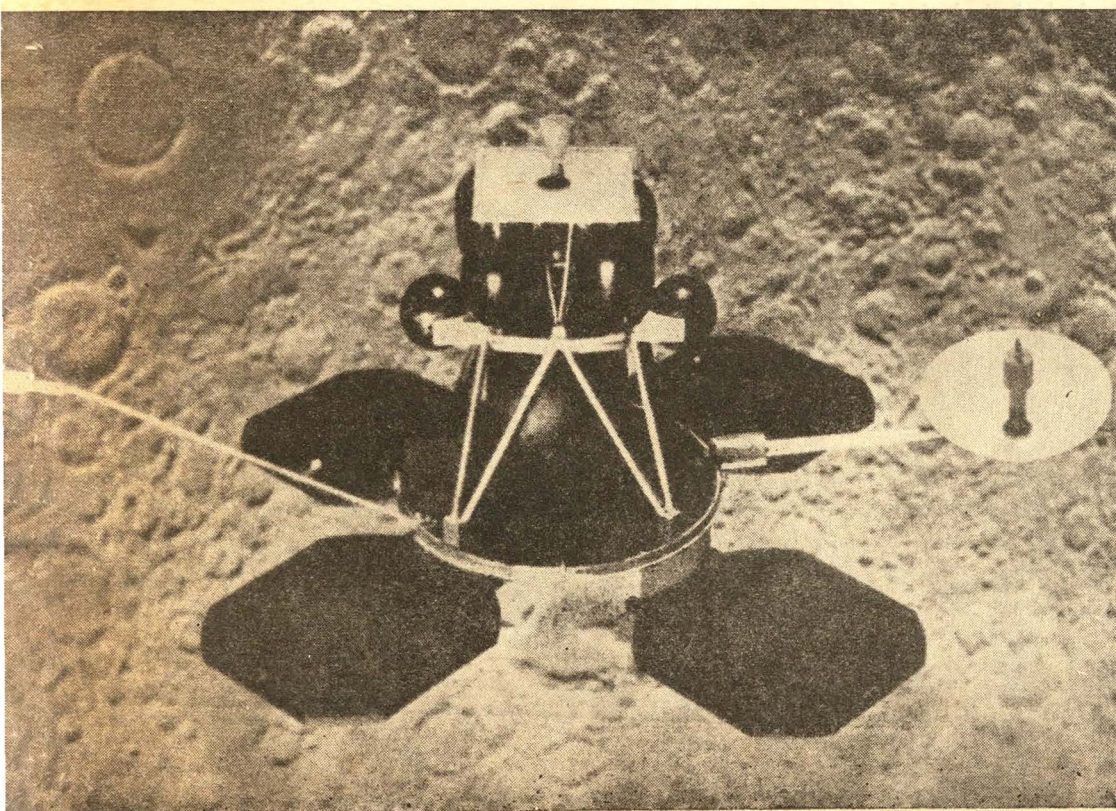
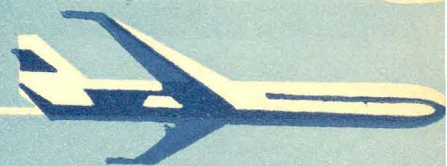


TECHNIKA LOTNICZA



2

1965

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Podział i systematyka konstrukcyjnych tworzyw sztucznych

Zebrał i opracował inż. Eugeniusz Koźluk

Tworzywa sztuczne, jedna z najmłodszych gałęzi naszego przemysłu, charakteryzuje się bardzo szybkim rozwojem oraz poważnymi osiągnięciami w produkcji tak pod względem jakościowo-asortymentowym, jak i ilościowym.

Dobre własności użytkowe, różnorodność asortymentów, łatwa i bardzo często tania technologia wykonawstwa powodują teraz szersze stosowanie wyrobów z tworzyw sztucznych w różnych dziedzinach przemysłowych, między innymi w przemyśle lotniczym.

W związku z coraz częstszym wprowadzeniem wyrobów z tworzyw do konstrukcji lotniczych, wydaje się celowe podanie ogólnej systematyki tworzyw produkowanych przez przemysł krajowy oraz niektórych tworzyw importowanych.

Konstrukcyjne tworzywa sztuczne, w zależności od rodzaju użytej żywicy, dzielą się na:

1. Tworzywa termoutwardzalne

Grupa tworzyw opartych na żywicach fenolowych i krezolowych, tak zwane fenoloplasty — zestawione w tabeli 1 oraz na żywicy

mocznikowej i melaminowej, tak zwane aminoplasty — zestawione w tabeli 2.

2. Tworzywa reaktywne

Do tej grupy należą tworzywa oparte na żywicach epoksydowych — epoksydy i poliestrowych — poliestry. Zestawienie podano w tabeli 3.

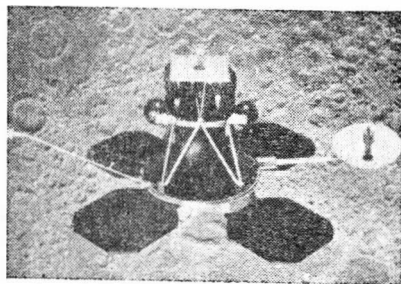
3. Tworzywa termoplastyczne

Do tej grupy należą polimery winylowe, pochodne celulozy, poliamidy, polieuretany. Tworzywa konstrukcyjne z grupy tworzyw termoplastycznych zestawiono w tabeli 4.

Podana systematyka w tabelach od 1 do 4 dotyczy głównie tworzyw konstrukcyjnych produkowanych przez przemysł krajowy. Przy tworzywach produkcji zagranicznej w rubryce „Nazwa handlowa” podano przymiotnik wskazujący na pochodzenie.

TREŚĆ ZESZYTU

	str.
L. DULĘBA — Uwagi o obliczaniu obciążeń poziomych ustereżeń samolotów	29
J. NIKOL — Zasady pracy i doboru śmigieł i wirników dla aparatów pionowego startu i lądowania	34
M. ŁYŻWIŃSKI, S. SZCZECIŃSKI — Regulacja ciągu silników rakietowych na ciekły środek napędowy	42
I. BUKOWSKI — Przyrząd do cechowania dynamicznego tensometrów oporowych w wysokich temperaturach	50
„Dni prasy technicznej” na Śląsku — A. G.	51
Wiadomości SIMP	51
Nowości techniczne	52
Kronika	55
Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — E. KOŹLUK: Podział i systematyka konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, część I	okł.



NASZA OKŁADKA
Satelita amerykański
„Lunar orbiter”

Содержание

	Стр.
L. Dulęba — Примечания об вычислениях горизонтальных нагрузок управлений самолетов	29
J. Nikol — Основы работы и подбора воздушных винтов и роторов для аппаратов вертикального взлета и посадки	34
M. Łyżwiński, S. Szczeciński — Регулирование тяги ракетных двигателей на текучее приводное средство	42
J. Bukowski — Прибор для динамического клещевия опорных тензометров в высоких температурах	50
„Дни технической работы” в Силезии А. Г.	51
Ведомости SIMP.	51
Технические новости	52
Хроника	55
Конструкторские пособия „Авиационной Техники” Е. Коźлук: Раздел и систематика искусственных веществ, часть I	обл.

CONTENTS

	str.
L. DULĘBA — Considerations on calculation of tail plane loads of aircraft	29
J. NIKOL — Principles of operation and choice of propellers and rotors for vertical take-off and landing vehicles	34
M. ŁYŻWIŃSKI, S. SZCZECIŃSKI — Thrust control of liquid propellant rocket engines	42
J. BUKOWSKI — The arrangement for dynamic calibration of strain gauges at high temperatures	50
SIMP informations	51
„Technical press days” in Śląsk	51
Technical news	52
Chronicle	55
Designer's data sheet — E. KOŹLUK: The classification of constructional plastics, part I	on cover

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

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

Prof. LESZEK DULĘBA
Politechnika Warszawska

Uwagi o obliczaniu obciążeń poziomych usterzeń samolotów

Niniejszy artykuł ma zwrócić uwagę na możliwości przeoczenia dużych naprężeń występujących na usterzeniu poziomym samolotu przy pewnych przypadkach obciążeń, nawet gdy obliczenia są prowadzone powszechnie przyjętymi metodami. Stanowi on komentarz tych metod, przy czym założono, że są one znane czytelnikowi lub będą znalezione w literaturze podanej w artykule.

Wstęp

Różnorodność obciążeń występujących na usterzeniu poziomym samolotu jest na ogół duża, większa nieraz niż na płacie nośnym. Jest to spowodowane znacznymi zmianami geometrii profilu usterzenia, mianowicie wychyleniami steru. Dlatego nieraz trudno jest wybrać obciążenia dające największe naprężenia, zwłaszcza że w różnych częściach usterzenia (np. w częściach obciążonych głównie momentem gnącym i w częściach obciążonych głównie momentem skręcającym) największe naprężenia występują często w różnych przypadkach obciążenia (stanach lotu).

Oznaczenia

$a_1 = \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H}$ — pochodna współczynnika nośności usterzenia względem jego kąta natarcia (na radian),

$(a_1)_o$ — pochodna współczynnika nośności profilu względem jego kąta natarcia w przepływie płaskim (na radian),

$(a_1)_{oT}$ — teoretyczna pochodna współczynnika nośności profilu względem jego kąta natarcia w przepływie płaskim (na radian),

$a_2 = \frac{dc_{zH}}{d\beta_H}$ — pochodna współczynnika nośności usterzenia względem kąta wychylenia steru (na radian),

$(a_2)_\epsilon$ — pochodna współczynnika nośności względem kąta wychylenia steru dla usterzenia (płata) o wydłużeniu ϵ (na radian),

c — cięciwa usterzenia przy sterze niewychylonym,

c_f — cięciwa steru od osi obrotu do krawędzi spływu,

c_m — współczynnik momentu aerodynamicznego względem środka ciężkości całego samolotu (dodatni, zadzierający),

c_{m0} — współczynnik momentu aerodynamicznego samolotu bez usterzenia względem środka aerodynamicznego (dodatni, zadzierający),

$c_m \text{ b.u.}$ — współczynnik momentu aerodynamicznego samolotu bez usterzenia względem jego środka ciężkości (dodatni, zadzierający),

c_{mH} — współczynnik momentu usterzenia względem jego cięciwy,

c_r — cięciwa usterzenia przy nasadzie,

c_t — cięciwa usterzenia na zewnętrznym końcu,
 c_z — współczynnik nośności całego samolotu z biegunowej równowagi,

c_{zH} — współczynnik nośności usterzenia poziomego,
 m — współczynnik obciążenia samolotu,

m_A — współczynnik obciążenia dopuszczalnego samolotu w przypadku A,

$m_o = \frac{dc_{mH}}{d\beta_H}$ — pochodna współczynnika momentu usterzenia

odniesionego do $\frac{1}{4}$ jego cięciwy względem kąta wychylenia steru przy stałym współczynniku nośności, dla dwuwymiarowego nieściśliwego przepływu (na radian),

m_{oT} — teoretyczna wartość pochodnej m_o bez uwzględnienia kształtu profilu i warunków przepływu,

P_H — całkowita siła aerodynamiczna na usterzeniu poziomym,

R — liczba Reynoldsa,

S_H — powierzchnia usterzenia poziomego,

t — maksymalna grubość profilu,

v — prędkość samolotu,

v_H — prędkość przepływu powietrza względem usterzenia,

α — kąt natarcia płata samolotu (radianów),

α_H — kąt natarcia usterzenia poziomego (radianów),

β_H — kąt wychylenia steru wysokości, dodatnie wychylenie do dołu (radianów),

$(\Delta c_{zH})_\epsilon$ — przyrost współczynnika siły nośnej usterzenia (płata) o wydłużeniu ϵ na skutek wychylenia steru,

ϵ — kąt odgięcia strug za płatem w obszarze usterzenia,

Θ — kąt sklinowania statecznika z płatem, dodatni, gdy statecznik ma mniejszy kąt zaklinowania,

ρ — gęstość powietrza,

τ_a — kąt krawędzi spływu profilu.

Wymagania przepisów budowy samolotów [Lit. 1]

Przepisy podają, że usterzenie poziome powinno wytrzymać:

a) obciążenia potrzebne do wywołania równowagi momentów dokoła osi poprzecznej w całym zakresie objętym krzy-

wą obciążeń sterowanych samolotu (łącznie z obciążeniami ujemnymi). Natomiast dla obciążeń wywołanych burzliwą atmosferą nie jest wymagane przykładanie do usterzeń sił dających równowagę momentów;

b) obciążenia wywołane podmuchami w całym zakresie objętym krzywą obciążeń w burzliwej atmosferze. Przyrost obciążenia usterzenia wywołany podmucha należy dodać do obciążenia istniejącego w locie ustalonym przed wystąpieniem podmucha, zakładając, że kąt wychylenia steru nie uległ zmianie oraz uwzględniając zmianę odgięcia strug w obszarze usterzenia, wywołaną zmianą kąta natarcia (i współczynnika nośności c_z) płata, spowodowaną podmucha;

c) obciążenia wywołane wychyleniami steru spowodowanymi przez pilota w celu nadania samolotowi przyspieszeń i prędkości kątowych dokoła osi poprzecznej. Obciążenia te dodaje się do obciążeń potrzebnych do utrzymania równowagi momentów w ustalonym locie prostoliniowym ($m = 1$) lub krzywoliniowym ($m > 1$), założonym jako stan wyjściowy.

Rozpatrzyć należy wszystkie możliwe położenia środka ciężkości samolotu i odpowiadające im ciężary całkowite.

Warunki powyższe pozwalają przede wszystkim określić całkowite siły działające na usterzenie poziome (statecznik i ster wysokości łącznie). Siły potrzebne do równowagi momentów zależą od położenia środka ciężkości samolotu oraz od jego ciężaru całkowitego. Natomiast przyrosty sił wywołane burzliwą atmosferą praktycznie od tych wielkości nie zależą. Siły wywołujące sterowane przyspieszenie kątowe, których wartość maksymalną przyjmujemy zwykle według wzorów empirycznych, uzależniających ich wielkość od prędkości samolotu i przyjętego współczynnika obciążenia dopuszczalnego (m_A), są zależne zarówno od położenia środka ciężkości, jak i ciężaru całkowitego samolotu, ponieważ od tych wielkości zależy ramię działania siły i moment bezwładności samolotu, jednakże wpływ ten jest niewielki.

Dane wyjściowe

Dla znalezienia całkowitych obciążeń usterzenia poziomego, potrzebnych do równowagi, niezbędne jest uprzednie ustalenie krzywej obciążeń sterowanych i krzywej obciążeń w burzliwej atmosferze [$m = f(v)$] lub [$m = f(c_z)$] oraz krzywych momentów samolotu bez usterzenia względem środków ciężkości [$c_{m\ b.u.} = f(c_z)$], mogących występować w czasie użytkowania samolotu przy różnych jego załadowaniach. W razie potrzeby uwzględnić należy wpływ momentów sił wywołanych działaniem zespołu napędowego.

Dla obliczenia przyrostów sił wywołanych burzliwością atmosfery należy dodatkowo znać charakterystyczny współczynnik usterzenia poziomego $a_1 = \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H}$ oraz współczynnik zmienności odgięcia strug za płatem $\frac{de}{d\alpha}$, albo krzywe momentów całego samolotu (z usterzeniem) $c_m = f(c_z)$ dla różnych wychyleń steru wysokości.

Przyrosty siły, wywołujące sterowany obrót samolotem, obliczone są zwykle z empirycznie założonych przyspieszeń kątowych, jakich spodziewać się należy przy różnych prędkościach i różnych obciążeniach dla samolotu danej kategorii wytrzymałościowej.

Przypadki wymiarujące

Dla większości obecnie budowanych samolotów największe siły całkowite na usterzeniu zachodzą w czasie lotu w burzliwej atmosferze lub przy gwałtownym sterowaniu, gdyż w tych przypadkach zdarza się, że wychylenie steru oraz kąt natarcia statecznika mają te same znaki. Na przykład przy dużym kącie natarcia samolotu (punkt A krzywej obciążeń), a więc i statecznika, trzeba wychylić ster ku dołowi dla wywołania momentów pochylających i przejścia na mniejszy kąt natarcia, albo w locie ustalonym prostoliniowym z dość dużą prędkością, gdy wychylenie steru potrzebne do utrzymania równowagi momentów jest bardzo niewielkie lub zerowe, nastąpi podmuch zwiększający znacznie kąt natarcia samolotu i usterzenia itp.

Natomiast w warunkach równowagi momentów na ogół ster jest wychylony w kierunku zmniejszającym nośność usterzenia, wynikającą z kąta natarcia statecznika: dla samolotów statecznych (a zasadniczo tylko takie są w użyciu) dla utrzymania samolotu na dużym kącie natarcia ster musi być mocno wychylony w górę, zaś dla utrzymania w locie nurkowym (kąty natarcia płata bliskie zera, a statecznika ujemne) ster trzeba wychylać lekko w dół, wreszcie dla osiągnięcia równowagi w locie odwróconym na dużym ujemnym kącie natarcia ster trzeba wychylić w stosunku do samolotu mocno w dół.

Naturalnie te przeciwstawne działania steru i statecznika powodują, że siły całkowite, występujące w tych przypadkach, są na ogół mniejsze niż przy gwałtownym sterowaniu lub burzliwej atmosferze i dlatego łatwo można przeoczyć, że **pomimo niewielkich całkowitych obciążeń i często niewielkich momentów zginających całość usterzenia, mogą wystąpić przeciwnie skierowane obciążenia steru i statecznika nawet większe niż w przypadkach zgodnego ich skierowania, wywołujące wysokie naprężenia wewnątrz steru i statecznika oraz na łączących je zawiasach, a przede wszystkim silne skręcanie statecznika.**

Największe siły na usterzeniu, potrzebne do równowagi, otrzymuje się zwykle przy locie z dopuszczalną prędkością nurkowania w okolicy $c_z = 0$ (lub przy niewielkim ujemnym c_z , jeżeli taki punkt przewidziano na krzywej obciążeń sterowanych). W tym przypadku moment samolotu bez usterzenia względem środka ciężkości jest równy (dla $c_z = 0$) lub prawie równy (niewielkie c_z) momentowi względem środka aerodynamicznego. Współczynnik tego momentu (c_{m0}) jest dość czuły na niewielkie nawet zniekształcenie profilu, ustawienie lotek z odchyleniem od teoretycznego kształtu profilu, wpływ kadłuba itp. Dlatego często w obliczeniach samolotu, który charakteryzuje się niską wartością c_{m0} , powiększa się ten współczynnik arbitralnie (na przykład według zaleceń BCAR do 0,025 dla samolotów bez gondol na skrzydłach i do 0,03 przy umieszczeniu gondol na skrzydłach; przed wojną stosowano w Polsce jako minimalną wartość $c_{m0} = 0,05$).

To powiększenie współczynnika zwiększa oczywiście siłę na usterzeniu potrzebną do równowagi, a tym samym zwiększa obciążenia w zamocowaniu usterzeń oraz obciążenia kadłuba lub belek łączących usterzenia z płatem, dla tych więc elementów bezpieczeństwo jest zapewnione. Przypatrując się jednak rozkładowi obciążeń na statecznik i ster stwierdza się, że na ogół w locie nurkowym statecznik jest obciążony z góry na dół, lecz siła ta jest większa od potrzebnej do równowagi i wychylenie steru ku dołowi daje zmniejszenie tej siły przy jednoczesnym obciążeniu steru z dołu do góry. Jeżeli w tych warunkach założy się wzrost bezwzględnej wartości współczynnika c_{m0} (prawie zawsze jest on ujemny), to potrzebny wzrost siły na usterzeniu musi do zmniejszenia wychylenia steru ku dołowi. Zwiększy to nieznacznie siły na stateczniku, a sporo zmniejszy przeciwnie skierowane obciążenia na sterze. W rezultacie otrzymuje się nieraz znaczne zmniejszenie skręcania usterzenia i obciążenia steru. Jak widać stąd, zalecenie arbitralnego powiększania współczynnika momentu samolotu bez usterzenia (c_{m0}) należy stosować bardzo ostrożnie, ponieważ może ono prowadzić do niebezpiecznego niedocenicenia obciążeń działających na poszczególne części składowe konstrukcji usterzenia.

Przy bardzo tylnym położeniu środka ciężkości samolotu można spotkać na usterzeniu największe siły potrzebne do równowagi przy dużym kącie natarcia ($c_z\ max$) i prędkości v_A . Ale zwykle nie spotyka się wtedy dużych obciążeń steru i dużych momentów skręcających.

Wyznaczanie obciążeń usterzenia przy równowadze momentów podłużnych

Dla szeregu punktów krzywej obciążeń sterowanych (dane c_z , v , m) znajduje się siły na usterzeniu potrzebne do równowagi momentów, posługując się krzywą współczynników momentów samolotu bez usterzenia poziomego względem środka ciężkości w funkcji współczynnika nośności (lub kąta natarcia) samolotu, wziętymi najlepiej z biegunowej równowagi. Oczywiście, rachunek ten należy przeprowadzić dla różnych przewidzianych środków ciężkości i ciężarów całkowitych samolotu.

Oprócz sił należy wyznaczyć kąty natarcia statecznika α_H oraz wychylenia steru β_H . We wstępnej fazie projektowania można się tu posłużyć tylko obliczeniem

$$\alpha_H = \alpha - \Theta - \varepsilon$$

oraz takim doбором kąta β_H , aby nośność usterzenia

$$P_H = (a_1 \alpha_H + a_2 \beta_H) S_H \frac{\rho}{2} v_H^2$$

była równa sile potrzebnej do równowagi.

Wyznaczenie kąta ε metodami znanymi z mechaniki lotu jest na ogół mało dokładne ze względu na trudny do określenia wpływ kadłuba, zmiany konfiguracji płata (opuszczenie kłap, otwarcie szczelin itp.), wpływ gondol silnikowych, a głównie wpływ strumienia zaśmigłowego lub wpływu gazu z silnika odrzutowego.

Współczynniki a_1 i a_2 dają się wyznaczyć rachunkowo z dość dużą dokładnością. Dobrą metodę podaje publikacja Royal Aeronautical Society, Data Sheets, Wings 01.01.01, Wings 01.01.04, Wings 01.01.05, Controls 01.01.03, Controls 01.01.04, Controls 01.01.06. Podane tam wykresy pozwalają określić wpływ liczby Reynoldsa, liczby Macha, punktu przejścia przepływu laminarnego w burzliwy, grubości profilu, kąta splywu profilu, wydłużenia usterzenia, kąta skosu, zbieżności obrysu, wycięć, szczelin między sterem i statecznikiem, kształtu i wielkości wyważenia aerodynamicznego, stosunku powierzchni steru i statecznika.

Oczywiście, bezpośredni pomiar w tunelu aerodynamicznym charakterystyk zastosowanego usterzenia da większą dokładność. Pomiar w tunelu współczynników momentów całego samolotu przy różnych wychyleniach steru pozwala na jeszcze większą dokładność rachunków, gdyż w tym wypadku znamy bezpośrednio kąty β_H potrzebne do utrzymania równowagi przy różnych kątach natarcia. Znając całkowitą siłę na usterzeniu, potrzebną do równowagi z krzywej momentu samolotu bez usterzenia oraz współczynniki a_1 i a_2 , można obliczyć α_H bez posługiwania się kątem odgięcia strug ε . Błędy mogą tu być spowodowane małą skalą modelu oraz brakiem lub niedokładnym odtworzeniem strumienia zaśmigłowego lub strumienia siłników odrzutowych.

Jak widać, zależnie od rozporządzalnych danych wyjściowych i zastosowanych metod obliczeń, różne mogą być pośrednie wielkości pozwalające w rezultacie określić wielkości i rozkład obciążeń na poszczególnych częściach usterzenia. Sprowadzają się one jednak zawsze do możliwości oznaczenia całkowitej siły na usterzeniu, potrzebnej do utrzymania równowagi momentów w rozpatrywanym przypadku lotu, oraz do różnicy między tą siłą a siłą, jaka wystąpiłaby w analogicznych warunkach, gdyby ster był niewychylony. Tę różnicę nazywa się również przyrostem siły na usterzeniu spowodowanym wychyleniem steru.

Zgodność obliczeń z rzeczywistością sprawdza się na gotowym samolocie przez pomiar kątów wychylenia steru β_H potrzebnych do utrzymania samolotu w jednostajnym prostoliniowym locie przy szeregu prędkości. Przeprowadzenie tych pomiarów przy kilku położeniach środka ciężkości pozwala na wyznaczenie a_2 , zaś przy kilku kątach zaklinowania statecznika pozwala na wyznaczenie a_1 .

Zwrócić należy uwagę, że przesunięcie środka ciężkości samolotu ku przodowi zwiększa stateczność, a więc powoduje większe wychylenia steru ku górze dla utrzymania równowagi przy dużych dodatnich kątach natarcia i większe wychylenia ku dołowi przy dużych ujemnych kątach, powodując pewien wzrost obciążenia steru i momentu skręcającego. Natomiast w okolicy nośności zerowej, gdzie nieraz momenty skręcające są największe, wychylenia steru, a więc i obciążenia, nie zależą od położenia środka ciężkości.

Zwiększanie sklinowania statecznika z płatem (przy stateczniku przestawnym na ziemi lub w locie), to znaczy zmniejszanie kąta natarcia statecznika przy danym kącie natarcia płata powoduje konieczność jednoczesnego wychylenia steru ku dołowi (dla zachowania na usterzeniu tej samej siły wynikającej z warunku równowagi momentów). W tym wypadku dla dużych dodatnich kątów natarcia potrzebne jest mniejsze wychylenie steru ku górze, a więc rozkład obciążenia jest korzystniejszy (mniejsze skręcanie). Natomiast przy przejściu na mniejsze kąty natarcia już wcześniej zajmą ujemne kąty natarcia statecznika i wychylenie steru ku dołowi, a przy ujemnych współczynnikach nośności (lot odwrócony) duże sklinowanie będzie wymagało

znacznych wychyleń steru do dołu (względem samolotu) dla zachowania równowagi momentów. Oczywiście, wpływa to niekorzystnie na rozkład obciążeń, zwiększając moment skręcający usterzenie, zwłaszcza że zachodzi to w zakresie małych kątów natarcia, przy których samolot może osiągać bardzo wielkie prędkości, aż do dopuszczalnej prędkości nurkowania włącznie. Jest to zakres, w którym często zachodzi maksymalne skręcanie usterzenia.

Wyznaczanie momentu profilu z wychylonym sterem

Współczynnik momentu aerodynamicznego profilu usterzenia, złożonego ze statecznika i wychylonego pod pewnym kątem steru, jest podstawową wielkością potrzebną do wyznaczenia położenia wypadkowej siły aerodynamicznej na cięciwie usterzenia, a w dalszym ciągu rozkładu ciśnień wzdłuż cięciwy.

Prosty sposób wyznaczenia tego współczynnika podają K. D. Wood w Aerodynamice Technicznej (Wydanie 1947 r., str. 326) oraz Fr. Janik w Zeszytach Instytutu Lotnictwa (1957 r. Rok III, nr 4, str. 12) (w tekście tego ostatniego wydawnictwa jest omyłka: wykres przedstawia pochodną momentu odniesionego do $1/4$ cięciwy, a nie krawędzi natarcia). Publikacje te podają pochodną (m_o) współczynnika momentu aerodynamicznego odniesionego do $1/4$ cięciwy usterzenia względem wychylenia steru w zależności od stosunku cięciwy steru (za osią obrotu) do całkowitej cięciwy usterzenia:

$$m_o = \frac{dc_{mH}}{d\beta_H} = f\left(\frac{c_f}{c}\right)$$

Zakładając liniową zależność między wychyleniem steru a współczynnikiem momentu, przyrost tego ostatniego na skutek wychylenia steru wyznacza się z prostej zależności:

$$\Delta c_{mH} = m_o \beta_H$$

oczywiście dla znanego wychylenia steru.

Dane Janika i Wooda odnoszą się do bliżej nieokreślonych najczęściej spotykanych kształtów profilu, liczby Reynoldsa, dla niewielkich liczb Macha i nie pozwalają na uwzględnienie zmienności tych wielkości.

Dokładniejsze wielkości pochodnej m_o znaleźć można w publikacji Royal Aeronautical Society Data Sheets, Controls 08.01.01, gdzie podano szereg krzywych $m_{oT} = f\left(\frac{c_f}{c}\right)$

dla profili różnej grubości. Dla otrzymania pochodnej m_o odczytaną wielkość m_{oT} przemnaża się przez współczynnik poprawkowy uwzględniający kąt splywu profilu, liczbę Reynoldsa, położenie punktu przejścia i liczbę Macha, posługując się wykresami Controls 01.01.03, Wings 01.01.05 i metodą uwzględnienia liczby Macha podaną na arkuszu Wings 01.01.01. Zarówno pomiary, jak i rozważania teoretyczne wskazują, że wielkość m_o jest niezależna od wydłużenia usterzenia dla wydłużeń większych od 4.

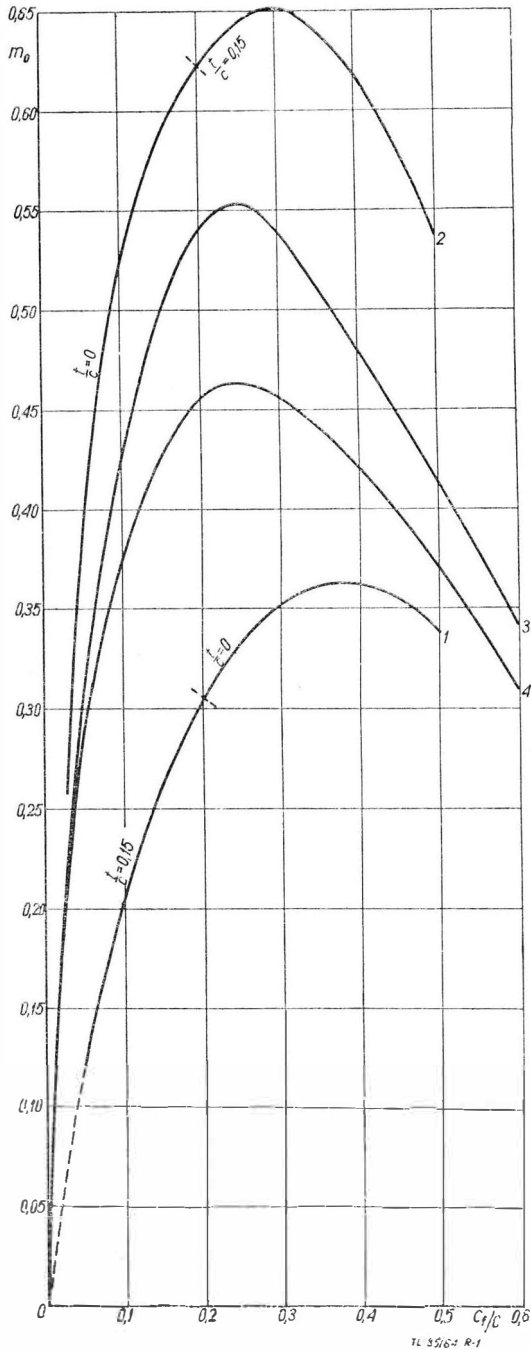
Ponieważ kąt wychylenia steru, potrzebny do otrzymania wymaganego c_{2H} , zależy od skuteczności steru a_2 , ta zaś wielkość zależy znowu w znacznej mierze od wielkości szczeliny między sterem i statecznikiem, wielkości i kształtu wyważenia aerodynamicznego, zbieżności obrysu usterzenia i wycięć w sterze, wpływają więc one wszystkie poważnie na wielkość momentu aerodynamicznego usterzenia. Wpływ ich może być uwzględniony metodami podanymi w Data Sheets.

Wartości m_o , obliczone według Data Sheets dla dość skrajnie przyjętych grubości profilu, kątów splywu, liczb Reynoldsa i punktów przejścia i ich kombinacji dających największe i najmniejsze wartości podano na rys. 1, w zależności od stosunku cięciwy steru C_1 (za osią obrotu) do cięciwy usterzenia C . Jak widać, wpływ warunków przepływu i kształtu profilu jest duży. Na tym samym wykresie naniesiono krzywe według danych Janika i Wooda (te ostatnie zaczerpnięte z NACA Tech. Rep. 721). Leżą one w pobliżu średnich wartości podanych w Data Sheets, więc odnoszą się do przypadków najczęściej spotykanych.

Zwrócić należy uwagę, że podana powyżej metoda wyznaczenia współczynnika momentu usterzenia z wychylonym sterem może być stosowana tylko dla niewielkich wychyleń steru w granicach liniowej zależności między współczynnikami aerodynamicznymi i kątami wychylenia (w przybliżeniu do około 15° przy kątach natarcia statecz-

nika dalekich od krytycznego). Jest to zakres na ogół wystarczający dla obliczenia współczynnika momentu usterzenia w lotach z dużymi prędkościami i niewielkimi współczynnikami nośności samolotu.

Natomiast przy obliczaniu momentów usterzenia z mocno wychylonym sterem (ponad 20°) otrzymuje się wyniki znacznie zawyżone, nieraz ponad dwukrotnie. Zwłaszcza przy obliczaniu obciążeń usterzenia pionowego, które często posiada małe wydłużenie (poniżej 4) i przy wydłużeniach wymiarujących zachodzą duże wychylenia steru (około 30°), przyjęcie a_2 i m_0 według wyżej podanych źródeł jako stałego w całym zakresie wychyleń spowoduje kilkakrotne przewymiarowanie.



Rys. 1

Przy większych wychyleniach steru można posłużyć się metodą podaną w Aerodynamice Samolotu (wydanie 1957 r. str. 251) przez J. W. Ostosławskiego i w Royal Aeronautical Society Data Sheets Flaps 08.01.01. W publikacjach tych podano zależności między stosunkiem całkowitego przyrostu momentu do całkowitego przyrostu siły nośnej usterzenia wywołanych wychyleniem steru z zerowego położenia (niezależnie od kąta wychylenia, jaki był potrzebny dla otrzy-

mania tego przyrostu nośności), a stosunkiem ciężkości steru do ciężkości usterzenia:

$$\frac{\Delta c_{mH}}{\Delta c_{zH}} = f \left(\frac{c_f}{c} \right)$$

Niepotrzebna jest wtedy znajomość kąta wychylenia steru i współczynnika a_2 , ale wystarczy znaleźć z warunków równowagi momentów samolotu różnicę między współczynnikiem siły nośnej usterzenia potrzebnej do równowagi a współczynnikiem siły, jaka działałaby na usterzenie w tych samych warunkach, ale ze sterem niewychylonym (Δc_{zH}). Współczynnik siły na usterzeniu ze sterem niewychylonym wyznacza się z wyników tunelowych pomiarów momentów samolotu bez usterzenia i z usterzeniem z niewychylonym sterem, albo z kąta natarcia usterzenia i współczynnika a_1 .

Jednak w metodzie tej nie podano poprawek umożliwiających uwzględnienie wpływu liczby Reynoldsa, liczby Macha, kształtu profilu, szczeliny między sterem i statecznikiem, wielkości i kształtu wyważenia aerodynamicznego i wycięć w sterze, co można było uwzględnić w metodzie poprzedniej.

Wartości liczbowe podane przez Ostosławskiego i na arkuszu Flaps 08.01.01 przeznaczone są przede wszystkim do obliczania momentów płatów z wychylonymi klapami. W związku z tym Ostosławski podaje metodę obliczenia przyrostu c_z w zależności od kąta wychylenia kłapy o różnych szerokościach względnych, zaś Data Sheets zalecają posługiwanie się wykresami z arkusza Flaps 01.01.08 podającymi tę samą zależność. Jednak wartości te dają również dla usterzeń dość dokładne wyniki, oczywiście po przyjęciu właściwej wielkości przyrostu współczynnika nośności. Trzeba przy tym pamiętać, że Δc_{zH} jest zależne od wydłużenia, natomiast Δc_{mH} jest praktycznie niezależne, a więc

podane wartości $\frac{\Delta c_{mH}}{\Delta c_{zH}}$ odnoszą się do określonego wydłużenia.

Ostosławski przyjął wydłużenie, dla którego a_1 wynosi 0,075, w Data Sheets przyjęto prawie to samo, mianowicie wydłużenie 6. Dlatego, posługując się wykresami z Data Sheets do obliczenia współczynnika momentu usterzenia (płata) o innym wydłużeniu, należy obliczyć, jakie byłoby przyrosty $(\Delta c_{zH})_6$ dla usterzenia o wydłużeniu 6 przy tym samym kącie wychylenia steru (kłapy), jaki jest potrzebny na rozpatrywanym usterzeniu dla uzyskania przyrostu współczynnika nośności o Δc_{zH} . Zakładając dla obu wydłużeń ten sam charakter (analogiczną nieliniowość) zależności współczynnika nośności od kąta wychylenia steru, stosuje się wzór:

$$(\Delta c_{zH})_6 = \Delta c_{zH} \frac{(a_2)_6}{a_2}$$

Obliczenie stosunku $\frac{(a_2)_6}{a_2}$ można wykonać np. według Data Sheets Controls 01.01.06 i Wings 01.01.01. Tym obliczonym $(\Delta c_{zH})_6$ należy się posłużyć przy obliczaniu Δc_{mH} . Analogicznie należy postąpić przy posługiwaniu się danymi Ostosławskiego.

Przeoczono to w wydanych przez Instytut Lotnictwa Przepisach Budowy Sprzętu Lotniczego, Część G — Szybowce, Dział 3 — Wymagania Wytrzymałościowe, komentarz do rozdziału 3.3, str. 348 nie podając, że wykres na stronie 349 jest sporządzony tylko dla wydłużenia 6. Również nie są to wartości pochodnych $\frac{dc_m}{dc_z}$, ale stosunki całkowitych

przyrostów $\frac{\Delta c_{mH}}{(\Delta c_{zH})_6}$ liczonych od niewychylonego położenia steru (kłapy).

Dla liniowej części charakterystyki profilu zachodzi tożsamościowa równość:

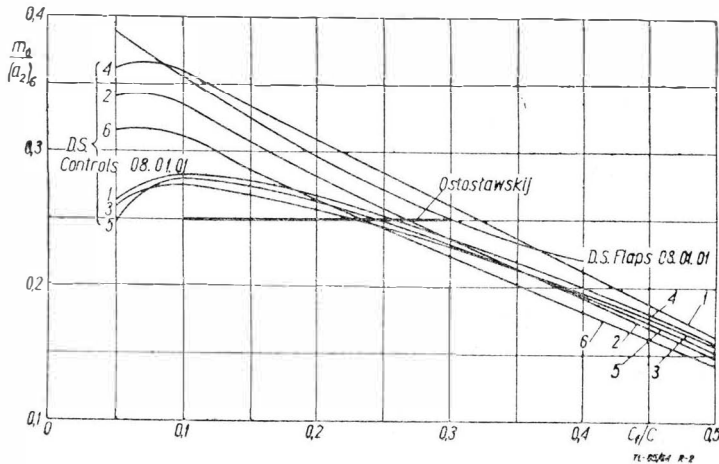
$$\frac{\Delta c_{mH}}{(\Delta c_{zH})_6} = \frac{m_0}{(a_2)_6}$$

Można więc dla określonych geometrii profili i warunków przepływu obliczyć te stosunki posługując się Data Sheets Controls 08.01.01, Wings 01.01.05, Wings 01.01.01,

Tabela 1

Profile grubości 12%; przepływ nieściśliwy; ster bez wyważenia; szczelina zamknięta; obrys usterzenia prostokątny

Nr krzywej na rys. 1	Profil NACA	R	$\text{tg} \frac{\tau}{2}$	Punkt przejścia	$\frac{(a_1)_o}{(a_1)_{oT}}$	$(a_1)_o$
1	0012	10°	0,132	kraw. nat.	0,760	5,23
2	0012	10°	0,132	0,5 cięciwy	0,900	6,19
3	16012	10°	0,238	kraw. nat.	0,646	4,46
4	16012	10°	0,238	0,5 cięciwy	0,809	5,58
5	631-012	10°	0,073	kraw. nat.	0,822	5,65
6	631-012	10°	0,073	0,5 cięciwy	0,934	6,41



Rys. 2

Controls 01.01.06 i Controls 01.01.03. Przeliczenia wykonano dla profili i przepływów podanych w tabeli 1, tak dobranych, żeby otrzymać możliwie skrajne wielkości. Wyniki

przedstawiono w postaci $\frac{m_o}{(a_2)_0} = f\left(\frac{c_f}{c}\right)$ na rys. 2, na który również naniesiono dane odczytane z Data Sheets Flaps 08.01.01 oraz podane przez Ostosławskiego $\left(\frac{\Delta c_{mH}}{\Delta c_z} = 0,25\right)$

w zakresie od $\frac{c_f}{c} = 0,1$ do $\frac{c_f}{c} = 0,3$. Jak widać, wyniki obliczeń wg Flaps 08.01.01 znajdują się na górnej granicy wielkości obliczeniowych dla różnych profili wg Controls 08.01.01, a więc po stronie bezpiecznej. Natomiast dane Ostosławskiego w wielu wypadkach mogą dać obciążenie zbyt małe. Przeliczenie dla profili o grubości względnej 15% daje wyniki analogiczne. Wprowadzenie poprawki na zbieżność obrysu budzi poważne wątpliwości, gdyż współczynnik korekcyjny podany w Flaps 08.01.01 wskazuje na wzrost przyrostu momentu ze wzrostem zbieżności, natomiast posługując się wykresem Controls 08.01.01 stwierdza się niezależność m_o od zbieżności, zaś $(a_2)_0$ (Controls 01.01.06 i Wings 01.01.01) wzrasta ze wzrostem zbieżności w zakresie od 1 do 4, gdyż w tym zakresie maleje współczynnik Glauerta τ . W rezultacie otrzymuje się zmniejszenie przyrostu momentu, a więc przeciwny wynik, niż z Flaps 08.01.01. Należy jeszcze przestrzec przed ekstrapolacją krzywych

$\frac{\Delta c_{mH}}{\Delta c_z}$ podanych w Flaps 08.01.01 poniżej $\frac{c_f}{c} = 0,05$ i powy-

żej 0,4, gdyż dla $\frac{c_f}{c}$ dążącego do jedności, $\frac{\Delta c_{mH}}{\Delta c_z}$ powinno

dążyć do zera, a podane krzywe nie mają tej tendencji bez załamania lub przegięcia.

Oczywiście, wszystkie te trudności i niepewności co do dokładności wyników odpadają, jeśli rozporządza się prawidłowymi pomiarami z tunelu aerodynamicznego, wykonanymi dla zastosowanego profilu usterzenia z ruchomym sterem oraz całego usterzenia o przyjętej zbieżności. Niestety w literaturze spotyka się mało danych z pomiarów usterzeń podających pełną charakterystykę przy różnych wychyleniach steru (tzn. współczynniki nośności, oporu, momentu i momentu zawiasowego).

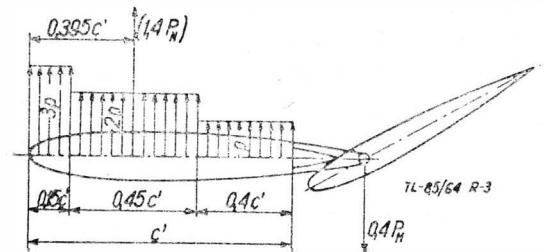
Wyznaczanie rozkładu ciśnień wzdłuż profilu usterzenia

Wielkości c_m i c_z usterzenia, znalezione np. jednym z wyżej podanych sposobów, pozwalają na wyznaczenie momentów zginających i skręcających konstrukcję statecznika przy założeniu ciągłości przyłożonych do niego obciążeń. Ponieważ jednak ster na ogół nie bywa zawieszony wzdłuż całej swej krawędzi, a tylko na kilku punktach (zawiasach), a jego momenty względem osi obrotu są przenoszone przez mechanizmy sterowe lub zrównoważone klapką wyważającą, trzeba wyznaczyć oddzielnie obciążenia aerodynamiczne statecznika i steru oraz siły na zawiasach. Można to wykonać znając rozkład ciśnień wzdłuż cięciwy usterzenia lub rozporządzając pełną charakterystyką aerodynamiczną statecznika w obecności steru i steru w obecności statecznika, otrzymanymi z pomiarów tunelowych.

Wystarczającą dokładność daje zlinearyzowany rozkład ciśnień podany w Zeszytach Instytutu Lotnictwa nr 4, rok III, 1957 r., str. 14 do 16. Do obliczenia tego rozkładu ciśnień potrzebne są tylko współczynnik siły normalnej c_n (zastępowany zwykle przez c_z) i współczynnik momentu aerodynamicznego c_m . Metodę tę podano również w Przepisach Budowy Sprzętu Lotniczego. Część G — Szybowce, Dział 3 — Wymagania Wytrzymałościowe, komentarz do rozdziału 3.3, punkty 1.1 do 1.4, str. 336 do 339. Tak wyznaczony rozkład ciśnień pozwala wyznaczyć oddzielnie obciążenie aerodynamiczne statecznika, steru i zawias. Nie można się nim jednak posłużyć do wyznaczenia momentu zawiasowego steru, gdyż nie uwzględnia on wzrostu ciśnień na nosku steru związanych ze szczeliną i wyważeniem aerodynamicznym.

Dotychczas często dla obciążeń usterzenia potrzebnych do równowagi przyjmowano schematyczny rozkład obciążeń (rys. 3) podany w przepisach amerykańskich (Civil Aeronautics Manual 3. Airplane Airworthiness; Normal, Utility, and Acrobatic Categories, Federal Aviation Agency, November 1, 1959, punkt 3.215, str. 37 i rys. 3—7 str. 36), a stamtąd w skrypcie prof. Fr. Misztala Założenia Konstrukcyjne i Obliczenia w Budowie Samolotów, część II, Dział D, str. D.109, Schemat C i str. D.110, rys. D.35.

Założenie takiego rozkładu daje w wielu przypadkach wyniki zdecydowanie błędne, np. dla przypadku lotu ze sterem niewychylonym i dość dużej sile na usterzeniu potrzebnej do równowagi (wynikającej z kąta natarcia usterzenia) otrzyma się dość duży moment skręcający, gdy w rzeczywistości dla profilu symetrycznego względem środka aerodynamicznego jest on równy zero. Na odwrót dla



Rys. 3

lotu nurkowego w wypadku niezbyt dużych momentów samolotu bez usterzenia względem środka ciężkości otrzyma się niewielkie siły i momenty skręcające na usterzeniu, gdy w rzeczywistości małe siły na usterzeniu wymagają znacznej siły na sterze, przeciwnie do siły na stateczniku, a więc są duże momenty skręcające. Zmiana profilu płata na profil o mniejszym c_{m0} da mniejsze siły na usterzeniu i rachunkowo wypadną mniejsze momenty skręcające, gdy w rzeczywistości niezbędne przeciwne wychylenie steru zwiększy te momenty. Jak widać ten arbitralnie założony rozkład obciążeń jest odpowiedni tylko dla bardzo wąskiego zakresu układów samolotu o stosunkowo niewielkiej stateczności i wynikających stąd małych wychyleń steru potrzebnych do równowagi oraz o dość dużych momentach płata wymagających znacznych sił na usterzeniu w okolicy lotu nurkowego, lub dla niezbyt szybkich samolotów akrobacyjnych, gdzie wszystkie części usterzenia są zwymiarowane gwałtownym sterowaniem, a nie obciążeniami w locie nurkowym, niewłaściwe przyjęcie rozkładu

ciśnien dla obciążeń wynikających z równowagi momentów nie ma wpływu na zwymiarowanie konstrukcji usterzenia.

Natomiast dla szybkich samolotów komunikacyjnych o dużej stateczności, a stosunkowo małej sterowności i zwrotności wymiarujące obciążenia przynajmniej niektórych części konstrukcji usterzenia występują w czasie ustalonego lotu z dopuszczalną prędkością nurkowania i błędne przyjęcie rozkładu ciśnień może spowodować nawet kilkukrotne niedowymiarowanie konstrukcji. Zresztą później opracowane amerykańskie przepisy budowy samolotów komunikacyjnych już nie zawierają tego schematu rozkładu ciśnień.

Obliczenie momentu względem osi środków aerodynamicznych skręcającego usterzenie poziome w locie nurkowym przy $c_z = 0$, zakładające dla samolotu bez usterzenia $c_{m,u} = -0,033$, kąt sklinowania usterzenia 5° oraz typowy układ samolotu i przeciętne spotykane stosunki wielkości

powierzchni i wymiarów liniowych dało następujące wyniki w zależności od metody rachunku:

Data Sheets Controls 03.01.01 i zlinearyzowany rozkład ciśnień $c_{mH} = -0,070$.

Data Sheets Flaps 03.01.01 i zlinearyzowany rozkład ciśnień $c_{mH} = -0,073$.

Rozkład ciśnień według przepisów amerykańskich $c_{mH} = -0,010$.

LITERATURA

1. Air Registration Board, British Civil Airworthiness Requirements, Section F: Aeroplanes, Issue 4, 16-th March, 1959 r.
2. Royal Aeronautical Society, Data Sheets, Aerodynamics, Vol. 2 i Vol. 3, 1962 r.
3. I. W. Ostosławskij — Aerodynamika Samolota, Moskwa 1957 r.
4. K. D. Wood — Technical Aerodynamics, 1947 r.
5. Fr. Javik — Charakterystyka profilów załamanych. Zeszyty Instytutu Lotnictwa nr 4, 1957 r.
6. Instytut Lotnictwa, Przepisy Budowy Sprzętu Lotniczego, Część G — Szybowce, dział 3 — Wymagania wytrzymałościowe, 1959 r.

Mgr inż. JERZY NIKOL

Zasady pracy i doboru śmigieł i wirników dla aparatów pionowego startu i lądowania

W artykule podano teoretyczne podstawy obliczania ciągu statycznego śmigieł konwencjonalnych, śmigieł osłoniętych i dmuchaw skrzydłowych, służących do wytwarzania ciągu w aparatach pionowego startu i lądowania. Wyprowadzone wzory praktyczne ilustrowane są przykładami. Omówiono przyczyny ograniczenia prędkości śmigłowców i możliwość zwiększenia jej dzięki wirnikowi pomysłu Derschmidta.

Niektóre oznaczenia

- A m² — powierzchnia tarczy aktuatora,
 A_s m² — powierzchnia przekroju prostopadła do osi strumienia i leżąca w pewnej odległości za tarczą aktuatora,
 FM — współczynnik sprawności ciągu statycznego,
 N KM — moc silnika,
 P kGm/sek — moc,
 V m/sek — prędkość powietrza,
 V_s m/sek — prędkość w przekroju A_s ,
 σ — stosunek gęstości powietrza na danej wysokości nad poziomem morza ρ do gęstości przy ziemi ρ_0 .

Niektóre określenia i skróty

aktuator — w teoriach dotyczących czy to śmigła, czy wirnika śmigłowcowego, czy też dmuchawy, używa się w literaturze światowej określenia aktuator (actuator — po angielsku),

dmuchawa — urządzenie lub aparat do wytwarzania wydatku powietrza, zwane też częścią wentylatorem, zwłaszcza w literaturze angielskiej (fan),

SVTOL — skrót angielskiego określenia na aparat stromej i pionowego startu i lądowania (Short and Vertical Take off and Land). Istnieje propozycja nazwy i skrótu po polsku — **AKSL, APSL**,

tarcza — tarcza śmigła, tarcza aktuatora — jest to powierzchnia koła o średnicy śmigła, aktuatora i leżąca w płaszczyźnie prostopadłej do ich osi obrotu (actuator disc — po angielsku).

Śmigła dla aparatów stromej i pionowego startu

Mimo zaistnienia w lotnictwie ery odrzutowej, śmigła lotnicze znajdują szerokie zastosowanie i są ciągle udoskonalane. Nowoczesne śmigła występują w kilku zasadniczych

dziedzinach lotnictwa, mianowicie w dziedzinie szybkościowej, w aparatach stromej i pionowego startu i lądowania oraz w dziedzinie pojazdów poduszkowych. Te ostatnie nie są dosłownie aparatami latającymi, lecz powstały dzięki technice lotniczej i w niedalekiej przyszłości przyczynią się do polepszenia własności aparatów stromej i pionowego startu.

W niniejszym artykule pominięto dziedzinę szybkościową. W dziedzinie samolotów oraz aparatów stromej i pionowego startu napęd odrzutowy bezpośredni, to znaczy nie-śmigłowy, posiada obecnie wybitne zastosowania, lecz przeważnie tylko w tych przypadkach, gdy przewiduje się, że samolot będzie posiadał nie tylko własności pionowego startu i lądowania, lecz również dużą prędkość wznoszenia oraz duże prędkości poziome. Tam jednak, gdzie cały obszar prędkości zawiera się w granicach prędkości małych i średnich, to znaczy od zera do kilkuset kilometrów na godzinę — śmigła i wirniki śmigłowcowe będą jeszcze długi czas napędem najbardziej racjonalnym, mimo szeregu własnych wad.

Studium wymagań dla przyszłych samolotów komunikacyjnych i wojskowych wykazuje niezbicie, że obok samolotów szybkich będą niezbędne samoloty i aparaty wybitnie ekonomiczne dla transportu dużych ładunków na duże odległości ze średnią prędkością. Jednocześnie powinny one oczywiście posiadać jak najlepsze własności stromej i pionowego startu i lądowania, aby mogły startować i lądować na lotniskach nie przygotowanych i o małych wymiarach. W tych wszystkich przypadkach śmigła, wirniki śmigłowcowe oraz dmuchawy skrzydłowe wykazują wybitne zalety.

Już obecnie dominującym silnikiem również i dla napędu śmigieł, wirników śmigłowcowych i dmuchaw skrzydłowych jest silnik turbinowy. Jedynie mniejsze samoloty i aparaty, jedno- i kilkuosobowe posiadają jeszcze silniki tłokowe.

Projekt i wykonanie nowoczesnego śmigła, czy też wirnika śmigłowcowego lub dmuchawy staje się sprawą coraz bardziej skomplikowaną, gdyż musi uwzględniać różne mechanizmy i regulatory wymagane dla optymalizacji pracy w różnych warunkach lotu, jak też dla współpracy z silnikiem turbinowym. Jednocześnie dąży się do tego, aby

zarówno łopatki, jak mechanizmy i regulatory posiadały jak najmniejszy ciężar i odznaczały się jak największą niezawodnością i długotrwałością. Sukcesy ubiegłych lat, okupione olbrzymim nakładem prac teoretycznych i doświadczalnych w tej dziedzinie, pozwalają wierzyć, że zostaną pomyślnie rozwiązane również i teraźniejsze problemy.

Obliczanie ciągu statycznego

Niezależnie od rodzaju aparatu łopatkowego, wytwarzającego ciąg, przeznaczanego dla samolotów i aparatów stromego i pionowego startu i lądowania, czy to będzie śmigło konwencjonalne, wirnik śmigłowcowy, czy też dmuchawa skrzydłowa, główna uwaga skoncentrowana jest na uzyskaniu maksymalnego ciągu statycznego, przypadającego na jednostkę mocy silnika napędzającego.

Ciąg statyczny śmigła powstaje na skutek przyspieszenia masy powietrza. Ciąg ten jest równy przyrostowi ilości ruchu, czyli iloczynowi wydatku masowego i przyrostu prędkości udzielonej wydatkowi masowemu.

Za pomocą rys. 1 można napisać:

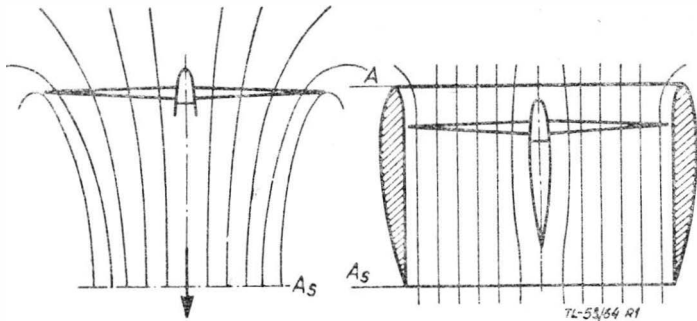
$$T = (\rho V A) \cdot V_s = \rho V A V_s \quad [1]$$

Moc jest to przyrost energii kinetycznej w ciągu sekundy, więc $P = \rho V A \frac{V_s^2}{2}$. Następnie, jeżeli założy się, że dla

przepływu nieściśliwego $\frac{V_s}{V} = \frac{A}{A_s}$ oraz zgodnie z teorią

i praktyką dla aktuatora w wolnym strumieniu $\frac{A}{A_s} = 2$ otrzyma się, że

$$T = (2 \rho \cdot A)^{\frac{1}{3}} \cdot P^{\frac{2}{3}} \quad [2]$$



Rys. 1. Schemat przepływu dla śmigła pracującego statycznie; w wolnym strumieniu i ostrogiętego

W warunkach rzeczywistych, przy uwzględnieniu strat energii na tarcie, wiry oraz turbulencję itd., moc pochłaniana przez aktuator jest większa od mocy idealnej. Stosunek tych dwóch mocy nazywa się sprawnością ciągu statycznego i oznacza się przez FM (po angielsku Figure of Merit). A zatem:

$$FM = \frac{P}{P_{rzecz.}} = \frac{\text{moc idealna}}{\text{moc rzeczywista}}$$

podstawiając:

$$\rho = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right) \rho_0 = \sigma \rho_0 = \sigma \cdot 0,125$$

$$A = \pi \frac{D^2}{4}$$

$P = P_{rzecz.} FM = N 75 FM$, otrzymuje się:

$$T = 10,45 (N FM D \sigma)^{\frac{2}{3}} \quad [3]$$

Wyrażenie to jest bardzo cenne dla szybkiego obliczania statycznego ciągu aktuatora, gdy dane są: średnica, moc silnika oraz warunki atmosfery. Wielkość współczynnika FM dobiera się na podstawie danych doświadczalnych. Analityczne wyznaczenie tego współczynnika okazało się nieopłacalne.

Doświadczalne wielkości współczynnika FM podawane są w zależności od powszechnie znanych współczynników w charakterystykach śmigłowców.

$$\text{Można napisać: } P_{rzecz.} = C_p \rho n^3 D^5$$

$$\text{ciąg } T_{rzecz.} = C_t \rho n^2 D^4$$

Z równania [2] na ciąg można napisać:

$$P = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{(2 \rho A)^{\frac{1}{2}}} \quad [4]$$

a zatem:

$$FM = \frac{P}{P_{rzecz.}} = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{(2 \rho A)^{\frac{1}{2}} C_p \rho n^3 D^5} = \frac{(C_t \rho n^2 D^4)^{\frac{3}{2}}}{(2 \rho A)^{\frac{1}{2}} C_p \rho n^3 D^5} = 0,8 \frac{C_t^{\frac{3}{2}}}{C_p} \quad [5]$$

Obliczone w ten sposób współczynniki FM dla ciągu statycznego podawane są na wykresach w funkcji współczynnika C_p i jednocześnie przynależnego kąta natarcia łopatki. Na rys. 2 podany jest jeden z takich wykresów dla śmigieł o specjalnie szerokich łopatkach. Współczynnik FM osiąga wielkość 0,8 lub 0,9. Należy starać się uzyskiwać te maksymalne wielkości przez dobranie odpowiedniego współczynnika C_p . Dla uproszczonych obliczeń służy następujący wzór, w którym uwzględnia się praktycznie właściwą liczbę Macha dla końca łopatki: biorąc pod uwagę, że $P = N 75 = C_p \rho n^3 D^5$

prędkość końcowa łopatki $V_k = \pi n D$,

liczba Macha końca łop. $M_k = \frac{\pi n D}{a}$

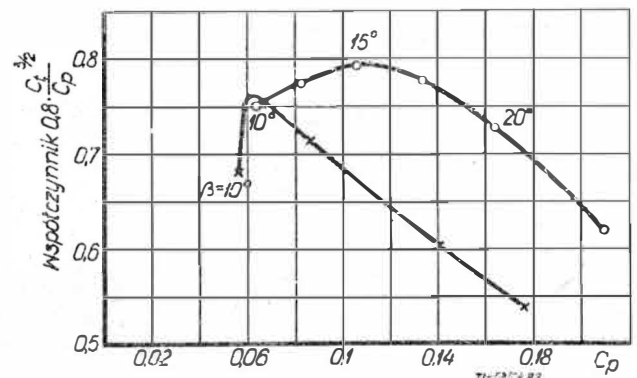
prędkość normalna dźwięku przy ziemi $a = 340 \frac{m}{sek}$

masa właściwa powietrza przy ziemi $\rho = 0,125$, otrzymuje się

$$C_p = \frac{N 0,000475}{M_k^3 D^2} \quad [6]$$

Ze względów praktycznych liczbę M_k przyjmuje się 0,8. Również można ustalić prosty wzór dla obliczenia obrotów śmigła mając ustaloną jego średnicę, mianowicie:

$$n = \frac{5200}{D} \quad [7]$$



Rys. 2. Wykresy FM w funkcji C_p dla śmigieł o szerokich łopatkach

Wstawiając ustalone wielkości na M_k oraz D można zobaczyć, że dla danych warunków atmosfery — C_p zależy jedynie od mocy silnika oraz od liczby obrotów śmigła.

Aby dobrać odpowiednie śmigło dla SVTOL, należy dysponować nie jednym wykresem, lecz pewnym kompletem wykresów współczynnika FM w zależności od C_p , dla kilku rodzajów śmigieł o różnej ilości i szerokości łopatek.

Przykład uproszczonego obliczenia statycznego ciągu śmigła (nieosłoniętego)

Dane są:

- 1) moc silnika — 1000 KM,
- 2) średnica śmigła dobrana z uwzględnieniem odległości osi śmigła od ziemi, ilości obrotów itd. 3050 mm,
- 3) atmosfera standard przy ziemi: $\sigma = 1$.

Rozwiązanie:

1. Przyjmując liczbę Macha do końca łopatki $M_k = 0,8$, oblicza się C_p korzystając z równania [6], mianowicie:

$$C_p = \frac{N \cdot 0,000475}{M_k^3 D^2} = \frac{1000 \cdot 0,000475}{0,8^3 \cdot 3,05^2} = 0,10$$

Posługując się na przykład wykresem na rys. 2 widać, że lepsze byłoby śmigło czteropatkowe, dla którego FM wynosi około 0,9. Założono jednak, że silnik i typ śmigła, którymi się dysponuje, zmusza ją do zastosowania śmigła trójłopatkowego, o szerokich łopatkach i wielkości $FM = 0,665$, a więc ciąg statyczny według równania [3] wyniesie:

$$T = 10,45 (N FM D \sigma^{\frac{1}{2}})^{\frac{2}{3}} = 10,45 (1000 \cdot 0,665 \cdot 3,05 \cdot 1)^{\frac{2}{3}} = 1700 \text{ kG.}$$

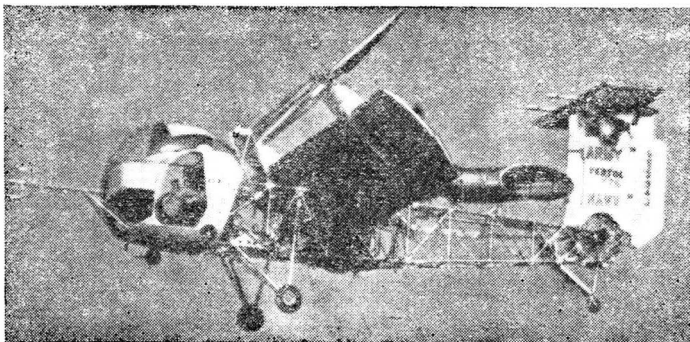
Stanowi to około 1,7 kG na 1 KM zainstalowanej mocy. Poza tym z równania [7]: $n = 1710$ obr/min. Tak więc obliczenie wskazuje, że wybrane śmigło daje ciąg statyczny równy około 1700 kG przy mocy silnika 1000 KM w warunkach standard na poziomie morza. Dla innej wysokości należy założyć odpowiednią wielkość σ oraz wielkość mocy.

Poniżej przedstawiono próbę obliczenia ciężaru samolotu VTOL, przemiennopłata (tilt wing) typu Vertol VZ-2, o którym wiadomo, że jest wyposażony w dwa szerokolopatkowe trójramienne śmigła o średnicy 2,9 m (rys. 3). Napęd stanowi jedna turbina śmigłowa Lycoming T53-L-1 o mocy 360 KM.

Uwzględniając straty mechaniczne przekładni ($\eta_m = 0,9$), łączącej turbinę, umieszczoną w kadłubie, ze śmigłami, obliczono współczynnik C_p z równania [6], przyjmując $M_k = 0,8$ i $\sigma = 1$.

Moc dostarczona do jednego śmigła $N_1 = \frac{360 \cdot 0,9}{2} = 387 \text{ KM.}$

$$C_p = \frac{N_1 \cdot 0,000475}{M_k^3 D^2} = \frac{387 \cdot 0,000475}{0,8^3 \cdot 2,9^2} = 0,0425$$



Rys. 3. Samolot VTOL. Przemiennopłat (tilt wing). Doświadczalny. Vertol VZ-2. Rozpiętość samolotu 7,6 m

Z wykresu (podobnego jak na rys. 2, którego w niniejszym artykule nie przytoczono) odczytano, że dla $C_p = 0,0425$ współczynnik FM osiąga wielkość około 0,7, więc ciąg z równania [3] będzie równy:

$$T = 10,45 (N FM D \sigma^{\frac{1}{2}})^{\frac{2}{3}} = 10,45 (387 \cdot 0,7 \cdot 2,9 \cdot 1)^{\frac{2}{3}} = 855 \text{ kG.}$$

Ciąg dwóch śmigieł będzie $2 \times 855 \text{ kG} = 1710 \text{ kG.}$

$$\text{Z równania [7]} \quad n = \frac{5200}{2,9} = 1790 \frac{\text{obr}}{\text{min}}$$

Ze względu na zapas bezpieczeństwa oraz doświadczalny charakter samolotu, ciężar jego winien być o kilkadziesiąt procent mniejszy od dysponowanego ciągu.

Śmigła osłonięte

Już na wstępie należy zaznaczyć, że osłonięcie śmigła pierścieniem daje szereg korzyści, ale jednocześnie różne straty oraz powoduje niedogodności konstrukcyjne. Jedynie w pewnych dobranych warunkach zastosowanie śmigła osłoniętego daje korzyści w ostatecznym bilansie.

Stanie się to jasne, jeżeli przeanalizować śmigło osłonięte jako zagadnienie aerodynamiczne, a następnie wyciągnąć wnioski praktyczne.

Należy założyć najpierw, że osłona śmigła jest teoretyczna, to znaczy, że stanowi ona jedynie teoretyczne odgraniczenie strug powietrza; osłona taka nie posiada ani grubości, ani ciężaru. Dalej założono, że strumień śmigłowy zamiast przewężać się za płaszczyzną aktuatora, tak jak to ma miejsce za śmigłem nieosłoniętym, zajmuje całą wewnętrzną przestrzeń osłony, innymi słowami — w każdym miejscu posiada średnicę osłony (rys. 1).

W teorii śmigła, podanej przez Rankine'a i Froude'a, stwierdza się, że dla śmigła pracującego w strumieniu wolnym, czyli bez osłony, przekrój strumienia zaśmigłowego jest dwa razy mniejszy niż powierzchnia tarczy śmigła. Z tej teorii wynikało, że ciąg śmigła jest tym większy, im jest mniejszy przyrost prędkości w strumieniu odpływającym za śmigło, a zatem osłona powodująca zwiększenie przekroju strumienia zaśmigłowego, czyli zmniejszenie jego prędkości, powinna zwiększyć ciąg. Tak też jest w rzeczywistości, jednakże praktyczne wykorzystanie tego faktu wiąże się z trudnościami natury aerodynamicznej i konstrukcyjnej.

Efekty osłonięcia śmigła dają się ująć również we wzorach praktycznych, które wyprowadzono poprzednio. Zanim ustalono równanie [2] istniało nie przytoczone równanie przejściowe:

$$T = 2^{\frac{2}{3}} \rho^{\frac{1}{3}} A^{\frac{1}{3}} P^{\frac{2}{3}} \left(\frac{A}{A_s} \right)^{\frac{1}{3}} \quad [1c]$$

w którym widnieje stosunek $\frac{A}{A_s}$, zamiast którego wstawio-

no następnie wielkość $\frac{A}{A_s} = 2$. Natomiast, gdy ma się do czynienia ze śmigłem osłoniętym, nie można uwzględniać wielkości 2 i stosunek $\frac{A}{A_s}$ pozostaje do dyskusji. Założono jednak, że osłona pracuje bez oderwań wewnętrznych, czyli że zostaje zachowane prawo ciągłości przepływu.

Analogicznie do wzoru [3] otrzymuje się:

$$T = 13,15 \left[N FM D \sigma^{\frac{1}{2}} \left(\frac{A_s}{A} \right)^{\frac{1}{2}} \right]^{\frac{2}{3}} \quad [8]$$

Posługując się równaniem [1c] łatwo wykazać, że stosunek ciągu śmigła idealnego osłoniętego do ciągu idealnego śmigła nie osłoniętego dla danej mocy silnika i średnicy śmigła wynosi 1,26 raza sześcienny pierwiastek stosunku

$\frac{A_s}{A}$, czyli:

$$\frac{T_{ost.}}{T_{n. ost}} = 1,26 \left(\frac{A_s}{A} \right)^{\frac{1}{3}} \quad [9]$$

Jeżeli osłona jest cylindryczna, wówczas $\frac{A_s}{A} = 1$, zaś zysk na ciągu wynosi 26%.

Rozpatrzenie równań [1] i [8] wykazuje, że wytworzenie ciągu statycznego zależy w tym samym stopniu od wielkości średnicy śmigła, jak i od mocy silnika, a zatem efekt osłony jest taki sam jak powiększenie średnicy śmigła.

W praktyce, pierwszym zasadniczym czynnikiem, który obniża wyliczone korzyści osłony, jest opór aerodynamiczny rzeczywistej osłony, wzrastający wraz z prędkością lotu, który przy pewnej znacznej prędkości równoważy te korzyści. Jeszcze przedtem jednak występują inne czynniki aerodynamiczne, które dodatkowo zmniejszają wielkość opłacalnej prędkości lotu. Na przykład duże znaczenie ma kształt profilu podłużnego przekroju osłony. Zmniejszenie promienia krzywizny noska tego profilu, które jakby się wydawało powinno sprzyjać uzyskaniu większej prędkości, przeciwnie zwiększa opór osłony. Jeżeli mianowicie promień noska profilu na wlocie do osłony wykonać mniejszy niż 6% średnicy wlotu, wówczas pojawiają się oderwania we wnętrzu osłony i zysk osłony zostaje zatracony.

Równanie [9] wskazuje, że im większa jest rozbieżność osłony, czyli im większy jest stosunek $\frac{A_s}{A}$, tym większy uzyskuje się ciąg statyczny. Jednakże praktycznie istnieje graniczny kąt rozbieżności, powyżej którego następuje oderwanie strug powietrza. Na ogół przyjmuje się, że kąt ten wynosi 7° – 8° . Były czynione próby odsysania warstwy przysięennej w pobliżu wyjścia z osłony, aby zapobiec oderwaniu i umożliwić większy kąt rozbieżności.

Przykład uproszczonego obliczenia statycznego ciągu śmigła osłoniętego

Dane są:

- 1) moc silnika — 1000 KM;
- 2) średnica śmigła — 2440 mm;
- 3) dane osłony: średnica na wejściu $D = 2440$ mm, średnica na wyjściu $D_s = 2745$ mm, promień noska profilu co najmniej 6% średnicy wlotu;
- 4) atmosfera normalna przy ziemi; $\sigma = 1$.

Rozwiązanie:

Przyjmując $FM = 0,9$ zgodnie z danymi charakterystykami doświadczalnymi, obliczono ciąg statyczny śmigła osłoniętego według wzoru [8].

$$T = 13,15 \left[N F M D \sigma^{\frac{1}{2}} \left(\frac{A_s}{A} \right)^{\frac{1}{2}} \right]^{\frac{2}{3}}$$

Przy założeniu, że:

$$\frac{A_s}{A} = \frac{D_s^2}{D^2} = \frac{2,745^2}{2,44^2} = 1,26;$$

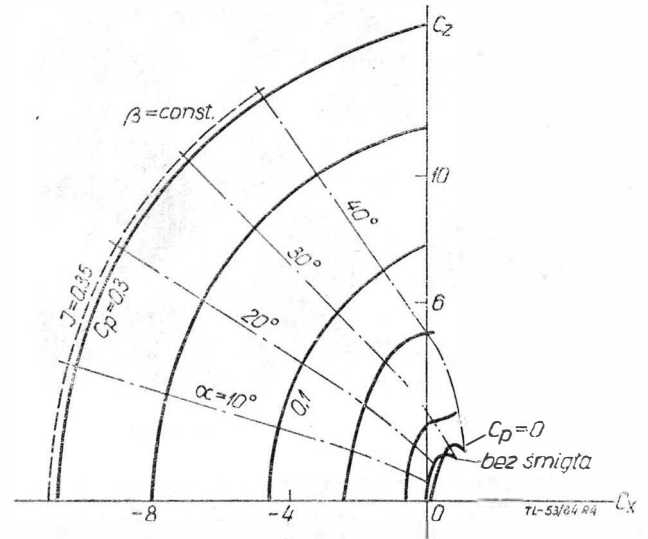
$$\left(\frac{A_s}{A} \right)^{\frac{1}{2}} = 1,125$$

Ciąg statyczny:

$$T = 13,15 [1000 \cdot 0,9 \cdot 2,44 \cdot 1 \cdot 1,125]^{\frac{2}{3}} = 2430 \text{ kG}$$

Porównując oba przykłady, mianowicie przykład dla śmigła nie osłoniętego i śmigła osłoniętego, widać, że przy takiej samej mocy silnika ($N = 1000$ KM), przy średnicy śmigła mniejszej o 20% (2,44 m zamiast 3,05 m), lecz przy zastosowaniu osłony rozbieżnej, uzyskuje się ciąg śmigła większy o około 45% (te same warunki atmosferyczne).

Jak już wspomniano, dotychczasowe obliczenia ciągu statycznego śmigła osłoniętego nie uwzględniały warunków praktycznych. W praktyce osłona posiada nie tylko opór szkodliwy własny, ale również opór wsporników, kierownic itp., które działają w kierunku przeciwnym niż ciąg śmigła. Straty te można utrzymać w racjonalnych granicach, jeżeli osłonę zastosować w przypadkach małych prędkości lotu, lub przy większych prędkościach nadać osłonie



Rys. 4. Wykres — biegunowa śmigła z osłoną

wraz ze śmigłem pewien kąt natarcia, aby uzyskać wypór aerodynamiczny. W tym ostatnim przypadku osłona działa jako pewnego rodzaju urządzenie nośne.

Sytuację taką dobrze przedstawia wykres na rys. 4, wykonany na podstawie badań tunelowych pewnego układu śmigła osłoniętego. Na wykresie tym przyjęto jako zmienną niezależną współczynnik sumy ciągu śmigła osłoniętego (znak ujemny) i oporu aerodynamicznego całości (znak dodatni). Zmienną zależną jest C_z , czyli współczynnik wyporu układu. Jako parametry przyjęto kąt α° nachylenia osi układu, współczynnik posuwu $J = \frac{V}{nD}$, wraz z przynależ-

nym współczynnikiem C_p . W doświadczeniu przyjęto stały kąt β ustawienia łopatek śmigła. Jako powierzchnię odniesienia przyjęto iloczyn średnicy i długości osłony, czyli rzut powierzchni osłony na płaszczyznę, przechodzącą przez oś osłony.

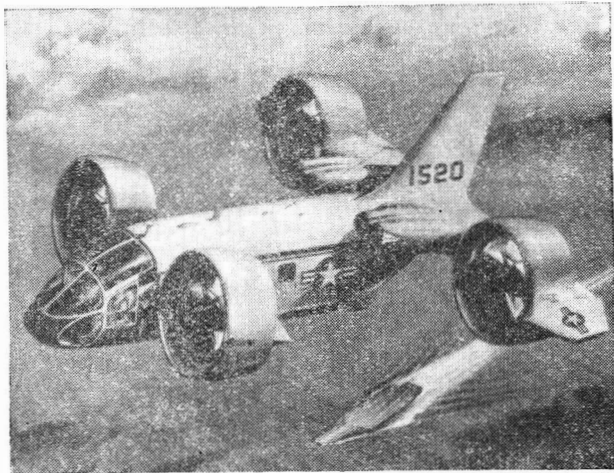
Cała lewa strona układu stanowi obszar, w którym efektywny ciąg jest większy od zera. Po prawej stronie wykresu widzimy również biegunową zespołu w przypadku $C_p = 0$ oraz dla samej osłony. Podobne wykresy wykonuje się dla współczynników momentów. Okazało się, że występujące momenty są dość znaczne. Na wielkość tych momentów można wpływać na przykład za pomocą wychyłanych klap itp., co daje się wykorzystać dla celów sterowania i regulacji stateczności aparatu zaopatrzonego w osłonięte śmigło.

Śmigła osłonięte są już zastosowane w kilku prototypowych samolotach oraz w poduszkowcach. Z bardziej zaawansowanych należy wymienić samolot SVTOL firmy Bell, oznaczony przez X-22A. Samolot ten posiada dwa bardzo krótkie skrzydła, zakończone zespołem śmigło-osłona. Cztery takie zespoły w czasie pionowego startu lub lądowania mają osie skierowane pionowo, natomiast dla lotu poziomego są ustawione ukośnie, przyczyniając się do zwiększenia powierzchni nośnej samolotu.

A oto kilka danych samolotu Bell, X-22A: ciężar całkowity 6800 kG, ciężar użyteczny 1700 kG, prędkość podróży

na 560 km/h. Napęd stanowią cztery silniki General Electric T58, każdy o mocy 1250 KM (rys. 5).

Firma Bell zastosowała śmigła osłonięte również dla poduszki pod nazwą Hydroskimmer. W tym zastosowaniu może racjonalniej wykorzystano dodatnie własności układu śmigło-osłona, gdyż prędkość poduszki wynosi sto do stukilkudziesięciu kilometrów na godzinę. Dla jazdy służą dwa zespoły śmigło-osłona, umieszczone nad pokładem pojazdu, zaś dla wytwarzania poduszki służą cztery odrębne dmuchawy pionowe, czyli pewnego rodzaju śmigła osłonięte, rozmieszczone w pokładzie (rys. 6).



Rys. 5. VTOL Bell X-22A w locie poziomym



Rys. 6. Widok poduszki Bell SKMR-1 Hydroskimmer

Ciekawa jest sprawa, że pierwsza teoria śmigła wywodzi się z teorii dotyczącej śruby okrętowej, znana jako teoria Rankine'a i Froude'a, natomiast dopiero kilka lat temu zastosowano w praktyce osłonę dla śrub wodnych. Jak już wiadomo okazało się to bardzo korzystne. Niemiecki inżynier Kort rozwiązał to zagadnienie dla holownika morskiego. Zespół śruby wodna-osłona nazwano dyszą Korta. Holowniki zaopatrzone w dyszę Korta mają ciąg o około 40% większy przy tej samej mocy silnika. Tak znaczne zwiększenie ciągu przy tych samych wymiarach holownika ma również doniosłe znaczenie.

Dmuchawy skrzydłowe

Jak już wspomniano, dmuchawą nazywa się urządzenie zawierające wirnik z łopatkami, służące do wytwarzania wydatku powietrza. W lotnictwie dmuchawy mają ostatnio poważne zastosowanie w tak zwanych dwuprzepływowych silnikach turbinowych oraz w bezpośrednim zastosowaniu do celów SVTOL.

Po przeanalizowaniu i wypróbowaniu różnych koncepcji dla uzyskiwania ciągu pionowego w aparatach SVTOL oka-

zało się, że rozwiązanie w postaci dmuchawy, umieszczonej poziomo w skrzydle samolotu czy też w innym aparacie, posiada liczne zalety.

Przed wszystkim frapującą sprawą jest to, że za pomocą takiego samego silnika odrzutowego można osiągnąć około trzykrotnie większy ciąg statyczny, niż przez jego odrzut bezpośredni, jeżeli energię silnika przekazać dmuchawie skrzydłowej.

Aparaty SVTOL z bezpośrednim odrzutem odznaczają się rozbieżnością niezbędnych mocy dla celów SVTOL i dla lotu poziomego. Jeżeli dobrać silnik dwuprzepływowy lub kilka takich silników o takiej sile ciągu, jaka jest niezbędna, aby ich ciąg przewyższał całkowity ciężar samolotu dla zapewnienia pionowego startu i lądowania (dysze wychylone są w tym celu ku dołowi), wówczas w locie poziomym przy prędkości przelotowej konieczne jest tak silne dławienie silników, że zużycie paliwa wzrasta do wielkości nieopłacalnej mimo to, że silnik dwuprzepływowy posiada o około 30% mniejsze zużycie paliwa od zwykłego silnika odrzutowego.

Rozwiązanie z dmuchawą skrzydłową pozwala na optymalne dopasowanie silnika do prędkości przelotowej, a jednocześnie — dzięki wspomnianemu zwiększeniu ciągu statycznego — umożliwia pionowy start, zawis i pionowe lądowanie. Wielokrotność zwiększenia statycznego ciągu nazwano w tym przypadku „współczynnikiem zwiększenia”.

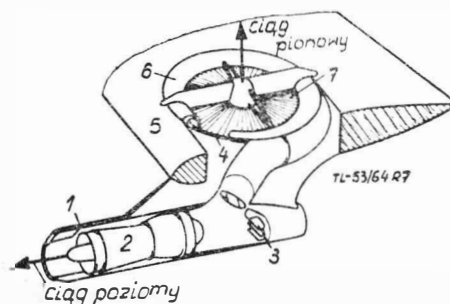
Zgodnie z teoretycznymi rozważaniami i wykresami, które niżej przytoczono, dmuchawa skrzydłowa posiada drugą, bardzo cenną zaletę dla SVTOL, gdyż przy zmniejszeniu doprowadzonej mocy napędowej, a zatem przy spadku obrotów, jej ciąg statyczny nie maleje proporcjonalnie do spadku mocy, lecz w mniejszym stopniu. Ma to duże znaczenie przy „wypadnięciu” jednego silnika, na przykład w układzie dwusilnikowym, gdyż wtedy aparat dysponuje jeszcze około 60-procentową wielkością ciągu nominalnego, jeśli zgodnie z przepisami dla aparatów SVTOL zainstalowano $\frac{4}{3}$ mocy niezbędnej dla zawisu przy ziemi.

W porównaniu z napędem turboodrzutowym, dmuchawa zużywa o wiele mniej paliwa, prędkość odpływu spalin jest mała, gazy odpływające posiadają stosunkowo niską temperaturę, a wytwarzany szum ma niski poziom.

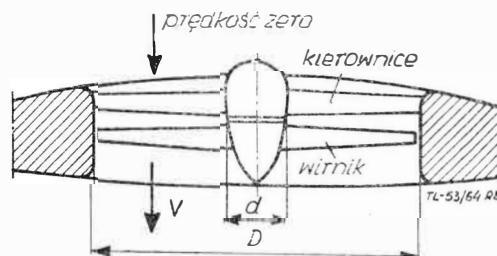
Dmuchawa skrzydłowa działa w następujący sposób: w czasie SVTOL dysze wylotowe głównych turbin odrzutowych są skierowane nie do aparatu, lecz do kanałów, którymi odrzucane gazy docierają do turbin dmuchawowych. Te ostatnie są sztywno związane z wirnikami dmuchaw. Zasadę tę przedstawiono na rys. 7.

Zależność między ciągiem statycznym i mocą dla dmuchawy skrzydłowej

Za pomocą rys. 8, posługując się jednowymiarową teorią ilości ruchu dla układu idealnego, można ułożyć równanie, określające moc N niezbędną dla uzyskania żądanego cią-



Rys. 7. Zespół silnik odrzutowy — dmuchawa skrzydłowa



Rys. 8. Schemat dmuchawy skrzydłowej

gu T . Tak samo, jak przy analizowaniu statycznej pracy śmigieł pracujących w strumieniu wolnym i osłoniętym, przyjmuje się, że początkowa prędkość przed wlotem do kanału dmuchawy jest równa zeru; powietrze wylatujące z dmuchawy ma jednostajną prędkość V .

Stosując zasadę ilości ruchu można napisać, że ciąg

$$T = \rho AV^2 \quad [10]$$

Stosując zaś zasadę zachowania energii, moc doprowadzoną do wirnika N 75 razy FM przyrównuje się do energii kinetycznej powietrza opuszczającego kanał dmuchawy, czyli równej

$$P = \frac{\rho AV^3}{2} \quad [11]$$

A zatem

$$N \cdot 75 \cdot FM = \frac{\rho AV^3}{2} \quad [12]$$

Równania [10] i [11] posiadają identyczną treść jak równanie [1] i następne (bez numeracji) ustawione dla ciągu statycznego śmigieł konwencjonalnych. Z równań [10] i [12] ruguje się prędkość V i wynik układu się tak, aby wystąpiły stosunki T/A oraz T/N , czyli obciążenie powierzchni A ciągiem T oraz mocy N ciągiem T .

Otrzymuje się

$$T/A = \frac{4 \rho 75^2 \cdot FM^2}{(T/N)^2} \quad [13]$$

Przykład. Zaprojektowano samolot VTOL z dwoma dmuchawami skrzydłowymi o średnicy 1 metr i dwoma silnikami głównymi; obciążenie powierzchni ciągiem przyjęto równo 1464 kg/m^2 . Jaki może być ciężar całkowity samolotu i jaki ciąg musi posiadać silnik odrzutowy główny?

Rozwiązanie. Powierzchnia czynna wirnika dmuchawy, czyli powierzchnia netto równa się powierzchni tarczy zmniejszonej o powierzchnię zajmowaną przez piastę wirnika. W dmuchawach skrzydłowych piasta osiąga duże średnice, np. $0,25 D$. Jeśli przyjąć, że średnica piasty $d = 0,25 D$, wówczas powierzchnia netto wirnika równa się:

$$A = 0,785 (D^2 - d^2) = 0,785 (1^2 - 0,25^2) = 0,9375 \text{ m}^2.$$

Stąd ciąg statyczny dmuchawy wynosi $\frac{T}{A} \times A = 1464 \times 0,9375 = 1370 \text{ kg}$. Dwie dmuchawy rozwiną ciąg $1370 \times 2 = 2740 \text{ kg}$.

Ponieważ VTOL musi mieć nadmiar ciągu w stosunku do ciężaru całkowitego, zależny od przewidywanej prędkości wznoszenia, od wysokości startowania, lądowania i zawisania nad poziomem morza oraz ze względu na zapas bezpieczeństwa, przeto ciężar całkowity musi być mniejszy od maksymalnego ciągu, na przykład o około 20%.

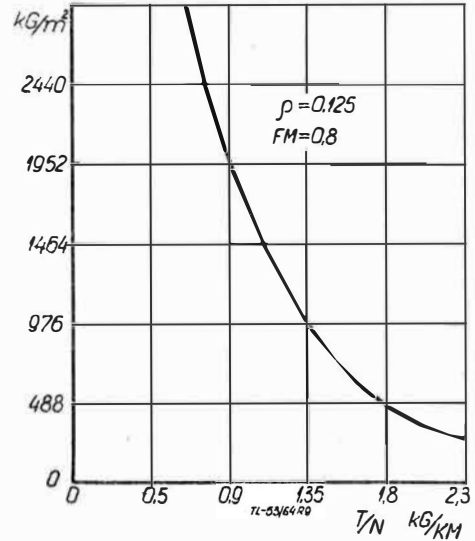
A zatem ciężar całkowity rozpatrywanego samolotu musi wynosić co najmniej $2740 \times 0,8 = 2190 \text{ kg}$.

Z pomocą wykresu na rys. 9 odczytuje się, że obciążenie mocy $T/N = 1,11 \text{ kg/KM}$.

Stąd moc jednego silnika głównego wyniesie: $1370 \text{ kg}/1,11 = 1235 \text{ KM}$. Szukając natomiast ciągu silnika, należy zauważyć następujące:

Wzór [13] oraz odnośny wykres ujmuje zależność T/A i T/N , czyli zależność obciążenia powierzchni ciągiem od obciążenia mocy ciągiem. Moc tutaj jest mocą dostarczoną do dmuchawy, czyli mocą uzyskaną na wirniku turbiny dmuchawowej. W przypadku dmuchawy skrzydłowej źródłem energii jest główny silnik odrzutowy, którego zdolność napędowa określona jest siłą ciągu nie zaś mocą. Żeby wiedzieć, jaką moc wyrażoną w koniach mechanicznych można wytworzyć silnikiem o danym ciągu, wykorzystując energię jego gazów wylotowych na wirniku turbiny dmuchawowej, trzeba znać szereg danych, jak prędkość, wydatek, temperaturę tych gazów itp. oraz dane, dotyczące przewodów prowadzących te gazy do turbiny dmuchawowej.

Całą tę sprawę ujmuje od razu z grubsza współczynnik zwiększenia, znany z praktyki i obliczeń. Dla przebadanych układów dmuchaw skrzydłowych przez firmę General Electric współczynnik ten wynosi 3 do 3,5. Znaczący to, że jeżeli dany silnik odrzutowy wytwarza ciąg 400 kg (statyczny), to



Rys. 9. Zależność obciążenia powierzchni ciągiem od obciążenia mocy ciągiem



Rys. 10. Ryan XV-5A. VTOL z dmuchawami skrzydłowymi

dzięki zastosowaniu układu silnik odrzutowy-dmucha-wa skrzydłowa, uzyskuje się ciąg statyczny, na przykład 3,5 raza większy, czyli około 1400 kg .

Ilustrację do powyższego przykładu może stanowić samolot VTOL Ryan XV-5A pokazany na rys. 10.

Śmigła dla SVTOL

Śmigło nie może pracować z jednakowo wysoką sprawnością przy prędkościach małych, przy zawisie, przy prędkościach przelotowych i maksymalnych, a więc konieczne jest ustalenie jakiegoś kompromisu.

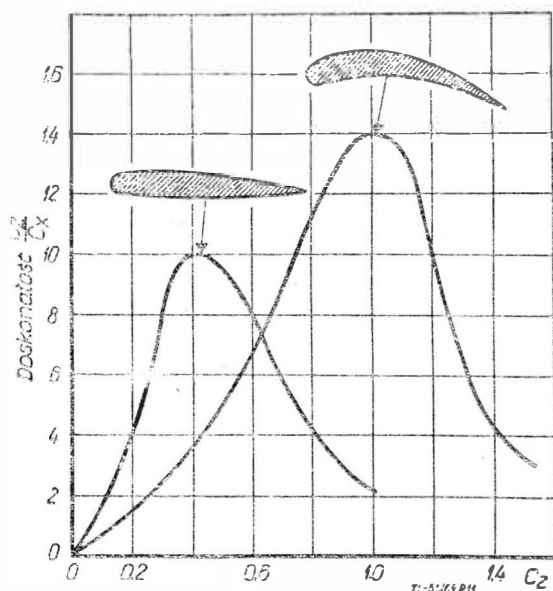
Największe kompromisy musiano akceptować w epoce śmigieł nienastawnych. Znaczne polepszenie sytuacji nastąpiło z chwilą opracowania śmigieł przestawialnych na ziemi, a następnie śmigieł nastawnych podczas lotu. Ten ostatni typ jest dzisiaj powszechnie używany nawet na mniejszych samolotach i aparatach. Jednakże nawet śmigło nastawne dalekie jest od dokładnego dopasowania dla każdego zakresu prędkości, chociażby dlatego, że przy nastawianiu łopatka śmigłowa przekreśla się jako sztywna całość. To niedopasowanie daje się bardzo odczuć, gdy śmigło zaprojektowane jest optymalnie dla prędkości przelotowej, gdyż sprawność takiego śmigła przy starcie i wznoszeniu jest znacznie niższa od sprawności śmigła dobranego dla startu.

Obmyślano różne sposoby dla zmniejszenia wielkości kompromisu, jednakże pociągały one za sobą różne komplikacje. Na przykład z punktu widzenia aeromechaniki zupełnie byłby racjonalny pomysł zastosowania dwustopniowego reduktora obrotów. Rozwiązanie takie pociąga jednak za sobą wzrost ciężaru i komplikacje mechaniczne. Z tych samych powodów nie znalazły praktycznego zastosowania takie pomysły, jak sterowanie warstwą przyścienną, odrzutowe dysze na końcach łopatek, kłapy strumieniowe itp. Co więcej, rozwiązania tego rodzaju obniżyłyby niezawodność sterowania samolotem w krytycznych momentach startu i lądowania.

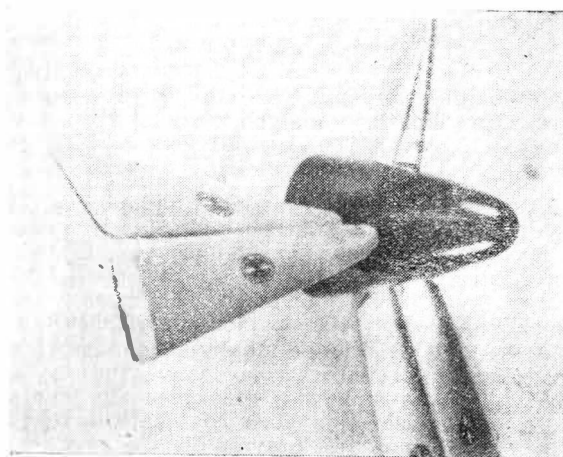
Jeżeli chodziłoby jedynie o zakres prędkości startu i wznoszenia, to istnieje dość prosty sposób polepszenia własności śmigła, nie powodujący ani wzrostu ciężaru, ani komplikacji, mianowicie zastosowanie dla łopatek profilów o znacznym zakrzywieniu. Tym sposobem można by uzyskać potrzebne wysokie współczynniki wyporu C_z i jednocześnie wysokie współczynniki doskonałości łopatki. Tym większe pogorszenie następuje jednak, gdy taka łopatka pracuje przy prędkości przelotowej. Na rys. 11 przedstawiono wykresy zależności doskonałości od współczynnika wyporu C_z dla jednego z powszechnie stosowanych profilów łopatkowych oraz dla profilu o dużej krzywiźnie.

Zalety profilów o dużej krzywiźnie mogą być wykorzystane praktycznie dwoma sposobami, mianowicie:

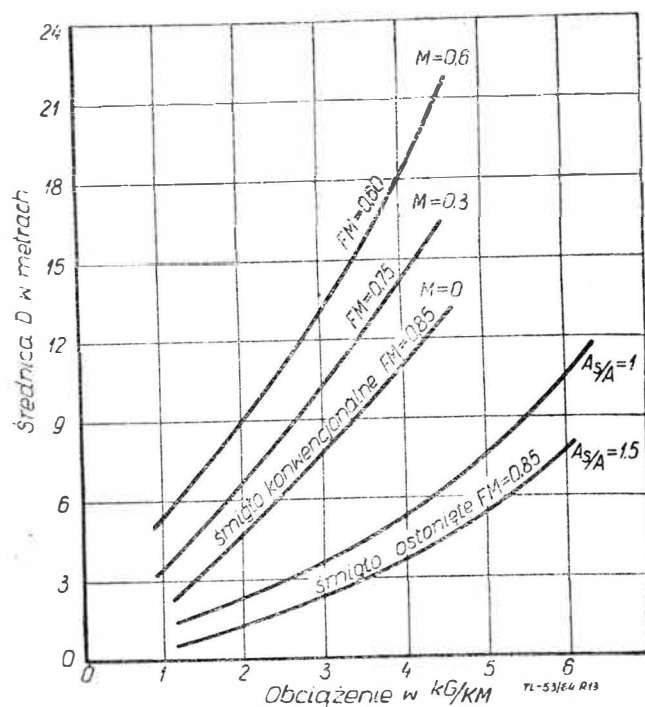
1) przez stworzenie nowej rodziny profilów, posiadających wysoką doskonałość w szerokim zakresie współczynnika wyporu,



Rys. 11. Zależność doskonałości profilu od współczynnika wyporu dla profilu zwykłego i zakrzywionego



Rys. 12. Śmigło Hamilton „o zmiennej krzywiznie łopatek” (the variable camber propeller)



Rys. 13. Średnica śmigła w zależności od obciążenia w kG/KM dla różnych FM, różnych M oraz A_s/A

2) przez konstrukcyjne rozwiązanie zmiany krzywizny profilów łopatki przy opłacalnym zwiększeniu ciężaru i komplikacji.

Zamiast brać te propozycje dosłownie, konstruktorzy wytwórni śmigieł Hamilton opracowali zupełnie rewelacyjny typ śmigła na zasadzie podobnej jak skrzydła z kłapami.

„The variable camber propeller”, czyli śmigło o zmiennej krzywiznie, jak je nazwali, nie posiada wprawdzie dosłownie łopatek o zmiennej krzywiznie profilów, lecz działa tak, jakby posiadały one taką właściwość. Efekt ten został osiągnięty dzięki temu, że podwojono ilość łopatek, umieszczając je parami blisko siebie, przy czym mogą one w pewnych granicach zmieniać względne nastawienie w każdej parze. Pod względem aerodynamicznym i geometrycznym każda z łopatek pozostaje typu konwencjonalnego.

Dotychczasowe wyniki z tego rodzaju śmigłami okazały się bardzo zachęcające i przewidziano już zastosowanie ich do pewnego samolotu STOL (o stromym starcie i lądowaniu). Na rys. 12 pokazano widok takiego śmigła.

Mówiąc ogólnie i do pewnego stopnia powtarzając to, co kilkakrotnie już było poruszane, aparaty STOL wymagają uzyskiwania dużych wielkości ciągu statycznego z jednego konia mocy silnika, czyli stosunkowo dużych średnic śmigieł. Udowadnia się to jak wiadomo podstawowym równaniem dla ciągu statycznego, które wskazuje, że dla danej dysponowanej mocy silnika i dla danej wysokości nad ziemią, średnica śmigła wzrasta proporcjonalnie do potęgi $3/2$ stosunku ciągu do mocy silnika oraz odwrotnie do współczynnika FM. Wielkość tego współczynnika jest funkcją prędkości końca łopatki, wypełnienia (solidity) oraz krzywizny profilu łopatki. Największy FM wynosi około 0,9. Ponieważ prędkość końca śmigła (tip speed), wypełnienie oraz krzywizna profilu muszą być zmniejszone dla utrzymania dobrej sprawności przelotowej, obniża to wielkość FM, więc dla skompensowania tego należy zwiększyć średnicę śmigła i to tym bardziej, im wyższa jest liczba Macha lotu.

Na rys. 13 widać, jak zmienia się średnica śmigła w zależności od stosunku ciągu do mocy silnika dla różnych wielkości FM.

Przykład: dla samolotu VTOL (start i lądowanie pionowe) pożądane jest obciążenie mocy ciągiem statycznym równo 2,5 kG/KM. Moc silnika 4000 KM. O ile chodziłoby o śmigło konwencjonalne, to dla samolotu rozwijającego umiarkowaną prędkość przy dobrej sprawności przelotowej byłoby odpowiednio śmigło o średnicy równej około 9 me-

trów. Nawet śmigło o optymalnym ciągu statycznym, z pominięciem dobrej sprawności przelotowej, musiałyby mieć średnicę 7,5 metra, zaś śmigło osłonięte mogłoby mieć średnicę już tylko 5,1 metra. Dla porównania podaje się, że na samolocie Lockheed Electra, każdy z silników o podobnej mocy napędza śmigło o średnicy 4,1 metra, przy czym samolot ten nie jest STOL. Stąd można wnosić, na jakie trudności napotyka się w samolotach i aparatach VTOL z powodu konieczności stosowania śmigieł o średnicach wielkości wyższego rzędu.

Wirniki śmigłowcowe

Zasadniczo łopata wirnika śmigłowcowego pracuje pod względem aerodynamicznym podobnie jak zwykle śmigło. Podobieństwo jest zupełne podczas zawisu śmigłowca lub ruchu pionowego, czyli wówczas gdy prędkość pozioma jest równa zeru. Sytuacja zmienia się stopniowo w miarę wzrostu prędkości poziomej, gdyż do prędkości obwodowych łopatek dodają się geometrycznie składowe prędkości poziomej. Ponadto łopatki wirnika śmigłowcowego wykonują okresowe ruchy wymuszone mechanicznie tak, że obraz prędkości i kątów natarcia poszczególnych elementów łopatki ma postać bardzo skomplikowaną. Po uwzględnieniu jednak wszystkich prędkości składowych ostatecznie, element łopatki może być rozpatrywany, jak w analizie paskowej śmigła konwencjonalnego.

Powszechnie znana jest sprawa górnej, dość niskiej granicy prędkości lotu śmigłowców. Prędkość lotu śmigłowców do niedawna nie mogła być większa niż około 300 km/h, a ostatnio dzięki różnym drobnym udoskonaleniom wzrosła do około 390 km/h. Przy prędkości około 400 km/h, czyli około 110 m/sec, jest jeszcze daleko do prędkości dźwięku i efektów ściśliwości, występujących na profilach lotniczych. Jednakże, o ile chodzi o wirnik śmigłowca trzeba wziąć pod uwagę, że z natury rzeczy podczas lotu poziomego łopatka idąca do przodu z prędkością obwodową U posiada prędkość względną zwiększoną o prędkość lotu, przeciwnie — łopatka idąca do tyłu posiada prędkość względną zmniejszoną o prędkość lotu. Stąd też łopatka idąca do przodu osiąga już przy stosunkowo niewielkich prędkościach lotu prędkość, przy której występują efekty ściśliwości. Jednocześnie „obie” łopatki są obciążone niejednakowo. Dla zmniejszenia skutków nierówności obciążenia łopatek, stosuje się cykliczną zmianę kąta nastawienia łopatek.

Mimo zastosowania cyklicznej zmiany kąta nastawienia łopatek, śmigłowiec nie może osiągać prędkości bliskich dźwięku, a tym bardziej krytycznych prędkości dla łopatek, gdyż dużo wcześniej pojawiają się różne komplikacje, jak bicie i drganie łopatek na skutek oderwań strug na łopatce

idącej do tyłu. Efekty te są niebezpieczne i powodują zakłócenie stateczności śmigłowca oraz zwiększenie zapotrzebowania mocy.

Dotychczasowe ulepszenia polegały na obniżeniu średniej wielkości współczynnika wyporu C_z w celu osłabienia wpływu niesymetrycznego rozkładu wyporu. Zwiększono wypełnienie tarczy wirnika przez poszerzenie łopatek i zwiększenie ich ilości; dalej zmniejszono opór szkodliwy śmigłowca przez staranniejsze opracowanie aerodynamiczne kadłuba i głowicy wirnika. Tym sposobem osiągnięte zwiększenie prędkości lotu śmigłowca może być jeszcze poprawione jedynie dzięki dodatkowym silnikom, wytwarzającym ciąg potrzebny do lotu poziomego oraz zaopatrzeniu śmigłowca w stałe skrzydła, przyczyniające się do odciążenia wirnika.

Te i inne aerodynamiczne, silnikowe i konstrukcyjne wysiłki wprawdzie polepszyły osiągi śmigłowców, ale na tym wyczerpały się możliwości.

Zasadniczy zwrot w tej sprawie może przynieść pomysł Derschmidta. Polega on na tym, że do jednostajnej prędkości obwodowej łopatek wirnika dodaje się mechanicznie sterowany wahadłowy ruch łopatki w płaszczyźnie obrotu wirnika. W ten sposób uzyskuje się zmniejszenie asymetrii obciążenia łopatek, którą wskazano jako główną przyczynę ograniczenia prędkości lotu śmigłowca. Za pomocą prostej kinematyki łopatką idącym do przodu zostaje nadana pewna składowa prędkość skierowana do tyłu, a zatem prędkość obwodowa doznaje zmniejszenia. Łopatką idącym do tyłu zostaje dodana pewna składowa prędkość. Dzięki tym zmianom obwodowej prędkości łopatek rozkład wyporu na wirniku staje się bardziej równomierny, zmniejszają się szkodliwe drgania i bicie łopatek. Jednocześnie wpływ liczby Macha dla łopatki biegnącej do przodu zostaje przesunięty ku większym prędkościom lotu.

Konstrukcja wirnika jest dość skomplikowana i przynosi zwiększenie oporów szkodliwych śmigłowca. W sumie jednak analiza i badania tunelowe wykazały, że można spodziewać się prędkości śmigłowca, przekraczających 500 km/h, czyli około dwukrotnie większych od prędkości dzisiejszych przeciętnych śmigłowców.

Jak wykazuje obliczenie porównawcze, sprawność aeromechaniczna wirnika Derschmidta jest tylko niewiele gorsza od sprawności skrzydła sztywnego, gdy tymczasem sprawność wirnika konwencjonalnego jest znacznie gorsza. Przyjmując pewne dopuszczalne uproszczenia można wprowadzić proste wzory na odpowiednie moce „profilowe” dla trzech rodzajów urządzeń nośnych, jakimi są: skrzydło sztywne, wirnik konwencjonalny oraz wirnik Derschmidta. Pod określeniem moc profilowa należy rozumieć moc niezbędną dla lotu skrzydła lub wirnika, obliczoną przy uwzględnieniu jedynie profilowego oporu danego aparatu nośnego. Na podstawie tych wzorów obliczono wielkość następujących stosunków:

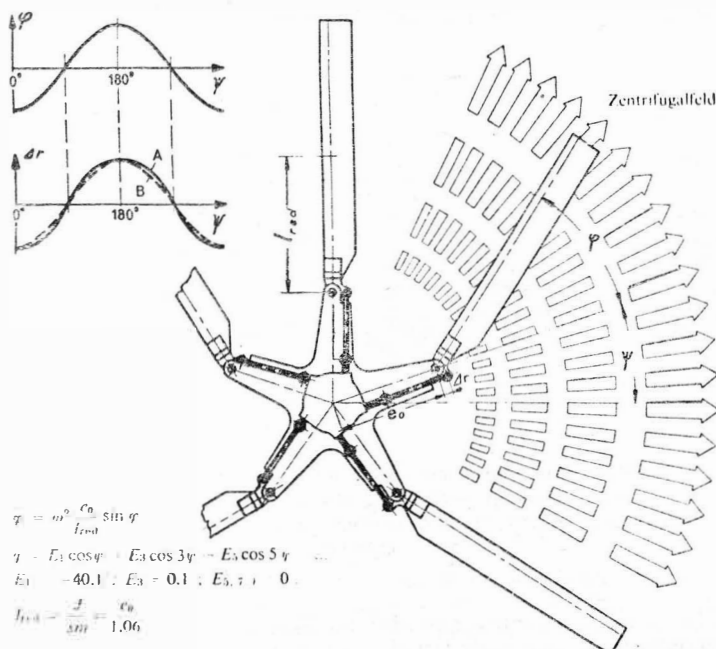
$$\frac{\text{moc profilowa dla wirnika konwenc.}}{\text{moc profilowa dla skrzydła sztywn.}} = 3,23$$

$$\frac{\text{moc profilowa dla wirnika Derschmidta}}{\text{moc profilowa konwenc. skrzydła sztywn.}} = 1,47$$

czyli moc profilowa dla wirnika Derschmidta jest tylko o około 50% większa od mocy dla skrzydła sztywnego, podczas gdy także moc dla wirnika konwencjonalnego jest większa o przeszło 200%.

LITERATURA

1. Cockshutt E. P., Galizine N. — The fan-in-wing powerplant system for aircraft, Canad. Aeronaut. Journal 6, 1960, nr 9, str. 350.
2. Coward K. S. — Propeller static thrust, Aero Space Engineering 18, 1959, III, str. 64
3. Derschmidt H. — Hochgeschwindigkeitsrotor mit gesteuerter Schwenkbewegung, Luftfahrttechnik und Raumfahrttechnik, 1963, nr 6, str. 178
4. Gilman J. — Static thrust and torque characteristics of single and dual-rotating tractor propellers, NACA WR I-759, 1944
5. Roser G. — New problem areas in aircraft propeller design, Canad. Aeronaut. Journal 6, nr 6, str. 213
6. Wattson R. K., Hoehne V. O. — Shrouded propellers and their application, Aero Space Engineering 18, 1959, VII, str. 53
7. Weick F. E. — Aircraft propeller design
8. Neuentwicklungen bei Hamilton Standart, Interavia 1963, nr 1, str. 72.



Rys. 14. Położenie łopatek wirnika Derschmidta

Regulacja ciągu silników raketowych na ciekły środek napędowy

W artykule omówiono czynniki wpływające na pracę silnika w warunkach pozaobliczeniowych. Rozpatrzono wpływ parametrów regulacji na optymalną pracę silnika. Podano uproszczone ujęcie teoretyczne regulacji ciągu i sposoby zmiany kierunku wektora ciągu. Ponadto, ogólnie omówiono układy automatycznej regulacji silników raketowych oraz znaczenie pracy doświadczalnej w tej dziedzinie.

Wysokie wymagania stawiane obecnie silnikom raketowym sprowadzają się w dużej mierze do problemów regulacji. Dotyczy to szczególnie silników o dużych ciągach. Pomijając wpływ środka napędowego i własności konstrukcji pocisku (ciężar, charakterystyki aerodynamiczne), osiągi rakiet zależą od optymalnej regulacji zespołu napędowego w czasie lotu, dyktowanej szeregiem czynników. Sposób i zakres regulacji wiąże się ze zmianami warunków otoczenia, w jakich pracuje silnik oraz postawionym zadaniem osiągnięcia np. maksymalnej prędkości, wysokości czy długości lotu. Dla ciężkich rakiet balistycznych dużą rolę odgrywa utrzymanie stałego przyspieszenia (przeciążenia) podczas lotu na aktywnym odcinku toru, co pozwala realizować konstrukcje o minimalnym ciężarze. W raketach pilotowanych możliwość regulacji przeciążeń ma — poza aspektem technicznym — zasadnicze znaczenie biologiczne. Wymaga to odpowiedniego programowania zmian ciągu. Szersze zastosowanie silników raketowych na samolotach uzależnione jest również od dalszego postępu w zakresie automatycznej regulacji i optymalizacji parametrów tych silników. Prace prowadzone w tych kierunkach mają szersze znaczenie i wybiegają poza ramy zadań osiągnięcia najwyższych sprawności silników. Chodzi tutaj również o sterowanie procesami rozruchu, eliminację niestatecznych zakresów pracy silnika, kierowanie wektorem ciągu. Z punktu widzenia podstawowej konstrukcji zespołu napędowego, regulacja silnika wymaga stosowania układów zasilania przystosowanych do pracy przy zmianach parametrów przepływu, a w przypadkach bardziej złożonych wymaga również urządzeń pozwalających na zmianę geometrii silnika i dysz wylotowych.

Oznaczenia

- C — prędkość przepływu
- C^* — prędkość charakterystyczna
- F — pole powierzchni przepływu
- G — wydatek czynnika
- g — przyspieszenie ziemskie
- m — masa
- p — ciśnienie
- R — ciąg silnika
- R_G — ciąg jednostkowy
- t — czas pracy silnika
- V — prędkości lotu
- μ — współczynnik wydatku
- φ_R — współczynnik ciągu
- κ — wykładnik izentropy
- γ — ciężar właściwy
- $\lambda = \frac{G_u}{G_p}$ — współczynnik składu mieszanki: ciężarowy udział utleniacza odniesiony do udziału paliwa w mieszance.

Indeksy

- 0 — stan początkowy
- 1 — przekrój wejściowy dotyczący warunków wtrysku środka napędowego
- 2 — wartość w komorze spalania
- e — przekrój końcowy dyszy wylotowej
- H — wysokość lotu
- kr — przekrój krytyczny dyszy wylotowej
- opt — wartość optymalna.

Czynniki wpływające na zmianę ciągu — znaczenie techniki regulacji

Zmiana parametrów pracy silnika nieregulowanego i parametrów lotu rakiety jest uzależniona od ciśnienia i temperatury otaczającej atmosfery oraz od zmian prędkości lotu. Wpływ ciśnienia otoczenia (wysokości lotu) na ciąg jest wyrażony drugim statycznym członem równania [1]:

$$R = \frac{G}{g} C_e + F_e p_e \left(1 - \frac{p_H}{p_e} \right) \quad [1]$$

Poza ciśnieniem człon ten uwzględnia pośrednio również wpływ temperatury. Oddziaływanie przyspieszeń — przeciążeń na wartość ciągu reprezentowane jest pierwszym członem równania.

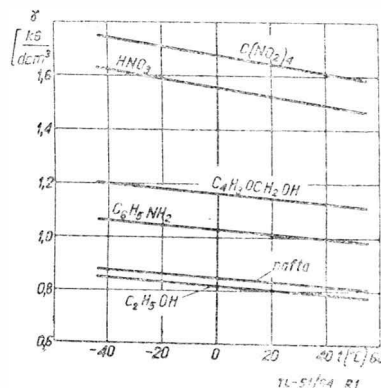
Zróżniczkowanie i przekształcenie równania [1] daje związek:

$$\frac{dR}{dF_e} = p_e - p_H \quad [2]$$

który dowodzi, że ciąg maksymalny silnika osiąga się wtedy, gdy ciśnienie wylotowe spalin jest równe ciśnieniu otoczenia. W wielu przypadkach pracy silników nieregulowanych niestanna zmiana wielkości p_H/p_e uniemożliwia optymalne wykorzystanie zespołu napędowego.

Zmienne warunki lotu mogą wywierać znaczny wpływ na kształtowanie się współczynnika składu środka napędowego λ . Wpływ temperatury przejawia się różną zmianą ciężaru właściwego paliwa i utleniacza (rys. 1).

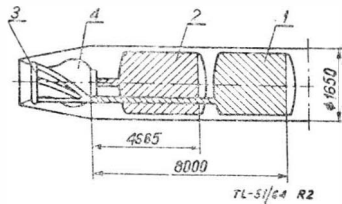
Różniące się gradienty charakterystyk gęstości paliw i utleniaczy powodują, że niewielkie zmiany temperatury wywołują wahania wartości udziałów składników w mieszaniu. W zespołach napędowych z przetłaczającym systemem zasilania zmiana wielkości λ może być także powodowana przebiegiem wysokościowych charakterystyk pomp.



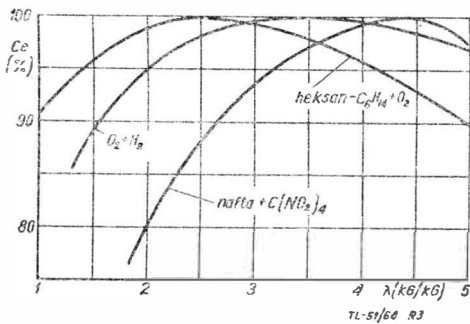
Rys. 1. Wpływ temperatury na ciężar właściwy (γ) utleniaczy i paliw; czteronitrometan — $C(NO_2)_4$, kwas azotowy — HNO_3 , alkohol furfurylowy — $C_4H_3OCH_2OH$, anilina — $C_6H_5NH_2$, alkohol etylowy — C_2H_5OH

Na uwagę zasługuje również możliwość niekorzystnego sumowania się tolerancji wykonawczych elementów zasilania, co w efekcie daje parametry przepływu różne od optymalnych.

Wpływ określonych przeciążeń na wielkości G i λ zależy również od konstrukcyjnego układu zespołu napędowego. Rozmieszczenie zbiorników paliwa i utleniacza w układzie tandem (rys. 2), racjonalne pod względem aerodynamicznym i ciężarowym, jest mniej korzystne z punktu widzenia równomierności zasilania silnika. W niemieckiej rakiecie balistycznej V-2 zmiana ciśnienia w głowicy wtryskowej wywołwana przeciążeniami była rzędu paru kG/cm^2 . Przez zastosowanie współśrodkowego układu zbiorników wpływ ten można znacznie zmniejszyć do poziomu nie wymagającego regulacji wielkości λ .



Rys. 2. Układ konstrukcyjny zespołu napędowego rakiety V-2: 1 — zbiornik alkoholu etylowego, 2 — zbiornik ciekłego tlenu, 3 — przewody instalacji chłodzenia, 4 — komora spalania



Rys. 3. Zależność prędkości wylotowej od składu środka napędowego przy stałym ciśnieniu w komorze spalania — $p_2 = 20 \text{ kG/cm}^2$

Drgania konstrukcji rakiety pochodzenia aerodynamicznego, bądź wywołane niestateczną pracą zespołu napędowego, mogą być również przyczyną znacznych strat energii i spadku sprawności pracy silnika.

Dla rakiet ciężkich, np. orbitalnych, doniosłe znaczenie ma utrzymanie, niezależnie od warunków lotu i obciążenia zespołu napędowego, optymalnej wartości składu środka napędowego. Uprozczone równanie ruchu rakiety:

$$V = C_e \ln \frac{m_0}{m} \quad [3]$$

jest niejasną funkcją współczynnika składu mieszanki λ . Współczynnik ten wpływa zarówno na wielkość C_e , jak i na stosunek mas m_0/m . Największe efektywne prędkości wylotowe (maksyma charakterystyk na rys. 3) odpowiadają optymalnym wartościom λ . Optymalne zasilanie silnika przez cały czas jego pracy warunkuje poza tym jednoczesne wyczerpanie się paliwa i utleniacza. W przeciwnym przypadku zmniejsza się czas pracy silnika t , impuls całkowity ($R_G \cdot t$) oraz stosunek mas m_0/m w wyniku pozostałości paliwa lub utleniacza. Ogólnie, te niekorzystne zmiany wyrażają się w spadku prędkości, pułapu bądź zasięgu rakiety. Na rys. 4 podano wpływ składu mieszanki — czteonitrometan + nafta ($\lambda_{opt} = 4,52$) — na maksymalną prędkość lotu i pułap jednostopniowej rakiety o następujących danych:

ciężar startowy — 24 250 kG,
ciąg silników — 57 300 kG,
stosunek mas m_0/m — 5,64.

W obszarze „bogatego” spalania, kończącym się pozostałością utleniacza, występują duże spadki V_{max} i H_{max} , większe od odpowiednich różnic w obszarze spalania z nadmiarem utleniacza. Dla podanej przykładowo rakiety bogatsza o 2% ($\Delta\lambda = -2\%$) mieszanka od λ_{opt} daje w efekcie po zakończeniu pracy silnika prędkość lotu mniejszą o 5%, a pu-

łap niższy o 8%, co może stanowić różnicę dziesiątek kilometrów. Dla rozpatrywanej rakiety przy zastosowaniu zasilania bez automatycznej regulacji zmiana składu mieszanki powodowana przeciążeniami waha się w zakresie 16% λ_{opt} .

Obecnie, rozbudowane układy automatyczne stosowane są tylko w ciężkich rakietach balistycznych. Na szeregu współczesnych zespołach napędowych, gdzie prostota konstrukcji i niskie koszty są podstawowymi wymaganiami, stosowanie rozległej regulacji automatycznej parametrów pracy silnika jest na razie niecelowe.

Automatyzacja silników raketowych pozwala zmniejszać duże w porównaniu do innych napędów jednostkowe zużycie paliwa. Wymagania w zakresie niezawodności pracy i prostoty eksploatacyjnej silnika znajdują także rozwiązania przy zastosowaniu mechanizmów automatycznych. Tą drogą mogą być rozwiązane zadania programowania pracy silnika, automatycznej eliminacji niestatecznego spalania, kompensacji wpływu charakterystyk pomp, reduktorów ciśnienia itp. Automatyczna regulacja parametrów silnika zapewnia najkorzystniejszy sposób eksploatacji silnika i zwiększa jego dopuszczalny czas pracy.

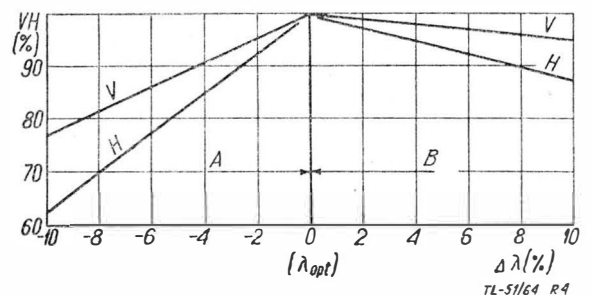
Parametry regulacji

Regulacji mogą podlegać wartość i kierunek działania ciągu, skład środka napędowego, ciśnienie w komorze spalania i w układzie zasilania. Zmiany ciągu można osiągać drogą stosowania konstrukcji wielokomorowych przez wyłączanie silników pracujących w większych zespołach napędowych, drogą dławienia przepływu środka napędowego oraz w efekcie zmian geometrii silnika. Zmiany wymiarów geometrycznych mogą dotyczyć krytycznego przekroju dyszy, jak również innych przekrojów.

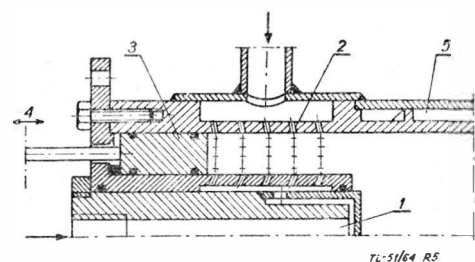
Konstrukcje wielokomorowe nie są najlepszym rozwiązaniem problemu regulacji, ponieważ nie zapewniają bezstopniowej zmiany ciągu i wymagają złożonych układów zasilania w związku z koniecznością stosowania urządzeń synchronizujących ciąg poszczególnych silników.

Praktycznie, w większości przypadków regulacja silnika opiera się na urządzeniach zmniejszających wydatek środka napędowego. Zmiany wielkości G można osiągać drogą:

1) regulacji ciśnienia wtrysku środka napędowego przy stałej ilości wtryskiwaczy przez odpowiednie sterowanie gazogeneratorów — turbopomp lub zaworów dławiących,



Rys. 4. Wpływ zmian λ na prędkość maksymalną i pułap rakiety balistycznej. A — zakres nadmiaru paliwa, B — zakres nadmiaru utleniacza



Rys. 5. Regulacja wydatku środka napędowego w amerykańskim silniku eksperymentalnym NARTS: 1 — głowica wtryskowa utleniacza, 2 — wtryskiwacze paliwa, 3 — pierścieniowy tłok sterujący dopływem środka napędowego, 4 — urządzenie uruchamiające tłok, 5 — kanał do przepływu wody chłodzącej komorę spalania. Zakres regulacji ciągu $R = 230-1100 \text{ kG}$

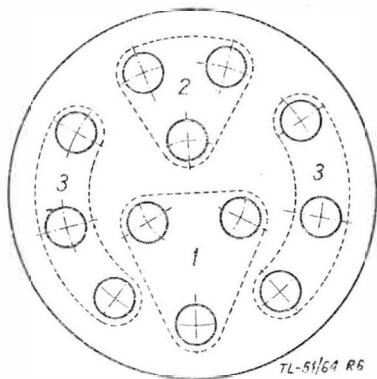
2) zastosowanie ruchomych rozdzielaczy (s-k BMW-R 3386, s-k NARTS), za pomocą których zakrywa się w miarę potrzeby część otworów w głowicy wtryskowej,

3) urządzenia grupowego układu wtryskiwaczy (s-k „Walter” 109-509 A2), pozwalającego włączać do pracy lub wyłączać odrębne grupy wtryskiwaczy.

W silniku BMW-R3386 pozycja ruchomych rozdzielaczy zależała od wysokości i prędkości lotu. Rozdzielacze były sterowane specjalnym urządzeniem automatycznym, utrzymującym stałą liczbę Macha lotu. We wspomnianym silniku „Walter” głowica miała 12 wtryskiwaczy podzielonych na trzy grupy. Pracą poszczególnych grup wtryskiwaczy kierował pilot samolotu.

W urządzeniach regulujących wydatek środka napędowego wykorzystuje się zatem wpływ zmiany ciśnień p_1 , p_2 oraz powierzchni wtrysku F_1 .

Dławienie przepływu środka napędowego jest wprawdzie najprostszym sposobem zmiany ciągu, lecz z drugiej strony jest mało ekonomiczne i ograniczone szeregiem czynników. Zmiany prędkości przepływu względem wielkości określonej przez G_{opt} pogarszają jakość procesów rozpylania i mieszania składników środka napędowego. W konsekwencji powoduje to, łącznie ze spadkiem ciśnienia w komorze, pogorszenie jakości spalania. Polepszenie pracy silnika w tym względzie mogą dać wtryskiwacze wielokanałowe lub regulowane, typu stosowanego w silnikach turbinowych. Z tym sposobem regulacji wiąże się ściśle efektywność pracy instalacji chłodzenia. Z reguły stosowane chłodzenie regeneracyjne może stać się przy spadku G niewystarczające. Wchodzą więc w rachubę ograniczenia czasowe, zmiana składu mieszanki lub przewymiarowanie instalacji chłodzenia. Poza tym, zmniejszonemu ciśnieniu w komorze towarzyszą bardziej energiczne procesy dysocjacji spalin, co daje w efekcie spadek R_G i ewentualnie pracę niestateczną. To wskazuje, że regulacja ciągu drogą zmiany para-



Rys. 6. Grupowy układ wtryskiwaczy s-ka Walter 109-509 A2: 1 — zespół wtryskiwaczy ciągu minimalnego, 2—3 — zespoły wtryskiwaczy drugiego i trzeciego stopnia regulacji ciągu. Zakres zmiany ciągu $R = 200—1700$ kG

metrów zasilania może być celowa tylko w ograniczonych zakresach. Możliwości zmiany ciągu mogą być znacznie powiększone zastosowaniem dysz wylotowych o zmiennej geometrii. Przekształcając równanie [1], ciąg silnika można także wyrazić w postaci:

$$R = \varphi_R p_2 F_{kr}; \quad \text{gdzie } \varphi_R = f(F_e/F_{kr}) \quad [4]$$

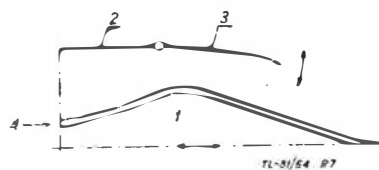
Wynikają stąd informacje dotyczące wpływu wymiarów dyszy na ciąg silnika.

Mechaniczna regulacja poprzecznych wymiarów (F_{kr} , F_e) konwencjonalnej dyszy zbieżno-rozbieżnej, w sposób podobny, jak to się czyni w silnikach turbinowych, wymagałaby skomplikowanej i ciężkiej konstrukcji o niepewnym działaniu. Z tej przyczyny dysze regulowane silników raketowych mogą być dyszami de Laval'a uzupełnionymi ciałem centralnym (np. s-k NARTS VT), dyszami o tak zw. rozprężaniu wewnętrznym-zewnętrznym (rys. 7) lub typu ejektorowego (rys. 8). Te rodzaje dysz są znacznie łatwiejsze w regulacji w porównaniu z konwencjonalną dyszą de Laval'a.

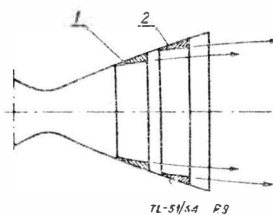
Dysza z ciałem centralnym nawet o stałej geometrii wykazuje właściwości urządzenia samoregulacyjnego. Zakres jej optymalnej pracy można jeszcze rozszerzyć przez

zastosowanie osłony konstrukcji wieloklapowej oraz przez zmiany pozycji ciała centralnego w kierunku osiowym.

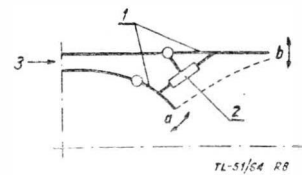
Efekt działania dysz ejektorowych jest związany z otaczającą atmosferą. Część rozbieżna dyszy nie stanowi części konstrukcyjnej, lecz wynika z wzajemnego oddziaływania strumienia spalin poza przekrojem krytycznym z powie-



Rys. 7. Dysza regulowana z ciałem centralnym: 1 — ciało centralne, 2 — osłona, 3 — konstrukcja wieloklapowa, 4 — wlot chłodziwa



Rys. 8. Ejektorowa dysza de Laval'a: 1 — kłapy regulowane, 2 — dźwigniki, 3 — kanał ejektora



Rys. 9. Regulowana dysza wysokościowa dwustopniowa: 1 — wkład profilowany pierwszego stopnia regulacji, 2 — wkład drugiego stopnia regulacji

trzem przepływającym przez ejektor. Powierzchnia ograniczająca naddźwiękowy strumień spalin jest określona tworzącą a—b linią prądu. Można w ten sposób osiągnąć zmiany zarówno F_{kr} , jak i F_e . Rozwiązania te wymagające mechanizmów pracujących w wysokich temperaturach, które ponadto komplikują problem chłodzenia konstrukcji, czynią podobne dysze trudnymi w praktycznej realizacji.

Konstrukcję dyszy pocisku można znacznie uprościć ograniczając regulację wyłącznie do przekroju wylotowego. Rozwiązanie pokazane na rys. 9 nie wymaga stosowania złożonych mechanizmów i polega na wyposażeniu dyszy w dodatkowe wkłady profilowane. Do określonej wysokości lotu wkład zmniejsza kąt rozwarcia naddźwiękowej części dyszy zaprojektowanej dla warunków wysokościowych. Powyżej określonej wysokości wkład jest wydalany lub ulega rozpyleniu.

W roli sprzężenia zwrotnego w układzie regulacyjnym współczesnych silników raketowych wykorzystuje się ciąg, ciśnienia, prędkość obrotową turbopomp i drgania konstrukcji jako bezpośredni sygnał konieczności zmiany parametrów silnika. Praca silnika może być również z góry programowana odpowiednim mechanizmem w funkcji czasu. Ciąg w roli parametru sprzężenia zwrotnego prowadzi do złożonych i ciężkich konstrukcji. Wykorzystanie w tym celu ciśnień jest bardziej racjonalne, lecz trudniejsze konstrukcyjnie. Sterowanie silników w oparciu o zmiany prędkości obrotowej turbopomp dotyczy głównie wielokomorowych zespołów napędowych. Do kontroli i regulacji procesu spalania mogą być wykorzystane w pewnym zakresie również drgania konstrukcji, naturalnie z zadaniem możliwie szybkiego ich zlikwidowania.

We współczesnych regulowanych silnikach raketowych ciąg może ulegać zmianie w zakresie 30—100% R_{max} . W szerszym zakresie (10÷100% R_{max}) mogą być regulowane silniki pracujące na samozapłonowych środkach napędowych, których proces spalania jest mniej czuły na zmiany ciśnień i jakość przygotowania mieszanki.

Regulacja wartości ciągu — podstawy teoretyczne

Do rozważań analitycznych przyjęto model silnika z głowicą wtryskową typu strumieniowego o zmiennym polu powierzchni wtrysku (F_1) oraz z dyszą zbieżno-rozbieżną regulowaną w przekrojach krytycznym i wylotowym.

Z równania definiującego prędkość charakterystyczną można wyrazić ciśnienie w komorze spalania w postaci:

$$p_2 = \frac{GC^*}{F_{kr} g} \quad [5]$$

Wydatek i prędkość wypływu środka napędowego z wtryskiwaczy określają odpowiednio równania:

$$G = \mu \gamma_1 C_1 F_1 \quad [6]$$

$$C_1 = \sqrt{\frac{2g \Delta p}{\gamma_1}} \quad [7]$$

gdzie $\Delta p = p_1 - p_2$ oznacza spadek ciśnienia we wtryskiwaczach, a wielkość $\mu = f(l/d)$ jest współczynnikiem uwzględniającym straty przy wypływie, zależne od długości l i średnicy d otworu wtryskowego. Równania [6, 7] są słuszne, gdy zachodzi równość ciśnień p_1 i wielkości μ dla paliwa i utleniacza. Warunki te są zazwyczaj spełnione:

Wprowadzając oznaczenia:

$$a = 2\mu^2 g \gamma_1; \quad \beta = \frac{a C_1^*}{g}; \quad \delta = a p_1;$$

można z równań [5÷7] wyprowadzić zależność:

$$G^2 + \frac{\beta F_1^2}{F_{kr}} G - \delta F_1^2 = 0 \quad [8]$$

Funkcję wydatku wyraża zatem równanie:

$$G = \frac{1}{2} \beta F_1 \left[\sqrt{\left(\frac{F_1}{F_{kr}}\right)^2 + N} - \frac{F_1}{F_{kr}} \right] \quad [9]$$

gdzie dla optymalnych wartości $\mu \approx 0,7$

$$N \approx 4 \frac{p_1 g}{\gamma_1 C_1^{*2}} \quad [10]$$

i jest bezwymiarową wielkością charakteryzującą w zasadzie środek napędowy.

Wyrażając parametr F_1/F_{kr} w postaci:

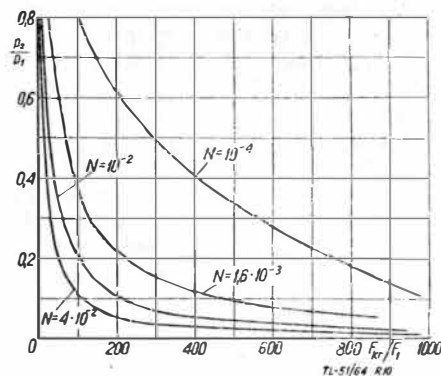
$$\frac{F_1}{F_{kr}} = \frac{F_1}{F_e} \cdot \frac{F_e}{F_{kr}}$$

równanie [9] podaje wpływ ciśnień i charakterystycznych powierzchni na wydatek. Wzajemne uzależnienie ciśnień z wymiarami charakterystycznymi (F_1 , F_e , F_{kr}) podaje funkcja wynikająca z równań [1] i [9]:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2 F_1}{N F_{kr}} \left[\sqrt{\left(\frac{F_1}{F_{kr}}\right)^2 + N} - \frac{F_1}{F_{kr}} \right] \quad [11]$$

Granice wielkości N można określić przyjmując spotykane zakresy $p_1 = 20 \div 70$ kG/cm², $\gamma_1 = 1 \div 1,5$ kG/dcm³, $C_1^* = 800 \div 1800$ m/sek. Wynikające stąd wartości N mieszczą się w granicach $N = 4 \cdot 10^{-2} \div 1,6 \cdot 10^{-3}$. Konkretnie obliczenie wielkości N wymaga znajomości parametrów spalania. Wykres na rys. 10 ilustruje przebieg funkcji [11] dla różnych wartości N .

Dalsza analiza pozwala przedstawić funkcjonalnie wpływ zmiany wymiarów geometrycznych na ciąg jednostkowy silnika.



Rys. 10. Wpływ zmiany F_{kr} na wartość ciśnienia przy różnych wartościach parametru N

Ponieważ $C_e = \varphi_R C_1^*$, ciąg silnika można wyrazić także równaniem:

$$R = \frac{G}{g} \varphi_R C_1^* \quad [12]$$

przy czym

$$\varphi_R = \sqrt{\frac{2z^2}{z-1} \left(\frac{2}{z+1}\right)^{\frac{z+1}{z-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_2}\right)^{\frac{z-1}{z}}\right]} + \left(\frac{p_e - p_H}{p_2}\right) \frac{F_e}{F_{kr}} \quad [13]$$

Poza wpływem z , F_e/F_{kr} jest tylko funkcją p_e/p_2 :

$$\frac{F_e}{F_{kr}} = \frac{\left(\frac{2}{z+1}\right)^{\frac{1}{z-1}} \left(\frac{p_e}{p_2}\right)^{\frac{1}{z}}}{\sqrt{\frac{z+1}{z-1} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_2}\right)^{\frac{z-1}{z}}\right]}} \quad [14]$$

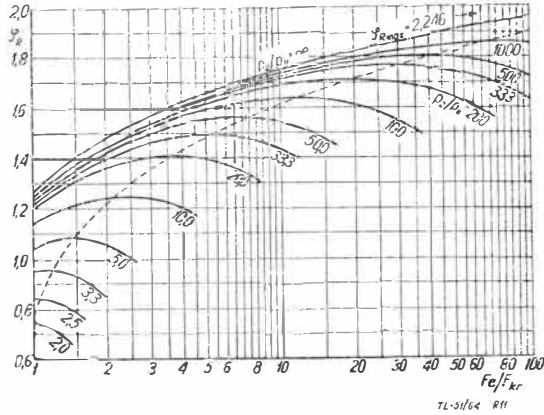
Wynika stąd wniosek, że względny ciąg jednostkowy R_G/R_{Gmax} dla stałych prędkości charakterystycznych zależy od wysokości lotu i parametrów geometrycznych silnika. Przytoczony równaniem [2] dowód istnienia maksimum ciągu przy $p_e = p_H$ pozwala zapisać względny ciąg jednostkowy funkcją [15]

$$\frac{R_G}{R_{Gmax}} = \frac{\sqrt{\frac{2z^2}{z-1} \left(\frac{2}{z+1}\right)^{\frac{z+1}{z-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_2}\right)^{\frac{z-1}{z}}\right]} + \frac{p_e - p_H}{p_2} \frac{F_e}{F_{kr}}}{\sqrt{\frac{2z^2}{z-1} \left(\frac{2}{z+1}\right)^{\frac{z+1}{z-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_2}\right)^{\frac{z-1}{z}}\right]}} \quad [15]$$

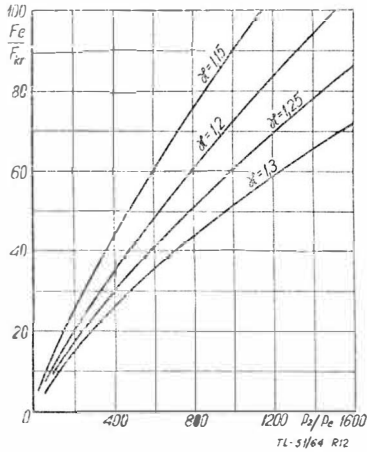
Dla przypadku obliczeniowego dotyczącego regulacji silnika w warunkach kosmicznych $p_H = 0$, równanie [15] upraszcza się:

$$\frac{R_G}{R_{Gmax}} = \frac{\sqrt{\frac{2z^2}{z-1} \left(\frac{2}{z+1}\right)^{\frac{z+1}{z-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_2}\right)^{\frac{z-1}{z}}\right]} + \frac{p_e}{p_2} \frac{F_e}{F_{kr}}}{\sqrt{\frac{2z^2}{z-1} \left(\frac{2}{z+1}\right)^{\frac{z+1}{z-1}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_2}\right)^{\frac{z-1}{z}}\right]}} \quad [16]$$

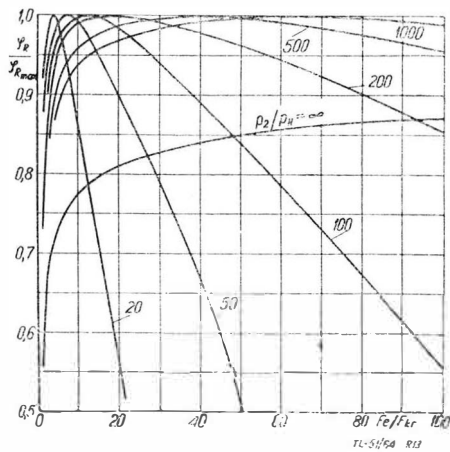
Względny ciąg jednostkowy przy $C^* = \text{const}$ jest stosunkiem odpowiednich wartości współczynników ciągu. Na rys. 11 podano przebieg współczynnika ciągu w funkcji F_e/F_{kr} dla różnych wartości stosunku ciśnień p_2/p_H . Wartości maksymalne φ_R odpowiadają przypadkom, gdy $p_e = p_H$. Największa wartość φ_R (rys. 11) określona wyrażeniem w mianowniku równania [16] zachodzi przy $p_e = p_H = 0$ i dla $\kappa = 1,2$ wynosi $\varphi_R = 2,246$. Do wykonania wykresu $\varphi_R = f(F_e/F_{kr})$ należy wykorzystać funkcję [14] przedstawioną wykresem na rys. 12, sprowadzającą funkcję φ_R do jednej zmiennej — F_e/F_{kr} .



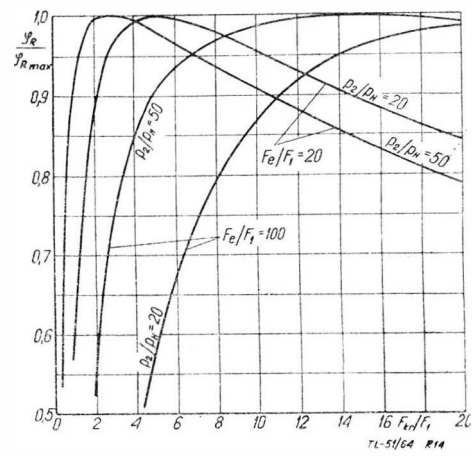
Rys. 11. Zależność współczynnika ciągu φ_R od geometrii dyszy wylotowej, przy różnych wartościach parametru p_2/p_H dla wartości $\kappa = 1,2$. Linia przerywana łączy maksima φ_R



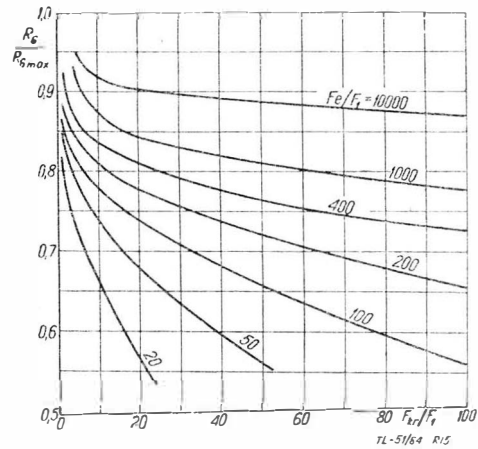
Rys. 12. Przebieg funkcji $F_e/F_{kr} = f(p_2/p_e)$ w granicach wartości $\kappa = 1,15 - 1,3$



Rys. 13. Przebieg funkcji [15] dla różnych wartości parametru p_2/p_H ; $\kappa = 1,2$, $C^* = \text{const}$



Rys. 14. Przebieg funkcji [15] z uwzględnieniem wpływu parametru F_1 ; $\kappa = 1,2$, $C^* = \text{const}$



Rys. 15. Charakterystyka regulacyjna dla warunków kosmicznych; $p_H = 0$; $\kappa = 1,2$, $C^* = \text{const}$

Przebieg funkcji [15] przedstawiony jest na rys. 13. Wykres tego typu daje podstawy do przeprowadzenia wszechstronnej analizy problemu regulacji ciągu.

Dla określonych wartości p_2/p_H można opracować wykresy pochodne ilustrujące wpływ regulacji powierzchni wtrysku F_1 na ciąg jednostkowy silnika. Tego rodzaju wykresy są szczególnie przydatne w analizie pracy regulowanych silników pracujących na samolotach (rys. 14). Charakterystyki na rys. 14 dla podanych wartości F_{kr}/F_1 , F_e/F_1 , p_2/p_H można w zasadzie uważać jako charakterystyki obejmujące zakres badań silników regulowanych w warunkach laboratoryjnych.

Wykres na rys. 15 podaje wpływ parametrów geometrycznych na ciąg jednostkowy w przypadku pracy silnika w próżni.

Korzystając z podanych zależności można analizować dowolny sposób regulacji ciągu silnika. Poniżej będą rozpatrzone efekty przyjęcia różnych schematów regulacji ciągu.

Zmiana wielkości G i R w zespołach napędowych wielokomorowych polega na włączeniu lub wyłączeniu poszczególnych silników. Przy ustalonych warunkach pracy ($H = \text{const}$, $V = \text{const}$) ciąg jednostkowy i ciśnienia w komorach są stałe i niezależne od wielkości R .

Regulacja drogą dławienia przepływu środka napędowego może być realizowana przez zmianę ciśnienia wtrysku oraz powierzchni wylotowej wtryskiwaczy. W pierwszym przypadku przy stałych wartościach F_1 , F_{kr} , F_e spadek ciśnienia p_1 pociąga za sobą również spadek ciśnienia w komorze określony równaniami [10, 11]. W konsekwencji zmniejsza się również ciąg jednostkowy. Wartość spadku R_G może być obliczona na podstawie równań [5-7, 12, 13] (rys. 13). Dławienie przepływu środka napędowego bezpośrednio zmienia parametru F_1 przy stałej wartości p_1 daje jakościowo

takie same efekty. Odpowiednia zmiana wielkości R_G wynika z tych samych równań. Głębsza analiza wskazuje, że w miarę wzrostu wysokości lotu wpływ dławienia na ciąg jednostkowy jest coraz mniejszy. Powyższe wnioski dotyczą silników z dyszami nieregulowanymi.

Niekorzystny objaw spadku ciągu jednostkowego, towarzyszący regulacji ciągu silnika przez parametry zasilania, może być usunięty przez wpływ odpowiednio regulowanej dyszy wylotowej.

Zmniejszanie przekroju krytycznego dyszy przy ustalonych wartościach p_1 , F_1 , F_e podwyższa zarówno ciśnienie w komorze spalania, jak i ciąg jednostkowy. Odpowiednie zmiany ciągu silnika wynikają prócz tego ze spadku G towarzyszącego tej regulacji.

Ograniczenie regulacji wymiarów dyszy wyłącznie do przekroju wylotowego daje zmiany ciągu wprost proporcjonalne do współczynnika φ_R . Wynika to z faktu, że wydatek gazu przez dyszę nie zależy od warunków panujących w przekroju wylotowym. Ogólnie, kierunek zmiany R (przyrost lub zmniejszenie ciągu) nie jest jednoznacznie określony różnicami ΔF_e . Przy powiększeniu F_e ciąg może zarówno wzrastać, jak i maleć, co zależy od wartości parametru F_e/F_{kr} na początku regulacji (rys. 11).

Szersze możliwości daje stosowanie rozwiązań kombinowanych, różnie kojarzących wyżej omówione sposoby.

Regulacja kierunkowa ciągu

Aerodynamiczne sterowanie pociskami raketowymi jest mało efektywne, w szczególności na dużych wysokościach. Szybką zmianę kierunku lotu zapewnia sterowanie strumieniowe lub gazodynamiczne.

Sterowanie strumieniowe polega na wykorzystaniu momentów obrotowych określonych ciągiem i pozycją na pocisku specjalnych silników lub dysz gazowych.

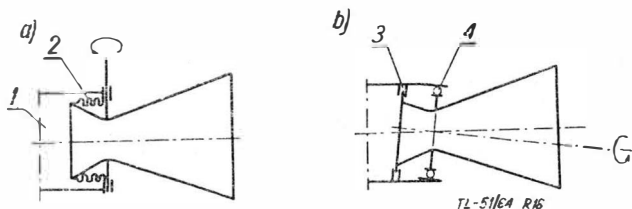
Poniżej będą omówione sposoby sterowania gazodynamicznego, polegające na odpowiednim kierowaniu strumienia spalin wypływającego z dyszy silnika.

Szereg znanych urządzeń tego rodzaju można w zasadzie podzielić na trzy grupy:

- 1) silniki z ruchomymi dyszami wylotowymi,
- 2) stałe dysze wyposażone w ruchome kierownice strumienia gazów wylotowych,
- d) dysze z interceptorami.

Większość konstrukcji stosowanych w praktyce stanowią urządzenia kierujące całą dyszą wylotową (rys. 16). Najprostsza konstrukcja tego rodzaju jest dysza przegubowa, jednoosiowa, zmieniająca kierunek działania ciągu tylko w jednej płaszczyźnie. Dysza taka sterowana jest zazwyczaj dźwignikami hydraulicznymi. Dla kierowania wysokością i kursem lotu, jak i pozycją względem podłużnej osi pocisku, niezbędny jest zespół takich silników, złożony zazwyczaj z czterech jednostek. Trudne konstrukcyjnie jest uszczelnienie dyszy z komorą spalania, rozwiązywane za pomocą sylfonów (przepon mieszkowych), łączących komorę z dyszą i uszczelnień profilowanych. Rozwiązanie takie zastosowano np. w pocisku „Minuteman” i jest przewidziane do sterowania rakiety „Nova”. Konstrukcja jest w porównaniu do innych lekka, prosta i stosunkowo tania.

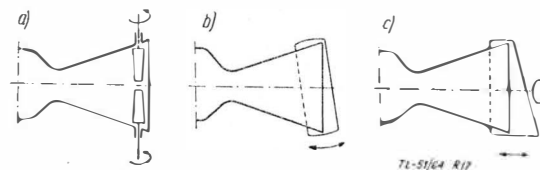
Dalszym rozwinięciem regulowanej dyszy jednoosiowej jest dysza z przegubem przestrzennym, np. typu kardanowego. Kosztem komplikacji konstrukcyjnej i zwiększonego ciężaru dyszy, kierowanie kursem i wysokością lotu pocisku jest możliwe za pomocą jednego silnika. Sterowanie



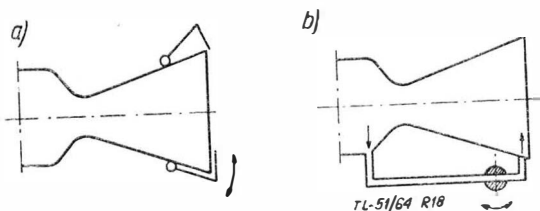
Rys. 16. Schematy ruchomych dysz wylotowych: a — dysza z przegubem płaskim, b — dysza obrotowa. 1 — komora spalania, 2 — mieszek sprężysty uszczelniający, 3 — uszczelnienie labiryntowe, 4 — łożysko

obrotem pocisku względem osi podłużnej jest możliwe dopiero przy zastosowaniu dwóch silników z dyszami tego typu. Prostszy rozwiązaniem, zapewniającym te same efekty działania, wydaje się dysza obrotowa (rys. 16b), odpowiednio skręcana w płaszczyźnie nieprostopadłej do osi symetrii komory spalania. Jednym z najtrudniejszych problemów jest tutaj zapewnienie warunków umożliwiających pracę łożyska dyszy.

Najbogatsze doświadczenia eksploatacyjne dotyczą konstrukcji dysz wyposażonych w stery gazowe płaskie lub pierścieniowe (rys. 17). Stery płaskie są mniej korzystne pod względem przepływowym, ponieważ stała ich obecność w strumieniu gazów wylotowych zwiększa opory i straty



Rys. 17. Dysze ze sterami gazowymi: a — stery płaskie, b — ster pierścieniowy, c — ster pierścieniowy niesymetryczny



Rys. 18. Dysze interceptorowe: a — wariant mechaniczny, b — wariant gazowy

przepływu. Zespół czterech sterów płaskich zapewnia dowolną regulację położenia pocisku w locie. Ze względów temperaturowych stery takie wykonuje się z grafitu, wolframu lub innych trudno topliwych materiałów.

Bardziej racjonalny jest ster gazowy pierścieniowy, który w pozycji neutralnej znajduje się poza obrębem strumienia gazów wylotowych. Stery takie wykonywane są również w formie zespołu segmentów oddzielnie regulowanych. Pojedynczy ster tego typu daje zmiany położenia pocisku tylko w jednej płaszczyźnie. Ster gazowy w innym rozwiązaniu, pokazanym schematem na rys. 17c, przypomina w pewnym stopniu omówioną już konstrukcję dyszy obrotowej. Zaletą tego rozwiązania jest oddalenie mechanizmu od przekroju krytycznego dyszy, w którym panują najwyższe temperatury. Ten sposób regulacji kierunku ciągu może być stosowany wyłącznie na wielosilnikowych zespołach napędowych. Zmiana położenia, końcowego elementu dyszy w kierunku osiowym może być wykorzystana do zmiany ciągu.

Dla dysz z ciałami centralnymi najwłaściwsze wydają się stery gazowe pierścieniowe.

Konstrukcjami najnowszymi w dziedzinie kierowania wektorem ciągu są dysze z interceptorami, tzn. z urządzeniami zakłócającymi symetryczny przepływ gazów w dyszy. Powstająca w wyniku asymetrii przepływu lokalna zmiana rozkładu ciśnień w dyszy daje dodatkowe siły boczne. Urządzenia takie (rys. 18) mogą być typu mechanicznego lub gazo-hydraulicznego. Warianty gazowe i hydrauliczne wyróżniają się w porównaniu z omówionymi dotychczas konstrukcjami dużą prostotą. Zespół czterech dysz-wtryskiwaczy odpowiednio sterowanych zaworami zapewnia praktycznie pełną sterowność pocisku. W konstrukcjach eksperymentalnych wtryskiwano do dyszy różne paliwa, utleniacze, rtęć i związki bromu.

Poza omówionymi sposobami sterowania wektorem ciągu, istnieje możliwość zmiany położenia całych silników, co wydaje się celowe przy małych zespołach napędowych.

Efekt sterowania pociskiem przez zmianę kierunku ciągu zależy ponadto od momentów bezwładności pocisku, oddalenia silnika od środka ciężkości konstrukcji i od warunków

ków lotu. Ogólne rozwiązania analityczne w tym względzie, z uwagi na różnorodność możliwych konstrukcji, wykraczają poza ramy niniejszego artykułu.

Układy regulacji silników

Regulacja silników raketowych podczas pracy sprowadza się w zasadzie do działania sterujących zespołów automatycznych, odpowiednio programowanych. Oddziaływanie automatów na silnik może być wynikiem ich nastawiania przez bieżące (niestałe w czasie) wartości parametrów regulowanych, przez mechanizm czasowy programujący z góry przebieg pracy silnika (np. proces rozruchu silnika), a ponadto w silnikach na samolotach może być efektem bezpośredniej ingerencji pilota. Są to więc układy regulacyjne typu otwartego lub zamkniętego. Układy takie w konkretnych rozwiązaniach konstrukcyjnych zawierają zespoły mechaniczne, elektryczne i hydrauliczne.

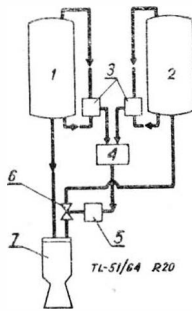
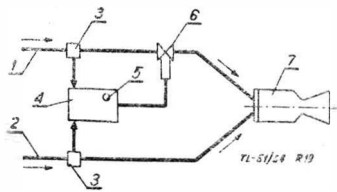
Podstawowymi elementami układów są regulatory. Sygnały wywoływane zmianami wartości regulowanego parametru działają na regulator, a ten z kolei przez organ regulujący oddziałuje zwrótnie na parametr regulowany. W zależności od wymagań stawianych w zakresie regulacji silnika regulator utrzymuje stałą w czasie wartość parametru regulowanego lub zmienia jego wartość według przyjętego programu.

Układy automatyczne, regulujące kilka parametrów jednocześnie, dzielą się na układy niezależne i sprzężone. Układami niezależnymi są takie, w których regulatory służące do zmiany wartości różnych parametrów pracują niezależnie, tzn. nie są związane między sobą w sensie bezpośredniego oddziaływania. Pośrednie oddziaływanie jest możliwe poprzez obiekt regulacji — silnik. Sprzężonymi nazywają się takie układy, w których regulatory wartości różnych parametrów pracy silnika oddziałują na siebie bezpośrednio bez udziału silnika jako obiektu regulacji. Proces regulacji może ponadto przebiegać w sposób ciągły lub okresowy.

Na rys. 19 przedstawiono schemat regulacji składu środka napędowego. Dajnikiem układu są przepływomierze — czujniki podające w sumie bieżące wartości składu środka napędowego. Następnie wartości te są porównywane ze składem optymalnym, w wyniku czego powstaje odpowiedni impuls i za pomocą zaworu dławiącego następuje korekcja przepływu paliwa bądź utleniacza.

Inny sposób regulacji składu mieszanki polega na równoczesnym pomiarze poziomu (ciśnienia) paliwa i utleniacza w zbiornikach za pomocą rtęciowych manometrów różnicowych. Słup rtęci spełnia rolę przewodnika w obwodzie elektrycznym. Niedopuszczalnie duża zmiana oporności układu jest sygnałem dla regulatora sterującego zawory dławiące, ustawione w magistrali paliwa i utleniacza. Schemat takiego układu regulacyjnego podano na rys. 20.

Rys. 19. Silnik z regulatorem składu środka napędowego: 1 — przewód utleniacza, 2 — przewód paliwa, 3 — przepływomierz-czujnik, 4 — regulator, 5 — dajnik nominalnego składu mieszanki, 6 — automatyczny zawór dławiący, 7 — silnik



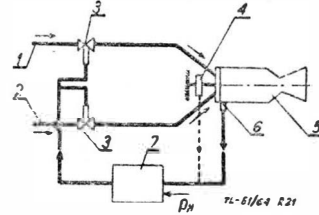
Rys. 20. Schemat regulatora składu mieszanki wysokościowej rakiety amerykańskiej „Viking”: 1 — zbiornik paliwa, 2 — zbiornik utleniacza, 3 — różnicowe manometry rtęciowe, 4 — regulator, 5 — mechanizm napędu zaworu dławiącego, 6 — zawór dławiący, 7 — silnik

Obok tych układów, reprezentatywnych dla dwóch sposobów regulacji składu środka napędowego, znana jest trzecia metoda oparta na pomiarach ciśnienia w komorze silni-

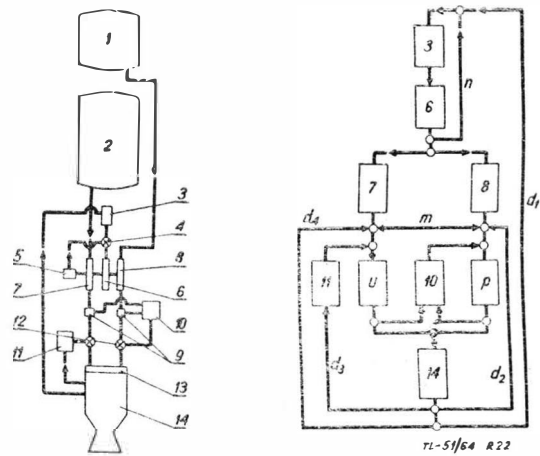
ka. Zmiany ciśnienia powodowane wahaniami składu środka napędowego wykorzystuje się do sterowania przez serwo-mechanizmy zaworów dławiących.

Zmiany ciśnienia w komorze mogą być również wykorzystywane w układach regulujących ciąg silnika. Są to rozwiązania konstrukcyjne lżejsze w porównaniu do układów opartych na pomiarze ciągu silnika (rys. 21).

Przy regulacji dwuparametrowej (np. λ , R) niezależne zestawienie przytoczonych układów (rys. 19 i 21) daje układ złożony typu niezależnego, z oddzielnymi magistralami paliwa i utleniacza. Natomiast włączenie wymienionych układów do wspólnej magistrali tworzy układ typu sprzężonego o działaniu bardziej złożonym, reagującym równolegle na zmiany ciśnienia w komorze silnika oraz na zmiany parametrów przepływu.



Rys. 21. Schemat automatycznej regulacji ciągu metodą ciśnieniową lub dynamometryczną: 1 — przewód utleniacza, 2 — przewód paliwa, 3 — zawory dławiące, 4 — czujnik ciągu, 5 — silnik, 6 — dajnik ciśnienia gazów w komorze spalania, 7 — regulator-analizator wielkości p_2 (R)

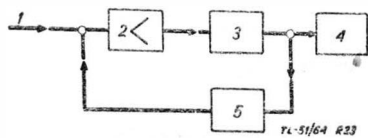


Rys. 22. Sprzężony układ regulacji ciągu i składu mieszanki w silniku z przetwarzającym systemem zasilania — schemat blokowy: 1 — zbiornik paliwa, 2 — zbiornik utleniacza, 3 — wytwornica gazu (do napędu turbiny), 4 — zawór regulacyjny, 5 — regulator prędkości obrotowej turbiny, 6 — turbina, 7 — pompa utleniacza, 8 — pompa paliwa, 9 — przepływomierze-czujniki, 10 — regulator składu mieszanki, 11 — regulator ciągu, 12 — zawory sterujące, 13 — głowica wtryskowa, 14 — komora silnika, u — magistrala utleniacza, p — magistrala paliwa, $d_1 \div d_4$ — oddziaływanie ciśnienia panującego w komorze spalania, n — oddziaływanie prędkości obrotowej turbiny, m — oddziaływanie przeciążeń w locie

Na rys. 22 podano schemat sprzężonego układu regulującego skład środka napędowego i ciąg silnika. Ciąg jest tutaj regulowany sposobem ciśnieniowym, skład środka napędowego — za pomocą pomiaru przepływu paliwa. Ponadto regulowana jest praca wytwornicy gazu za pomocą regulatora tachometrycznego i czujnika ciśnieniowego. Cały układ regulacji składa się z sześciu zamkniętych obwodów regulacyjnych z odpowiednimi sprzężeniami. Poza uwidocznionymi na rys. 22 elementami regulacyjnymi, w układzie znajduje się szereg pomocniczych regulatorów, które przekazują odpowiednie impulsy podstawowemu układowi w przypadku niestatecznej pracy zespołu napędowego.

Podany układ uległby dalszej komplikacji, gdyby ciąg był regulowany nie tylko co do wartości, ale również co do kierunku działania. Na rys. 23 podano schemat blokowy układu regulującego kierunek wektora ciągu. Za-

sadniczym tutaj wymaganiem jest warunek małej bezwładności działania mechanizmu i zachowanie proporcjonalności zmian prędkości kątowej wektora ciągu względem mocy sygnału. Trudnym problemem jest zapewnienie szczelności instalacji hydraulicznej i niezawodności działania mechanizmu w wysokich temperaturach.



Rys. 23. Schemat blokowy regulacji dyszy przystosowanej do zmiany kierunku ciągu: 1 — sygnał regulujący (pochodzący od pilota lub układu naprowadzania pocisku), 2 — wzmacniacz, 3 — mechanizm sterujący dyszą, 4 — dysza wylotowa regulowana, 5 — dajnik sprzężenia zwrotnego

W ogólnych wymaganiach stawianych układom regulacji silników, szczególnie ważną rolę odgrywa prostota konstrukcji, polegająca na minimalnej ilości elementów. Wiąże się z tym ściśle moc i ciężar generatorów energii, koniecznych do napędu mechanizmów regulacyjnych, jak i niezawodność pracy całego układu.

Znaczenie prac doświadczalnych

Analiza teoretyczna stanowiąca podstawę konstrukcji prototypu raketowego zespołu napędowego, nawet przy uwzględnieniu nowoczesnych maszynowych metod obliczeniowych, nie daje wystarczającej pewności uzyskania parametrów pracy silnika zgodnych z teoretycznymi założeniami. Przyjęty model matematyczny może nawet obejmować wszystkie czynniki (człony) mające wpływ na pracę silnika, co rozwiązuje zagadnienie w zakresie jakościowym, to jednak uzyskanie wyłącznie tą drogą ścisłych informacji ilościowych jest praktycznie niemożliwe. Z punktu widzenia teoretycznego, dopuszczając nawet możliwość ścisłego ujęcia problemu również pod względem ilościowym, analiza teoretyczna w tak szeroko pojętym znaczeniu traciłaby sens jako metoda prostsza i tańsza w porównaniu do badań doświadczalnych. Dotyczy to przede wszystkim problemów nieustalonego spalania i drgań konstrukcji zespołu napędowego. Analiza teoretyczna, nie wybiegająca poza ramy uzasadnione ekonomicznie, nie może w stadium prac projektowych ściśle uwzględnić szeregu czynników, jak zakłócenia pochodzenia termo- i hydrodynamicznego, wzajemny wpływ elementów konstrukcji itp., działających w rzeczywistości i mających duży wpływ na charakter pracy zespołu.

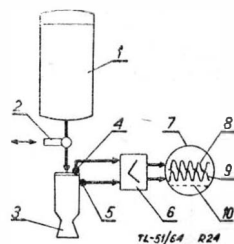
Ograniczając zagadnienie wyłącznie do problemu spalania, ma się pomimo tego do czynienia z szeregiem różnorodnych procesów wzajemnie uzależnionych. Na przebieg przygotowania mieszanki i proces spalania wpływają nie tylko parametry dotyczące bezpośrednio komory spalania i głowicy wtryskowej, ale również duży wpływ wywierają chemiczne i fizyczne własności składników środka napędowego, charakterystyki zaworów regulacyjnych, pomp zasilających, regulatorów ciśnienia itp. Ponadto na przebieg spalania wpływają sztywność konstrukcji pocisku (zbiorników, przewodów), przeciążenia w locie, układ ciśnień w instalacji zasilania, wielkość i rozkład sił aerodynamicznych i temperaturę poszczególnych zespołów rakiety.

Sam problem odpowiedniego doprowadzenia środka napędowego do komory za pomocą najprostszych wtryskiwaczy strumieniowych nie ma ścisłego, a jednocześnie prostego opracowania teoretycznego. W zakresie pracy wtryskiwaczy występuje zjawisko pewnej nieciągłości określone pojęciem uderzenia hydraulicznego (hydraulic fillip). Zjawisko to towarzyszy zmianie przepływu z laminarnego na turbulentny i odwrotnie. Może to poważnie komplikować rozruch silnika i utrudnić zachowanie statecznej pracy silnika w pełnym zakresie zmian ciągu. Dokładne poznanie pracy wtryskiwaczy wymaga badań doświadczalnych.

Ważny problem drgań rakiet ma szczególnie doniosłe znaczenie w przypadku stosowania silników z ciągiem re-

gulowanym. Realizacja konstrukcji odpornych na drgania jest jednym z naczelnych tematów obecnych prac rozwojowych. Niskie częstotliwości rzędu kilkudziesięciu do kilkuset Hz opanowują przede wszystkim komorę spalania, układ wtryskowy oraz instalację zasilania. Badania doświadczalne wykazują także drgania wysokich częstotliwości rzędu powyżej 1000 Hz, które chociaż nie mają większego wpływu na przebieg procesu zasilania i spalania, to jednak działają szkodliwie na konstrukcję pocisku i wywołują znaczny spadek sprawności napędowej. Doświadczenia i badania teoretyczne wykazują związek drgań z geometrią silnika, własnościami fizycznymi i chemicznymi środka napędowego oraz z układem ciśnień w instalacji zasilania.

W próbach stoiskowych duże usługi oddają generatory drgań harmonicznym o zmiennej częstotliwości. Generatory jako elementy zakłócające pracę zespołu napędowego, w zależności od miejsca ustawienia i zakresu pracy, dają łącznie z aparaturą rejestrującą ogólne informacje o odporności konstrukcji na drgania. Wynikające z badań wnioski opierają się na porównaniu wielkości i przesunięć fazowych mierzonych amplitud. Występujące drgania mogą być w pewnym stopniu programowane w tym sensie, że drogą nieznacznych zmian parametrów pracy i elementów konstrukcji zespołu napędowego można zmniejszyć intensywność drgań i przesunąć zakresy ich powstawania. Poważniejsze zmiany w zakresie regulacji i konstrukcji mogą w zupełności wyeliminować drgania szczególnie niebezpieczne. Jak wykazały badania [lit. 6, 10] problem ten wiąże się również z konstrukcyjnym układem pocisku, wobec czego badania naziemne prowadzone na wyodrębnionych zespołach nie są zupełnie miarodajne. Na rys. 24 podano schemat badania drgań zespołu napędowego rakiety



Rys. 24. Układ pomiarowy drgań zespołu napędowego na jednoskładnikowy środek napędowy z ciśnieniowym systemem zasilania: 1 — zbiornik środka napędowego, 2 — generator drgań zmiennej częstotliwości, 3 — komora spalania, 4 — czujnik ciśnienia wtrysku p_1 , 5 — czujnik ciśnienia spalin, p_2 , 6 — wzmacniacz, 7 — oscylograf, 8 — przebieg p_1 , 9 — przebieg p_2 , 10 — podstawa czasu

na jednoskładnikowy środek napędowy. Układ badanego zespołu odpowiada ściśle ustawieniu w pocisku. Badania polegają na tym, aby instalację zasilania lub procesowi spalania nadać drgania harmoniczne. Uzależniony od tego rejestrowany przebieg parametru wyjściowego daje znać dużymi amplitudami o niebezpiecznych zakresach pracy zespołu. W przypadku podobnych badań silnika na dwuskładnikowy środek napędowy konieczna jest synchronizacja generatorów drgań w magistrali paliwa i utleniacza tak, aby skład środka napędowego nie ulegał w tych badaniach większym zmianom.

Próby stoiskowe nie rozwiązują w pełni problemu, chociażby w powodu niemożności uwzględnienia przeciążeń, wszechstronnie wpływających na pracę zespołu. Stanowią one końcowy etap badań naziemnych bezpośrednio poprzedzający próby lotne decydujące o wartości konstrukcji.

LITERATURA

1. Praca zbiorowa: Liquid Rockets and Propellants. Acad. Press, N. Y., Londyn 1960
2. G. P. Sutton: Rocket Propulsion Elements, N. Y. 1958
3. J. Humphries: Rockets and Guided Missiles. Londyn 1958
4. M. Barrere i inni: Dwizienie Rakiet (przekład z franc.), Izd. Inostr. Liter., Moskwa 1959
5. St. Wójcicki: Silniki Pulsacyjne, Strumieniowe, Raketowe, Wyd. MON, W-wa 1962
6. M. J. Szewieluk: Teoreticzeskije Osnovy Projektirovanija Zidkostnyh Raketnyh Dwigatelej, Oborongiz, Moskwa 1960
7. W. E. Alemasow: Teoria Raketnyh Dwigatelej, Oborongiz, Moskwa 1962
8. G. Siniarijew, M. Dobrowolski: Silniki raketowe na paliwo płynne, Wyd. MON, 1958
9. E. Schmidt: Thermodynamik, Wyd. Springer, Berlin 1958
10. „VDI — Zeitschrift”, zes. 2/57
11. „J. Aerospace Science”, zes. 10/60
12. „AIAA Journal”, zes. 12/63
13. „Aerospace Engineering”, zes. 5/62
14. „Woprosy Raketnoj Tiechniki”, zes. 6, 10/62, 3, 11/63
15. „Awiacja i Kosmonawtika”, zes. 7/63
16. „L'Air et L'Espace”, zes. 4/62
17. „Technique et Science Aeronautiques et Spatiales”, zes. 3/63

Przyrząd do cechowania dynamicznego tensometrów oporowych w wysokich temperaturach

Pomiary naprężeń w temperaturach wysokich, tzn. w temperaturach przewyższających 200—250 °C, mimo że oparte są na tej samej zasadzie, różnią się w praktyce od pomiarów w temperaturach niższych. Jakość wykonanego pomiaru w temperaturze wysokiej jest w dużo większym stopniu uzależniona od praktycznych umiejętności i wprawy wykonującego pomiar. Tensometry do wysokich temperatur są dostarczane w postaci drucikowej lub foliowej siatki, przewidywająco zabezpieczonej od uszkodzeń w czasie transportu i w czasie naklejenia.

Producent podaje zwykle, poza innymi danymi, jedynie orientacyjną wartość współczynnika czułości, który po naklejeniu tensometru na badany element może mieć różne wartości, w zależności od staranności wykonującego skomplikowany proces klejenia. Z tych względów laboratorium wykonujące dynamiczne pomiary tensometryczne w wysokich temperaturach powinno być wyposażone w przyrządy do cechowania dynamicznego tensometrów oporowych. Przyrządy takie dają możliwość nie tylko przeprowadzenia pewnego rodzaju treningu w naklejeniu tensometrów, ale również treningu w szybkiej obsłudze zwykle skomplikowanej aparatury tensometrycznej. Ma to duże znaczenie, zwłaszcza przy pomiarach naprężeń w łopatkach turbin silników odrzutowych, gdyż z powodu krótkiej żywotności kolektora tensometrycznego oraz samych tensometrów pomiar powinien być przeprowadzony w jak najkrótszym czasie.

Zbudowany przez autora przyrząd oznaczony symbolem ZM7 jest wykorzystany, oprócz wspomnianego treningu,

również do badania produkowanych wysokotemperaturowych tensometrów drucikowych i foliowych.

Opis przyrządu

Dwie belki o jednakowych wymiarach przymocowane są do podstawy (rys. 1) tworząc rodzaj kamertonu. U nasady belek wykonane są wykroje na tensometry badane. Do końców obu belek przymocowane jest lustro w ten sposób, że pod wpływem drgań kamertonu wykonuje ono obrotowy ruch drgający. Wiązka światła z oświetlacza odbija się od lusterka i padając na ekran z podziałką daje plamkę świetlną.

W czasie drgań plamka poszerza się w miarę wzrostu amplitudy dając smugę świetlną, której długość odczytywana na podziałce ekranu jest odpowiednio wyskalowana i jest miarą wydłużeń w części pomiarowej belek kamertonu. Na końcu jednej z belek znajduje się stycznik zasilany prądem stałym około 50 mA. W czasie drgań stycznik powoduje przerwy w przepływie prądu. Powstałe w ten sposób impulsy, wzmożone we wzmacniaczu, zasilają cewki elektromagnesów działających na końce belek kamertonu. Amplitudę drgań reguluje się potencjometrem wzmacniacza. Część kamertonu wystająca poza piec chłodzona jest strumieniem powietrza oraz wodą przepływającą przez odpowiednio wykonane kanały w korpusie.

Skalowanie przyrządu

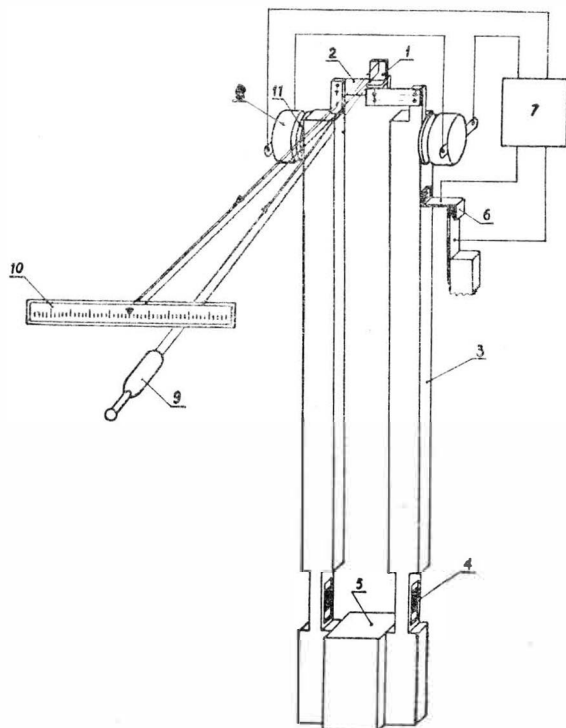
Zależność wydłużeń w miejscu przewidzianym na przyklejenie badanych tensometrów, od wychylenia plamki świetlnej na ekranie znaleziono obliczeniowo, a następnie doświadczalnie przy pomocy zwykłych tensometrów na podkładzie papierowym. Poprawki wynikające ze zmniejszenia modułu Younga, a co za tym idzie i częstości drgań pod wpływem nagrzania kamertonu, znaleziono obliczeniowo. Przy temperaturze 700 °C poprawki te nie przekraczały 3%. Jako aparatury tensometrycznej przy skalowaniu używano mostka prądu stałego firmy Savage & Parsons z rejestracją na oscylografie pętlicowym.

Opis badań

Przedmiotem pierwszych badań były tensometry drucikowe, wężykowe. Wykonano je z drutu nichromowego o średnicy 0,03 mm, baza wynosiła 8 mm. Końcówki w postaci tasiemki nichromowej zgrzewano przy pomocy zgrzewarki punktowej własnego wyrobu. Dalsze odprowadzenia wykonano z grubych drutów nichromowych umieszczonych w rurkach porcelanowych, przymocowanych do korpusu kamertonu. Wszystkie przewody odprowadzające ekranowano blachą nichromową. Tensometry naklejono na belki przy pomocy specjalnego cementu wykonanego w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych.

W procesie obróbki cementu kamerton z naklejonymi tensometrami wygrzewano do 700 °C. Dotychczas tensometry przebadano w temperaturach 600 °C w zakresie wydłużeń $\varepsilon = 0 \div 4 \cdot 10^{-4}$.

Na oscylogramach umieszczono linię znacznika czasu, co pozwoliło na jednoczesny pomiar modułu Younga. W dalszych pracach przewiduje się badania tensometrów foliowych, których pierwsze krótkie serie już wykonano.



Rys. 1. Przyrząd do cechowania dynamicznego tensometrów oporowych w wysokich temperaturach; 1—lustro, 2—blaszka sprężysta, 3—belka kamertonu, 4—tensometr badany, 5—podstawa kamertonu, 6—styki przerywacza, 7—wzmacniacz, 8—elektromagnesy, 9—oświetlacz, 10—ekran z podziałką, 11—płytki żelazne

WCT NOT zorganizowały w dniach 22—24 X 1964 r. „Dni Prasy Technicznej“ na Śląsku w ramach obchodów XX-lecia PRL.

Program wycieczki redaktorów czasopism technicznych obejmował: zwiedzanie wystawy postępu technicznego w Chorzowie, nowoczesnej kopalni, nowoczesnej huty żelaza oraz wiele spotkań, prelekcji i konferencji prasowych. Organizatorem pierwszego dnia „Hutniczego” było Zjednoczenie Hutnictwa i Stali. W ramach tego dnia odbyła się konferencja prasowa na temat aktualnego stanu i perspektywy polskiego hutnictwa. W toku obszernej dyskusji nasświetlony został dorobek i osiągnięcia tej dziedziny przemysłu oraz jego bolączki i niedociągnięcia. Dobrą ilustracją narady było zwiedzanie huty „Kościusko” oraz dalsze informacje uzyskane na drodze rozmów z robotnikami i personelem technicznym huty. Pozwoliło to bliżej zapoznać się z tymi trudnymi zagadnieniami, a tak istotnymi dla gospodarki narodowej. Druga część dnia wypełniona została zwiedzaniem wystawy postępu technicznego, a także zapoznaniem się z działalnością tamtejszego ośrodka doskonalenia kadr inżynierskich i technicznych.

Sama wystawa z bogatą kolekcją eksponatów wykonanych w różnych ośrodkach i zakładach produkcyjnych daje przegląd rozwoju myśli racjonalizatorskiej na terenie Śląska. Stałe pawilony umożliwiają ciągłą ekspozycję na przestrzeni całego roku.

Organizatorem „Dnia Górniczego” był Zarząd Główny Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Górnictwa. Dzień rozpoczął się wycieczką do kopalni „Wesoła”, gdzie po wstępnym zapoznaniu uczestników z ogólną geografią i lokalizacją kopalni oraz rozłożeniem pokładów, nastąpił zjazd do kopalni. W czasie wyprawy redaktorzy mieli możliwość zapoznania się z budową kopalni, jej organizacją, problemami transportu, łączności, wentylacji i odwadniania, maszynami i urządzeniami oraz warunkami pracy górników.

Dla wielu uczestników pobyt „na dole” w kopalni zaskoczył niezatarte wrażenie oraz umożliwił realną ocenę niezmiernie trudnej i niebezpiecznej pracy górnika. Na przykładzie tej kopalni można stwierdzić olbrzymią przemianę, jaka się dokonała w metodach pracy, stosowanych środkach i organizacji. Dla ilustracji należy podać, że w kopalni tej prawie wyeliminowano stosowanie obudów drewnianych, a mechanizacja objęła 95% urobku węgla. Konferencja poprowadzona przez dyrektora kopalni pozwoliła prześledzić trudną drogę rozwoju tej placówki od momentu jej powstania do rekordowych wydobyci ponad 2000 kG węgla na dobę na 1 pracownika. Przedstawione zostały również aktualnie wprowadzane kierunki postępu, na przykład tzw. „koncentracja wydobycia”, która dzięki lepszemu rozłożeniu środków pozwala poważnie zwiększyć wydobycie bez prowadzenia specjalnych inwestycji. Również na koncie osiągnięć należy zapisać ogromny wzrost stabilności załogi oraz poważny wzrost bezpieczeństwa pracy i zmniejszenie się liczby wypadków. W dalszej części programu dnia redaktorzy

wzięli udział w spotkaniu z gospodarzami Śląska, towarzyszami: E. Gierkiem i J. Ziętkiem, na którym omawiana była rola prasy w budownictwie socjalistycznym.

Na zakończenie drugiego dnia pobytu, wycieczka redaktorów zaproszona została do „Domu Górnika” w Nowych Tychach. Tu uczestnicy mieli możliwość zapoznania się z udanymi rozwiązaniami architektonicznymi nowego socjalistycznego miasta. Na konferencji, którą poprowadził przewodniczący Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Górnictwa minister Górnictwa i Energetyki inż. J. Mitrega, przedstawione zostały ogólne problemy resortu, rozwój i osiągnięcia, niedomagania i kłopoty, oraz perspektywa najbliższej 5-letki. Przewodniczący zapoznał zebranych z pracą i osiągnięciami Stowarzyszenia, zagadnieniem współpracy różnych ogniw, wymianą doświadczeń między załogami, doskonaleniem oraz czytelnością prasy technicznej.

Miły wieczór spędzony w Klubie Technika w Tychach pozostawił przekonanie o dobrej pracy stowarzyszenia, jego prężności i zwartości wszystkich ogniw.

Organizatorem trzeciego dnia były Zakłady Górniczo-Hutnicze „Orzeł Biały” w Brzezinach Śląskich. Jest to właściwie zespół dwóch zakładów obejmujący kopalnię polimetali oraz hutę i zakłady wzbogacenia rud. Wycieczkę podzielono na trzy grupy według zainteresowań i umożliwiono bezpośrednie zapoznanie się z wydobyciem rud, z prażeniem tlenków rud oraz wzbogacaniem rud na drodze granifacyjnej i flotacyjnej. Z procesu tego uzyskuje się koncentraty galeny ołowiowej, blendy cynkowej i inne.

Zorganizowana narada po zakończeniu zwiedzania rozszerzyła wiadomości o zakładzie i jego osiągnięciach i kłopotach, wyjaśniła wiele problemów technicznych, organizacyjnych itp. Pozwoliła zawrzeć wiele osobistych kontaktów z ludźmi tego terenu, z działaczami i aktywem zakładu.

Zwiedzenie Zakładów „Orzeł Biały” stanowiło ostatni punkt programu wycieczki.

Oceniając całość imprezy trzeba powiedzieć, że była to wycieczka w pełni udana, celowa, o bardzo bogatym programie wypełnionym z nadwyżką, za co należą się szczególne słowa uznania odpowiedzialnym organizatorom redaktorom: B. Zamojskiemu i W. Świdierskiemu.

Można być wdzięcznym dyrekcji WCT NOT za dobrą poglądową lekcję w terenie, za umożliwienie wymiany doświadczeń z ludźmi Śląska, za kontakty i nici, które połączyły redakcję czasopism technicznych z sercem przemysłu polskiego. Szczególna wdzięczność należy się gospodarzom terenu Śląska za ich gościnę, za serdeczne przyjęcie, za szczerą wymianę myśli i doświadczeń.

Obserwacja ich entuzjazmu pracy dodaje nowych sił i pozwala jasno patrzeć w przyszłość przemysłu i całej gospodarki polskiej. W osobach uczestników pozyskał Śląsk nie tylko oddanych przyjaciele, ale i entuzjastów oraz propagatorów tego najbogatszego zakątka Polski i jego wspaniałych mieszkańców.

A. G.

WIADOMOŚCI SIMP

■ Opracowany został program włączenia się SIMP do realizacji uchwał IV Zjazdu PZPR. Program przewiduje m. in. dalszy współudział członków w przeprowadzaniu oceny stanu nowoczesności wyrobów i planów uruchamiania produkcji wyrobów nowoczesnych i w ocenach wykorzystywania zdolności produkcyjnych zakładów, w rozwoju produkcji eksportowej wreszcie przeprowadzaniu rewizji założeń inwestycyjnych.

■ W związku z przewidzianym na drugi kwartał 1965 r. Wąskim Zjazdem Delegatów SIMP ustalono ramowy terminarz zebrań sprawozdawczo-wyborczych w sekcjach i kołach zakładowych oraz oddziałach Stowarzyszenia, postanawiając odbycie narad zarządów oddziałów z przewodniczącymi kół zakładowych przy udziale przedstawicieli Zarządu Głównego SIMP. Przewidziano również zorganizowanie narady przewodniczących sekcji i komisji SIMP dla podsumowania ich działalności i ustalenia planu pracy.

■ Prezydium Zarządu Głównego SIMP ustaliło terminy przeprowadzenia akcji sprawozdawczo-wyborczej w ogniwach organizacyjnych Stowarzyszenia. W styczniu i lutym 1965 r. odbędą się zebrań sprawozdawczo-wyborcze w kołach zakładowych SIMP, na których podsumowano działalność kół w ostatniej kadencji i wybrano nowe zarządy kół. W marcu odbędą się walne zgromadzenia oddziałów SIMP.

Akcja sprawozdawczo-wyborcza odbędzie się w tych samych terminach również w sekcjach naukowo-technicznych SIMP. W pierwszej kolejności odbędą się zebrań oddziałów terenowych sekcji, które wybiorą przedstawicieli na Walne Zgromadzenie Delegatów Sekcji i ocenią ich działalność.

■ Z okazji Walnego Zjazdu Delegatów SIMP przyznane będą nagrody SIMP za prace w dziedzinie postępu technicznego. Komitet Nagród SIMP ustalił, że wnioski dotyczące nowych w kraju, poważnych rozwiązań naukowych, konstrukcyjnych lub technologicznych, jak również prac z zakresu literatury i prasy naukowo-technicznej. Jednym z warunków przyznania nagrody jest aktywna działalność stowarzyszeniowa. Termin składania wniosków przez oddziały i sekcje Stowarzyszenia mija w dniu 28 lutego 1965 r.

■ Prezydium ZG SIMP stwierdziło, że współzawodnictwo kół zakładowych jest poważnym bodźcem wzrostu aktywności zawodowej i społecznej członków SIMP. W związku z tym, Prezydium uchwaliło podwyższenie wysokości nagród z tego tytułu na rok 1965.

■ Wydana została i rozesłana do oddziałów, kół zakładowych i sekcji Stowarzyszenia broszura pt. „Regulaminy i instrukcje SIMP”, zawierająca wszystkie obowiązujące w Stowarzyszeniu przepisy.

■ W październiku ub. r. odbyła się w Poznaniu III Krajowa Narada Aktywu Techniczno-Społecznego, zorganizowana przez Zarząd Główny Zw. Zaw. Metalowców i SIMP, a poświęcona rozwojowi racjonalizacji i wyaluzności pracowniczej w przemyśle elektromaszynowym. Na naradzie ogłoszono wyniki konkursu na najlepszy klub techniki i racjonalizacji w przemyśle metalowym. Pierwsze miejsce i sztandar przechodni ZZMet. uzyskał po raz drugi KTiR przy Zakładach H. Cegielski w Poznaniu, drugie — KTiR przy Fabryce Samochodów Osobowych na Zeraniu.

KANADYJSKI SAMOŁOT V/STOL Z PRZESTAWIALNYM SKRZYDŁEM

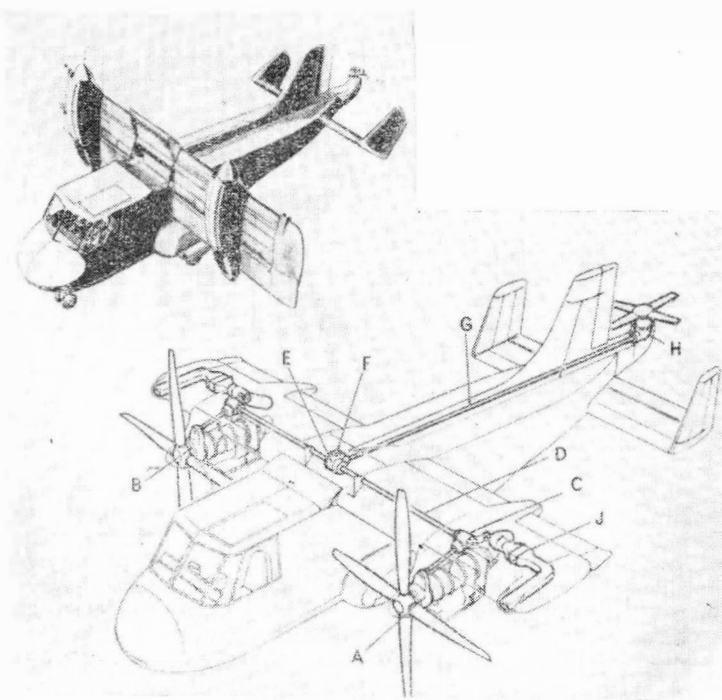
Jak już wspomniano w „Nowościach” kanadyjska wytwórnia płatowców Canadair Limited w Montrealu buduje dwusilnikowy samolot śmigłowy CL-84 o pionowym lub skróconym starcie z zastosowaniem przestawialnego skrzydła. Początkowo zamierzano skonstruować mały samolot wielocelowy z dwoma silnikami o mocy 500 KM, jednak późniejsza analiza możliwości zastosowań samolotu wykazała celowość zwiększenia jego wymiarów i osiągnięć. W obecnym układzie samolot ma dwa silniki o mocy 1420 KM i dzięki zwiększonym osiągom ma być stosowany również jako samolot bojowy do zadań w strefie przyfrontowej, np. do osłony śmigłowców.

Samolot ma krótkie, prostokątne skrzydło o małym wydłużeniu; na całej swej rozpiętości znajduje się ono pod działaniem strumieni zaśmigłowych obu czteropłatowych śmigieł o stosunkowo dużej średnicy. Napęd stanowią dwa

ciągu śmigieł dochodzi jeszcze reakcja odchylonych przez kłapy skrzydła strumieni zaśmigłowych.

Układ sterowania samolotu został tak zaprojektowany, aby niezależnie od fazy lotu działał podobnie jak w samolotach konwencjonalnych. Skrzydło na całej rozpiętości jest zaopatrzone w kłapy, które działają również jako lotki. Poza tym do zwiększenia siły nośnej zastosowano na nosku skrzydła kłapy Kruegera i w środkowej części skrzydła slot. W czasie pionowego startu i lądowania ciąg śmigieł jest zmieniany przez zmianę ich skoku, przy czym regulator utrzymuje stałą prędkość obrotową. Sterowanie względem osi pionowej odbywa się w ten sposób, że ciąg jednego śmigła zwiększa się, a drugiego zmniejsza, sterowanie względem osi podłużnej — przez różnicowe wychylenie kłap i sterowanie względem osi poprzecznej — przez zmianę skoku śmigła ogonowego.

Uzbrojenie wersji wojskowej samolotu CL-84 ma stanowić karabin maszynowy o kalibrze 7,62 mm, działko o kalibrze 20 mm i dwa zasobniki rakietowe z 19 rakietami każdy.



silniki turbinowe Lycoming T 53, które są między sobą połączone układem wałów i przekładni, dzięki czemu w przypadku uszkodzenia jednego z silników nie występuje asymetria ciągu. Układ ten napędza poza tym śmigło ogonowe o pionowej osi obrotu, służące do ustabilizowania samolotu w zawisie. W skrzynce napędu śmigła ogonowego znajduje się sprzęgło i hamulec, ponieważ po zakończeniu manewru przejścia śmigło musi zostać wyłączone i zahamowane.

Przed rozpoczęciem pionowego startu skrzydło łącznie z silnikami jest przestawiane o 90°, śmigło ogonowe zostaje włączone, a usterzenie wysokości ustawione na największy kąt, tj. około 30°. Przy przechodzeniu do lotu poziomego skrzydło i usterzenie wysokości powracają równocześnie do normalnego położenia, podczas gdy skok śmigła ogonowego zmniejsza się stopniowo w miarę wzrastającej skuteczności steru wysokości (przy określonej prędkości lotu śmigło to zostaje wyłączone).

W przypadku dogodnych warunków terenowych stosuje się start skrócony i wówczas można wykorzystać pełny udźwig samolotu (ciężar całkowity samolotu przy starcie skróconym jest większy o około 1100 kG, a ciężar ładunku prawie dwukrotnie większy niż przy starcie pionowym). W tych warunkach skrzydło przestawia się o kąt zależny od ciężaru startowego samolotu i od możliwej długości rozbiegu. W porównaniu ze startem pionowym uzyskuje się wówczas większą siłę nośną, ponieważ do pionowej składowej

Dane samolotu :

Rozpiętość	10,15 m
Długość	13,85 m
Wysokość	4,26 m
Maks. ciężar paliwa	726 kG

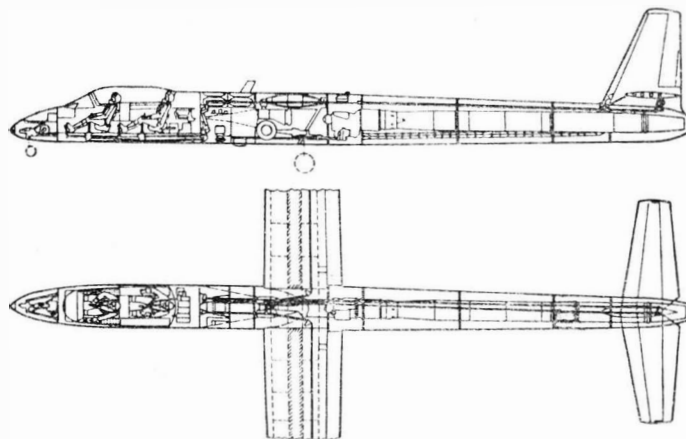
	STOL	VTOL
Maks. ciężar całkowity	6668 kG	5534 kG
Prędkość maksymalna		
n.p.m. przy maksymalnym ciężarze	526 km/h	532 km/h
Prędkość przelotowa	278 km/h	371 km/h
Długość lotu	1,73 h	1,47 h
Zasięg	480 km	543 km
Ciężar ładunku	2676 kG	1542 kG

Oznaczenia na rysunku: A — przekładnia między silnikiem a śmigłem; B — urządzenie do zmiany skoku śmigła; C — przekładnia kątowa w skrzydle; D — wały łączące silniki; E — skrzynka napędu śmigła ogonowego ze sprzęgłem i hamulcem; F — napęd urządzeń pomocniczych; G — wał napędowy śmigła ogonowego; H — przekładnia kątowa śmigła ogonowego; J — chłodnica oleju silnika.

W. K

SAMOŁOT DO BADAŃ METEOROLOGICZNYCH NA DUŻYCH WYSOKOŚCIACH

W instytucie badań lotniczych w Monachium (FFM-Flugwissenschaftlichen Forschungsanstalt Muenchen) zaprojektowano samolot odrzutowy do przeprowadzania badań meteorologicznych i aerofizycznych na dużych wysokościach. Układ samolotu pokazuje załączony rysunek. Jak wykazały wstępne studia, większość badań powinna być przeprowadzana tylko w locie ślizgowym z wyłączonym silnikiem, przy małych liczbach Macha (najwyżej 0,6) i przy dużych



stosunkach C_z/C_x . Ze względu na duże obciążenia od podmuchów od konstrukcji samolotu wymaga się najwyższej wytrzymałości przy możliwie małym ciężarze. W związku z tym zdecydowano się na zastosowanie klejonej konstrukcji przekładkowej ze stopu lekkiego. Ponieważ w locie ślizgowym opory aerodynamiczne powinny być jak najmniejsze, silnik został zabudowany wewnątrz kadłuba. Wloty silnikowe są typu rampowego — dzięki czemu nie wystają poza obrys kadłuba — i w locie ślizgowym mogą być zamknięte. Aby zmniejszyć straty w kanale łączącym silnik z dyszą wylotową, zastosowano za turbiną silnika dyfuzor, który zmniejsza prędkość gazów wylotowych. Samolot jest napędzany silnikiem Pratt and Whitney JT12A-6 o ciągu 1360 kG.

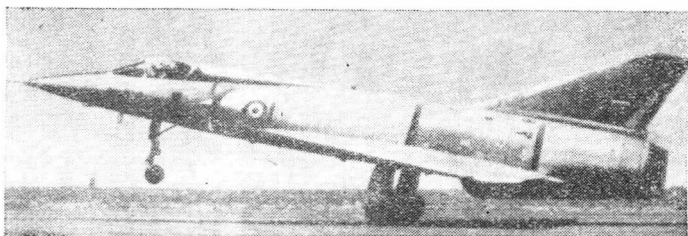
Dane samolotu :

Rozpiętość	30,0 m
Długość	16,9 m
Powierzchnia skrzydła	45,6 m ²
Wydłużenie skrzydła	20
Ciężar całkowity w zależności od zadania	3400—3800 kG
Obciążenie powierzchni nośnej	75—83 kG/m ²
Pałap praktyczny	16 000 m

W. K.

BUDOWA SAMOLOTU VTOL „MIRAGE” III V W STADIUM REALIZACJI

Program budowy francuskiego samolotu bojowego pionowego startu „Mirage” III V wszedł obecnie w stadium prób. Po próbach samolotu doświadczalnego „Balzac” przeprowadzono próby w locie dwuprzepływowego silnika z dopalaczem SNECMA TF-104, przy czym jako latająca hamownia



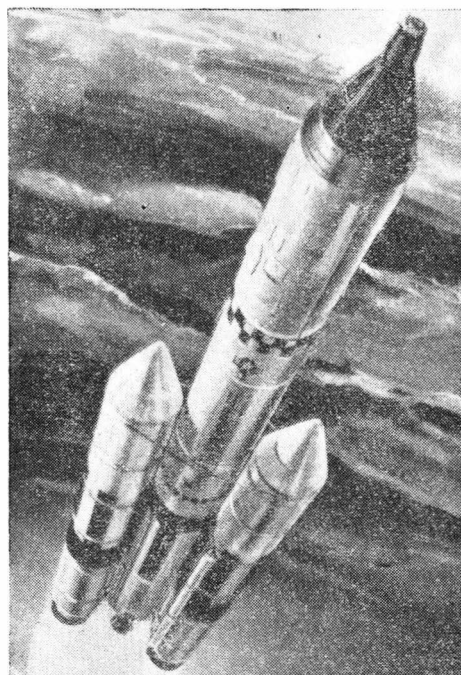
służył samolot „Mirage” III T. W Melun przygotowano już do lotów pierwszy egzemplarz samolotu „Mirage” III V z ośmioma silnikami nośnymi RB.162 oraz z silnikiem TF-104; w końcu roku 1964 silnik TF-104 miał być zastąpiony silnikiem TF-106. Drugi egzemplarz samolotu będzie wyposażony w silnik TF-306. Poza tym buduje się samolot „Mirage” III F, który będzie większy od obecnych samolotów „Mirage” i przystosowany przede wszystkim do wykonywania zadań szturmowych.

W. K.

PROJEKT LABORATORIUM ORBITALNEGO

Najnowszym amerykańskim programem kosmicznym jest budowa załogowej stacji orbitalnej MOL (Manned Orbital Laboratory). Stacja ma się składać z kabiny „Gemini” oraz z właściwego laboratorium w kształcie cylindra o wielkości małego wagonu mieszkalnego. W stacji tej dwaj astronauty mają krążyć przez okres jednego miesiąca. Celem lotu jest stwierdzenie możliwości wykonywania zadań wojskowych przez ludzi, którzy przez dłuższy czas przebywają w warunkach kosmicznych. Stacja ma zostać wyniesiona na orbitę okołoziemską przez raketę „Titan” III C, zaopatrzoną poza silnikami na ciekły środek napędowy o ciągu około 150 000 kG w dwa silniki na stały środek napędowy o ciągu 450 000 kG każdy. W czasie startu astronauty będą znajdować się w kabine „Gemini”, dopiero gdy stacja znajdzie się na orbicie przesiądą się do laboratorium. Po zakończeniu zadania astronauty powrócą do kabiny, która na spadochronach opadnie na ziemię. Długość stacji wynosi 6 m, średnica 3 m, ciężar 9100 kG. Nad programem pracują firmy: General Electric, Martin i Douglas. Koszt realizacji programu ma wynieść 1 miliard dol. Start ma się odbyć w końcu 1967 lub na początku 1968 roku.

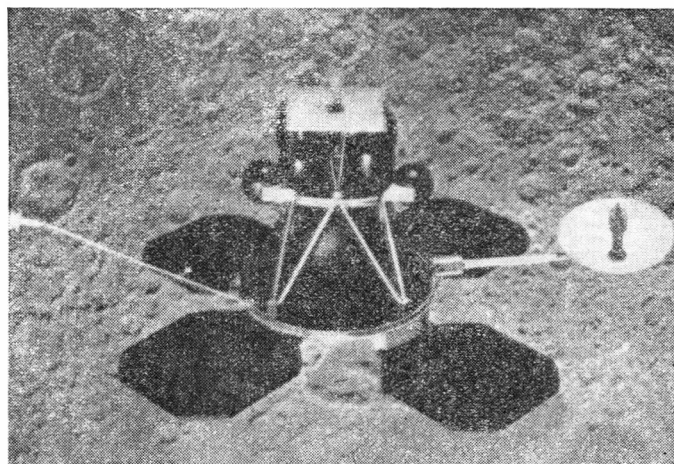
W. K.



PROJEKT „LUNAR ORBITER”

Poczynając od roku 1966 NASA ma wystrzelić za pomocą raket „Atlas-Agena” dziesięć satelitów „Lunar orbiter”, mających dokonać z małej odległości zdjęć Księżyca. Satelity będą zaopatrzone w szereg kamer, które będą wykonywać zdjęcia z odległości mniejszej niż 50 km. Za pomocą teleobiektywu będzie można sfotografować obszar o powierzchni 2070 km², a za pomocą obiektywu szerokokątnego obszar 41 440 km². W przypadku poprawnego przekazania zdjęć odróżni się na nich szczegóły o powierzchni 1÷8 m². Budowę satelity ma zająć się firma Boeing, urządzenia zasilające i przekazujące ma wykonać RCA, a kamery Eastman Kodak.

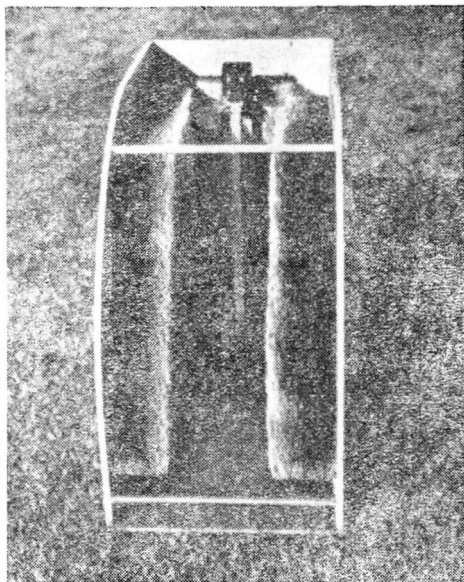
W. K.



„MICROVISION” — URZĄDZENIE UŁATWIAJĄCE LĄDOWANIE PRZY ZŁEJ WIDZIALNOŚCI

Amerykańska firma Bendix zbudowała urządzenie ułatwiające lądowanie samolotów we wszelkich warunkach atmosferycznych. Za pomocą tego urządzenia symuluje się na specjalnym ekranie w kabine pilota światła pasa lotniskowego tak, jakby były one widoczne przy lądowaniu w czasie pogodnej nocy. W przypadku zastosowania dodatkowych elementów urządzenie może dostarczać również danych na temat prędkości samolotu, wysokości, kąta natarcia, kursu i położenia względem horyzontu. Maksymalny zasięg urządzenia wynosi 15 km.

Do naśladowania oświetlenia pasa służą nadajniki krótkich fal, zainstalowane po obu stronach pasa. Każdy z tych nadajników wysyła w ciągu sekundy około 400 impulsów o czasie trwania jednej mikrosekundy. Impulsy te są przyj-

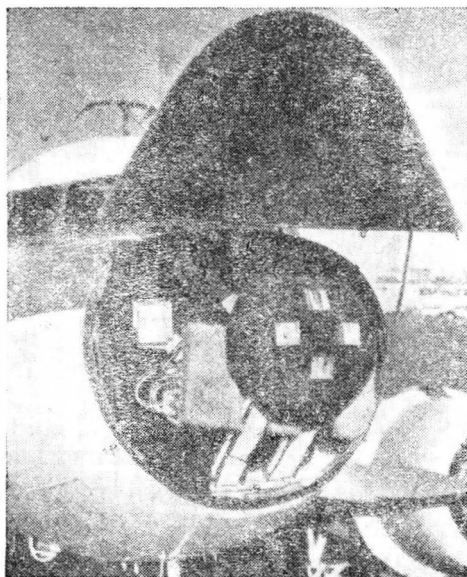


rowane przez zabudowany w nosowej części kadłuba samolotu szerokokątny odbiornik. Odbiornik ten ustala położenie kątowe wszystkich nadajników w odniesieniu do podłużnej i poprzecznej osi samolotu i przedstawia w odpowiedniej perspektywie na ekranie. Wskaźnik obejmuje następujące elementy: lampę katodową, układ optyczny ogniskujący obraz w nieskończoności i lustro rzucające obraz na ekran.

W dotychczas zainstalowanym urządzeniu doświadczalnym nadajniki naziemne pracują na falach 3 cm. W budowie nadajnika zastosowano 40 kW magnetrony. Znajdująca się przed parabolicznym reflektorem antena jest izolowana za pomocą wyściółki z gumowego filcu. Odbiornik pokładowy ma cztery anteny, umieszczone w płaszczyźnie pionowej i poziomej. Podobnie jak w nadajnikach anteny odbiornika są izolowane gumowanym filcem.

Opisana instalacja jest urządzeniem pomocniczym, ułatwiającym pilotowi lądowanie i kontrolę automatycznego systemu lądowania, nie jest natomiast systemem pozwalającym na automatyczne lądowanie.

W. K.



WYZNACZANIE WSPÓLNEJ OSI I INNE POMIARY ZA POMOCĄ ELEKTRONOWEJ POZIOMNICY

Wyznaczanie wspólnej osi, poziomu, płaskości itp. należą do podstawowych problemów pomiarowych. Do tych celów ma służyć nowo opracowane urządzenie o bardzo wysokiej dokładności — elektronowa poziomnica. Podstawowym elementem takiego przyrządu jest wahadło lub bańka powietrzna, jak w poziomnicach dotychczasowych.

Istotnym elementem postępu w nowym przyrządzie jest przetwornik zamieniający mechaniczne pomieszczenie waha-
hadła, czy bańki powietrznej na proporcjonalną wartość

elektryczną, która odczytywana jest na mierniku jako wartość kątowa w sekundach. Nowa poziomnica posiada dokładność autokolimatora, lecz utrzymuje uniwersalność i prostotę poziomnicy konwencjonalnej.

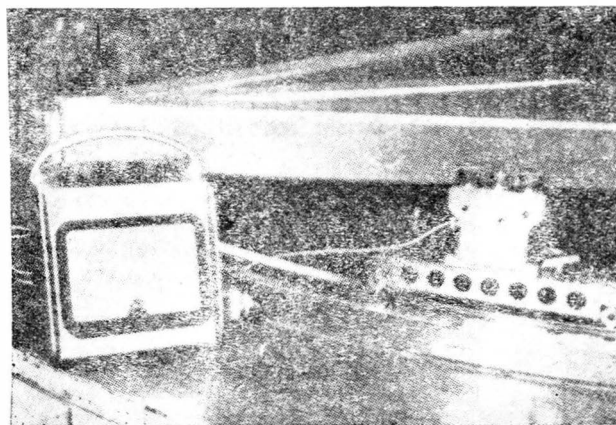
W poziomnicach tych używa się trzech typów przetworników:

- 1) elektrooptyczny wskazujący położenie lusterka wahadła,
- 2) indukcyjny, pracujący w układzie mostka, wskazuje położenie wahała,
- 3) oporowy, pracujący w układzie mostka, wskazujący położenie bańki powietrznej w rurce szklanej.

W każdej grupie występuje wiele odmian przyrządów. We wszystkich odmianach stosuje się różne typy tłumienia.

Podstawowe zastosowania to określanie poziomu np. prowadnic (patrz rysunek), gdzie dokładność poziomu na rolkach odległych o około 2 m wynosi $\pm 0,005$ mm.

Jak widać z rysunku, poziomica umieszczona jest na siłownicy o podstawie 250 mm, a wyniki odczytywane są z miernika po lewej stronie. Drugie poważne zastosowanie, to pomiary płaskości takich elementów, jak płyty traserskie czy montażowe, na których można wykreślić poziomice o różnicy wysokości 0,01 mm. Następne zastosowanie, to



wyznaczanie wspólnych osi — operacje szczególnie ważne w budowie i montażu dużych przyrządów, np. do budowy płatowców. Uniwersalność tych urządzeń pozwala na szerokie ich stosowanie zarówno w zakładach produkcji seryjnej, jak i prototypowej, przy budowie obrabiarek, konstrukcji budowlanych, jak i samolotów. Należy jeszcze dodać, że powtarzalność tych przyrządów, stwierdzona doświadczalnie, jest poniżej 1 mikrona.

A. G.

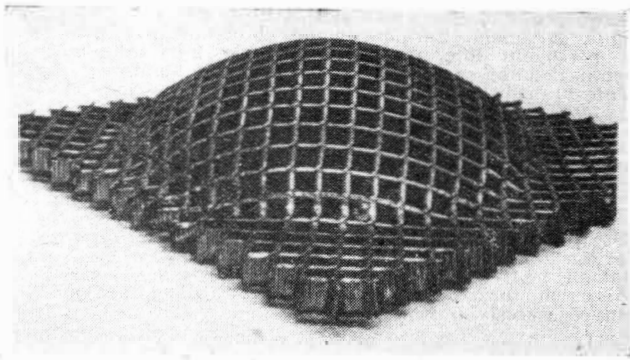
KSZTAŁTOWANIE WYBUCHOWE WYPEŁNIACZY KOMÓRKOWYCH

Wypełniacze komórkowe znajdują coraz szersze zastosowanie w budowie płatowców i satków kosmicznych. Główną ich zaletą jest wysoki stosunek wytrzymałości do ciężaru własnego. Dalsze zalety wypełniaczy komórkowych to duża sztywność, dobre tłumienie drgań, a także korzystne własności cieplne i akustyczne.

Własności te można zmieniać w szerokim zakresie przez zmianę samych wypełniaczy, jak również okładzin. Jednym z ograniczeń w szerokim zastosowaniu tych elementów są poważne trudności w formowaniu elementów wymagających krzywizn dwuwymiarowych i trójwymiarowych. Takie powierzchnie krzywe wykonuje się kilku sposobami. Jednym z nich jest wypełnianie pustych przestrzeni wodą, zamrożenie, obróbka mechaniczna, wytopienie lodu, obciążenie okładzin na kształt zgodny z wypełniaczem i naklejenie lub zlutowanie ich w jeden zespół.

Innym sposobem jest konstrukcyjny podział na elementy składowe i połączenie ich w całość za pomocą śrub. Ostatnio wprowadzony proces wykorzystuje zasadę formowania wybuchowego.

Wykonuje się matryce zwykle w formie wklęsłej, jak do wybuchowego formowania blach. Nad formą umieszcza się wypełniacz z jedną wykładziną przymocowaną. Wykładzina od strony matrycy przylega swobodnie tak, że po zaformo-



waniu można ją zdjąć i wytopić mieszaninę wosku z parafiną z przestrzeni komórkowych. Po oczyszczeniu i przemyciu alkoholem etylowym następuje przytwierdzenie okładziny swobodnej za pomocą kleju, lutowania lub zgrzewania. Podstawową zaletą nowego procesu jest jego prostota, a jednocześnie bardzo dobre wyniki techniczne. Należy dodać, że ekonomia tego procesu jest również o wiele wyższa od dotychczasowych. Na zdjęciu pokazano wypełniacz o komórkach kwadratowych wykonanych ze stali nierdzewnej ukształtowany w czasie kulistą o średnicy 150 mm.

A. G.

SUPERPRZEWODNIKI

Niektóre materiały oziębione do temperatury bliskiej bezwzględnemu zera tracą gwałtownie oporność elektryczną — stają się prawie idealnymi przewodnikami. To zjawisko nadprzewodności pozwala na opracowanie szeregu nowych przyrządów elektrycznych o wybitnych własnościach użytkowych. Na przykład elektromagnes, pokazany na rysunku, wykonany z superprzewodników, potrzebuje tylko tyle energii, ile wymaga utrzymanie niskiej temperatury, w której występuje zjawisko nadprzewodności. Superprzewodnikami mogą być znane materiały jak: ołów, rtęć, aluminium, cyna, lecz mają one bardzo niskie krytyczne pole magnetyczne. Dla osiągnięcia większych pól należało opracować nowe materiały, które poza tym posiadałyby stosunkowo wysoką temperaturę krytyczną (poniżej której występuje zjawisko nadprzewodnictwa) oraz utrzymywałyby dużą gęstość prądu (np. 100 000 A/cm²).

Produkowane obecnie materiały o takich wymaganiach można podzielić na dwie grupy: związki międzymetaliczne i stopy. Do pierwszej grupy należą (Nb₃Sn), (V₃Ga) i (V₃Si). Ich wadą jest wysoka kruchość. Do grupy stopów zalicza się (Nb-Zr) i (Nb-Ti).

Stopy te mają krytyczny strumień magnetyczny ograniczony do 100 000 gausów, ale dają się stosunkowo łatwo obrabiać i ciągnąć (na druty). Stosowanie różnych zabiegów technologicznych, jak obróbka cieplna, pozwala na podwyższenie możliwości tych materiałów.

Możliwości zastosowań superprzewodników są ogromne, szczególnie w badaniach naukowych. Dotychczas zastosowano do pomiarów dyfrakcji neutronów. Drugie zastosowanie to jako magnes stały w urządzeniu maserowym w satelicie Talstar, a służące do wzmacniania sygnałów radiowych. Ciężar całego maseru z magnesem na superprzewodnikach wynosi 4 kG, podczas, gdy takie samo urządzenie z konwencjonalnym magnesem stałym ważyłoby 280 kG. Inne zastosowania to generator magneto hydrodynamiczny. Do skupiania strumienia plazmowego używa się potężnych elektromagnesów. Można je zastąpić elektromagnesami na superprze-



wodnikach. Potencjalna największa możliwość w zastosowaniu magnesów z superprzewodnikami wyłania się przy opracowaniu sterowanej reakcji jądowej. Jest to zagadnienie utrzymania temperatury 100 milionów °C. Jediną znaną możliwością jest „butla magnetyczna”.

Duże zastosowanie rysuje się również w produkcji lotniczej.

Pokazany na rysunku (pośrodku) „zamrożony” magnes na superprzewodnikach przechodzi ostatnią kontrolę w kąpeli płynnego helu. Magnes po lewej stronie przeznaczony jest do wytwarzania strumienia 50 000 gausów przy poborze mocy zupełnie pomijalnym. Magnes konwencjonalny o takim strumieniu ważyłby 6 ton i pobierał moc 50 kW. A. G.

KRONIKA

■ Sekretarz Generalny APRL — na ostatnim plenarnym posiedzeniu Zarządu Gł., omówił zadania i plany Aeroklubu PRL na najbliższe pięciolecie.

Zostanie zorganizowanych 17 aeroklubów wojewódzkich realizujących programy szkoleniowo-obronne. Pozostałych 19 aeroklubów zajmie się zagadnieniami propagandowo-sportowymi w oparciu o dochody własne. Szkoła w Lisich Kątach przekształcona zostanie na Ośrodek Szybowcowy. W przeciągu 2 lat administracja aeroklubów ma zmniejszyć się o 450 osób, zaś koszty utrzymania APRL powinny w pięcioleciu zmaleć o 26%.

Szkolenie kandydatów do OSŁ będzie realizowane w 2-letnim cyklu: pierwszy rok — szkolenie szybowcowe LWP I stopnia (dla uczniów X klas, po szkoleniu teoretycznym), drugi rok — szkolenie samolotowe LWP II stopnia (dla maturzystów, po obozie LWP I stopnia).

W zakresie zabezpieczenia technicznego zakupione zostaną samoloty „Wilga” i „AN. 2” dla potrzeb spadochroniarstwa, przyjęte zostaną samoloty „Bies” — dla szkolenia oraz prototypy M.4 do doświadczalnej eksploatacji.

■ V Mistrzostwa Polski w Akrobacji odbyły się w ub. sezonie w Bielsku-Białej. W zawodach wzięło udział 20 pilotów na samolotach Zlin 26 „Trener”. Pierwsze trzy miejsca zajęli: St. Kasperek (Świdnik), E. Mikołajczyk (Gliwice) i St. Studencki (Zielona Góra). Przedstawiciel Warszawy zajął 14 (i jedyną) lokatę.

■ Rok ubiegły dobrze zapisał się w tabeli rekordów szybowcowych.

St. Kluk (Stalowa Wola) pobił rekord świata, przelatując na „Bocianie” (z pasażerem) trójką z średnią prędkością 109 km/h.

Dankowska i Pogorzelska pobiły na „Bocianie” rekord Polski przebywając w 9 godz. odległość 588 km (aktualny rekord świata 610 km — Rosjanek na „Blaniku”).

■ Szybownicy z Mielca zdobyli w 1964 r.: 36 srebrnych odznak, 14 — złotych, jedną — diamentową i 12 warunków diamentowych; piloci wylatali ogółem 4445 godz.

■ W ciągu ostatniego sezonu lotniczego polscy szybownicy zdobyli 9 odznak diamentowych. Obecnie, w posiadaniu polskich pilotów znajduje się 113 takich odznak z niespełna 400, które przyznała FAI. Przypomnijmy, że 500 naszych pilotów posiada złote odznaki szybowcowe, 2500 — srebrne. Polscy szybownicy są w posiadaniu 56 światowych rekordów.

■ Znakomity pilot szybowcowy Adam Witek otrzymał tytuł i odznakę Zasłużonego Mistrza Sportu.

■ Skoczkowie spadochronowi odnieśli w 1964 r. szereg sukcesów. Skoczkowie z Aeroklubu Mieleckiego ustanowili rekord międzynarodowy i cztery rekordy krajowe. Dwa rekordy Polski uzyskali

sokczkowie z Poznania, jeden z Wrocławia oraz 10 rekordów krajowych — zawodnicy z CWL Krosno.

IX Spadochronowe Mistrzostwa Polski dały tytuł mistrza E. Li-goickiemu z Wrocławia oraz R. Sokołowskiej z Warszawy.

■ „Huta Lenina” — jako pierwszy Zakład w Polsce — otrzymała lądowisko dla śmigłowców. Tym samym rozwiązana została sprawa włączenia Kombinatów do usług Zespołu Lotnictwa Sanitarnego.

■ Rozważana jest możliwość rozszerzenia transportu lotniczego pocztą. W tym celu Ministerstwo Łączności — przy współpracy PLL „Lot” — przeprowadza potrzebne analizy i kalkulacje.

■ Na jesieni odbyła się w PLL „Lot” narada w celu podsumowania wyników eksploatacyjnych ubiegłego sezonu komunikacji lotniczej i ustalenia programu działania na przyszłość. W naradzie wzięli udział przedstawiciele 17 zagranicznych placówek Lotu.

■ W tymże okresie w Klubie Publicystów Lotniczych, nastąpiło spotkanie dziennikarzy z kierownictwem PLL „Lot” i z przedstawicielami placówek zagranicznych „Lotu”. To potrzebne spotkanie przyniosło krytykę organizacji, obsługi i wyposażenia PLL „Lot”.

■ Okres jesienno-zimowy wykorzystuje się w PLL „Lot” dla szkolenia personelu. Zorganizowano szkolenie przyszłych instruktorów personelu lotniczego. Odbywa się kurs dla mechaników obsługi naziemnej samolotów Il.18. Personel handlowy przechodzi szkolenie branżowe.

■ W Rzeszowie został otwarty ośrodek szkolenia naziemnej obsługi lotnisk cywilnych, mający za zadanie szkolenie kontrolerów ruchu lotniczego. Ośrodek wyposaża się w urządzenia symulujące.

■ Statystyka wykazuje, że w latach 1960—1963 lotnicze przewozy pasażerskie z Polski i do Polski wzrosły o 40%, w tym przewozy samolotami PLL „Lot” — o 50%. W tym samym czasie liczba zagranicznych turystów przybyłych do Polski z krajów kapita-listycznych wzrosła o 20%.

■ Na trasach lotniczych, łączących osiem stolic zachodnioeuropejskich z Warszawą, wprowadzono na sezon zimowy 1964/1965 znaczne niższe dla 15-osobowych grup pasażerskich.

NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Szybowce „Foka” odnoszą zwycięstwa w obcych barwach. W ubiegłym sezonie — w czasie mistrzostw szybowcowych we Francji — pilot na „Foce” uplasował się na trzecim miejscu, zdobywając o 50 punktów (1%) mniej niż mistrz zawodów.

■ III Mistrzostwa Świata w Akrobacji Lotniczej (na których Polska nie była reprezentowana) — odbyte we wrześniu 1964 r. w Bilbao w Hiszpanii — przyniosły laury państwu socjalistycznym. W klasyfikacji indywidualnej mężczyzn — 2 i 3 miejsce zajęli Czechosłowacy (pierwszą lokatę uzyskał Hiszpan Castaño), w takiejże klasyfikacji zwyciężyli: ZSRR — ZSRR — CSRS. W zawodach wzięło udział 45 pilotów (wśród nich 5 kobiet) z 11 krajów. Hiszpanie latali na czeskich samolotach Z-326.

■ 57 Konferencja Generalna Międzynarodowej Federacji Lotniczej (FAI) odbyła się na jesieni ub. r. w Tel Avivie. Prezydentem Federacji wybrano przedstawiciela Kolumbii, Obregon, zaś I wiceprezydentem — znanego pilota i działacza radzieckiego lotnictwa Kokkinakiego. Przedstawiciel Polski, prezes APRL Antosiewicz, został ponownie jednym z wiceprezydentów FAI. Na konferencji otrzymała Złoty Medal wybitna francuska pilotka, rekordzistka świata — Jacqueline Auriol; Złoty Medal Kosmiczny przyznano radzieckiej kosmonautce — Walentyinie Tierszkowej-Nikołajewej.

■ W Montrealu odbyła się konferencja kierowników personelu latającego oraz działów szkolenia linii lotniczych zrzeszonych w Międzynarodowej Organizacji Przewoźników Powietrznych (IATA). Uczestniczyło w niej 130 delegatów reprezentujących 44 linie lotnicze z 30 państw. Tematem narady były środki zaradcze przeciwko dającemu się ostatnio zauważyć niedoborowi lotników komunikacyjnych, który nastąpił w związku z przechodzeniem na emeryturę kadr wyszkolonych jeszcze podczas wojny.

■ Letni rozkład lotów i połączeń w komunikacji lotniczej został już uzgodniony na jesień ub. r. na specjalnej konferencji IATA, odbytej w Paryżu.

■ W odległości 35 km na północny zachód od Moskwy otwarto nowy dworzec lotniczy dla komunikacji międzynarodowej — Szeremietiewo. Może on w ciągu godziny przepuścić półtora tysiąca pasażerów.

■ Lista reprezentacji zgłoszonych na szybowcowe mistrzostwa świata w South Cerney (Anglia) obejmuje 30 drużyn. Po raz pierwszy w mistrzostwach brać będą udział: Indie, Węgry i NRD. W mistrzostwach w Anglii wystąpi rekordowa liczba ekip pań-

stwowych, gdyż w Lesznie (1958) wystąpiły 22 drużyny, w Kolonii (1960) — 23 drużyny i w Junin (1963) również 23 drużyny.

■ Popularną innowacją stały się w Czechosłowacji taksówki lotnicze. Są to 4-osobowe samoloty typu „Morava L-200” z hermetycznie zamykanymi kabinami, osiągające prędkość 265 km/h i pułap 1800 m. Opłata wynosi 2,60 Kčs za 1 km lotu, niezależnie od ilości pasażerów. Do września ub. r. „Moravy L-200” przeleciały łącznie 1 347 000 km, lądując w 90 czechosłowackich portach lotniczych. W sezonie dużym powodzeniem cieszy się lotnicza „linia uzdrowiskowa” uruchomiona na trasie Praga — Karlove Vary.

■ Uproszczona wersja amerykańskiego szybowca wyczynowego typu HP.11A jest produkowana w częściach, przeznaczonych do budowy przez amatorów. Zestaw szybowca kosztuje 3500 dol., budowa jest obliczona na 500 godz. Dodatkowo może być dostarczony mały silniczek rakietowy, służący jako pomoc przy starcie. Może on wynieść szybowiec na wysokość 600 metrów w ciągu 70 sekund.

■ Sztuczne Satelity Ziemi przeznaczone do badań meteorologicznych dostarczają olbrzymich ilości danych naukowych. Wydajność jednego „Tirosa” porównać można z wynikami ciągłej służby 400 meteorologicznych samolotów. Dotychczas istniały dwie stacje do odbioru danych przekazywanych przez „Tirosy”: w stanie Virginia i w Kalifornii. Ostatnio uruchomiono trzecią — na Alasce.

■ Polska Służba Obserwacji Sztucznych Satelitów Ziemi (SSZ) — włączona w międzynarodowy system GOSPAR — liczy 12 stacji prowadzących optyczne i fotograficzne pomiary przelotów sztucznych mikroświec Ziemi. Stacje mieszczą się na ogół przy uniwersyteckich obserwatoriach astronomicznych i ośrodkach geodezyjnych. M. in. stacje te znajdują się: 3 — w Warszawie, 2 — w Krakowie, po jednej w Poznaniu, Gdańsku, Olsztynie, Wrocławiu i Chorzowie. Opiekę nad siecią stacji i koordynację ich pracy prowadził Komitet Międzynarodowej Współpracy Geofizycznej Polskiej Akademii Nauk. Wydaje on Biuletyn Polskich Obserwacji Sztucznych Satelitów, rozsyłany do wszystkich zainteresowanych, oraz organizuje okresowe konferencje naukowe, poświęcone tematyce obserwacji SSZ. Od 1957 roku (od lotu pierwszego sputnika ZSRR) do połowy 1964 r. polskie placówki wykonały ok. 30 tys. pomiarów 50 satelitów. Rejestrowane przez polskich obserwatorów wyniki pomiarów przekazywane są do Centrali „KOSMOS” w Moskwie. Od 1963 r. polskie stacje włączone zostały do naukowego programu badawczego, prowadzonego przez Związek Radziecki. W latach 1963—1964 nasi naukowcy ogłosili drukiem przeszło 50 opracowań naukowych z zakresu obserwacji sztucznych satelitów.

PRZYPOMINAMY!

Czas odnowić prenumeratę

„Techniki Lotniczej”

na II kwartał 1965 r.

Tabela 1

Grupa	Typ		Nazwa handlowa	Technika formowania	Zastosowanie
	Symbol typu	Skład tłoczywa (rodzaj żywicy, rodzaj napelniacza)			
1	2	3	4	5	6
Fenoplasty — bakelity		Mieszanina żywicy fenolowo-formaldehydowej i mączki drzewnej, jako napelniacza	Polofen F-1	Prasowanie pod ciś. w temp. podwyższonej	Kształtki techniczne i wyroby powszechnego użytku o efektywnym wyglądzie
		—,—	Polofen FF-1	—,—	Prasowanie przedmiotów wymagających wysokiego połysku i intensywnego zabarwienia (artykuły eksportowe)
	Fr + D	Mieszanina żywicy fenolowej nowo lakowej i mączki drzewnej jako napelniacza; postacią handlową jest proszek nie zawierający mechanicznych i wtrąceń tworzyw odmiennego koloru.	Polofen EE-18-1 (fenogam, tłoczywo K-18-2, K-20-2)	—,—	Do produkcji wyrobów elektroizolacyjnych o średnich właściwościach dielektrycznych oraz do innych wyrobów technicznych ogólnego przeznaczenia
	Fn + DG	Mieszanina żywicy fenolowo-formaldehydowej typu nowo lakowego z napelniaczami: mączka drzewna i grafit.	Polofen G	—,—	Do wyrobu kształtek przeznaczonych do przemysłu elektrotechnicznego
	FA + MDK	Mieszanina żywicy fenolowo-anilinowo-formaldehydowej z napelniaczami mineralnymi i organicznymi	Polofen L (+ Tłoczywo K-211-4)	—,—	Do wyrobu kształtek o wysokich właściwościach dielektrycznych, nadających się zwłaszcza do pracy w polu wysokiej częstotliwości
	FA + M	Tłoczywo będące mieszaniną żywicy fenolowo-anilinowo-formaldehydowej i miki	Polofen FE-3-2 tłoczywo mikowe	—,—	Kształtki techniczne o wysokich właściwościach dielektrycznych przeznaczone do pracy przy prądach wysokiej częstotliwości (podzespoły radiowe)
	Fn + A + m	Tłoczywo na bazie żywicy fenolowej typu nowo lakowego oraz azbestu i opiłek mosiężnych jako wypełniacza	Polofen FA-3	—,—	Do wyrobu kształtek o wysokim współczynniku tarcia i zwiększonej wytrzymałości cieplnej okładziny cierne, sprzęgła i hamulca
	Fr + B	Tłoczywo termoutwardzalne otrzymane przez nasycenie bawełnianej szarpanki żywicą fenolowo-formaldehydową typu rezolowego	Włóknit	—,—	Służy do wyrobu wyprasek technicznych o wysokiej wytrzymałości mechanicznej również stosuje się do wyrobu urządzeń i części aparatów elektrycznych
	Fr + Bs	Tłoczywo skrawkowe R jest tworzywem termoutwardzalnym otrzymywanym przez nasycenie okrawków bawełnianych żywicą fenolowo-formaldehydową typu rezolowego	Tłoczywo skrawkowe R	—,—	Do wyrobu elementów dla przemysłu motoryzacyjnego, maszynowego, elektrotechnicznego o wysokich właściwościach fizykomechanicznych
	Fr + Ad	Tłoczywo typu rezolowego, otrzymane na bazie żywicy fenolowo-formaldehydowej z azbestem jako wypełniaczem	Polofen FA-6-3 tłoczywo K-6	—,—	Do wyrobu kształtek konstrukcyjnych dla przemysłu maszynowego i elektroenergetycznego
	FKa-A-3	Mieszanina żywicy fenolowo-formaldehydowej typu nowo lakowego, kauczuku, siarki, azbestu krótkowłóknistego i czerwieni żelazowej	Masa cierna FKa-A-3, tłoczywo AKF	—,—	Tłoczywo termoutwardzalne do produkcji okładzin hamulcowych, elementów sprzęgłowych i innych elementów o dużej wytrzymałości na ścieranie
	Fn + DSr	Mieszanina żywicy fenolowo-formaldehydowej typu rezolowego z napelniaczami i mączką drzewną i sercytową.	Polofen FE-21-1 tłoczywo F-21-22	—,—	Przedmioty o wysokich właściwościach dielektrycznych
	Fn + Sr	Mieszanina żywicy fenolowej typu nowo lakowego mączki sercytovej jako napelniacza	Polofen FS-2	—,—	Do wyrobu detali o podwyższonych właściwościach dielektrycznych pracujących w warunkach tropikalnych
	Fr + P	Papier siarczynowy powlekany jedno- lub dwustronnie roztworem żywicy rezolit K-4 lub S-50	Papier bakelizowany	—,—	Płyty i inne wyroby warstwowe używane do izolacji dielektrycznej i jako materiał konstrukcyjny
	FK + P	Papier rasycony żywicą fenolową ksylenową, krezolową lub ich mieszaniną	Płyty rezokart P — typ E-1 E-2 E-3 E-5	—,—	Stosuje się do wykonywania płytek montażowych tablic rozdzielczych wyrobów przeznaczonych do pracy na powietrzu i w oleju transformatorowym w temperaturze od -60 do +75 °C
	FKa + P	Sprasowanie dwóch lub więcej warstw papieru nasyconego żywicą fenolowo-aldehydową ksylenowo-aldehydową fenolowo-anilinoaldehydową lub ich mieszaniną	Płyty bakelitowe papierowe elektrotechniczne: getinaks A getinaks B getinaks G getinaks W getinaks Aw getinaks Bw getinaks Ww	Prasowan. pod ciśn. w temp. podwyższonej	Płyty z getinaksu nadają się do pracy przy normalnej i wysokiej częstotliwości w powietrzu i oleju transformatorowym w temperaturze otoczenia od -60 do +70 °C
	Fr + P + Cu	Laminaty foliowane otrzymuje się przez sprasowanie dwóch lub więcej warstw papieru nasyconego żywicą fenolową typu rezolowego, a następnie oklejanie jednostronne lub dwustronne folią z miedzi elektrolitycznej	Laminaty foliowane	—,—	Laminaty foliowane miedzią stosuje się do produkcji obwodów drukowanych pracujących w urządzeniach elektronicznych przy temp. otoczenia od -10 do +80 °C
FK + TB	Płyty rezoleks B otrzymuje się przez sprasowanie dwóch lub więcej warstw tkaniny bawełnianej, nasyconej żywicą fenolową, ksylenową, krezolowo-aldehydową lub ich mieszaniną	Płyty rezoleks B: typ E-1 typ E-2 typ E-4	—,—	Stosowane są do pracy w oleju transformatorowym i powietrzu w temperaturze od -60 do +70 °C	
—,—	—,—	—,—	—,—	Stosuje się jako materiał konstrukcyjny do budowy maszyn i aparatów. Są dobrym materiałem antykorozyjnym odpornym na działanie słabych kwasów i zasad.	
			typ K-1 typ K-2	—,—	

Fenoplasty — bakelity

Fenoplasty — tekstolity i laminaty

c. d. Tabeli 1

Grupa	Typ		Nazwa handlowa	Technika formowania	Zastosowanie
	Symbol typu	Skład tłoczywa (rodzaj żywicy, rodzaj napelnacza)			
1	2	3	4	5	6
Fenoplasty — tekstolity i laminaty	FK + TB	Płyty bakelitowe tekstylne otrzymuje się przez sprasowanie dwóch lub więcej warstw tkaniny bawełnianej nasyczonej żywicą fenolowo-aldehydową, krezolowo-aldehydową, ksylenowo-aldehydową lub ich mieszaniną.	Płyty bakelitowe — tekstylne A, B (tekstolit elektrotechniczny w arkuszach A, B) tekstolit PT PTK	Prasowanie pod ciśn. w temp. podwyższonej	Materiał konstrukcyjny elektroizolacyjny do pracy w powietrzu o temperaturze od -60 do +70 °C. Materiał konstrukcyjny przeznaczony do pracy w pomieszczeniach zamkniętych w przypadkach, gdy wymagana jest duża wytrzymałość mechaniczna. Dopuszczalna temperatura pracy 120 °C.
	F + TB	Rury bakelitowo-tekstylne są warstwowym tworzywem termoutwardzalnym otrzymanym z tkaniny bakelizowanej przez prasowanie na gorąco. Rury nadające się do obróbki mechanicznej przez skrawanie.	Rury bakelitowo-tekstylne prasowane	—, —	Stosuje się jako materiał konstrukcyjny zastępujący metale kolorowe przy produkcji takich wyrobów, jak tulejki łożyskowe panewki. Wytrzymałość na zginanie nie mniejsza niż 1000 kG/cm ²
		Pręty bakelitowo-tekstylne są tworzywem termoutwardzalnym warstwowym przez zwijanie i prasowanie tkaniny bakelizowanej na gorąco. Nadają się do obróbki mechanicznej przez skrawanie.	Pręty bakelitowo-tekstylne	—, —	Używane są jako materiał konstrukcyjny elektroizolacyjny. Rr nie mniejsza niż 800 kG/cm ²
Półfabrykaty z fenoplastów	Fr + Bs	Panewki łożyskowe otrzymuje się przez sprasowanie w formach na gorąco tkaniny bakelitowej lub jej ścinków. Panewki mają równą i gładką powierzchnię.	Panewki łożyskowe		Stosowane są w przemyśle maszynowym zamiast stosowanych dotychczas panewek z brązu. Panewki nie wymagają specjalnego smarowania.
	Fr + B	Tkanina bakelizowana prasowana na gorąco.	Półfabrykaty na koła zębate	—, —	Półfabrykaty po obróbce mechanicznej (nacięciu zębów, przetoczeniu wieńca itp.) stosuje się jako koła zębate do przenoszenia ruchu obrotowego na wał rozrządczy silnika. Odporność na obciążenie nie mniejsza niż 350 kG.
	Fr + B	Krażki bakelitowo-tekstylne otrzymuje się przez sprasowanie kilku warstw tkaniny nasyczonej żywicą fenolowo-formaldehydową typu rezolowego	Krażki bakelitowo-tekstylne (krażki tekstolitowe)	—, —	Stosowane są jako półfabrykaty do produkcji cichobieżnych kół zębatach, tarcz ściernych, pierścieni sprężynujących i kół napędowych tarciowych.
		Tkanina azbestowa nasyciona żywicą fenolową	Płyty rezoleks A (arbotekstolit)	—, —	Stosuje się materiał elektroizolacyjny o podwyższonej wytrzymałości cieplnej z dobrymi własnościami mechanicznymi przy niskich własnościach elektrycznych. Wytrzymałość na zginanie nie mniejsza niż 800 kG/cm ² .
		Tkanina szlana nasyciona żywicą fenolową, krezolową	Płyty rezotekst S płyty bakelitowo-tekstylne szklane	—, —	Stosuje się jako materiał elektroizolacyjny, konstrukcyjny Rr 700—900 kG/cm ² na podkładki i części pracujące, daje się obrabiać skrawaniem.
		Tłoczywa warstwowe termoutwardzalne otrzymywane przez zwijanie bakelizowanej tkaniny szklanej na gorąco pod ciśnieniem	Rury bakelitowe szkło-tekstylne zwijane	—, —	Elementy elektroizolacyjne w maszynach i aparatach elektrycznych.
		Żywica fenolowo-formaldehydowa modyfikowana gliptalem	Rezolan przezroczysty (żywica lana Rezit)	Kondensacja w temp. podwyż. w formach olowanych lub szklanych	Surowiec z którego wyrabia się przedmioty techniczne i galanteryjne, oprawa narzędzi, formy itp. H _B 12—15 kG/mm ² .
		Żywica AG-75% roztwór wodny żywicy fenolowo-formaldehydowej typu rezolowego	Żywica klejowa AG	—	Żywica AG z utwardzaczem (nasycony wodny roztwór sulfomosalu) stosowany jest do klejenia drewna na zimno.