego 3/5), w terminie do trzech miesięcy po ukazaniu się danego zeszytu, przy czym należy się powołać na numer zeszytu i strony.

Po upływie wyżej wymienionego terminu hasła stają się obowiązujące w słowie i piśmie.

Dyszolot (turbolot *Nw*, stół latający *Nw*) 1.2

— aerodyna bez powierzchni nośnych, poruszająca się na skutek strumienia gazów, wyrzucanych z dyszy

Grupa statku powietrznego 1.2

— podstawa klasyfikacji statków powietrznych według ich zasadniczych kształtów lub przystosowania do warunków startów i lądowań
a. group; *f.* groupe; *n.* Gruppe; *r.* группа

Instytut naukowo-badawczy lotnictwa 1.1

— zakład naukowo-badawczy zajmujący się rozwiązywaniem zagadnień lotnictwa na podstawach naukowych

a. scientific institute for aeronautical research;
f. institut des études et recherches aéronautiques;
n. wissenschaftliches Luftfahr-Forschungsinstitut;
r. научно-исследовательский авиационный институт

Kategoria statku powietrznego 1.2

— podstawa klasyfikacji statków powietrznych według ich przeznaczenia, zastosowania lub charakterystycznych cech i osiągnięć

a. category rating; *f.* catégorie d'aviation; *n.* Kategorie; *r.* категория

Klasa statku powietrznego 1.2

— podstawa klasyfikacji statków powietrznych według ich ciężaru w locie i zasięgu

a. class of aircraft; *f.* classe; *n.* Klasse (Klasseneinteilung); *r.* класс (кл. самолёта)

Klasyfikacja statków powietrznych 1.2

— (klasyfikacja) — podział statków powietrznych według rodzaju, grupy, kategorii, klasy i typu
Klasa — według ogólnego przeznaczenia użytkowego

Grupa — wg szczegółowego przeznaczenia użytkowego

Rodzaj — wg ogólnego wyglądu zewnętrznego i techniki wytwarzania

a. classification; *f.* classification; *n.* Klasseneinteilung (Einteilung); *r.* классификация

Kosmonautyka por. astronautyka 1.1

Latawiec 1.2

— aerodyna niesterowana bez napędu silnikowego, unosząca się tylko na uwięzi

a. kite; *f.* cerf-volant; *n.* Drachen; *r.* воздушный змей

Lotnictwo (awiacja *Nw*) 1.1

— 1) dziedzina działalności ludzkiej, związana z budową i użytkowaniem statków powietrznych; 2) rodzaj sił zbrojnych

a. aviation; *f.* aviation; *n.* Flugwesen (Fliegerei); *r.* авиация

Lotnik (awiator *Nw*, aeronauta *Nw*, awiata *Nw*) 1.1

— 1) żołnierz wojsk lotniczych; 2) pracownik lotnictwa (członek personelu latającego)

a. airman (aircraftman); *f.* aviateur (aéronaute); *n.* Flieger (Luftfahrer, Luftmann); *r.* лётчик

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XII

WARSZAWA, MARZEC 1962 r.

ZESZYT 3

HYDROAEROMECHANIKA

49* 533.69.042.3 ILOt
Bulygina E. W., Polakow M. B., Szczerbak J. S.: Tonkij profil kryta s minimalnym sriednim koeficientom tieplootdaczii pri zadannoj podjomnoj sile. Cienki profil skrzydła z minimalnym sřednim współczynnikiem przewodzenia ciepła przy zadanym wyporze. *Awiaционnaja Technika*, Izw. Wyssh. Ucz. Zaw. 1961, nr 2, s. 17–25, rys. 5, ods. 5.

Zadanie zostało rozwiązane przy założeniach: 1) profilu cienkiego, 2) termoizolowania powierzchni profilu, 3) całkowicie laminarnej, albo całkowicie turbulentnej warstwy przyściennej profilu. Dla uproszczenia, współczynnik ciśnienia na profilu uwzględniono pod postacią równania teorii zlinearyzowanej. Dla określenia miejscowych współczynników przeniesienia ciepła wykorzystano wzory z pracy Daviesa i Managana. Mając te dane autorzy sprowadzają zagadnienie do znalezienia takiej funkcji kształtu profilu, która daje ekstremum pewnego funkcjonału przy założonej wartości innego funkcjonału. J. Nikoł

50* 533.6.011.6 ILOt
Taylor J.: Beating the heat barrier. Pokonywanie bariery cieplnej. *Aeronaut. Res. Council. C. P.*, 1960, nr 545, s. 1–12, rys. 22, ods. 4.
Przedstawiono krótki przegląd charakterystyki grzania aerodynamicznego przy prędkościach naddźwiękowych oraz własności typowego stopu aluminiowego, poddanego zwiększonym temperaturom w długim okresie czasu. Na tej podstawie jako wyjściowej, dokonano oceny minimalnego łącznego ciężaru chłodziwa i wymaganej izolacji dla samolotu o konstrukcji aluminiowej. Studium obejmuje zakres liczb Macha do $M = 10$, wysokości lotu do 75 000 metrów i zasięg 8000 kilometrów. J. Nikoł

51* 533.691.13 ILOt
Peckham D. H.: Low-speed wind-tunnel tests on a series of uncambered slender pointed wings with sharp edges. Badania tunelowe przy małych prędkościach serii skrzydeł szpiczastych, nie zakrzywionych po cięciuwie z ostrymi krawędziami. *Aeronaut. Res. Council. Rep. a Memor.* 1961, nr 3186, s. 1–10, rys. 72, tabl. 17, ods. 10.

Dokonano badania w tunelu aerodynamicznym RAE o małej prędkości i wymiarach 13ft x 9ft serii trzech grubych smukłych skrzydeł o nie zakrzywionym profilu oraz dwunastu smukłych skrzydeł o profilu płytkowym, wszystkich o ostrych krawędziach natarcia. Wykonano wykresy ciśnienia, pomiary wagowe i wizualizację dla zbadania skutków kształtu obrysu, grubości i wydłużenia na ich charakterystykę aerodynamiczną przy małych prędkościach. J. Nikoł

52* 533.6.011.6 ILOt
Drakin I. I.: Aerodynamiczeskij i luzistyj nagriew w polotie. Aerodynamiczne i promieniste nagrzewanie w locie. Moskwa, 1961, D, s. 96, rys. 34, tabl. 16, ods. 53.

Metody wyznaczenia temperatury zewnętrznego pokrycia przy aerodynamicznym i promienistym nagrzewaniu w locie. Rozpatrzone warunki ustalonych i nieustalonych procesów cieplnych. Przytoczono wzory robocze i tablice pomocnicze danych fizycznych. Złożone metody obliczeń zilustrowano przykładami. R. S.

53* 533.6.07:629.135.4 ILOt
Moser H.: Full scale wind tunnel investigation of helicopter drag. Badania tunelowe w pełnej skali oporu śmigłowca. *J. Americ. Helicopter Sec.*, 1961, t. 6, nr 1, s. 27–29, rys. 3, ods. 7.

W tunelu aerodynamicznym w Langley badano lekkie śmigłowce obserwacyjne. Badano dwa podstawowe kształty kadłuba. Przedstawiono analizę całego programu badań z uwzględnieniem wpływu poszczególnych elementów konstrukcji na opór całkowity. Szczególną uwagę zwrócono na piastę i jej zamocowanie oraz wpływ odległości wirnika od kadłuba. Z. Brodzki

MECHANIKA LOTU

54* 629.135.035.4 ILOt
Sarymsakow Ch. J.: Optimalnyj ugoł ustanowki wspomagatielnyh raket na samolocie. Najkorzystniejszy kąt ustawienia rakiet pomocniczych na samolocie. *Izw. Wyssh. Ucz. Zawied. Awiac. Technika*, 1960, nr 3, s. 28–33, rys. 4, poz. bibl. 3.

Przy zwiększaniu całkowitego ciężaru samolotu konieczne jest, aby dla samolotu przeciążonego był w zapasie ciąg dodatkowy, który przy zatrzymaniu się jednego z silników zapewniłby bezpieczeństwo lotu. Ciąg dodatkowy może być zapewniony różnymi metodami jak przeciążeniem silnika, wtryskiem wody do silnika, zastosowaniem rakiet itp. W pracy rozpatrzono możliwość zwiększenia ciężaru całkowitego samolotu za pomocą rakiet prochowych, uruchamianych w chwili zatrzymania się jednego z silników podczas wzlotu aż do nabrania bezpiecznej wysokości. J. Nikoł

55* 533.6.013.4 ILOt
Hacker F.: Stability of partially controlled motions of an aircraft. Stateczność częściowo sterowanych ruchów samolotu. *J. Aerospace Scien.*, 1961, t. 28, nr 1, s. 15–26, s. 50, ods. 14.

Zagadnienie w zasadzie jest rozwiązane na podstawie istnienia stateczności, mimo ciągle działających zaburzeń. Następnie teorię

zastosowano do kilku przypadków podłużnej i poprzecznej stateczności samolotu. Odnośnie zakłóconego ruchu podłużnego wykazano, że jednoczesne sterowanie kąta natarcia i prędkości lotu lub też odpowiednie sterowanie jedynie kąta natarcia, zapewnia stateczność podłużną w szerokich zakresach lotu, z drugiej zaś strony, operowanie jedynie prędkością lotu nie jest wystarczające dla zapewnienia stateczności poprzecznej w przypadku niestałości podczas wznoszenia lub nawet w locie poziomym. Dla zapewnienia stateczności poprzecznej w przypadku niestałości ruchu zasadniczego w locie swobodnym, obecna teoria wskazuje na konieczność sterowania ruchem samolotu wokół jego osi podłużnej. Zastosowano przykłady obliczeniowe. J. Nikoł

56* 533.6.013.8 ILOt

Bennett F. V., Pratt K. G.: Calculated responses of a large swept-wing airplane to continuous turbulence with flight-test comparisons. Obliczone reagowanie dużego samolotu o skrzydle w strzałę na ciągłą turbulencję oraz porównania z doświadczeniami w locie. *NASA TR*, 1960, R-69, s. 14, rys. 15, tabl. 3, ods. 13.

Reagowanie obliczeniowe oparto na teorii przebiegów przypadkowych, pięciu stopniach swobody, aerodynamice powierzchni nośnych i na turbulencji jednowymiarowej. Przy wykorzystaniu tylko trzech z pięciu stopni swobody wykazano, że przesunięcia ciała sztywnego i nachylenie oraz pierwsze zginanie znacznie przyczyniają się do reagowania samolotu w zakresie rozważanych częstotliwości (0 do 2 cykli na sekundę). Przedstawiono czynniki wzmocnienia momentu gnącego w celu wykazania skutków aeroprężności dynamicznej. J. Nikoł

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

57* 629.135.4:629.13.038 ILOt

Jones J. P.: Helicopter-vibration. Drgania śmigłowców. *J. Royal Aeronaut. Soc.*, grudzień, 1960, t. 64, nr 600, s. 743–752, rys. 10 ods. 12.

Badania nad drganiami łopatek wirników śmigłowcowych. Rozpatrzone jest powiązanie naprężeń i konstrukcji z drganiami. Uwzględniona jest praca wirnika w „cieniu” śmigła ciągnącego. Artykuł zawiera opis stoisk doświadczalnych i liczne wykresy z wyników badań. R. Witkowski

AERODYNY, ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

58* 629.135:533.65 ILOt

Metody przybliżonych rasczotow i wybora parametrów pri projektowaniu samolotow. Metody przybliżonych obliczeń i doboru parametrów przy projektowaniu samolotów. Mosk. Awiac. Inst. Trudywyp. 138, 1961, s. 100, rys., tabl.

Rozpatrzone zagadnienia wyznaczania prędkości lotu samolotu naddźwiękowego, doboru liczby silników turboodrzutowych i długości kadłuba samolotu cywilnego, wyznaczenie ciężaru skrzydła trapezowego, parametrów układów hamujących samolotu, wyważanie samolotu z podwoziem typu rowerowego, stateczności skrzyżowanych zespołów elementów szkieletu oraz obliczenia dźwigników cienkościennych. R. S.

59* 629.135.4:629.13.038 ILOt

Payne P. R.: Dynamics of a rotor controlled by aerodynamic servo flaps. Dynamika wirnika sterowanego aerodynamicznymi kłapkami wspomagającymi. *Aircraft Eng.*, listopad, 1959, t. 31, nr 369, s. 330–339, rys. 8, ods. 4.

Wyprowadzone związki teoretyczne pozwalają opisać właściwości dynamiczne, parametry sterowności i pochodne stateczności wirnika sterowanego aerodynamicznie urządzeniami wspomagającymi. Porównanie wyników teoretycznych z wynikami uzyskanymi na wieży badawczej NACA wykazuje, że wyprowadzona teoria pozostaje w doskonałej zgodności z dysponowanymi danymi doświadczalnymi. R. Witkowski

60* 629.135.9 ILOt

Carpenter P. J.: Future performance capabilities of rotary wing VTOL aircraft. O przyszłych możliwościach osiągowych statku latającego typu VTOL (PSL) wyposażonego w wirnik. *J. Americ. Helicop., Soc.*, kwiecień, 1961, t. 6, nr 2, s. 2–7, rys. 10.

Możliwości zwiększenia zasięgu, długotrwałości lotu i wydajności, jakie są osiągalne dla wiroplątów przy użyciu ostatnich osiągnięć technicznych. Porównane są również te podwyższone osiągi z osiągami innych statków latających pionowego startu i lądowania wg. współczesnego stanu wiedzy na tym polu. Autor wyraża przekonanie, że obecnie nadszedł czas, aby drobiazgowo zbadać wszelkie sposoby poprawienia osiągow śmigłowców. Wykazane jest

w artykule że na drodze starannego opracowania aerodynamicznego, głębszych studiów zagadnień aeroprężystości i wprowadzenia szeregu innowacji do tradycyjnej konstrukcji śmigłowców, możliwie jest bardzo znaczne poprawienie osiągów śmigłowców: zużycie paliwa o 50%, wydajności o 20%, prędkości o 30%. R. Witkowski

61* 629.135.4 ILot
Arcidiano P. J.: Theoretical performance of helicopters having second and higher harmonic feathering control. Teoretyczne osiągi śmigłowców wyposażonych w okresowe sterowanie skoku za pomocą drugiej i wyższych harmonicznych. J. Americ. Helicopt. Soc., kwiecień, 1961, t. 6, nr 2, s. 8-19, rys. 22, ods. 5.

Przeprowadzono analizę dla stwierdzenia, czy możliwe jest znaczniejsze podwyższenie maksymalnej prędkości lotu do przodu śmigłowca przez zastosowanie systemu okresowego sterowania skokiem łopaty wirnika za pomocą drugiej i wyższych harmonicznych (sterowanie przekręcaniem łopat wyższymi harmonicznymi). W wyniku wykazano, że maksymalna prędkość, jaką zwykły śmigłowiec może osiągnąć bez wystąpienia na łopacie powracającej zjawiska oderwania, może być podwyższona o ok. 25%, jeżeli zastosować sterowanie drugą harmoniczną i o ok. 30%, jeżeli zastosować sterowanie zarówno drugą jak i trzecią harmoniczną. Wyniki analizy wskazują również, że przyrost prędkości, będący wynikiem sterowania drugą harmoniczną, jest przede wszystkim funkcją: (1) najwyższego współczynnika prędkości, jaki śmigłowiec może osiągnąć bez takiego sterowania i (2) powierzchni kadłuba powodującej opór. R. Witkowski

62* 629.135.4:629.13.038 ILot
Lariviere J. S.: Method of calculation to determine helicopter blade life. Metoda obliczeniowa dla określenia żywotności łopaty śmigłowca. J. Americ. Helicopter. Soc., kwiecień, 1961, t. 6, nr 2, s. 20-38, rys. 12, ods. 6.

Proces zastępowania w nowoczesnym śmigłowcu łopat drewnianych przez metalowe uczynił z zagadnienia zmęczeniowej żywotności łopat problem krytyczny. Wiadomo bowiem, że np. uszkodzenie zmęczeniowe pewnych części konstrukcji śmigłowca lub jego silnika nie będzie miało nigdy tak poważnych następstw jak złom głównej łopaty wirnika. W okresie ostatnich kilku lat opracowano szereg metod badawczych i obliczeniowych dla określenia tej żywotności i dla stworzenia warunków modyfikowania łopat prototypowych. R. Witkowski

63* 629.13.035.5:629.135.4 ILot
Fiorini M. S.: Study of a jet propelled helicopter rotor with jet flap. Studium odrzutowego wirnika śmigłowcowego z kłapą strumieniową. J. Amer. Helicop. Soc., styczeń, 1961, t. 6, nr 1, s. 34-41 rys. 7, ods. 5.

W oparciu o doświadczenia dane z prób profili wyposażonych w kłapy strumieniowe zbadany jest rozkład prędkości indukowanej na wirniku śmigłowca w zawisie i zbudowana jest biegunowa aerodynamiczna dla różnych wartości parametru strumienia opływającego kłapę. Rozwiązanie liczbowe wskazuje, że wirnik 2-łopatowy ze współczynnikiem $C_{om} = 0$, ma współczynnik ciągu wyższy o 76%, a współczynnik momentu oporowego tylko o 25% niż zwykły wirnik odrzutowy. Z dokonanych rozważań wynika wniosek, iż dzięki kłapie strumieniowej możliwe jest również znaczne podwyższenie prędkości lotu do przodu w wyniku opóźnienia oderwania. R. Witkowski

64* 629.138.4 ILot
McConachie C. E. B., Bajwa, M. A.: An economic evaluation of the design volume and payload of cargo aircraft. Ekonomiczny rozwój projektowanej pojemności i ładunku samolotów transportowych. Canad. Aeronaut. J. 1961, luty, t. 7, nr 2, s. 55-59, rys. 6, ods. 3.

Ciężar ładunku wraz z jego ciężarem właściwym rozstrzygają o wymaganej objętości samolotu. Duży stosunek objętość - ciężar powoduje powstanie dodatkowych kosztów. Jednak wzrost objętości przy niektórych ładunkach może być ekonomicznie usprawiedliwiony. Analizę objętość - ciężar przeprowadzono dla samolotu „Canadair”. Z. Brodzki

65* 629.135.4 ILot
Segner D. R.: Thoughts and basic techniques concerning helicopter flying qualities testing. Idee i zasadnicze metody związane z badaniem właściwości lotnych śmigłowców. J. Amer. Helicop. Soc., styczeń, 1961, t. 6, nr 1, s. 10-17, rys. 7, ods. 3.

Omówienie sposobów oceny nowych śmigłowców w lotnictwie wojskowym USA. Poruszone są zagadnienia skuteczności sterów, stateczności statycznej i dynamicznej, harmonijności sterowania itp. R. Witkowski

SILNIKI LOTNICZE

66* 621.438:629.135.4 ILot
Hrubecky H. F.: Free turbine systems in rotary wing aircraft. Zastosowanie układów swobodnej turbiny w wiroplatkach. Aerospace Engng., styczeń, 1961, t. 20, nr 1, s. 10-13, rys. 6, ods. 6.

Przeprowadzono porównanie czterech różnych układów napędowych zawierających swobodną turbinę w zastosowaniu do wiropłatów. Rozpatrzone są zagadnienia następujące: związek mocy turbiny swobodnej, mierzonej na wale z wyjściową prędkością przepływu gazu, moc głównej turbiny napędzającej sprężarkę, jednostkowe zużycie paliwa, wymiary silników oraz ciśnienie

temperatura w kanałach układu. Rozważania przeprowadzone są przy założeniu, że do wirnika lub śmigieł dostarczana jest z układu napędowego moc 7000 KM, co odnosi się do pasażerskiego statku latającego dla ok. 40 pasażerów. R. Witkowski

67* 621.455 ILot
Artmanow K. I.: Ustoiczivost' raboty židkostnovo raketnogo dwigateli. Stateczność działania silnika raketowego na paliwo ciekłe. Izv. Akad. Nauk. SSSR, Otd. Techn. Nauk. Miecz. Maszinostr. 1961, nr 1, s. 64-69, rys. 4.

Silnik raketowy na paliwo ciekłe rozpatrywany jest jako układ drgający z opóźniającym się sprzężeniem zwrotnym. Niestacjonarne procesy, występujące w jednym z elementów silnika (w przewodach paliwowych), opisano równaniem falowym. Opóźnienie i procesy falowe uzależniają kolejność występowania statecznych i niestatecznych rodzajów pracy podczas zmniejszania ciągu silnika raketowego. Częstości powstających drgań są przy tym bliskie częstościom własnym drgań przewodu paliwowego. Przy dużym opóźnieniu możliwe są tylko rodzaje drgań ze względnie niskimi częstościami. R. Łapucha

68* 621.455.056 ILot
Zieliński J. J., Matthews III F., Bagnali E. C.: The Design of combustors for ramjet engines. Konstrukcja zespołu komory spalania dla silników strumieniowych. Combustion a. Flame, 1960, t. 4, nr 4, s. 343-353, rys. 14, tabl. 3, ods. 9.

Podano zwięzły opis metody postępowania przy konstrukcji zespołu komory spalania silników strumieniowych. Przedstawiono model działania komory spalania, który może być użyty do otrzymania informacji o prędkości spalania granicznego, turbulentnego płomienia i warunków stabilizacji płomieni na stateczniku. Przeprowadzono szereg badań dla uzupełnienia i potwierdzenia teoretycznych założeń. Przedstawiona metoda umożliwia skonstruowanie komory spalania oraz wskazuje kierunek postępowania dla poprawienia pracy już istniejących komór. R. Łapucha

69* 621.455 ILot
McGuire F. G.: Consumable case rocket described. Opisanie silnika raketowego z zużywającym się kadłubem. Missiles a. Rockets, 1961, t. 8, nr 7, s. 35-37, rys. 1.

Opis silnika raketowego na paliwo stałe z zużywającym się kadłubem. Analiza przeprowadzona dla silnika o ciągu 87 000 kg i ciężarze 22 000 kg, przy ciśnieniu w komorze spalania 50 kg/cm² wykazuje że zastosowanie tego rodzaju silnika do napędu międzykontynentalnego pocisku balistycznego pozwala zwiększyć jego zasięg o około 1200 km. Autorzy projektu proponują zastosowanie tego rodzaju silników do napędu pocisków balistycznych, jako pierwszych stopni lub do statków kosmicznych jako drugich stopni. R. Łapucha

70* 536.46 ILot
Grives E. la: Sarrat, P. Untersuchung der Mischung und Verbrennungsvorgänge zwischen konzentrischen Stromungen. Badanie przebiegu mieszania i spalania między przepływami współrotującymi. Z. f. Flugwiss., 1961, r. 9, nr 2, s. 46-53, rys. 13, tabl. 3, ods. 11.

Zbadano doświadczenia i porównano z wynikami teorii jednowymiarowej przebieg mieszania i spalania strumienia paliwa o prędkości naddźwiękowej i otaczającego prądu powietrza o prędkości poddźwiękowej, jak również zjawiska niestateczności, związane z tymi przebiegami.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

71* 621.923:620.178.4.6 ILot
Łoginow W. J.: Issledovanie ostatocznych napriazhenij w powierchnostnom sloje szlifowanych dietalej z titanowych spławow. Badanie naprężeń w warstwie podpowierzchniowej w szlifowanych częściach ze stopów tytanowych. Trudy M.A.T.I., nr 129, Issledowanie fizikomechanicznych i eksploatacyjnych svojstw dietalej posle obrabotki. 1960, s. 72-91, rys. 12, tabl. 3, ods. 15.

Stop tytanowy WT5 służący do wyrobu łopatek sprężarkowych i dysków, reprezentuje wiele znacznych korzyści w zastosowaniach lotniczych i z uwagi na to poddany został badaniom w celu stwierdzenia zachowania się jego w czasie obróbki. Materiał ten jest bardzo podatny na zgnioty i utwardzenia, co ma istotny wpływ zarówno na obróbkę, jak i na wytrzymałość zmęczeniową. W zakres badań wchodziło: określenie stopnia i głębokości zgniotu przy szlifowaniu, określenie wielkości naprężeń powierzchniowych, określenie sił skrawania i temperatur w strefie tarczy szlifierskiej z przedmiotem. Autor podaje metody badań opis prób, dane stoisk i próbek oraz parametry obróbki w czasie doświadczeń.

W części wnioskowej zamieszczono wyniki doświadczeń w formie tabel i wykresów, wykazujących zależność badanych czynników od parametrów skrawania, na przykład naprężenia w funkcji głębokości warstwy uszkodzonej przy różnych głębokościach skrawania. A. Gołędzinowski

72* 621.9-43 ILot
Profiling high-tensile steel. Wykonywanie powierzchni kształtowych w stali o wysokiej wytrzymałości. Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 7, s. 236-243, rys. 10.

Metody kopiowania pakietowego, w warunkach produkcyjnych, nie zdają egzaminu z uwagi na często występujące deformacje, po zluźnianiu zacisków. W artykule podano metodę, stosowaną przez firmę Vickers-Armstrong, do wykonywania profilowych obrysów na częściach dochodzących do długości 4 metrów. W treści umieszczono opis przedmiotów tej grupy, szczegółowy proces technologiczny, z rozbięciem na operacje. Zamieszczono również szczegóły niektórych operacji, warunki techniczne dla tej grupy przedmiotów i wreszcie charakterystykę frezarko-kopiarek Droop and Rein, typ FW200 K służących do operacji kopiowania, oraz zestaw typowych narzędzi. A. Gołędzinowski

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

(dokończenie z II str. okł.).

Rys. 4. — Wszystkie krawędzie płyty są sztywno zamocowane.

Rys. 4 odnosi się do tych samych warunków zamocowania co i rys. 3, tylko sporządzony jest dla większych p .

Rys. 5. — Krawędzie płyty wzdłuż osi y i sprężysto zamocowane ze względu na obrót.

Sprężyste zamocowanie pochodzi od podpór, na których opiera się płyta i polega na tym, że obrót krawędzi jest ograniczony proporcjonalnie do współczynnika zamocowania sprężystego k . Współczynnik k ma wymiary kGcm/rad cm . Naprężenia σ_1 podane są w funkcji ciśnienia p i współczynnika zamocowania sprężystego k . Podane linie odnoszą się do wielkości $\frac{a}{b} \geq 2$

Rys. 6. — Krawędzie płyty wzdłuż osi y i sprężysto zamocowane ze względu na obrót.

Rys. 6 odnosi się do tych samych warunków zamocowania co i rys. 5, tylko sporządzony jest dla większych p .

Rys. 7. — Krawędzie płyty wzdłuż osi y i sprężysto zamocowane ze względu na przesuw w płaszczyźnie płyty w kierunku osi x . Sprężyste zamocowanie pochodzi od podpór, na których opiera się płyta i polega na tym, że przesuw krawędzi w płaszczyźnie płyty w kierunku osi x jest ograniczony proporcjonalnie do współczynnika zamocowania k_1 .

Współczynnik k_1 ma wymiary kG/cm na cm bieżący płyty. Na rysunku podano krzywe dla dwu przypadków.

1) krawędź sprężysto zamocowana ze względu na przesuw może się swobodnie obracać;
2) krawędź sprężysto zamocowana ze względu na przesuw nie może się obracać, jest sztywno zamocowana ze względu na obrót.

Krzywe są wyprowadzone dla wielkości $\frac{a}{b} \geq 3$. Mogą być jednak

stosowane i dla mniejszych stosunków $\frac{a}{b}$, a obliczone naprężenia

według tych krzywych będą wtedy nieco większe od rzeczywistych. Naprężenia σ_1 podane są w funkcji ciśnienia p i współczynnika zamocowania sprężystego k_1 .

Rys. 8. — Krawędzie płyty wzdłuż osi y i sprężysto zamocowane ze względu na przesuw w płaszczyźnie płyty w kierunku osi x .

Rys. 8 odnosi się do tych samych warunków zamocowania co i rys. 7, tylko sporządzony jest dla większych p i dla warunku, że krawędzie sprężysto zamocowane ze względu na przesuw mogą się swobodnie obracać. Krzywe są wyprowadzone dla wielkości $\frac{a}{b} \geq 2$. Mogą być jednak stosowane i dla mniejszych stosunków $\frac{a}{b}$ dając wtedy naprężenia nieco większe od rzeczywistych.

Rys. 9. — Krawędzie płyty wzdłuż osi y i sprężysto zamocowane ze względu na przesuw w płaszczyźnie płyty w kierunku osi x .

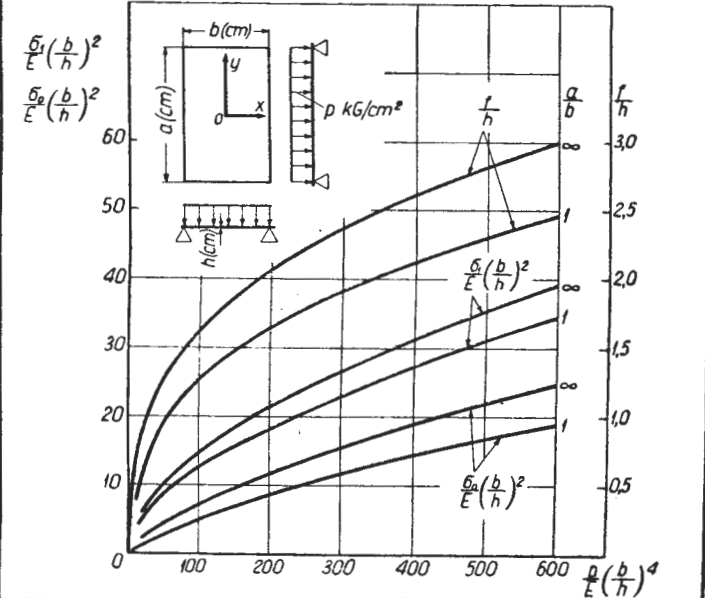
Rys. 9 odnosi się do tych samych warunków zamocowania co i rys. 7, tylko sporządzony jest dla większych p i dla warunku, że krawędzie sprężysto zamocowane ze względu na przesuw są zamocowane sztywno ze względu na obrót. Krzywe są wprowadzone dla wielkości $\frac{a}{b} \geq 2$.

Rys. 10. — Krawędzie płyty wzdłuż osi y i sprężysto zamocowane ze względu na przesuw w płaszczyźnie płyty w kierunku osi x .

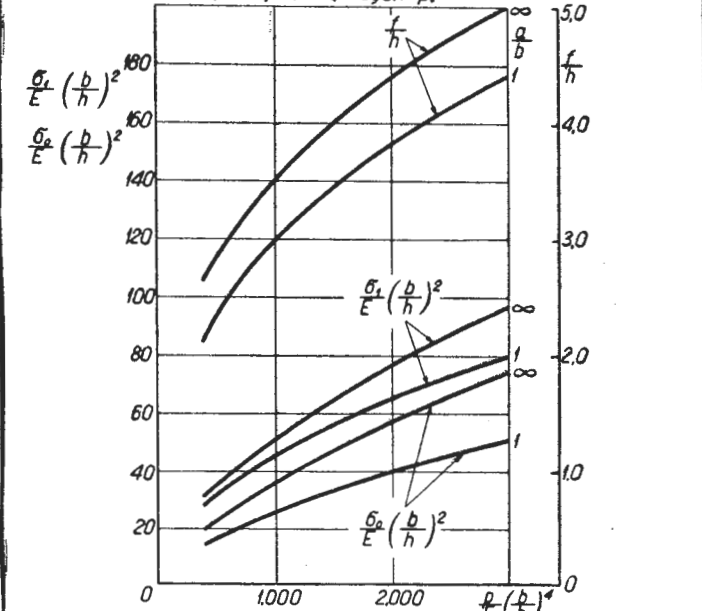
Rys. 10 odnosi się do tych samych warunków zamocowania co i rys. 7. Sporządzony jest celem określenia naprężeń σ_0 , to jest naprężeń od błonowego stanu naprężeń dla warunku, gdy krawędzie sprężysto zamocowane ze względu na przesuw mogą się swobodnie obracać. Krzywe są wyprowadzone dla wielkości $\frac{a}{b} \geq \infty$

Mogą być jednak stosowane i dla mniejszych stosunków $\frac{a}{b}$, dając wtedy naprężenia nieco większe od rzeczywistych.

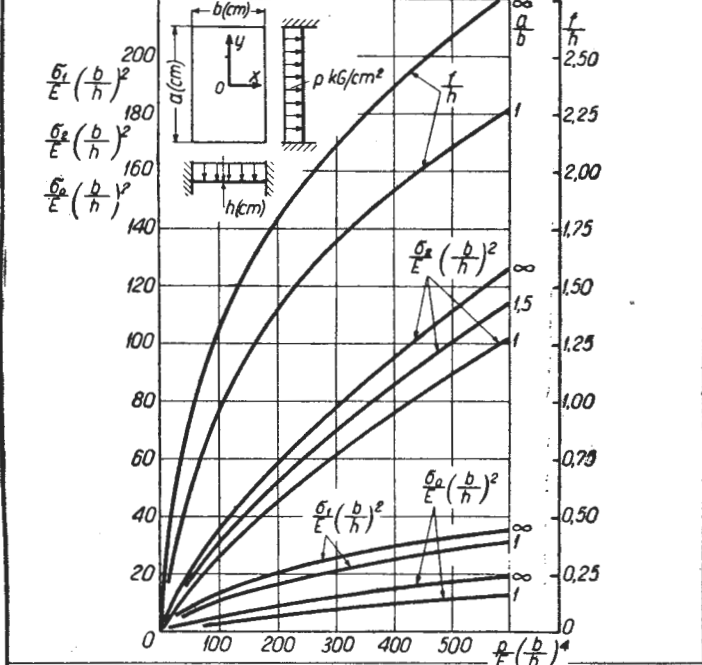
Rys. 1 Płyta prostokątna obciążona ciśnieniem p kG/cm^2 równomiernie rozłożonym na całej powierzchni, wszystkie krawędzie płyty swobodnie podparte, wzdłuż osi y i nieprzesuwalne.



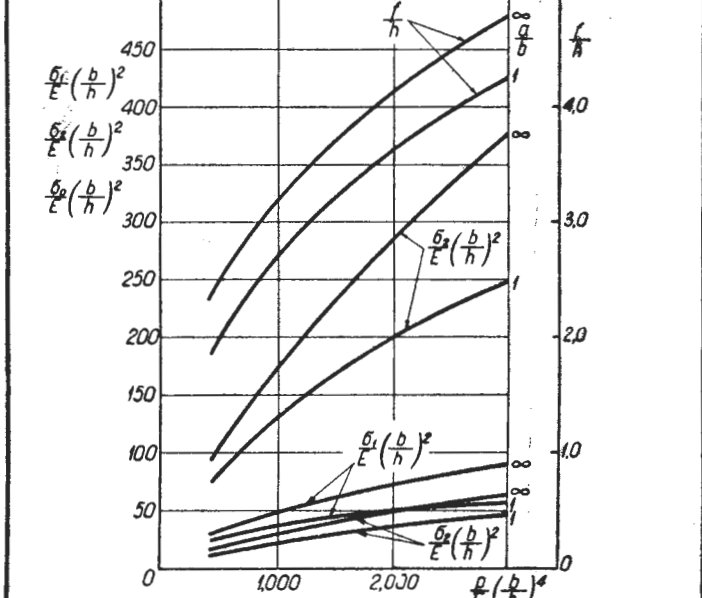
Rys. 2 Płyta prostokątna obciążona ciśnieniem p kG/cm^2 równomiernie rozłożonym na całej powierzchni, wszystkie krawędzie płyty swobodnie podparte; dla większych p .



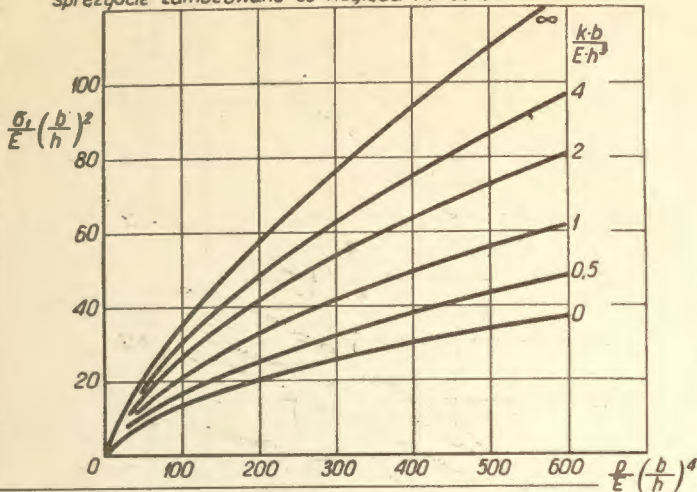
Rys. 3 Płyta prostokątna obciążona ciśnieniem p kG/cm^2 równomiernie rozłożonym na całej powierzchni, wszystkie krawędzie płyty sztywno zamocowane i nie mogą się obracać.



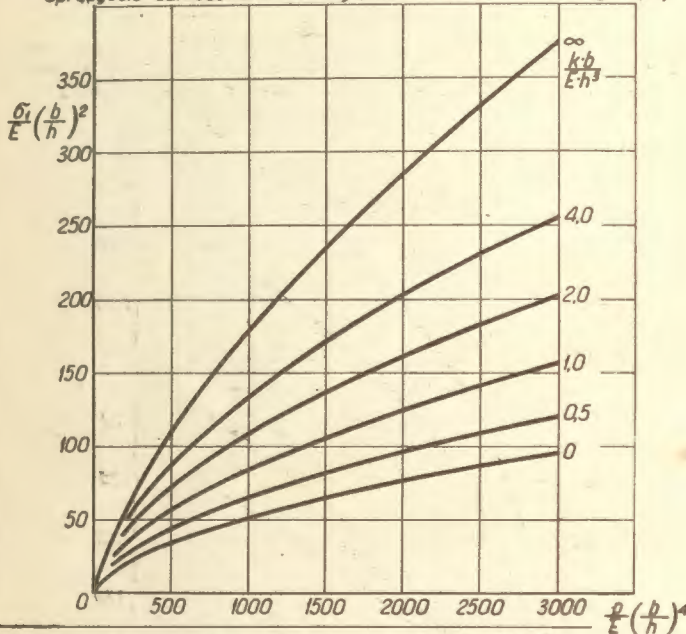
Rys. 4 Płyta prostokątna obciążona ciśnieniem p kG/cm^2 równomiernie rozłożonym na całej powierzchni, wszystkie krawędzie płyty sztywno zamocowane i nie mogą się obracać (dla większych p .)



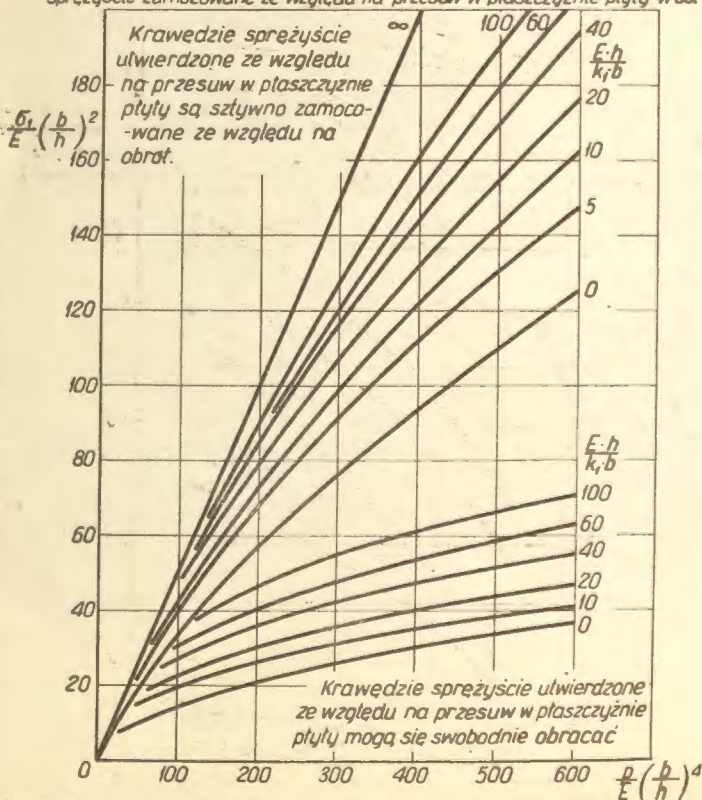
Rys 5 Płyta prostokątna obciążona ciśnieniem p kg/cm^2 równomiernie rozłożonym na całej powierzchni, krawędzie płyty wzdłuż osi y sprężycie zamocowane ze względu na obrót.



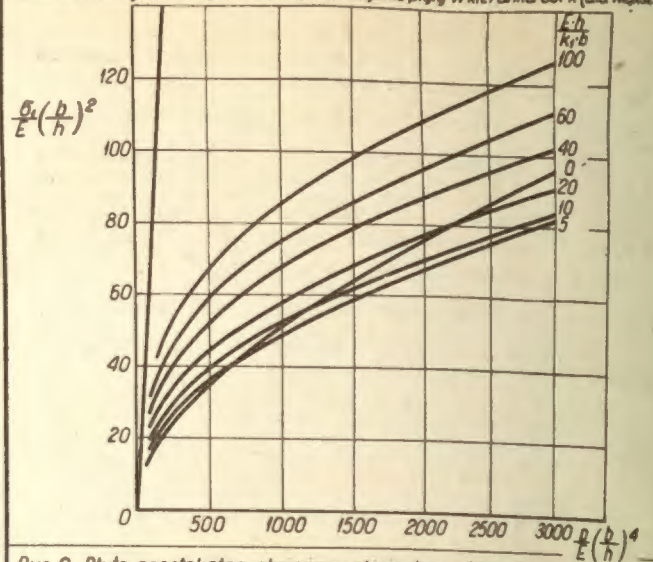
Rys. 6 Płyta prostokątna obciążona ciśnieniem p kg/cm^2 równomiernie rozłożonym na całej powierzchni, krawędzie płyty wzdłuż osi y sprężycie zamocowane ze względu na obrót (dla większych p .)



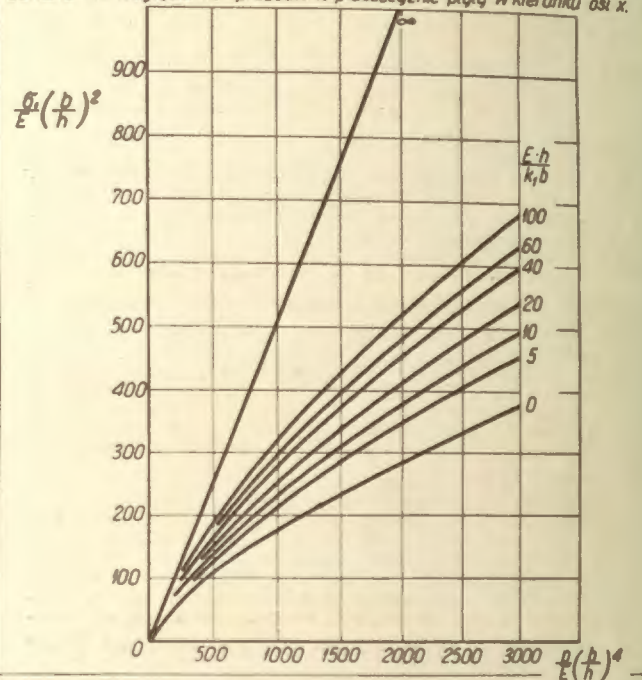
Rys. 7 Płyta prostokątna obciążona ciśnieniem p kg/cm^2 równomiernie rozłożonym na całej powierzchni, krawędzie płyty wzdłuż osi y sprężycie zamocowane ze względu na przesuw w płaszczyźnie płyty w osi x .



Rys. 8 Płyta prostokątna obciążona ciśnieniem p kg/cm^2 równomiernie rozłożonym na całej powierzchni, krawędzie płyty wzdłuż osi y sprężycie zamocowane ze względu na przesuw w płaszczyźnie płyty w kierunku osi x (dla większych p .)



Rys. 9 Płyta prostokątna obciążona ciśnieniem p kg/cm^2 równomiernie rozłożonym na całej powierzchni, krawędzie płyty wzdłuż osi y sprężycie zamocowane ze względu na przesuw w płaszczyźnie płyty w kierunku osi x .



Rys 10 Płyta prostokątna obciążona ciśnieniem p kg/cm^2 równomiernie rozłożonym na całej powierzchni, krawędzie płyty wzdłuż osi y sprężycie zamocowane ze względu na przesuw w płaszczyźnie płyty w kierunku osi x .

