

5

TECHNIKA LOTNICZA

**DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH**

WRZESIEŃ ● 1960 ● PAŹDZIERNIK



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

granicę. A można by — zapewne — sprzedać na pniu nie tylko pojedyncze jednostki lecz i całe ich eskadry. Gdyby tylko były!

Oto podaliśmy relację oczywistych sukcesów.

Lecz Zefiry, Foki i Kōsy to tylko pozytywne symbole naszych narodowych możliwości. Stać nas na więcej, stać nas na konstrukcje nowoczesne, udane, konkurujące z zagranicznymi, czego przykłady mamy już w naszych fabrykach lotniczych. Stać nas na motoszybowce — dla szkolenia i sportu i na polskie Super Aera czy Moravy — na taksówki i przeloty sanitarne. Stać nas na tanie śmigłowce, oparte na innych zasadach konstrukcyjnych, dla celów turystycznych, rolniczych, sanitarnych, czy do połowów morskich, stać na próby wiatrakowca ⁶⁾, na studium adaptacji silników motocyklowych czy samochodowych. Stać nas, żeby iść z postępem wiedzy lotniczej. Możemy produkować na rynek wewnętrzny i na eksport. Bo jest myśl przewodnia! A myślą tą powinny być dla nas uchwały IV Plenum KC PZPR o postępie technicznym.

Bo kapitał przecież jest. Kapitałem musi być dla nas fundusz postępu technicznego. Bo pamiętać należy, że wyjątkiem jest, gdy klient chce kupić wyrób, który jest tylko w koncepcji lub planie. Zazwyczaj trudno jest zawierać takie ideowe transakcje. Handel na ziemi zwykle polega na sprzedawaniu wyrobów już gotowych. I nie tylko z tym się trzeba liczyć, że finansować się będzie wszystkie etapy pracy, lecz również i z ryzykiem, że któraś faza zawiedzie, że trzeba ją będzie powtórzyć, znów wydatkując pieniądze. I tu przytoczyć można przykład, że pięknym owocem działalności funduszu postępu technicznego jest i Zefir i Foka i Kos.

Mamy w zakładach lotniczych wykształconych i zdolnych konstruktorów, którzy potrafią zaprojektować sprzęt nowoczesny i na poziomie wyrobów zagranicznych, mamy szereg dobrych technologów i fachowych pracowników na warsztacie.

Rozstawione ostatnie osiągnięcia naszego przemysłu nie są przypadkowe, lecz wynikają z celowej, rzetelnej i fachowej pracy ludzkiej. Prawdę tę dobrze muszą sobie uprzytomnić te czynniki, które są w: ółtwórcami chwały lub będą odpowiedzialne za zmierzch polskiego przemysłu lotniczego.

⁶⁾ Redakcja proponuje zainteresowanie się projektami Rotorwing (Sportsman), Fairchilda czy Gyroplane, których ceny w serii mają wynosić od 5600 do 10 000 dol.

Potrzebne nam są jednak założenia, potrzebny jest kilkuletni ramowy program działalności przemysłu lotniczego, oparty na analizie potrzeb rynku krajowego i rynków dewizowych oraz możliwościach wytwórczych zakładów. A przede wszystkim na przyszłość!

Z analizy tej wyniknie dogmat niewątpliwy, że podstawą naszego przemysłu są silne i stale uzupełniane biura konstrukcyjne, wsparte naukowo przez Instytut Lotnictwa, a sercem ich muszą być branżowe ośrodki rozwojowe (płatowników, silników i osprzętu), oparte na dobrze wyposażonych i obsadzonych prototypach.

I tu analiza odkryje prawdę powszechnie i od dawna znaną, lecz dotychczas niedocenioną przez kierownictwo przemysłu lotniczego. Prawdą tą jest brak dostatecznego i rozwojowego potencjału naszych zakładów osprzętowych. O jakości i nowoczesności sprzętu latającego bezsprzecznie decyduje jego wyposażenie. 30—40% wartości samolotu przypada na osprzęt. Osprzęt lotniczy wymaga produkcji precyzyjnej, jest jednak najbardziej opłacalny ⁷⁾.

I o tych statystykach i roli osprzętu nie pamięta się w polskim przemyśle. Nie stworzono osprzętowych ośrodków konstrukcyjnych przy zakładach. A czas nagli! I jeżeli jutro nie chcemy pozostawić naszego nowego sprzętu latającego na los szczęścia i przypadkową kooperację — to dziś trzeba podjąć decyzję o organizacji OOK przy zakładach osprzętowych.

Przemysł lotniczy, pierwszy bodaj w resorcie Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego zrozumiał znaczenie uchwał IV Plenum. W przemyśle naszym z inicjatywy Sekcji Lotniczej odbyły się już branżowe narady nad rozwojem i postępowaniem technicznym, o których obszernie wzmianki dajemy w Kronice. Teraz kolej na podsumowanie wyników, przyjęcie i zrealizowanie wniosków i dezyderatów, zgłoszonych przez techniczny aktyw przemysłu lotniczego.

Kończąc ten optymistyczny artykuł wypada nam życzyć, aby wcielanie w życie tych postulatów nie napotkało na bezduszne trudności i przyczyniło się do postawienia przemysłu lotniczego w Polsce — odpowiednio do jego możliwości i ambicji zawodowych i narodowych jego pracowników.

⁷⁾ Według danych niemieckich, gdy 1 kg przeciętnego samolotu osobowego kosztuje 7 marek, a samolotu transportowego — 100 mk, to 1 kg lotniczego układu hydraulicznego osiąga cenę 1000 mk (około 250 dolarów). Podług ofert angielskich cena pompy paliwowej do silnika odrzutowego rzędu 800 kg ciągu wynosi 1000 funtów (2800 dol.). A przecież na rynku światowym cena 1 kg okretu kształtuje się na 0,5 dol., zaś samochodu 2—3 dol.

Warunki prenumeraty czasopisma „Technika Lotnicza“

Zamówienia i przedpłaty na prenumeratę przyjmowane są w terminie do dnia 15 miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty przez urzędy pocztowe, listonoszy oraz oddziały i delegatury „RUCH”. Można również zamawiać prenumeratę, dokonując wpłaty na konto PKO nr 8-6-13768, Przedsiębiorstwo Upowszechnienia Prasy i Książki „RUCH” we Wrocławiu, ul. Oławska 10. Na odwrocie blankietu należy podać tytuł zamawianego czasopisma, okres prenumeraty oraz ilość zamawianych egzemplarzy.

Cena w prenumeracie:
półrocznej — 36 zł
rocznej — 72 zł

Cena w prenumeracie za granicę jest o 40% wyższa od ceny podanej wyżej. Przedpłaty na tę prenumeratę przyjmuje na okresy półroczne i roczne Przedsiębiorstwo Kolportażu Wydawnictw Zagranicznych „RUCH” w Warszawie, ul. Wilcza 46, za pośrednictwem PKO, konto nr 1-6-100024.

Mgr inż. JUSTYN SANDAUER
Instytut Lotnictwa

Obciążenia usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania, cz. I

Niniejszy artykuł stanowi pełny tekst referatu wygłoszonego na VIII Kongresie Międzynarodowej Szybowcowej Organizacji Naukowo-Technicznej OSTIV. VIII Kongres OSTIV odbył się w dniach 7—18 czerwca 1960 r. w Kolonii (NRF) w czasie trwania VIII Szybowcowych Mistrzostw Świata. Podczas obrad sekcji technicznej Kongresu wygłoszono 36 referatów — 2 z nich zostały wygłoszone przez delegatów polskich.

Obciążenia usterzenia wysokości samolotu podczas brutalnego sterowania, ich powiązanie z obciążeniami skrzydła i zależność od parametrów dynamicznych płatowca są od około 25 lat przedmiotem rozważań i badań w wielu pracach. W chwili obecnej problem ten można uznać za całkowicie rozwiązany i niewątpliwie obliczenia wytrzymałościowe usterzeń i kadłubów znacznej większości obecnie konstruowanych samolotów są oparte na dokładnej analizie obciążeń, występujących na usterzeniu wysokości podczas brutalnego sterowania.

Wydaje się jednak, że w technice szybowcowej panuje tym polu niejednokrotnie pewien prymitywizm, który znajduje zadowalającego wytłumaczenia. Zrozumiała tendencja do upraszczania metod obliczeniowych konstrukcji szybowców nie powinna bowiem prowadzić do ucieczki od szczegółowej fizycznej analizy zjawisk, których przebiegu w zależności od poszczególnych parametrów szybowca. Wymownym przykładem pewnego zacofania techniki szybowcowej w dziedzinie obciążeń od brutalnego sterowania stanowią obowiązujące dziś w wielu państwach przepisy budowy szybowców, w których wymagania dotyczące brutalnego sterowania sterem wysokości nie są fizycznie powiązane ze współczynnikami obciążenia skrzydła podczas wyrwania, nie mówiąc już o jakimkolwiek bliższym sprecyzowaniu metod obliczeniowych. Opracowany ostatnio przez komisję ekspertów OSTIV projekt przepisów budowy szybowców klasy standard również nie stanowi pod tym względem chlubnego wyjątku. Wymaga dopracowania w możliwie bliskiej przyszłości. W znanych ogólnie przepisów budowy szybowców jedynie projekt przepisów Niemieckiej Republiki Demokratycznej stanowi w tej dziedzinie duży krok naprzód.

Oznaczenia

- α — kąt natarcia szybowca (skrzydła).
- α_H — kąt natarcia usterzenia wysokości,
- α_z — kąt zaklinowania usterzenia wysokości względem skrzydła,
- β — kąt pochylenia szybowca
- θ — kąt pochylenia toru lotu,
- δ — kąt wychylenia steru wysokości,
- ε — kąt odgięcia strug za skrzydłem,
- Q — ciężar szybowca,
- S — powierzchnia skrzydła,
- b — rozpiętość skrzydła,
- l_a — średnia cięciwa aerodynamiczna,
- S_H — powierzchnia usterzenia wysokości,
- l_H — ramię usterzenia wysokości,
- V — prędkość lotu,
- ρ — gęstość powietrza,
- q — ciśnienie dynamiczne powietrza w przepływie niezakłóconym,
- q_H — ciśnienie dynamiczne powietrza w okolicy usterzenia wysokości,
- q/q_H
- m — masa szybowca,
- r_y — promień bezwładności szybowca względem głównej poprzecznej osi bezwładności,
- n — współczynnik obciążenia szybowca,
- C_x — współczynnik wyporu skrzydła,
- C_{xH} — współczynnik wyporu usterzenia wysokości,
- $C_{m, \delta}$ — współczynnik momentu pochylającego skrzydła względem środka ciężkości szybowca,
- P_H — siła normalna na usterzeniu wysokości,

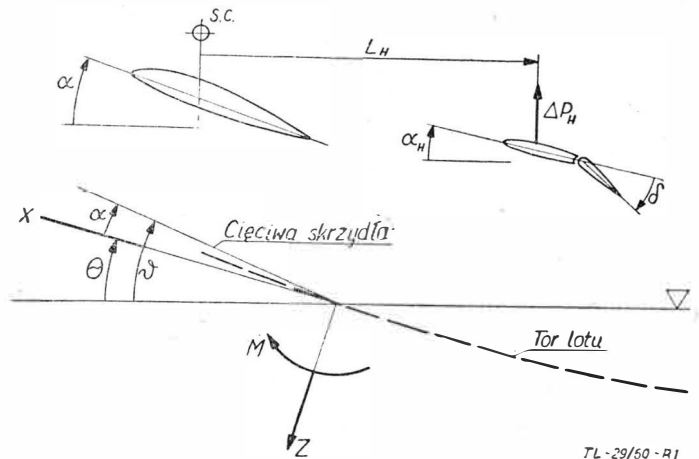
- C_m — współczynnik momentu pochylającego szybowca względem środka ciężkości,
- ω_n — pulsacja krótkookresowych oscylacji szybowca dokoła osi poprzecznej.

Fizykalna strona zjawiska

Jeżeli szybowiec znajduje się w ustalonym locie ślizgowym z prędkością V , której odpowiada wychylenie steru wysokości o kąt δ_0 , wówczas każde dodatkowe wychylenie steru o kąt $\Delta\delta$ powoduje przejście szybowca do lotu nieustalonego, zwanego wyrwaniem. Dokładna analiza matematyczna wyrwania prowadzi do bardzo uwikłanych zależności, które jednak niezmiernie się upraszczają, jeżeli ograniczyć się do rozważenia pierwszej części zjawiska, trwającej niewiele dłużej niż 1÷2 sek, podczas której pojawiają się największe obciążenia zarówno skrzydła, jak i usterzenia.

Podstawowe założenia upraszczające matematyczną analizę wyrwania są następujące:

- 1) prędkość szybowca po torze nie ulega zmianie,
- 2) składowa ciężaru szybowca prostopadła do toru lotu nie ulega zmianie,
- 3) przyrost siły aerodynamicznej na usterzeniu wysokości jest bardzo mały w porównaniu z siłą na skrzydle i zakłóca jedynie równowagę momentów,
- 4) opływ na szybowcu ma charakter ustalony, to znaczy wielkości współczynników sił aerodynamicznych zależą jedynie od chwilowego kąta natarcia,
- 5) szybowiec jest bryłą sztywną.



Rys. 1

Przyjmując oznaczenia jak na rys. 1 możemy napisać dla ustalonego lotu ślizgowego równania równowagi sił prostopadłych do kierunku lotu i równowagi momentów:

$$Q \cos \theta_0 - \frac{dc_z}{d\alpha} \alpha_0 q S = 0 \quad [1]$$

$$C_{m, \text{skrz}} \cdot q S l_a \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} \left[\alpha_0 \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \alpha_z + \frac{d\alpha_H}{d\delta} \delta_0 \right] \eta_H S_H L_H = 0 \quad [2]$$

Po wychyleniu steru wysokości o kąt $\Delta\delta$ uproszczone równanie równowagi sił i momentów przyjmują postać:

$$Q \cos \Theta_0 - \frac{dc_z}{d\alpha} (\alpha_0 + \Delta\alpha) qS + m\Theta'V = 0 \quad [3]$$

$$\left(c_{m\ skrz} + \frac{dc_{m\ skrz}}{d\alpha} \Delta\alpha \right) qSl_a + \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} \left[(\alpha_0 + \Delta\alpha) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \alpha' \frac{L_H}{V} - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} + \vartheta \frac{L_H}{V} \frac{K}{\sqrt{\eta_H}} + \alpha_z + \frac{d\alpha_H}{d\delta} (\delta_0 + \Delta\delta) \right] + q\eta_H S_H L_H - m i_y^2 \vartheta'' = 0 \quad [4]$$

W równaniu [4] nie uwzględniono przesunięcia środka wyporu usterzenia wysokości, spowodowanego wychyleniem steru (wpływ zakrzywienia linii szkieletowej profilu). Wyrażenie zawierające α' uwzględnia opóźnienie, z jakim strugi odgięte przez skrzydło dochodzą do usterzenia, a wyrażenie, zawierające ϑ' , uwzględnia tłumienie ruchu obrotowego, przy czym wielkość współczynnika K , określającego stosunek tłumienia całego szybowca do tłumienia samego usterzenia wysokości, można przyjmować $\approx 1,1$.

Odejmując równania [1] i [2] od [3] i [4] otrzymujemy równania ruchu:

$$m\Theta'V - \frac{dc_z}{d\alpha} \Delta\alpha qS = 0 \quad [5]$$

$$\frac{dc_{m\ skrz}}{d\alpha} \Delta\alpha qSl_a - \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} \left[\Delta\alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \alpha' \frac{L_H}{V} \cdot \frac{d\varepsilon}{d\alpha} + \vartheta' \frac{L_H}{V} \cdot \frac{1,1}{\sqrt{\eta_H}} + \frac{d\alpha_H}{d\delta} \Delta\delta \right] q\eta_H S_H L_H - m i_y^2 \vartheta'' = 0 \quad [6]$$

Chcąc w równaniu [6] zastąpić zmienną ϑ przez zmienną α , możemy posłużyć się przekształconym równaniem [5],

$$\Theta' = \frac{dc_z}{d\alpha} \Delta\alpha q \cdot \frac{S}{m \cdot V}$$

$$\Theta'' = \frac{d^2 z}{d\alpha^2} \alpha' q \cdot \frac{S}{m \cdot V} \quad [7]$$

które wstawione do widocznych z rys. 1 zależności:

$$\vartheta = (\alpha_0 + \Delta\alpha) + (\Theta_0 + \Delta\Theta)$$

$$\vartheta' = \alpha' + \Theta'$$

$$\vartheta'' = \alpha'' + \Theta'' \quad [8]$$

dają w wyniku:

$$\vartheta' = \alpha' + \frac{dc_z}{d\alpha} \Delta\alpha q \frac{S}{mV}$$

$$\vartheta'' = \alpha'' + \frac{dc_z}{d\alpha} \alpha' q \frac{S}{mV} \quad [9]$$

Po wstawieniu wyrażen na ϑ' i ϑ'' do równania [6] otrzymujemy zasadnicze równanie różniczkowe ruchu o postaci:

$$\alpha'' + K_1 \alpha' + K_2 \Delta\alpha = K_3 \Delta\delta \quad [10]$$

przy czym:

$$K_1 = \frac{qV}{2m} \left[\frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} \cdot \frac{S_H L_H^2}{i_y^2} \eta_H \left(\frac{1,1}{\sqrt{\eta_H}} + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + \frac{dc_z}{d\alpha} S \right]$$

$$K_2 = -\frac{qV^2}{2m} \left\{ \frac{dc_{m\ skrz}}{d\alpha} \cdot \frac{Sl_a}{i_y^2} - \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} \eta_H \frac{S_H L_H}{i_y^2} \left[\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} + 1,1 \frac{dc_z}{d\alpha} \cdot \frac{qSL_H}{2m\sqrt{\eta_H}} \right) \right] \right\}$$

$$K_3 = -\frac{qV^2}{2m} \cdot \frac{dc_{zH}}{d\delta} \eta_H \frac{S_H L_H}{i_y^2} \quad [11]$$

Należy jeszcze zwrócić uwagę, że $K_2 = \omega^2 n$, gdzie ωn jest pulsacją krótkookresowych oscylacji szybowca dokoła osi poprzecznej.

Rozwiązując równanie [10] otrzymujemy dla założonej funkcji $\Delta\delta(t)$ przebieg funkcji $\Delta\alpha(t)$, z której możemy obliczyć współczynnik obciążenia:

$$\Delta n = \frac{dc_z}{d\alpha} \cdot \frac{qS}{Q} \Delta\alpha \quad [12]$$

oraz siłę aerodynamiczną na usterzeniu:

$$\Delta P_H = \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} q \cdot \eta_H S_H \Delta\alpha_H = \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} q \eta_H S_H \left[\Delta\alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} + \frac{dc_z}{d\alpha} \cdot \frac{qSL_H}{2m\sqrt{\eta_H}} \right) + \alpha' \frac{L_H}{V} \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha} + \frac{1}{\sqrt{\eta_H}} \right) + \frac{d\alpha_H}{d\delta} \Delta\delta \right] \quad [13]$$

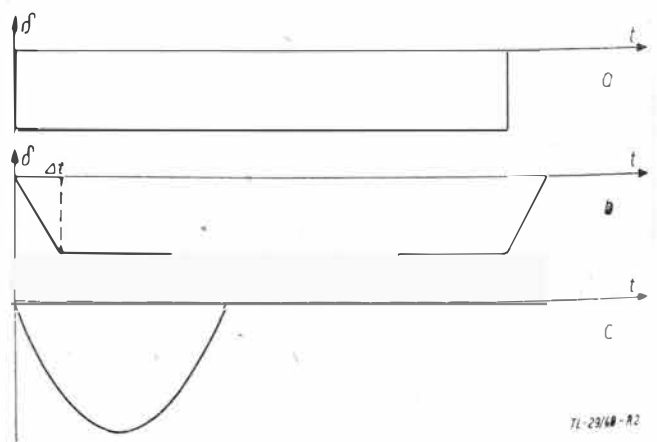
Siłę, występującą na usterzeniu wysokości można podzielić na dwie części: spowodowaną zmianą kąta natarcia szybowca — 2 pierwsze składniki w nawiasie kwadratowym równania [13] — i spowodowaną wychyleniem steru — trzeci składnik w nawiasie kwadratowym. Ponieważ drugi składnik, uwzględniający wpływ prędkości kątowej α' , przybiera w niektórych przypadkach znacznie mniejszą wielkość od pierwszego, więc można niekiedy przyjmować w przybliżeniu, że siła P_H składa się z części proporcjonalnej do kąta natarcia α i części proporcjonalnej do kąta wychylenia steru δ . Ponieważ o współczynniku obciążenia szybowca Δn i sile na usterzeniu wysokości ΔP_H decyduje przede wszystkim przebieg funkcji $\Delta\delta(t)$, należy zająć się naprzód jej analizą.

Przebieg wychylenia steru wysokości w czasie

W celu uzyskania zamierzonej wielkości współczynnika obciążenia n pilot może zastosować różnorodne warianty wychylenia steru $\Delta\delta(t)$. Ogólnie można jednak wyodrębnić dwa typy wychyleń:

a) pilot zwiększa w sposób ciągły wychylenie steru, aż do kąta odpowiadającego współczynnikowi obciążenia n i następnie utrzymuje ten kąt (rys. 2b); prędkość wychylenia jest w zasadzie dowolna, jednak musi być wystarczająco duża, aby można było zaniedbać zmianę prędkości lotu szybowca,

b) pilot wychyla początkowo ster o kąt większy od kąta odpowiadającego zamierzonemu współczynnikowi n , a następnie oddaje drążek zmniejszając wychylenie do wielkości bliskiej wyjściowej (rys. 2c).



Rys. 2

Oczywiście, oba warianty mają charakter tylko schematyczny, ale pozwalają na sformułowanie prostych zależności matematycznych.

Wariant a), zwany przez Richardsa [Lit. 4] — „unchecked manoeuvre”, może różnić się między sobą przebiegiem rosnącej gałęzi krzywej $\Delta\delta(t)$. Ponieważ jednak decydujące znaczenie dla obciążen zarówno skrzydła, jak i usterzenia posiada średnia prędkość przyrostu kąta wychylenia, można ograniczyć się do rozpatrzenia przebiegu liniowego, zgodnie z rys. 2b. Granicznym przypadkiem dla rozważanego wariantu jest funkcja skokowa (rys. 2a), według której wychylenie steru odbywa się w czasie nie-

skrócenie krótkim. Przypadek ten posiada podstawowe znaczenie w teorii regulacji, a więc i w rozważanym zadaniu.

Wariant b), zwany przez Richardsa „checked manoeuvre”, może różnić się między sobą przebiegiem zarówno gęstości rosnącej, jak i opadającej krzywej $\Delta\delta(t)$. Dużym uproszczeniem strony matematycznej byłoby przyjęcie sinusoidy.

Przed dalszą dyskusją obu wariantów, a w szczególności wyborem, który z nich najlepiej odtwarza zapisy uzyskane podczas prób w locie, należy zapoznać się z przebiegiem obciążenia skrzydła i usterzenia wysokości w zależności od schematu wychylenia steru. W tym celu należy rozwiązać równanie [10] i za pomocą znalezionej funkcji $\Delta\alpha(t)$ wyznaczyć z zależności [12] przebieg Δn i z zależności [13] przebieg ΔP_H .

Przebieg współczynnika obciążenia i siły na usterzeniu wysokości

Jednostkowa funkcja skokowa $\Delta\delta(1)$.
Rozwiązanie równania [10] zależy od znaku wyróżnika

$$K_2 - \frac{K_1^2}{4}$$

Dla $K_2 - \frac{K_1^2}{4} > 0$ pierwiastki równania charakterystycznego są równe:

$$\lambda_{1,2} = \beta \pm i \nu \quad \nu = \sqrt{K_2 - \frac{K_1^2}{4}}$$

przebieg kąta natarcia:

$$\Delta\alpha = \frac{K_1}{K_2} \left[1 - \frac{1}{\nu} \sqrt{K_2} e^{\beta t} \sin(\nu t + \varphi) \right] \quad [14]$$

$$\text{faza } \varphi = -\frac{\nu}{\beta}$$

Dla $K_2 - \frac{K_1^2}{4} < 0$ pierwiastki równania charakterystycznego są równe:

$$\lambda_{1,2} = \beta \pm \sigma \quad \sigma = \sqrt{\frac{K_1^2}{4} - K_2}$$

przebieg kąta natarcia:

$$\Delta\alpha = \frac{K_1}{K_2} \left[1 + \frac{1}{\lambda_2 - \lambda_1} (\lambda_1 e^{\lambda_2 t} - \lambda_2 e^{\lambda_1 t}) \right] \quad [15]$$

O periodycznym lub aperiodycznym charakterze ruchu decyduje znak wyróżnika $K_2 - \frac{K_1^2}{4}$. Znak i wielkość bezwzględna tego wyróżnika nie są jednak dla danego szybowca stałe, ponieważ są one zależne od zapasu sterowności H_m :

$$H_m = \frac{dc_{m \text{ skrzydła}}}{dc_z} - \frac{dc_{zH}}{d\alpha_H} \cdot \frac{d\alpha}{dc_z} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} + \frac{dc_z}{d\alpha} \cdot \frac{\rho S L_H}{2m \sqrt{r_{iH}}} \right) \eta_{iH} \frac{S_H L_H}{S \cdot l_a} \quad [16]$$

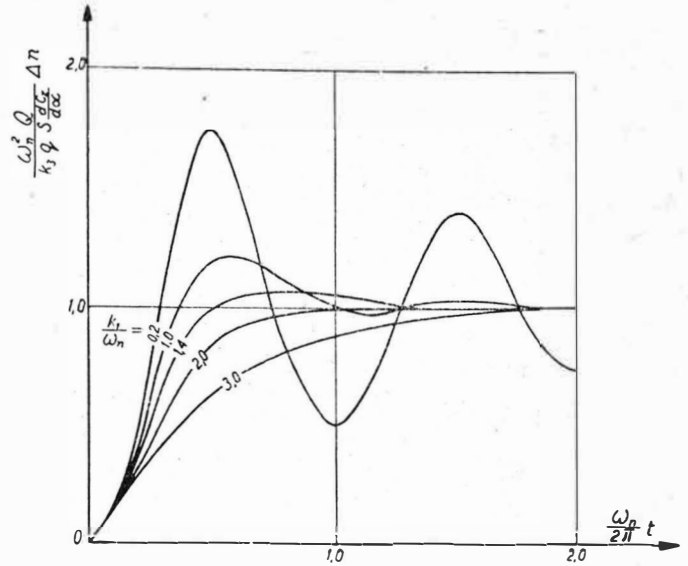
Wynika to bezpośrednio z faktu, że wzór [11] na współczynnik K_2 można z dużą dokładnością zastąpić znacznie prostszym wyrażeniem

$$K_2 \approx -H_m \frac{dc_z}{d\alpha} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \frac{S l_a}{m \cdot i_y^2}$$

Przy odpowiednio małym zapasie sterowności szybowca, jest tylnym położeniu środka ciężkości, współczynnik

staje się mniejszy od $\frac{K_1^2}{4}$ i wówczas ma się do czynienia z ruchem aperiodycznym. Gdy środek ciężkości

szybowca przesunął się do przodu, współczynnik K_2 rośnie, wyróżnik zmienia znak i ruch wywołany wychyleniem steru wysokości przybiera postać oscylacji. W przypadku ruchu periodycznego przebieg współczynnika obciążenia (proporcjonalnego do kąta natarcia) będzie wykazywał



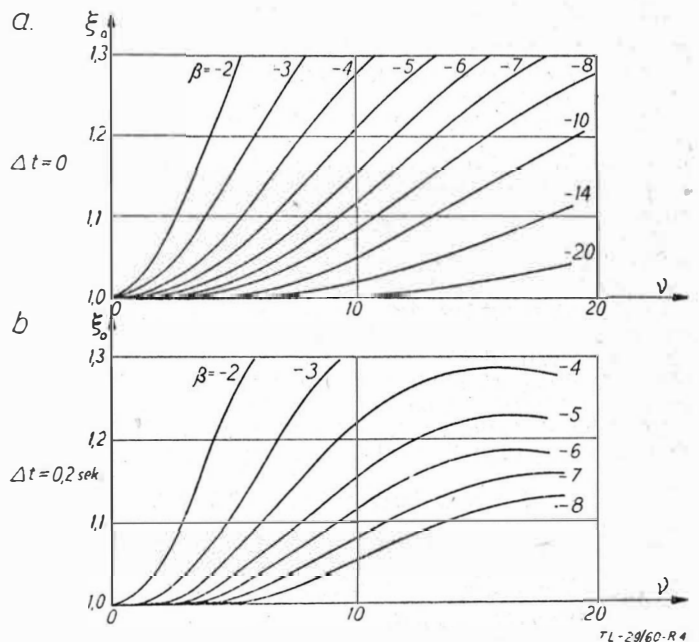
Rys. 3

tłumione oscylacje dokoła wielkości ustalonej (rys. 3), przy czym wielkość pierwszego maksimum może ją znacznie przekroczyć. Różnicę tę można obliczyć z przybliżonej zależności:

$$\xi_0 = \frac{\Delta n_{max}}{\Delta n_{ust}} \approx 1 + e^{\frac{\beta}{\nu} \pi} \quad [17]$$

lub wyznaczyć z wykresu (rys. 4a).

W przypadku ruchu aperiodycznego współczynnik obciążenia będzie dążył asymptotycznie do swej wielkości ustalonej.



Rys. 4

Przebieg siły na usterzeniu wysokości odpowiada w przybliżeniu sumie wykresów $\Delta\alpha t$ i $\Delta\delta(t)$, z których pierwszy jest wykonany w skali $1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} + \frac{dc_z}{d\alpha} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot \frac{S}{m} \cdot \frac{L_H}{\sqrt{r_{iH}}}$

a drugi w skali $\frac{d\alpha_H}{d\delta}$

Stały jednostkowy kąt wychylenia poprzedzony przyrostem liniowym

Podobnie jak w poprzednio rozważanym przypadku, rozwiązanie równania [11] zależy od znaku wyróżnika

$$K_2 - \frac{K_1^2}{4}$$

Dla $K_2 - \frac{K_1^2}{4} > 0$ otrzymuje się ruch periodyczny określony dwoma równaniami:

dla $t \leq \Delta t$ [18]

$$\Delta\alpha = \frac{K_3}{K_2} \left\{ \frac{t}{\Delta t} - \frac{K_1}{K_2 \Delta t} \left[1 - \frac{\sqrt{K_2}}{\nu} e^{\beta t} \sin(\nu t + \varphi) \right] - \frac{e^{\beta t}}{\nu \Delta t} \sin \nu t \right\}$$

Dla $t > \Delta t$

$$\Delta\alpha = \frac{K_3}{K_2} \left\{ 1 + \frac{e^{\beta t}}{\nu \Delta t} \left[1 - \frac{\sqrt{K_2}}{\nu} e^{\beta t} \sin(\nu t + \varphi) - \sin \nu t \right] - \frac{e^{\beta(t-\Delta t)}}{\nu \Delta t} \left[\frac{K_1}{\sqrt{K_2}} \cdot \sin \nu \cdot (t - \Delta t) + \varphi - \sin \nu (t - \Delta t) \right] \right\} \quad [19]$$

Dla $K_2 - \frac{K_1^2}{4} < 0$ otrzymuje się ruch aperiodyczny określony dwoma równaniami

dla $t \leq \Delta t$

$$\Delta\alpha = \frac{K_3}{K_2} \left\{ \frac{t}{\Delta t} + \frac{1}{\Delta t (\lambda_1 - \lambda_2)} \left[\frac{\lambda_1}{\lambda_2} (1 - e^{\lambda_2 t}) - \frac{\lambda_2}{\lambda_1} (1 - e^{\lambda_1 t}) \right] \right\} \quad [20]$$

dla $t > \Delta t$

$$\Delta\alpha = \frac{K_3}{K_2} \left\{ 1 + \frac{1}{\Delta t (\lambda_1 - \lambda_2)} \left[\frac{\lambda_2}{\lambda_1} (e^{\lambda_1 t} - e^{\lambda_2 (t-\Delta t)}) - \frac{\lambda_1}{\lambda_2} (e^{\lambda_2 t} - e^{\lambda_1 (t-\Delta t)}) \right] \right\} \quad [21]$$

Dla obu znaków wyróżnika $K_2 - \frac{K_1^2}{4}$ przebieg ruchu jest dla $t > \Delta t$ dość podobny do przebiegu występującego po nagłym wychyleniu steru, a wielkość ustalona kąta natarcia jest analogiczna.

Dla ruchu periodycznego maksimum współczynnika obciążenia jest mniejsze niż w przypadku nagłego wychylenia steru i maleje ze wzrostem czasu Δt . Wzór na ξ_0 jest znacznie bardziej złożony niż zależność [17]; rysunek 4b pozwala wyznaczyć wielkość ξ_0 dla $\Delta t = 0,2$ sek.

Z porównania wykresów 4a i 4b wynika, że spadek wielkości ξ_0 ze wzrostem Δt jest tym szybszy, im większa jest wielkość ν i praktycznie nie zależy od wielkości β .

Ponieważ przebieg $\Delta\alpha t$ dla przypadku nagłego i liniowego wychylenia steru wysokości różni się w pierwszym okresie czasu dość znacznie, przebieg $\Delta P_H(t)$ wykazuje również duże różnice, tym bardziej że w fazie początkowej występuje dodatkowo różnica w przebiegu $\Delta\delta(t)$.

W drugiej fazie, to jest dla $t > \Delta t$ przebieg $\Delta P_H(t)$ jest w obu przypadkach bardzo zbliżony.

Funkcja harmoniczna $\Delta\delta = \sin \omega t$

Rozwiązanie równania [10] przybiera postać

$$\Delta\alpha = \frac{K_3}{\sqrt{(K_2 - \omega^2) + K_1^2 \omega^2}} [\sin(\omega t - \varphi) + A e^{\beta t} \sin(\nu t + \varphi')]$$

lub

$$\Delta\alpha = \frac{K_3}{K_2} M [\sin(\omega t - \varphi) + A e^{\beta t} \sin(\nu t + \varphi')] \quad [22]$$

gdzie

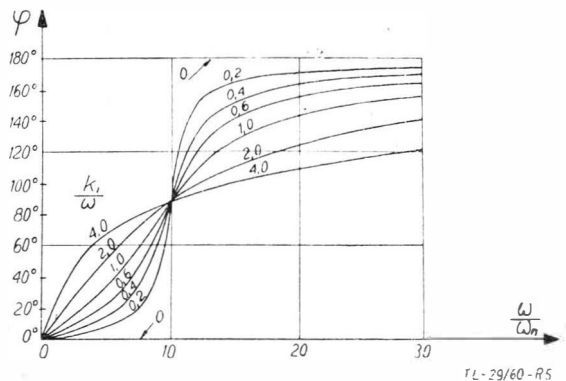
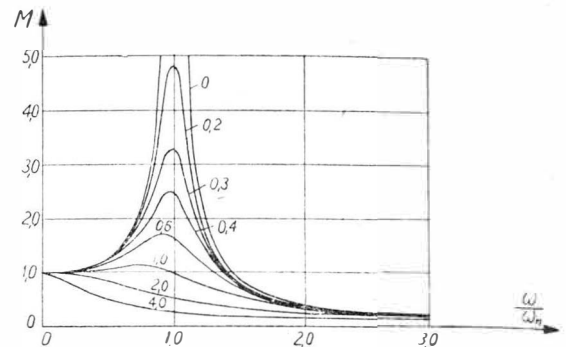
$$\text{tg } \varphi = \frac{K_1 \omega}{K_2 - \omega^2} = \frac{\frac{K_1}{\omega_n} \cdot \frac{\omega}{\omega_n}}{1 - \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2} \quad [23]$$

$$M = \frac{\omega_n^2}{\sqrt{\left(1 - \frac{\omega}{\omega_n}\right)^2 + \left(\frac{K_1}{\omega_n}\right)^2 \left(\frac{\omega}{\omega_n}\right)^2}}$$

A i φ' — stałe wyznaczone z warunków brzegowych $\Delta\alpha(0) = 0$ i $\alpha'(0) = 0$.

Drugi składnik nawiasu kwadratowego w równaniu [22] charakteryzuje przebieg przejściowy i zanika z prędkością zależną od wielkości β . Po krótkim okresie czasu pozostaje tylko składnik pierwszy i wówczas przebieg kąta natarcia i współczynnika obciążenia staje się sinusoidalny o tej samej częstotliwości co częstość wymuszających wychyleń steru. Amplituda sinusoidy jest funkcją częstotliwości, a jej maksimum odpowiada częstotliwości, dla której dynamiczne wzmocnienie układu M osiąga maksimum.

Jak wynika z rys. 5a dla $\frac{K_1}{\omega_n} \leq 0,6$, częstość rezonansowa odpowiada częstotliwości krótkookresowych oscylacji szybowca.



Rys. 5

Dla $\frac{K_1}{\omega_n} > 0,6$ maksimum wzmocnienia dynamicznego przesuwają się ku mniejszym częstotliwościom wzbudzenia.

Przebieg siły na usterzeniu jest w przybliżeniu sumą 2 sinusoid, a zatem zależy od kąta φ , o jaki są przesunięte ich fazy. Ze względu na fakt, że dodatniemu kątowi wychylenia $\Delta\delta$ odpowiada ujemny kąt natarcia szybowca α , maksymalna amplituda siły na usterzeniu będzie odpowiadać kątowi $\varphi = 180^\circ$. Jak widać z rys. 5b — φ rośnie ze wzrostem ω i osiąga wielkość maksymalną 180° dla $\varphi = \infty$. Fakt ten potwierdza narzucające się intuicyjnie przypuszczenie, że sinusoidalne wychylenie steru wysokości o danej amplitudzie powoduje tym większe obciążenie usterzenia wysokości, im większa jest wielkość ω .

Pragnąc porównać ze sobą omówione powyżej trzy rodzaje brutalnego sterowania pod kątem widzenia obciążenia usterzenia wysokości, należy przede wszystkim określić dla każdego rodzaju brutalnego sterowania kąt $\Delta\delta_{max}$. Biorąc pod uwagę fakt, że wspólnym dla wszystkich trzech przypadków ograniczeniem jest nieprzekroczenie dopuszczalnego współczynnika obciążenia szybowca, należy na przód porównać efektywność poszczególnych rodzajów brutalnego sterowania ze względu na uzyskiwane wielkości Δn . Dla uproszczenia zagadnienie należy ograniczyć tylko do wychylenia nagłego i sinusoidalnego — wychylenie liniowe daje bowiem na usterzeniu wysokości siłę mniejszą niż wychylenie nagłe. Porównując maksymalną wielkość współczynnika obciążenia przy nagłym wychyleniu steru wysokości oraz przy wychyleniu sinusoidalnym o tej samej amplitudzie, można stwierdzić na podstawie wykresów 3 i 5a, że dla $\frac{K_1}{\omega_n} < 0,6$ wielkości Δn_{max} są większe przy wzbudzeniu sinusoidalnym o pulsacji

$$0,7 \omega_n \leq \omega \leq 1,1 \omega_n.$$

Poza tym zakresem wielkości ω wzbudzenie sinusoidalne jest mniej skuteczne, to znaczy dla osiągnięcia tej samej wielkości Δn potrzebne jest większe wychylenie sinusoidalne niż nagłe.

Przechodząc do porównania sił na usterzeniu wysokości należy rozważyć naprzód pierwsze maksimum, to jest maksimum siły ujemnej. Nie ulega wątpliwości, że dla $0,7 \omega_n \leq \omega \leq 1,1 \omega_n$ siła występująca podczas nagłego wychylenia jest większa niż podczas wzbudzenia sinusoidalnego, ponieważ odpowiada ona zdecydowanie większej prędkości

wychylenia $\left(\frac{\Delta \delta}{\Delta t} = \bullet\circ\right)$ przy niewiele różniącej się wielkości $\Delta \delta$. Dla wielkości $\omega < 0,7 \omega_n$ amplituda sinusoidalnego wychylenia steru wysokości jest wprawdzie nie mniejsza od wychylenia nagłego, ale ze względu na stosunkowo małą prędkość przyrostu $\Delta \delta$ obciążenie usterzenia jest wówczas również mniejsze niż w przypadku wychylenia nagłego. Wychylenie sinusoidalne może stać się więc wy-

miarujące dopiero dla wielkości ω wyraźnie większej od $1,1 \omega_n$. Przechodząc do drugiego maksimum siły na usterzeniu — dodatniego — należy stwierdzić, że w przypadku wychylenia nagłego maksimum siły występuje w chwili powrotu steru do położenia wyjściowego, to jest do względnego zera. Przypadek sinusoidalnego wychylenia steru będzie więc wymiarujący, jeżeli w chwili, gdy kąt natarcia szybowca osiąga wielkość maksymalną, ster będzie wychylony poza względne zero, to znaczy o kąt dodatni. Kąt wychylenia steru będzie dodatni, gdy przesunięcie fazowe φ będzie większe od 90° ; jak wynika z rys. 5b warunek ten jest spełniony dla $\omega \geq \omega_n$.

W rozważaniach dotyczących drugiego maksimum siły na usterzeniu został pominięty w przypadku wychylenia sinusoidalnego wpływ przebiegu przejściowego, który w chwili osiągnięcia maksimum kąta jest już zazwyczaj bardzo mały.

Dokończenie w nast. zeszyście

Inż. inż. ANDRZEJ KOWALEWICZ
Instytut Lotnictwa

Praca dyfuzorów wlotowych w zmiennych warunkach cz. I

Za pomocą teorii jednowymiarowego ruchu gazu przeprowadzono analizę przepływu przez kilka typów dyfuzorów wlotowych o nie regulowanych polach przekrojów. Omówiono przypadki niestatecznej pracy dyfuzorów, rodzaje pulsacji oraz zakresy ich występowania, ze szczególnym uwzględnieniem drgań o wysokiej amplitudzie i niskiej częstotliwości (buzz). Krótko omówiono charakterystyki dyfuzora z punktu widzenia jego współpracy z silnikiem przepływowym.

Oznaczenia

- P [kG/m²] — ciśnienie,
- ρ [kG sek²/m⁴] — gęstość,
- T [°K] — temperatura,
- u [m/sek] — prędkość,
- a [m/sek] — lokalna prędkość dźwięku,
- Ma — liczba Macha,
- Ma^* — krytyczna liczba Macha¹⁾,
- $\frac{C_p}{C_v}$ — wykładnik adiabaty,
- A [m²] — powierzchnia pola przekroju poprzecznego,
- m [kG sek m] — wydatek masowy,
- $\frac{P_{c2}}{P_{c0}}$ — współczynnik odzyskania ciśnienia całkowitego w dyfuzorze,
- σ — stosunek ciśnienia całkowitego za i przed normalną falą uderzeniową,
- $\sigma_0 = \frac{A_0}{A_1}$ — współczynnik przewężenia strumienia na wlocie do dyfuzora.

Indeksy

- 1, 2 — zgodnie z oznaczeniami na rysunkach 4 i 7,
- m — minimalny,
- * — krytyczny,
- c — całkowity (spiętrzenia),
- u — fala uderzeniowa,
- D — dotyczący parametrów obliczeniowych.

WSTĘP

W związku z rozszerzeniem się zakresu prędkości lotu prędkości naddźwiękowe zagadnienie dyfuzorów wlotowych silników przepływowych nabiera bardzo poważnego znaczenia. Przy prędkościach naddźwiękowych zadaniem dyfuzora silnika turbinowo-odrzutowego nie ogranicza się do roli chwytu powietrza, polegającej na doprowadzeniu określonego wydatku powietrza do silnika, ale polega

także na sprężeniu strumienia kosztem jego częściowego wyhamowania (tzn. odzyskania ciśnienia całkowitego), bowiem przy $Ma_0 > 1$ udział dyfuzora wlotowego w ogólnym sprężu jest znaczny. W przypadku silnika strumieniowego całkowity spręż dokonuje się w dyfuzorze, a zatem odzyskanie ciśnienia przy minimalnych stratach ciśnienia całkowitego posiada jeszcze bardziej istotne znaczenie. Niezależnie od stopnia odzyskania ciśnienia bardzo ważnym czynnikiem jest stateczność pracy dyfuzora w zmiennych warunkach, pulsacje wydatku mogą bowiem wywołać — w przypadku silnika turbinowo-odrzutowego — pompaż sprężarki, a w przypadku silnika strumieniowego — zdmuchnięcie płomienia w komorze spalania oraz uszkodzenia komory. Niestateczny przepływ występuje w warunkach różnych od tych, na jakie dyfuzor został zaprojektowany. Z reguły w tzw. warunkach podkrytycznych, w których wydatek powietrza przez dyfuzor jest mniejszy niż obliczeniowy. Ze względu na to, zbadanie pracy dyfuzora w zmiennych warunkach, tj. przy zmiennych prędkościach i stopniach zdławienia dyfuzora w jego przekroju wlotowym, spowodowanych zmiennymi wartościami współczynnika nadmiaru powietrza (dławienie ciepłe), posiada nie zwykle istotne znaczenie dla uzyskania poprawnej pracy silników przepływowych.

1. WPROWADZENIE FUNKCJI POMOOCNICZYCH DLA BADANIA PRZEPŁYWU PRZEZ DYFUZOR

Celem przeprowadzenia analizy różnych przypadków przepływu przez dyfuzor zostaną wprowadzone pewne funkcje pomocnicze, znacznie ułatwiające to zadanie, a mianowicie:

Wydatek bezwymiarowy

$$\Theta(Ma) = \frac{qu}{\rho^* a^*} = Ma \left[\left(\frac{2}{k+1} \right) \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \right]^{-\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad [1.1]$$

Stosunek ciśnień całkowitych przed i za normalną falą uderzeniową

$$\sigma(Ma) = \left[\left(\frac{2k}{k+1} \right) Ma^2 - \frac{k-1}{k+1} \right]^{-\frac{1}{k-1}} \left[\frac{(k-1) Ma^2 + 2}{(k+1) Ma^2} \right]^{-\frac{k}{k-1}} \quad [1.2]$$

¹⁾ Pod tym określeniem należy rozumieć stosunek prędkości do krytycznej prędkości dźwięku — (przy p. red.).

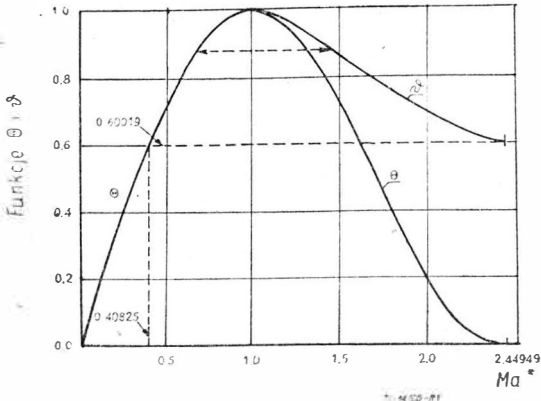
Funkcja przejścia

$$\vartheta(Ma) = \frac{\Theta(Ma)}{\sigma(Ma)}; \dots \dots \dots [1.3]$$

Wyrażając liczbę Macha Ma przez krytyczną liczbę Macha Ma^* zgodnie z zależnością

$$\frac{1}{Ma^2} = \frac{k+1}{2} \cdot \frac{1}{Ma^{*2}} - \frac{k-1}{2} \dots \dots \dots [1.4]$$

Każdą z powyższych funkcji przedstawić można za pomocą krytycznej liczby Macha Ma^* . Wykres funkcji $\Theta(Ma^*)$ i $\vartheta(Ma^*)$ przedstawiony został na rys. 1.

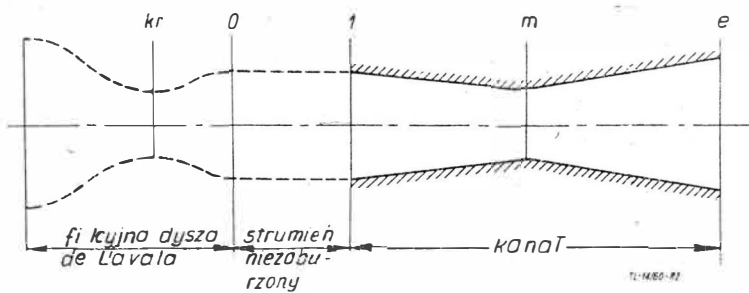


Rys. 1. Wykres funkcji $\Theta(Ma^*)$ i $\vartheta(Ma^*)$.

Geometryczna interpretacja funkcji przejścia

W pewnym przypadku funkcja przejścia $\vartheta(Ma)$ może być wyrażona przez stosunek pola powierzchni przekroju krytycznego do bieżącego, w którym liczba Macha Ma jest argumentem funkcji $\vartheta(Ma)$.

Niech przepływ zachodzi zgodnie ze schematem przedstawionym na rys. 2, na którym zaznaczono przekroje charakterystyczne.



Rys. 2 Schemat przepływu dla geometrycznej interpretacji funkcji przejścia $\vartheta(Ma^*)$

- Odnośnie przepływu przyjęto następujące założenia:
- 1) przepływ jest adiabatyczny, a zatem temperatura całkowita w dowolnym przekroju poprzecznym strumienia jest stała;
 - 2) wydatek masowy w dowolnym przekroju poprzecznym jest stały;
 - 3) wykładnik adiabaty $k = const$.

Z uwagi na założenie [1] i fakt, że temperatura krytyczna zarówno w przekroju fikcyjnej dyszy jak i minimalnym przekroju kanału jest stała, krytyczna prędkość dźwięku jest również stała. A zatem:

$$a_o^* = a_m^* \dots \dots \dots [1.5]$$

Z równania ciągłości dla wspomnianych przekrojów oraz równania stanu wynika zależność:

$$\frac{A_o^*}{A_m^*} = \frac{\varrho_m^*}{\varrho_o^*} = \frac{P_m^*}{P_o^*} \dots \dots \dots [1.6]$$

Ponieważ stosunek ciśnienia krytycznego do ciśnienia całkowitego w minimalnym przekroju fikcyjnej dyszy i minimalnym przekroju kanału jest ten sam, zatem:

$$\frac{A_o^*}{A_m^*} = \frac{P_o}{P_o^*} = \psi \leq 1 \dots \dots \dots [1.7]$$

Stosunek pola przekroju krytycznego kanału do jego pola przekroju wlotowego przy założeniu $A_o = A_1$ może być wyrażony zależnością, wynikającą z równań [1.1], [1.3] i [1.7]:

$$\frac{A_m^*}{A_o} = \frac{A_o^*}{A_o} \cdot \frac{1}{\psi} = \frac{\Theta(Ma_o)}{\psi} = \frac{\vartheta(Ma_o) \cdot \sigma(Ma_o)}{\psi} \dots \dots \dots [1.8]$$

Jeśli straty ciśnienia całkowitego zachodzą tylko wskutek obecności fali uderzeniowej na odcinku między przekrojem 0 i m, to: $\psi = \sigma(Ma_o)$, $\dots \dots \dots [1.9]$

oraz: $\vartheta(Ma_o) = \frac{A_m^*}{A_o} = \frac{A_m^*}{A_1} \cdot \varphi_o \dots \dots \dots [1.10]$

gdzie φ_o jest współczynnikiem przewężenia na wlocie. Gdy $A_o = A_1$, ($\varphi_o = 1$) funkcja przejścia może być wyrażona przez stosunek geometrycznych wymiarów kanału:

$$\vartheta(Ma_o) = \frac{A_m^*}{A_1} \dots \dots \dots [1.11]$$

Związki między funkcją przejścia i bezwymiarowym wydatkiem

Wyrażając liczbę Macha Ma przez krytyczną liczbę Macha Ma^* zależności na wydatek bezwymiarowy $\Theta(Ma^*)$ i funkcję przejścia $\vartheta(Ma^*)$ przybiorą postać:

$$\Theta(Ma^*) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot Ma^* \left(1 - \frac{k-1}{k+1} Ma^{*2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \dots \dots \dots [1.12]$$

oraz

$$\vartheta(Ma^*) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \frac{1}{Ma^*} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \frac{1}{Ma^{*2}}\right)^{\frac{1}{k-1}} \dots \dots \dots [1.13]$$

Z zależności powyższych wynika, że

$$\vartheta\left(\frac{1}{Ma^*}\right) = \Theta(Ma^*) \dots \dots \dots [1.14a]$$

w zakresie $Ma^* \leq 1$, oraz

$$\vartheta(Ma^*) = \Theta\left(\frac{1}{Ma^*}\right) \dots \dots \dots [1.14b]$$

w zakresie $Ma^* \geq 1$.

Uwagi na temat stateczności normalnej fali uderzeniowej

Z zagadnieniem stateczności i ruchu normalnej fali uderzeniowej spotkamy się przy rozpatrywaniu przepływu przez dyfuzor w przypadku prędkości nadźwiękowych w tzw. warunkach startowych, tj. takich, gdy liczba Macha strumienia niezaburzonego jest mniejsza niż ta, na którą zaprojektowany został dyfuzor ($1 < Ma_o < Ma_n$). W omawianych warunkach fala uderzeniowa wchodzi do wnętrza dyfuzora.

Poniżej zostanie przeprowadzona przybliżona analiza ruchu normalnej fali uderzeniowej w kanale, w oparciu o następujące założenia:

- 1) proces jest quasi-ustalony, to jest składa się z nieskończenie wielu stanów ustalonych;
- 2) ruch normalnej fali uderzeniowej ma miejsce w kanale o stałym polu przekroju.

Niech fala uderzeniowa przemieszcza się z lewa na prawo, od położenia 1 do 2, w czasie Δt . Zmiana masy w objętości odcinka kanału objętego ruchem fali wynosi

$$\Delta m = A (\varrho_1 - \varrho_2) \Delta X \dots \dots \dots [1.15]$$

a stąd przyrost wydatku masowego spowodowany ruchem fali

$$\mu = \frac{\Delta m}{\Delta t} = A (\varrho_1 - \varrho_2) w, \dots \dots \dots [1.16]$$

gdzie $w = \frac{\Delta x}{\Delta t}$ jest prędkością przemieszczania się fali uderzeniowej.

Wydatek masowy w obszarze przed falą

$$m = A \rho_1 u_1 \dots [1.17]$$

Z równań [1.16] i [1.17] otrzymuje się:

$$Ma_{fu} = \frac{w}{a_1} = \frac{u}{m} \left(\frac{1}{1 - \frac{\rho_2}{\rho_1}} \right) \cdot Ma_1 \dots [1.18]$$

gdzie Ma_{fu} jest liczbą Macha fali uderzeniowej. Stosunek gęstości za i przed falą uderzeniową może być przedstawiony w funkcji liczby Macha strumienia przed falą i równanie [1.18] przybiera wówczas postać:

$$Ma_{fu} = \frac{u}{m} \cdot \frac{Ma_1}{2} \cdot \frac{Ma_1^2(k-1) + 2}{Ma_1^2 - 1} \dots [1.19]$$

zaś dla parametrów krytycznych:

$$Ma_{fu}^* = \frac{u}{m} \cdot \frac{M_{1}^*}{Ma_1^{*2} - 1} \dots [1.20]$$

W przypadku przepływu przedstawionego na rys. 3 przemieszczenie normalnej fali uderzeniowej wywołujące zmianę wydatku masowego może zajść wskutek zmiany pola przekroju krytycznego. Zgodnie zatem z oznaczeniami na rys. 3 zachodzi równość:

$$\dot{u} = \Delta A^* \cdot \rho^* a^* \dots [1.21]$$

przy czym dla $\dot{u} > 0 \Delta A^* > 0$, fala przemieszcza się „w dół” przepływu, zaś dla $\dot{u} < 0 \Delta A^* < 0$ i fala przemieszcza się „w górę” przepływu.



Rys. 3. Ruch normalnej fali uderzeniowej w kanale o stałym polu przekroju. Przekroje 1 i 2 oznaczają kolejno położenie fali uderzeniowej przed i po zmianie pola przekroju krytycznego (z A^* na A^{*2} i A^*)

Dla omawianego przypadku przepływu równanie [1.20] ma postać:

$$Ma_{fu}^* = \frac{\Delta A^*}{A^*} \cdot \frac{Ma_1^*}{Ma_1^{*2} - 1} \dots [1.22]$$

która wskazuje na fakt, że prędkość przemieszczania się fali uderzeniowej jest proporcjonalna do zmiany pola przekroju krytycznego kanału.

2. ANALIZA PRZYPADKÓW PRZEPŁYWU PRZEZ DYFUZOR

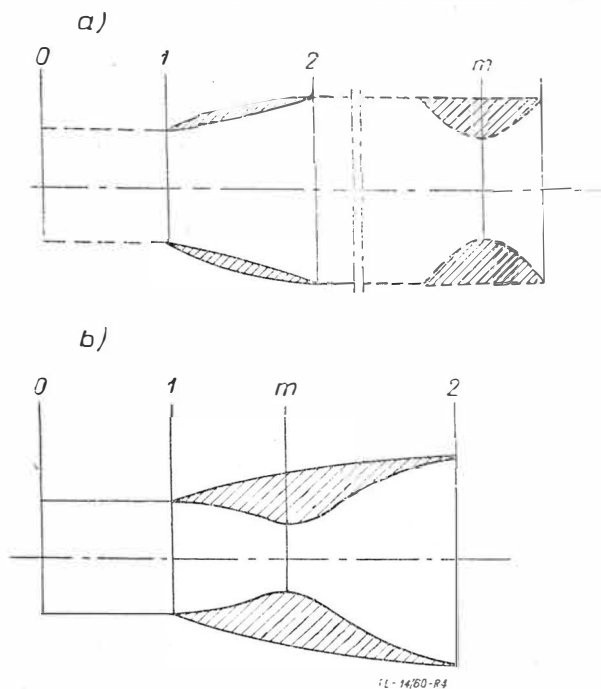
Poniżej przeprowadzona zostanie analiza przypadków przepływu przez dyfuzory: 1) bez ciała centralnego (o sprężaniu zewnętrznym i wewnętrznym) oraz 2) ze stożkowym ciałem centralnym.

Dyfuzor bez ciała centralnego

Schematy dyfuzorów, o których mowa poniżej, zostały przedstawione na rys. 4, przy czym rys. 4a przedstawia dyfuzor, w którym w przypadku prędkości naddźwiękowych sprężanie zachodzi w normalnej fali uderzeniowej (z uwagi na to bywa nazywany dyfuzorem o sprężaniu zewnętrznym), zaś rys. 4b — dyfuzor, będący odwróconą dyszą de Lavalą, w którym przy określonej prędkości naddźwiękowej (na którą dyfuzor jest zaprojektowany) sprężanie zachodzi bez fal uderzeniowych (tzw. dyfuzor o sprężaniu wewnętrznym). Ostatni przypadek dyfuzora ma znaczenie

tylko teoretyczne, ponieważ ze względu m.in. na skłonność do niestatecznej pracy nie bywa stosowany jako element silników odrzutowych [lit. 3, 4, 6].

Celem dokonania przeglądu różnych przypadków przepływu przez dyfuzor przedstawiony na rys. 4a, należy przyjąć, że w pewnej odległości za przekrojem wylotowym możliwa jest regulacja pola przekroju przepływu (przekrój

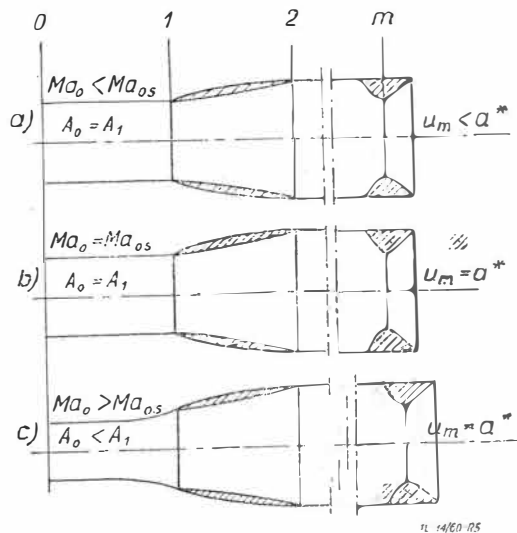


Rys. 4. Dyfuzory bez ciała centralnego a) o sprężaniu zewnętrznym (w normalnej fali uderzeniowej), b) o sprężaniu wewnętrznym (odwrócona dysza de Lavalą)

ten na rysunku zaznaczono linią przerywaną i oznaczono przez „m”). Analiza przepływu przeprowadzona będzie łącznie dla obu rodzajów dyfuzorów bez ciała centralnego; przekrój wylotowy dyfuzora przedstawionego na rys. 4a, w którym dławiony jest przepływ, gra tę samą rolę co przekrój krytyczny dyfuzora na rys. 4b. W dalszym ciągu pole tego przekroju oznaczane będzie przez A_m oraz przez A_m^* , jeśli prędkość w tym przekroju równa jest prędkości dźwięku.

Przypadki prędkości poddźwiękowych (rys. 5)

a) $Ma_o < Ma_{os}$, tzn. liczba Macha przepływu niezaburzonego jest mniejsza od pewnej wartości Ma_{os} , przy której w przekroju krytycznym (dławienia) pojawia się prędkość dźwięku ($u_m = a^*$).



Rys. 5. Przypadki przepływu przez dyfuzor bez ciała centralnego o sprężaniu zewnętrznym przy $Ma_o < 1$. Schematy przepływu przez dyfuzor o sprężaniu wewnętrznym (rys. 4b) są analogiczne.

W tym przypadku $A_o = A_1$ oraz $m = m_{opt}$, czyli przewężenie strumienia jest równe zero ($\varphi_o = 1$), a wydatek ma wartość optymalną. Współczynnik przewężenia φ_o nie zależy od liczby Macha Ma_o .

b) $Ma_o = Ma_{os}$

W przypadku tym $\dot{m} = \dot{m}_{max}$ i wydatek ograniczony jest przez pole przekroju krytycznego (dławienia) dyfuzora. Współczynnik przewężenia φ_o staje się funkcją liczby Macha Ma_o :

$$\varphi_o = \frac{A_o}{A_m^*} \cdot \frac{A_m^*}{A_1} = \frac{\varrho_m^* u_m^*}{\varrho_o u_o} \cdot \frac{A_m^*}{A_1} = \frac{1}{\Theta(Ma_o)} \cdot \frac{A_m^*}{A_1} \quad [2.1]$$

W obliczeniowych warunkach pracy dyfuzora zaprojektowanego dla prędkości naddźwiękowych ($Ma_D > 1$), z uwagi na $A_o = A_1$ (fala uderzeniowa znajduje się w przekroju wlotowym) zgodnie z równaniem [1.11] zachodzi związek:

$$\frac{A_m^*}{A_1} = \vartheta(Ma_D) = \frac{\Theta(Ma_D)}{\sigma(Ma_D)} = \Theta(Ma_D) \quad [2.2]$$

gdzie Ma_D jest liczbą Macha, na jaką projektowany jest dyfuzor, zaś $\sigma(Ma_D) = 1$, gdyż założono, że przepływ między przekrojami 0 i m zachodzi bez strat ciśnienia (nie ma fal uderzeniowych oraz czynnik jest niepełny — stąd nie ma tarcia). Z równań [2.1] i [2.2] oraz uwzględniając równanie [1.14b] otrzymuje się:

$$\varphi_o = \frac{\vartheta(Ma_D)}{\Theta(Ma_o)} = \frac{\vartheta(Ma_D^*)}{\Theta(Ma_o^*)} = \frac{\Theta\left(\frac{1}{Ma_D^*}\right)}{\Theta(Ma_o^*)}; \quad [2.3]$$

Współczynnik przewężenia osiąga maksimum

$$\varphi_o = (\varphi_o)_{max} = 1 \text{ dla } Ma_o^* = Ma_{os}^* = \frac{1}{Ma_D^*}$$

Założenie odnośnie braku lepkości gazu nie pozwala uwzględnić przypadku $\varphi_o > 1$, który ma miejsce w rzeczywistości, gdy pole przekroju wylotowego dyfuzora jest większe lub równe polu przekroju krytycznego (a zatem w przekroju tym nie zachodzi dławienie). W przypadku tym na wlocie do dyfuzora linie prądu zagęszczają się, tak że $A_o > A_1$.

c) $Ma_o > Ma_{os}$ ($Ma_o^* > Ma_{os}^*$)

Dla powyższych wartości Ma_o zachodzi zawsze

$$\Theta(Ma_o^*) > \Theta(Ma_{os}^*) = \Theta\left(\frac{1}{Ma_D^*}\right) \quad [2.4]$$

a zatem:

$$\frac{A_o}{A_1} = \frac{\Theta\left(\frac{1}{Ma_D}\right)}{\Theta(Ma_o^*)} < \frac{\Theta\left(\frac{1}{Ma_D}\right)}{\Theta(Ma_{os}^*)} = 1 \quad [2.5]$$

czyli:

$$\varphi_o = \frac{A_o}{A_1} < 1 \text{ i } \dot{m} = \dot{m}_{max} < \dot{m}_{opt}$$

oraz część wydatku, której „nie może pomieścić” wlot dyfuzora, opływa dyfuzor, przy czym jej względna wartość wynosi

$$\tau = \frac{A_1 - A_o}{A_1} \quad [2.6]$$

W przypadku, gdy $Ma_o \rightarrow 1$, granica wyrażenia $\frac{A_o}{A_1}$, określonego równaniem [2.3] wynosi:

$$\lim_{Ma_o \rightarrow 1} \frac{A_o}{A_1} = \lim_{Ma_o \rightarrow 1} \frac{\vartheta(Ma_D)}{\Theta(Ma_o)} = \vartheta(Ma_D) = \frac{A_m^*}{A_1} \quad [2.7]$$

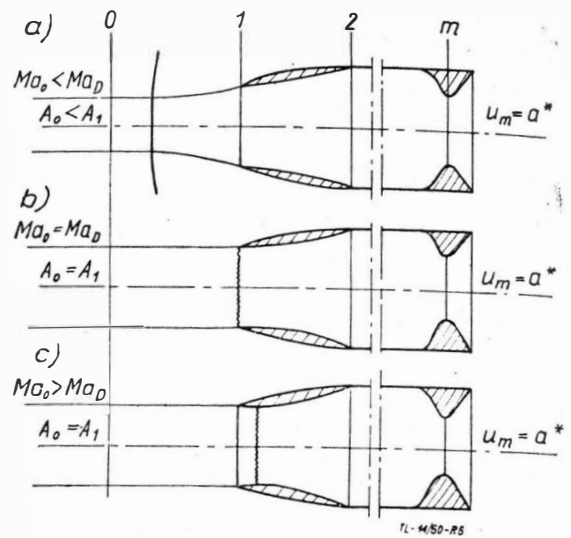
czyli $A_o \rightarrow A_m^*$

Jak zobaczymy, $A_o \rightarrow A_m^*$ analogicznie w zakresie prędkości naddźwiękowych.

Omówione przypadki dotyczące prędkości poddźwiękowych przedstawiono na rys. 5.

Przypadki prędkości naddźwiękowych (rys. 6)

a) $Ma_o < Ma_D$, tj. liczba Macha strumienia niezaburzonego jest mniejsza niż ta, na którą projektowany był dyfuzor.



Rys. 6. Przypadki przepływu przez dyfuzor bez ciała centralnego o sprężaniu zewnętrznym przy $Ma_o > 1$. a) warunki podkrytyczne, b) warunki krytyczne, c) warunki nadkrytyczne

Równanie ciągłości odnośnie przekrojów 0 i krytycznego (dławienia):

$$\frac{A_m^*}{A_o} = \frac{\varrho_o u_o}{\varrho_m^* u_m^*} \cdot \frac{\varrho_o^*}{\varrho_m^*} = \Theta(Ma_o) \cdot \frac{\varrho_o^*}{\varrho_m^*} \quad [2.8]$$

ale zgodnie z równaniem [1.7]

$$\frac{\varrho_o^*}{\varrho_m^*} = \frac{P_o^*}{P_m^*} = \frac{P_{co}}{P_{cm}} = \frac{1}{\psi}$$

Równanie [2.8] przybiera więc postać:

$$\frac{A_m^*}{A_o} = \frac{\Theta(Ma_o)}{\psi} = \vartheta(Ma_o) \quad [2.9]$$

Z uwagi na to, że dla $Ma_o = Ma_D$ $A_o = A_1$ i $\vartheta(Ma_D) = \frac{A_m^*}{A_1}$, po uwzględnieniu równania [2.9], współczynnik przewężenia na wlocie można napisać w postaci

$$\varphi_o = \frac{A_o}{A_m^*} \cdot \frac{A_m^*}{A_1} = \frac{\vartheta(Ma_D)}{\vartheta(Ma_o)} \quad [2.10]$$

a ponieważ $\vartheta(Ma_o) > \vartheta(Ma_D)$, $\varphi_o < 1$, czyli $A_o < A_1$. Normalna fala uderzeniowa musi znajdować się zatem w pewnej odległości od przekroju wlotowego; linie prądu równoległe przed falą, za falą zakrzywiają się i rozchodzą tak, że $m < m_{opt}$. Warunki, o których mowa, noszą nazwę podkrytycznych warunków pracy dyfuzora. Jeśli $Ma_o \rightarrow 1$, to

$$\lim_{Ma_o \rightarrow 1} \frac{A_o}{A_1} = \vartheta(Ma_D) = \frac{A_m^*}{A_1} \quad [2.11]$$

czyli $A_o \rightarrow A_m^*$, o czym wspomniano przy rozpatrywaniu przypadków prędkości poddźwiękowych.

b) $Ma_o = Ma_D$, tj. dyfuzor pracuje w warunkach, na jakie został zaprojektowany, czyli $A_o = A_1$ i $\varphi_o = 1$. Normalna fala uderzeniowa znajduje się w przekroju wlotowym dyfuzora, linie prądu wchodzą równoległe do dyfuzora i $\dot{m} = \dot{m}_{opt}$. Warunki te noszą nazwę krytycznych. Poniżej zostanie przeprowadzona analiza stateczności pracy w warunkach krytycznych obu omawianych dyfuzorów. Badanie stateczności polegać będzie na określeniu skutków małych zaburzeń, którym poddany zostanie przepływ. Zaburzeniami tymi będą:

1) przesunięcie fali do wnętrza wlotu o wielkość dx ,
 2) przyrost liczby Macha strumienia niezaburzonego o wielkość dMa_0 , a w przypadku dyfuzora o sprężaniu zewnętrznym (rys. 4a) — 3) zmiana pola przekroju dławienia na wylocie o wielkość dA^* (w przypadku konkretnego pracującego silnika zmiana ta odpowiada zmianie dławienia, spowodowanego zmianą współczynnika nadmiaru powietrza).

A. Dyfuzor o sprężaniu zewnętrznym.

1. $dx > 0$: fala uderzeniowa przesunęła się do wnętrza dyfuzora (rys. 6c). Ponieważ pole przekroju, w którym umiejscowiła się fala, wzrosło, natężenie fali również wzrosło, a zatem stosunek ciśnień całkowitych za i przed falą zmalał. Spowodowało to z kolei spadek ciśnienia przed przekrojem dławienia, wobec czego wymagana wartość pola przekroju dławienia jest większa niż rzeczywista. Fakt ten jest równoważny ze zmniejszeniem pola przekroju dławienia o $-dA$, a zatem zgodnie z równaniem [1.22] $u < 0$ oraz $w < 0$ i fala uderzeniowa przemieszcza się „w górę” przepływu. Zaburzenia powodują zatem impuls przeciwdziałający tym zaburzeniom, stąd układ jest stateczny.

2. $dMa_0 > 0$: liczba Macha strumienia niezaburzonego wzrosła do wartości $Ma_0 = Ma_0 + dMa_0$ i przypadek ten bezpośrednio sprowadza się do poprzedniego.

3. $dA^* > 0$: przyrost pola powierzchni przekroju dławienia powoduje, że $u > 0$ oraz $w > 0$, ale przesunięcie się fali „w dół” przepływu wywołuje tendencję do zmniejszenia pola powierzchni omawianego przekroju, a zatem impuls o działaniu przeciwnym, co świadczy o stateczności układu w warunkach krytycznych.

B. Dyfuzor o sprężaniu wewnętrznym

1. $dx > 0$: fala uderzeniowa umiejscawia się w przekroju o mniejszym polu, a stąd fala jest słabsza, co w efekcie równoważne jest z $w > 0$. Impuls zatem wywołany przez zaburzenie wzmacnia je, czyli praca dyfuzora w warunkach krytycznych jest niestateczna.

2. Przypadek $dMa_0 > 0$ bezpośrednio sprowadza się do przypadku poprzedniego.

Z analizy powyższej wynika, że przepływ przez dyfuzor o wzrastającej powierzchni pola przekroju poprzecznego w kierunku przepływu jest stateczny w krytycznych warunkach pracy, zaś przepływ przez dyfuzor, będący odwróconą dyszą de Laval — niestateczny. Powyższy względ przemawia za niestosowaniem tego ostatniego dyfuzora do silników przepływowych.

3) $Ma_0 > Ma_0$, dyfuzor pracuje przy większej liczbie Macha niż ta, na którą został zaprojektowany. Warunki te noszą nazwę nadkrytycznych. Wydatek masowy przez dyfuzor jest ten sam, jak w przypadku pracy w warunkach krytycznych. Fala uderzeniowa usytuowała się wewnątrz dyfuzora.

Omówione przypadki przepływu przy $Ma_0 > 1$ przedstawiono na rys. 6.

W przypadku dyfuzora bez ciała centralnego warunki podkrytyczne lub nadkrytyczne mogą być realizowane zarówno przez zmianę wartości $\frac{A_m^*}{A_1}$ w stosunku do krytycznej, jak i zmianę liczby Macha Ma_0 w stosunku do obliczeniowej. Analogicznie jest w przypadku dyfuzora z ciałem centralnym.

Dyfuzor ze stożkowym ciałem centralnym

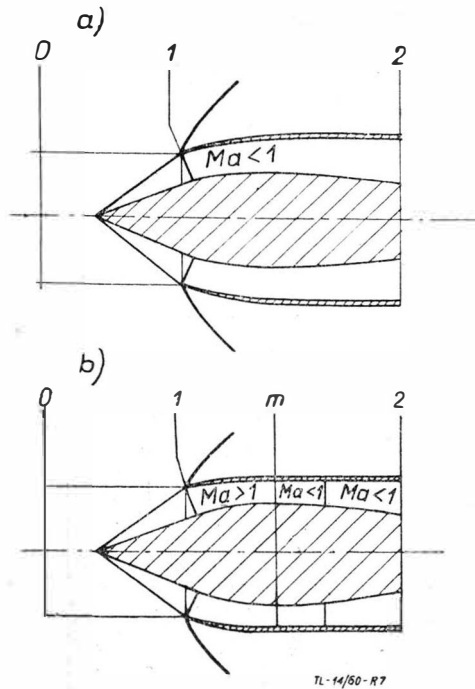
Analiza pracy dyfuzorów ze stożkowym ciałem centralnym w zmiennych warunkach może być przeprowadzana analogicznie jak dla dyfuzorów bez ciała centralnego, przy czym i w obecnym przypadku rozróżnić można dyfuzory z minimalnym (krytycznym) przekrojem, leżącym między wlotem a wylotem dyfuzora, oraz bez tego przekroju (rys. 7a i b). Dla omawianych dyfuzorów pole przekroju wlotowego rozumieć należy jako pole przekroju pierścienia prostopadłego w każdym punkcie do linii prądu i przecinającego krawędź osłony zewnętrznej dyfuzora.

Poniżej zostaną krótko omówione krytyczne, podkrytyczne i nadkrytyczne warunki pracy dyfuzora bez przekroju krytycznego.

W warunkach krytycznych stożkowa fala uderzeniowa dochodzi do krawędzi osłony zewnętrznej dyfuzora, zaś normalna fala uderzeniowa znajduje się w przekroju wlotowym (minimalnym) dyfuzora (rys. 7a), a stąd $\varphi_0 = 1$. Wydatek masowy osiąga optymalną wartość, podobnie jak współczynnik odzyskania ciśnienia. W warunkach krytycznych między polem przekroju dławienia i polem przekroju wlotowego zachodzi następująca zależność:

$$\frac{A_m^*}{A_1} = \frac{\Theta(Ma_1)}{\psi} = \left(\frac{A_m^*}{A_1} \right)_{kr} \dots \dots \dots [2.12]$$

gdzie Ma_1 jest średnią liczbą Macha przed normalną falą uderzeniową (fala ta nie jest falą płaską!) w przekroju wlotowym.

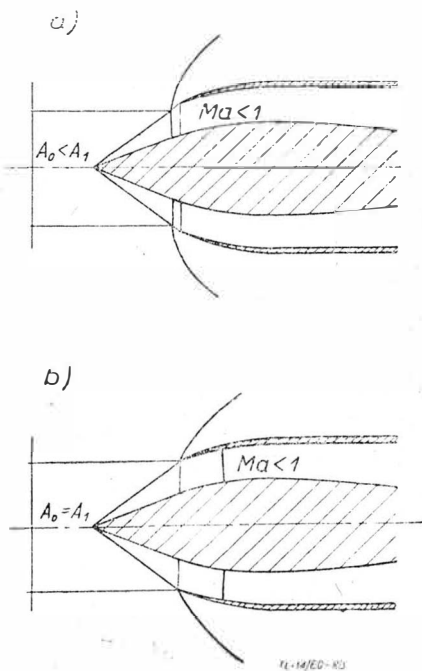


TL-14/50-R7

Rys. 7. Dyfuzory ze stożkowym ciałem centralnym; a) bez przekroju krytycznego ($A_1 = A_m$), b) z przekrojem krytycznym między przekrojem wlotowym a wylotowym. Schematy przepływu dotyczą warunków krytycznych

W podkrytycznych warunkach $\frac{A_m^*}{A_1} < \left(\frac{A_m^*}{A_1} \right)_{kr}$, normalna

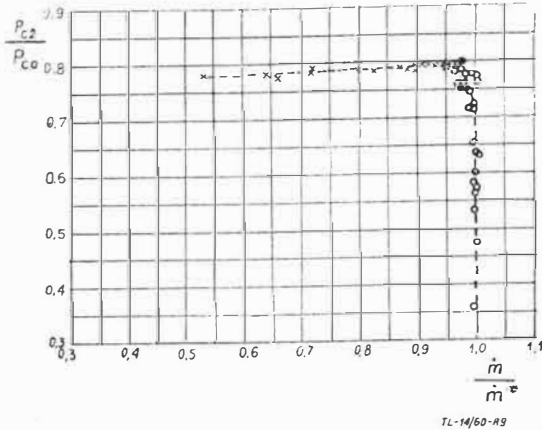
fala uderzeniowa znajduje się w pozycji wysuniętej przed krawędź osłony dyfuzora (rys. 8a). W przypadku $Ma_0 =$



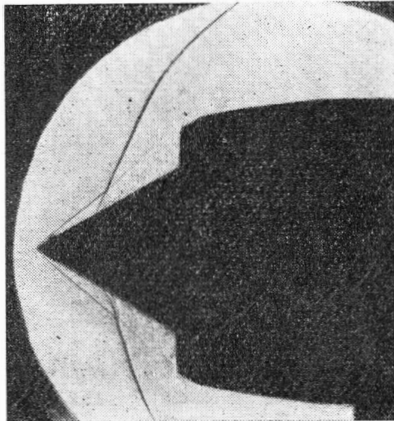
TL-14/50-R5

Rys. 8. a. Schemat przepływu przez dyfuzor w warunkach podkrytycznych b. Schemat przepływu przez dyfuzor w warunkach nadkrytycznych

$Ma_D, \varphi_o < 1$ oraz wydatek mniejszy niż optymalny. W warunkach tych z reguły przepływ jest niestateczny, o czym będzie mowa w p. 3. Współczynnik odzyskania ciśnienia całkowitego może mieć wartość równą lub niższą (przy pracy niestatecznej) niż w warunkach krytycznych.



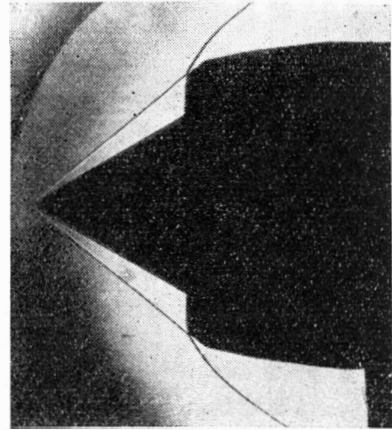
Rys. 9. Wykres współczynnika odzyskania ciśnienia całkowitego w funkcji stosunku wydatku rzeczywistego do krytycznego dla dyfuzora o stosunku długości do średnicy $L/D = 29.8$ i kącie między prostą przeprowadzoną przez wierzchołek stożka i krawędź osłony zewnętrznej a osią $\alpha = 48.1^\circ$



Rys. 10. Zdjęcie ((schlieren) przepływu przez dyfuzor w warunkach podkrytycznych. Krzyżykami zaznaczono przepływ niestateczny

W warunkach nadkrytycznych $\frac{A_m^*}{A_1} > \left(\frac{A_m^*}{A_1}\right)_{kr}$, a normalna fala uderzeniowa znajduje się poza przekrojem wlotowym „w dół” przepływu (rys. 8b). W przypadku $Ma_o = Ma_D, \varphi_o = 1$ i wydatek przez dyfuzor jest maksymalny. Współczynnik odzyskania ciśnienia całkowitego w dyfuzorze jest mniejszy niż w warunkach krytycznych i maleje ze wzrostem dławienia przy $Ma_o = \text{const}$, lub przy $\frac{A_m}{A_1} = \text{const}$ i wzroście Ma_o .

Wykres współczynnika odzyskania ciśnienia całkowitego w funkcji stosunku wydatku rzeczywistego do krytycznego



Rys. 11. Zdjęcie przepływu przez dyfuzor w warunkach nadkrytycznych

go dyfuzora ze stożkowym ciałem centralnym przedstawiono na rys. 9. Na rys. 10 i 11 przedstawiono zdjęcie (schlieren) dyfuzora w warunkach podkrytycznych i nadkrytycznych, przy $Ma_o = Ma_D$.

Przejęcie od warunków krytycznych (na jakie dyfuzor jest projektowany) do pod- lub nadkrytycznych może zajść tylko wskutek zmiany stopnia zdławienia (w przypadku konkretnego silnika realizowanego przez zmianę pola przekroju dyszy lub zmianę współczynnika nadmiaru powietrza), lub zmiany liczby Macha Ma_o .

Dokończenie w nast. zeszytcie.

Mgr inż. TADEUSZ MISSALA

Stabilizacja napięcia i częstotliwości prądnic i przetwornic lotniczych

1. Wstęp

Rozwój współczesnego lotnictwa, zwiększanie osiągnięć samolotów, polepszanie ich sprawności bojowej i pewności w obsłudze ruchu pasażerskiego i towarowego, uniezależnianie się od pory dnia i warunków atmosferycznych w prowadzeniu lotów, zwiększanie ich bezpieczeństwa — wszystko to jest ściśle związane z rozwojem konstrukcji osprzętu lotniczego. Wymieńmy niektóre: dokładne busole, sztuczne horyzonty, radar, radiobusole, radiowysokościomierze, autopiloty, ILS oraz anonsowane ostatnio aparaty do automatycznego lądowania. Wszystkie one, jak również wiele spośród nie wymienionych, są w całości lub części urządzeniami elektrycznymi lub elektronicznymi. Wszystkie — dla swego działania potrzebują zasilania w energię elektryczną o określonych parametrach. Właściwe rozwiązanie zasilania osprzętu elektrycznego samolotu w energię elektryczną jest więc sprawą pierwszoplanową.

Czasy, gdy akumulator był jedynym źródłem energii elektrycznej na samolocie, należą bezpowrotnie do historii. Zwiększenie mocy zainstalowanej odbiorników spowodowało potrzebę zasilania sieci pokładowej z prądnicy prądu stałego. Wprowadzenie giroskopów o napędzie elektrycznym

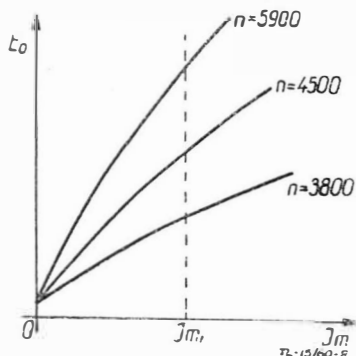
postawiło na porządku dziennym rozwiązanie zasilania w energię prądu zmiennego. Nowoczesne urządzenia radiowe i radiolokacyjne, wymagające zasilania prądem zmiennym, zaostrzyły to zagadnienie. Samo zaś wprowadzenie maszyn elektrycznych, jako źródeł zasilania, spowodowało powstanie nowych problemów technicznych, z których jednym jest stabilizacja ich napięcia oddawanego i częstotliwości.

2. Stabilizacja napięcia prądnic prądu stałego

2.1. Potrzeba stabilizowania napięcia

Prądnica lotnicza jest normalnie napędzana z wału silnika samolotu poprzez przekładnię, gdyż jej prędkość obrotowa, wynosząca od 2500 do 12000 obr/min jest większa od prędkości obrotowej wału silnika łokowego, zaś mniejsza od prędkości obrotowej turbiny silnika turboodrzutowego lub turbośmigłowego. Silnik samolotu nie pracuje przy stałej prędkości obrotowej; przeciwnie, prędkość obrotowa jego wału zmienia się w szerokim zakresie, jeżeli wziąć pod uwagę przedział od prędkości minimalnej, przy której silnik zostaje uruchomiany do maksymalnej prędkości dopuszczalnej. Ta zmienność prędkości obrotowej silnika napędowego określa charakter pracy prądnicy.

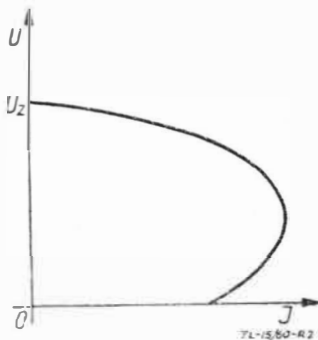
Na rys. 1 przedstawiono rodzinę krzywych $E_o = f(I_m)$ przy $n = const$ i $I = 0 = const$, przedstawiającą charakterystyki biegu jałowego prądnicy bocznikowej. Podobny przebieg mają charakterystyki obciążenia $U = f(I_m)$, przedstawiające napięcie na zaciskach obciążonej prądnicy, jako funkcję jej prądu wzbudzenia. Jak widać z powyższego rysunku, SEM prądnicy przy stałym prądzie wzbudzenia zależy w dużym stopniu od jej prędkości obrotowej. Stąd



Rys. 1. Charakterystyki $E_o = f(I_m)$ przy $n = const$. $I = 0 = const$.

wniosek, że gdyby prądnicę lotniczą włączyć bezpośrednio do sieci pokładowej, zasilalaby ona tę sieć napięciem o wartości zmieniającej się w bardzo szerokim przedziale (a_1, a_2 , przy czym np. $Oa_2 = 2,5 Oa_1$). Ponieważ zaś tak duża zmienność napięcia jest niedopuszczalna ze względu na pracę odbiorników energii elektrycznej, wyłania się konieczność stabilizowania wartości napięcia oddawanego przez prądnicę.

Na rys. 2 przedstawiono charakterystykę zewnętrzną prądnicy, to jest zależność wartości napięcia oddawanego od wartości natężenia prądu obciążenia, przy stałych: natężeniu

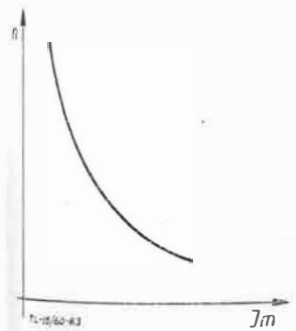


Rys. 2. Charakterystyka zewnętrzna $U = f(I)$ przy $n = const.$, $I_m = const$.

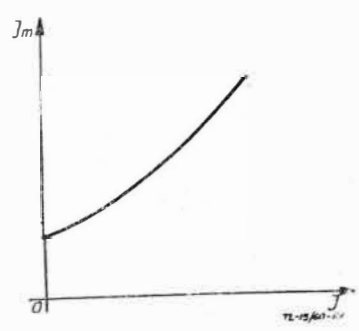
prądu wzbudzenia i prędkości obrotowej. Jak wynika z tego rysunku, wartość napięcia oddawanego do sieci przez obciążoną prądnicę zależy znacznie od jej obciążenia. Ponieważ ta ostatnia wartość zmienia się w szerokich granicach, powoduje dodatkowo wzrost zmienności napięcia prądnicy i wskazuje na konieczność stabilizowania jego wartości.

2.2. Zasada stabilizacji napięcia

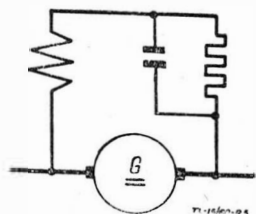
Rozpatrzmy rysunki 3 i 4. Przedstawiają one charakterystyki obrotów i regulacji prądnicy prądu stałego. Jak



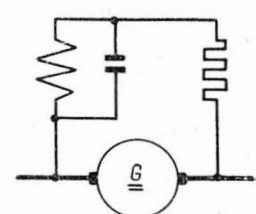
Rys. 3. Charakterystyka obrotów $n = f(I_m)$, przy $U = const.$, $I = const$



Rys. 4. Charakterystyka regulacji $I_m = f(I)$, przy $U = const.$, $n = const$

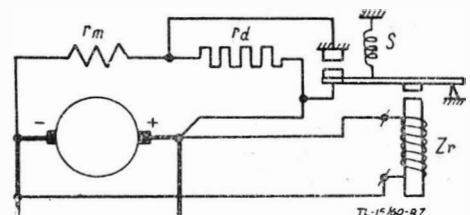


Rys. 5. Schemat pracy wibracyjnego stabilizatora napięcia. Wariant 1



Rys. 6. Schemat pracy wibracyjnego stabilizatora napięcia. Wariant 2

widać z rys. 3, jeżeli utrzymujemy stałe wartości napięcia oddawanego przez prądnicę i jej obciążenia, to zachodzi zależność: im wyższa jest prędkość obrotowa prądnicy, tym niższa musi być wartość jej prądu wzbudzenia. Z rys. 4 widać, że aby utrzymać stałą wartość napięcia oddawanego przez prądnicę przy stałej wartości jej prędkości obrotowej, należy zwiększyć wartość jej prądu magnesującego w miarę wzrostu jej obciążenia. Analiza tych wykresów wskazuje

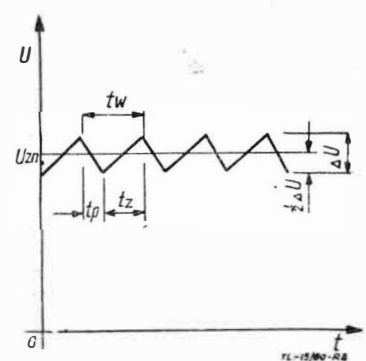


Rys. 7. Schemat włączenia najprostszego wibracyjnego stabilizatora napięcia

wyraźnie, że stabilizacja wartości napięcia oddawanego przez prądnicę winna odbywać się przez automatyczną zmianę jej prądu wzbudzenia. Zależnie od sposobu rozwiązania tego zagadnienia rozróżniamy dwa główne rodzaje stabilizatorów napięcia: wibracyjne i zmiennoporowe, z których najważniejsze są stabilizatory ze stosem węglowym.

2.3. Stabilizatory wibracyjne

Są to najstarsze, dziś już rzadziej w lotnictwie używane, aparaty. Stosuje się je dla prądnic o mniejszej mocy, do ok. 1500 W. Zasadę pracy takiego stabilizatora przedstawiają rysunki 5, 6, 7 i 8, pokazując jednocześnie różne możliwości wykonania.



Rys. 8. Charakterystyka $U = f(t)$, przy $n = const.$, $I = const$ dla prądnicy z wibracyjnym stabilizatorem napięcia

Wibracyjna metoda stabilizacji napięcia polega na włączeniu szeregowo z uzwojeniem wzbudzającym prądnicy opornika dodatkowego stałego, przy jednoczesnym zbocznikowaniu tego opornika (rys. 5), lub uzwojenia wzbudzającego (rys. 6) drgającym stykiem. Sprowadza się ona do okresowego wywoływania zmian oporności obwodu wzbudzenia prądnicy, a zatem do wywoływania okresowych zmian wartości prądu magnesującego prądnicy. Oporność obwodu wzbudzenia może przyjmować dwie wartości dla schematu z rys. 5 — r_m i $r_m + r_d$, zaś dla schematu z rysunku 6 — $r_m + r_d$ i ∞ , co odpowiada osiągnięciu przez prąd magnesujący dwóch krańcowych wartości: dla układu według rys. 5 — I_{m1} i I_{m2} , zaś dla układu według rys. 6 — I_{m1} i 0. Ze względu na uproszczenie rozumowania pomija-

my wpływ indukcyjności uzwojenia wzbudzenia i oporu dodatkowego, gdyż pomimo że są one istotne dla charakteru zachodzących zjawisk, nie mają istotnego wpływu na wynik rozumowania.

Schemat włączenia i działania stabilizatora przedstawia rys. 7. Odpowiada on schematowi ideowemu z rys. 5. Zadniczym jego elementem jest przełącznik nadmiarowo-napięciowy P , składający się z cewki z rdzeniem żelaznym i z kotwicy poruszającej jedną parę styków (lub dwie pary połączone równolegle, o ile mają przez nie przepływać prądy o większym natężeniu). Regulacji przełącznika dokonuje się za pomocą sprężyny S , i to w ten sposób, że kotwica zostaje przyciągnięta z chwila, gdy napięcie na zaciskach cewki osiągnie wartość $U_{zn} + \frac{1}{2} \Delta U$ (patrz rys. 8), zaś zwol-

niona, gdy spadnie ono do wartości $U_{zn} - \frac{1}{2} \Delta U$ (ΔU wynosi ok. 2 V). Z chwilą, gdy przełącznik zwolni kotwicę, jego styki zwierają się. Oporność obwodu magnesującego wynosi r_m , natężenie prądu magnesującego osiąga większą spośród swych wartości granicznych, napięcie prądnicy wzrasta, dochodząc do wartości $U_{zn} + \frac{1}{2} \Delta U$. Teraz przełącznik przyciąga kotwicę i rozwiera styki. Oporność obwodu wzbudzenia wzrasta do wartości $r_m + r_d$, natężenie prądu magnesującego spada do wartości mniejszej spośród swych wartości granicznych i napięcie prądnicy spada do wartości $U_{zn} - \frac{1}{2} \Delta U$. Teraz przełącznik zwalnia kotwicę i cykl pracy powtarza się.

Niech okres omawianych drgań wynosi t_w (rys. 8). Niech czas, w którym napięcie wzrasta wynosi t_z , zaś czas, w którym napięcie maleje, t_p . Czasy te zależą od budowy przełącznika i prądnicy oraz od prędkości obrotowej prądnicy, przy czym t_w maleje, o ile prędkość obrotowa prądnicy rośnie. Jeżeli oznaczymy $\tau_p = \frac{t_p}{t_w}$ — względny czas malenia

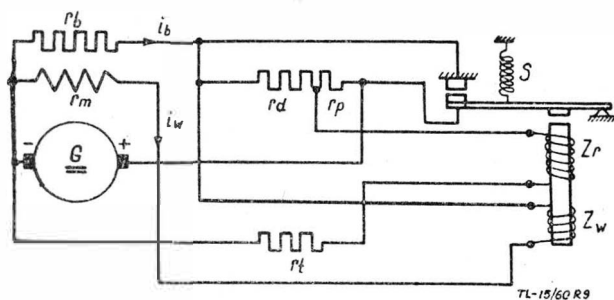
napięcia i $\tau_z = \frac{t_z}{t_p}$ — względny czas wzrastania napięcia, to

dla wartości zastępczej oporności obwodu wzbudzenia otrzymamy zależności:

dla schematu według rys. 5 $r_m = + r_d \tau_p$; dla schematu według rys. 6 $\frac{r_m}{\tau_p} + r_d$;

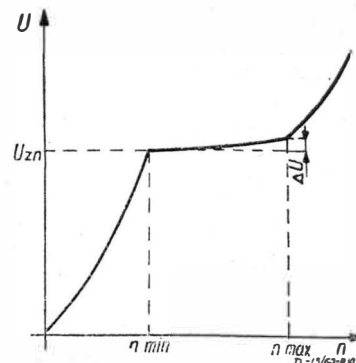
Tak wystabilizowane napięcie nie posiada wartości dokładnie stałej; jego wartość waha się w przedziale $U_{zn} \pm \sigma U$, gdzie σU jest amplitudą pulsacji napięcia. Wynosi ona $\sigma U = \frac{\Delta U}{T_w} \frac{1}{f_w}$, gdzie $f_w = \frac{1}{t_w}$ jest częstotliwością drgań styków

stabilizatora, zaś T_w stałą czasu obwodu wzbudzenia. Częstotliwość wibracji styków wynosi we współczesnych stabilizatorach 90 do 140 Hz, co osiąga się między innymi przez włączenie szeregowo z uzwojeniem stabilizatora, opornika przyspieszającego. Rys. 9 przedstawia odpowiedni schemat połączeń.



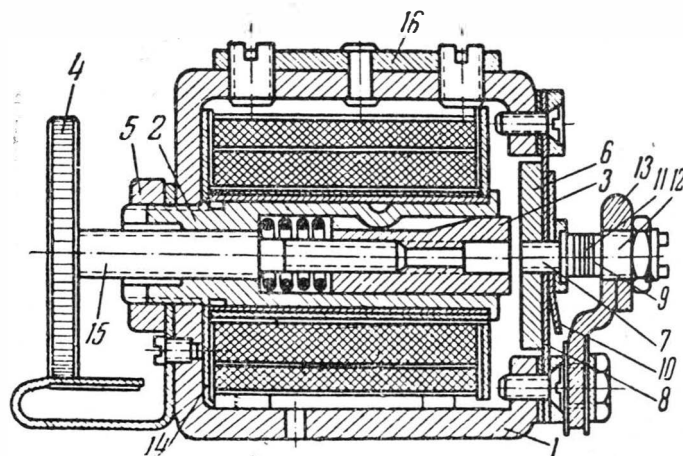
Rys. 9. Schemat stabilizatora napięcia z opornikiem przyspieszającym i uzwojeniem wyrównawczym: r_p — opornik przyspieszający, Z_w — uzwojenie wyrównawcze, Z_r — uzwojenie stabilizatora, S — sprężyna zwracająca.

Opornikiem przyspieszającym jest część opornika dodatkowego, a mianowicie r_p . Jeżeli styki stabilizatora są zwarte, to uzwojenie Z_r jest włączone na pełne napięcie prądnicy (pomijamy niewielki spadek napięcia wywołany przepływem prądu stabilizatora przez opór r_p). Z chwilą rozwarcia styków napięcie, przyłożone do uzwojenia Z_r ,



Rys. 10. Krzywa wzbudzenia generatora, współpracującego ze stabilizatorem z opornikiem przyspieszającym. ΔU — nieczułość regulacji

zmniejsza się do wartości: $U_r = U_{Dr} - r_p (i_w + i_b)$; gdzie U_{Dr} — napięcie na zaciskach prądnicy; i_w , i_b — prądy według oznaczeń na rys. 9. Szybkie zmniejszenie napięcia na zaciskach cewki stabilizatora powoduje szybkie zmniejszenie się strumienia magnetycznego, szybkie zwolnienie kotwicy i zwarcie styków, czyli zwiększenie częstotliwości wibracji. Należy zaznaczyć, że w układzie tym zależność wartości napięcia wystabilizowanego od prędkości obrotowej prądnicy, w obszarze stabilizacji, nie jest funkcją stałą (rys. 10). Różnica wartości napięcia wystabilizowanego przy największej i najmniejszej prędkości obrotowej wynosi do 1 V. Różnicę tę zwiemy nieczułością stabilizacji. Dla jej usunięcia stosuje się uzwojenie wyrównawcze Z_w . Budowę jednego z typów wibracyjnego stabilizatora napięcia przedstawia rys. 11. Jego obwód magnetyczny składa się z korpusu 1,



Rys. 11. Budowa wibracyjnego stabilizatora napięcia

specjalnych rdzeni 2 i 3 oraz kotwicy 6. Rdzeń 2 jest wkręcony w korpus 1 i zabezpieczony nakrętką 5. Rdzeń 3, umieszczony wewnątrz rdzenia 2, może poruszać się wzdłuż osi wskutek pokręcania pokrętelem 4 wkręta 15.

Wykonana ze stalowej blachy kotwica 6 jest przymocowana do płaskiej sprężyny 8 za pomocą wkręta 7. Na jego główkę nalutowano wolframowy styk 11. Sprężyna 10 służy do ograniczenia amplitudy drgań kotwicy oraz dla uzyskania żądanej charakterystyki momentu zwracającego. Nie ruchomy styk 9 jest umieszczony na wkręcie 12, wkręconym we wspornik 13; ten ostatni jest odizolowany od korpusu 1. Cewka 14 jest umieszczona na rdzeniu 2. Posiada ona 3 uzwojenia: napięciowe, kompensacyjne i wyrównawcze.

Regulacja stabilizatora odbywa się poprzez pokręcenie pokrętelem 4, co powoduje przesuwanie się rdzenia 3 i zmianę szczeliny powietrznej pomiędzy rdzeniem i kotwicą.

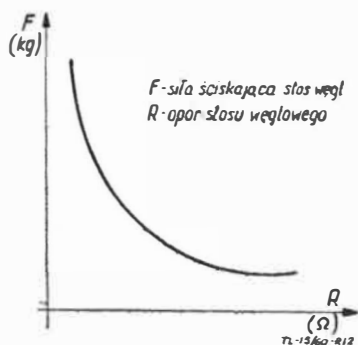
Kompensacja wpływu zmian temperatury odbywa się na dwóch drogach: poprzez specjalny opornik kompensacyjny,

włączony w obwód cewki napięciowej stabilizatora (R_t na rys. 9), poprzez blaszkę 16, wykonaną z materiału o większym współczynniku rozszerzalności liniowej niż współczynnik materiału korpusu; gdy temperatura otoczenia wzrośnie, blaszka się wydłuży więcej niż korpus i powoduje jego wygięcie, przez co zmniejsza się naciąg sprężyny 8 i zmniejszają się amperozwoje, potrzebne do przyciągnięcia kotwicy, i napięcie, potrzebne do tego celu pozostaje w przybliżeniu niezmiennie.

Ze względu na oszczędność miejsca, stabilizatory napięcia umieszcza się na ogół we wspólnej obudowie z przełącznikiem nadmiarowym i przełącznikiem zwrotnym, stanowiącymi ochronę prądnicy przed przeciążeniem i przemagnesowaniem.

Wibracyjne stabilizatory napięcia posiadają szereg wad, z których najważniejsze są:

- mała obciążalność prądowa, o ile ma być zachowana lekkość konstrukcji, co nie pozwala na stosowanie ich do prądnic o większej mocy;
- niepewność działania, wynikająca z istnienia styku drgającego, który jest podatny na uszkodzenia, na przykład sklepanie się styku;
- wytwarzanie zakłóceń radioelektrycznych.



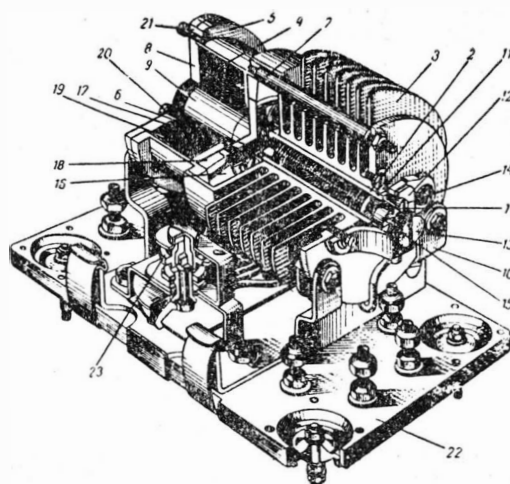
Rys. 12. Charakterystyka statyczna stosu węglowego

Przytoczonych wad na ogół nie posiadają stabilizatory zmienneoporowe.

2.4. Stabilizatory zmienneoporowe ze stosem węglowym

Stanowią one nowsze, pewniejsze i wygodniejsze w eksploatacji rozwiązanie konstrukcyjne zagadnienia stabilizacji napięcia prądnic lotniczych. Zasadniczym elementem stabilizatora jest stos, złożony z kilkudziesięciu płytek o grubości 0,5 do 0,7 mm, wykonanych z materiału elektrografitowego. W stabilizatorze wykorzystujemy nieliniową zależność oporności takiego stosu od wartości siły ściskającej płytki w kierunku prostopadłym do ich powierzchni. Zależność tę przedstawia rys. 12. Jak z niego widać, stabilizator musi być tak skonstruowany, by wzrost napięcia prądnicy powyżej wartości dopuszczalnej powodował malejącą siłę ściskającą stos, co wywoła wzrost jego oporności oraz zmniejszenie prądu wzbudzenia prądnicy i zmniejszenie wartości oddawanego przez nią napięcia.

Budowę jednego z typów regulatora przedstawiono na rys. 13. Stos węglowy 1 jest umieszczony w ceramicznej lub anodowej rurce 2, ta zaś w uźebrowanym korpusie 3, wykonanym ze stopu aluminium. Uźebrowanie korpusu ma za zadanie polepszyć chłodzenie stosu, w którym w czasie pracy wywołuje się znaczna ilość ciepła. Płytką 11 służy do przymocowania rurki w korpusie. Płaszcz magnetyczny cewki 5 jest połączony z korpusem za pomocą trzech szpilek 7. Połączenie wykonano w sposób umożliwiający wydłużenie przesuwanie się korpusu; zapewnia to kompensację zmian długości korpusu wywołanych zmianami jego temperatury i zabezpiecza stos węglowy przed szkodliwym działaniem sił, wywołanych zjawiskiem rozszerzalności cieplnej. Kotwica 6 jest przyciągana do rdzenia 9; przeciwdziała temu sprężyna 16, umocowana sztywno na kotwicy i opierająca się o niemagnetyczny pierścień 18. Ona też zapewnia niezbędny wstępny docisk stosu węglowego. Na kotwicy znajduje się uchwyty 17 ze stykiem węglowym, o który opiera się jedna strona stosu. Druga jego strona opiera się o styk węglowy 15, znajdujący się w gnieździe wkręta regulacyjnego 13. Styki węglowe są izolowane od korpusu regulatora i od kotwicy.

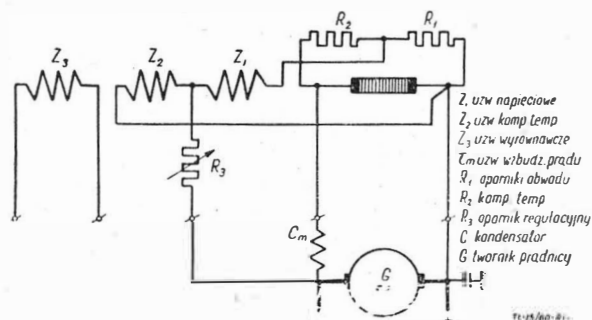


Rys. 13. Budowa stabilizatora napięcia ze stosem węglowym

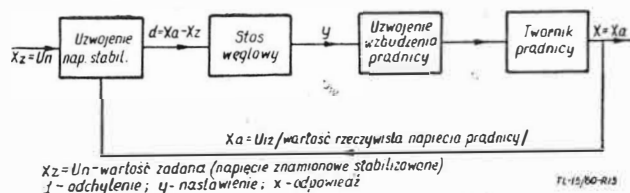
Pokrywa 8 stanowi zamknięcie obwodu magnetycznego stabilizatora. Rdzeń 9 jest z nią połączony za pomocą gwintu. Wkręty 20 służy do zabezpieczenia rdzenia przed obrotem.

Cewka 4 posiada trzy uzwojenia: napięciowe, wyrównawcze i kompensujące wpływ zmian temperatury. Całość jest umieszczona na tekstolitowej podstawie 22, posiadającej amortyzatory, ochraniające aparat przed działaniem drgań i wstrząsów. Na niej znajduje się również regulowany opornik 23, służący do dostrajania stabilizatora w czasie eksploatacji.

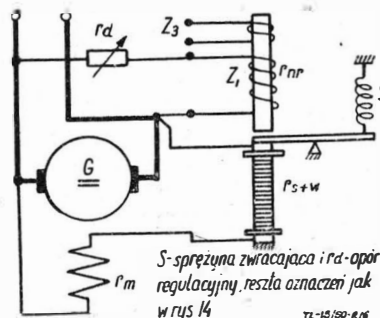
Rysunki 14, 15 i 16 przedstawiają kolejno: schemat elektryczny jednego z typów stabilizatorów ze stosem węglowym, schemat blokowy tego stabilizatora oraz uproszczony



Rys. 14. Schemat układu stabilizacji napięcia prądnicy z regulatorem węglowym



Rys. 15. Schemat blokowy układu stabilizacji napięcia prądnicy



Rys. 16. Uproszczony schemat elektryczno-kinematyczny stabilizatora ze stosem węglowym

schemat elektryczno-kinematyczny. Omawiany układ stabilizacyjny regulacji automatycznej składa się z trzech zasadniczych członów: węglowego regulatora (stabilizatora) napięcia, nastawnika, którym jest uzwojenie wzbudzenia prądnicy i przedmiotu regulowanego, którym jest twornik prądnicy. Ponadto mamy obwód zasadniczego sprzężenia zwrotnego. Wartością zadaną układu jest wartość znamionowanego napięcia, na które jest wyregulowany stabilizator. Odpowiedzią układu jest rzeczywista wartość napięcia oddawanego przez prądnice; zostaje ona doprowadzona do cewki napięciowej regulatora. Amperozwoje cewki napięciowej magnesują obwód magnetyczny regulatora i powodują powstanie siły przyciągającej kotwicę. Siła ta, proporcjonalna do napięcia prądnicy (odpowiedzi układu), zostaje porównana z siłą naciągu sprężyny, reprezentującą wartość zadaną układu. Wynikiem tego są: odpowiednia zmiana oporności stosu węglowego i impuls prądu wzbudzenia (nastawienie), który poprzez zmianę strumienia magnetycznego prądnicy zmienia oddawane przez nią napięcie.

Zależności, z jakimi mamy do czynienia w stanie ustalonym układu, można, w przypadku uproszczonego schematu z rys. 16, opisać następująco

Wprowadzamy oznaczenia:

- Φ — wartość strumienia magnetycznego jednej pary biegunów prądnicy,
- n — prędkość obrotowa prądnicy,
- I_m — natężenie prądu magnesującego (wzbudzenia) prądnicy,
- E_o — SEM biegu jałowego prądnicy,
- U — napięcie oddawane przez prądnice,
- ΔU — spadek napięcia wywołany przepływem prądu obciążenia przez uzwojenia prądnicy,
- I — natężenie prądu obciążenia prądnicy,
- R_m — oporność obwodu wzbudzenia prądnicy,
- r_m — oporność uzwojenia wzbudzenia prądnicy,
- r_{sw} — oporność stosu węglowego,
- F — wypadkowa siła ściskająca stos węglowy,
- F_s — siła naciągu sprężyny zwracającej,
- F_e — siła elektromagnetyczna, wywołana amperozwojami uzwojenia napięciowego prądnicy,
- B — indukcja magnetyczna w szczelinie powietrznej regulatora,
- I_{mr} — natężenie prądu płynącego w uzwojeniu napięciowym regulatora,
- r_{mr} — oporność uzwojenia napięciowego regulatora,
- r_d — oporność regulowanego opornika dodatkowego,
- $c_1, a_1, b_1, c, c_o, k, c_{F1}, c_F, a_2, b_2, c_i$ — odpowiednie stałe lub współczynniki proporcjonalności,

W oparciu o powyższe mamy:

$$E_o = c_1 \cdot \Phi \cdot n;$$

a ponieważ, jak wynika z (Lit. 3) mamy:

$$\Phi = a_1 \cdot \arctg b_1 \cdot I_m;$$

oraz $U = E_o - \Delta U$,

$$\text{to: } U = c \cdot n \cdot \arctg b_1 \cdot I_m - c_o \cdot I \quad [1]$$

$$I_m = \frac{U}{R_m}, \text{ a ponieważ } R_m = r_m + r_{sw}$$

$$\text{to: } I_m = \frac{U}{r_m + r_{sw}} \quad [2]$$

$$r_{sw} = \frac{1}{kF} \text{ (patrz rys. 12)} \quad [3]$$

$$F = F_s - F_e;$$

$$F_e = c_{F1} \cdot B^2; \text{ lecz według (Lit. 3) mamy } B = a_2 \cdot \arctg b_2 \cdot I_{mr};$$

$$\text{oraz: } I_{mr} = \frac{U}{r_{mr} + r_d}; \text{ z czego wynika:}$$

$$F_e = c_{F1} \cdot a_2^2 \cdot \arctg^2 b_2 \cdot \frac{U}{r_{mr} + r_d} = c_F \cdot \arctg^2 c_i \cdot U;$$

$$\text{skąd: } F = F_s - c_F \cdot \arctg^2 c_i \cdot U; \quad [4]$$

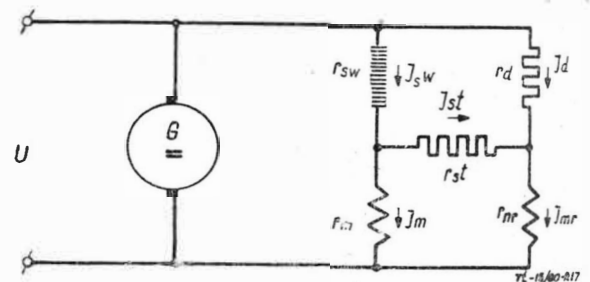
Zależności [1], [2], [3], [4] pozwalają nam na prześledzenie pracy układu.

Jeżeli wzrośnie prędkość obrotowa silnika napędowego, to zgodnie ze wzorem [1] wzrośnie SEM biegu jałowego prąd-

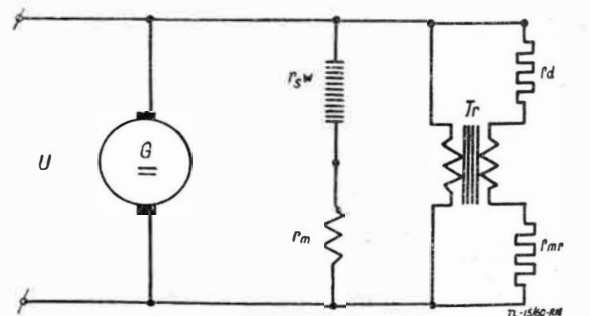
nicy i wzrośnie również wartość oddawanego napięcia. Zgodnie ze wzorem [4] zmniejszy się wartość siły ściskającej stos węglowy i wzrośnie jego oporność (wzór [3]). Spowoduje to zmniejszenie prądu wzbudającego prądnice [2] i zmniejszenie wartości napięcia oddawanego [1]. Po upływie pewnego czasu, określonego stałymi czasu elementów obwodu, ustali się nowy stan równowagi, przy czym oporność stosu węglowego przyjmie taką wartość, aby napięcie oddawane przez prądnice posiadało wartość równą wartości zadanej. Analogicznie, jeżeli silnik napędowy zmniejszy swoją prędkość obrotową, zmaleje napięcie oddawane przez prądnice [1], wzrośnie siła dociskająca stos węglowy, wzrośnie jego oporność, zmaleje natężenie prądu wzbudzenia prądnicy, zmaleje wartość oddawanego przez nią napięcia i po chwili ustali się nowy stan równowagi.

Jeżeli wzrośnie obciążenie prądnicy, to zgodnie ze wzorem [1] zmaleje wartość oddawanego przez nią napięcia. Spowoduje to wzrost siły ściskającej stos węglowy [4], zmniejszenie jego oporności, wzrost natężenia prądu magnesującego prądnice [2] i [3] i wzrost wartości napięcia oddawanego przez prądnice [1]. Po pewnym czasie ustali się nowy stan równowagi, przy czym oporność stosu węglowego przyjmie taką wartość, by wartość napięcia oddawanego była równa wartości zadanej. Analogicznie, jeżeli obciążenie prądnicy zmaleje, ustali się nowa, większa wartość oporności stosu węglowego tak, by wartość oddawanego napięcia była równa wartości zadanej.

Zjawiska posiadają omówiony wyżej przebieg pod warunkiem, że układ jest stabilny, to znaczy, że wytracony z jednego stanu równowagi przyjmuje nowy stan równowagi, odpowiadający nowym warunkom zewnętrznym (obciążenie, prędkość obrotowa). Analiza matematyczna stanów niestabilnych układu przekracza ramy niniejszego opracowania. Zainteresowany Czytelnik znajdzie ją w literaturze [Lit. 2]. Należy wszakże zaznaczyć, że nie wszystkie układy stabilizacyjne z regulatorami węglowymi mogą być się bez dodatkowych urządzeń, tak zwanych korektorów, poprawiających ich stabilność dynamiczną. Jako korektory są używane oporniki stabilizujące lub transformatory stabilizujące. Ich zadaniem jest wytworzenie sygnałów, tłumiących drgania układu. Odpowiednie schematy przedstawiono na rys. 17 i 18. Układy stabilizacyjne z regulatorami wę-



Rys. 17. Schemat włączenia regulatora węglowego z opornikiem stabilizacyjnym; r_{st} — opornik stabilizacyjny



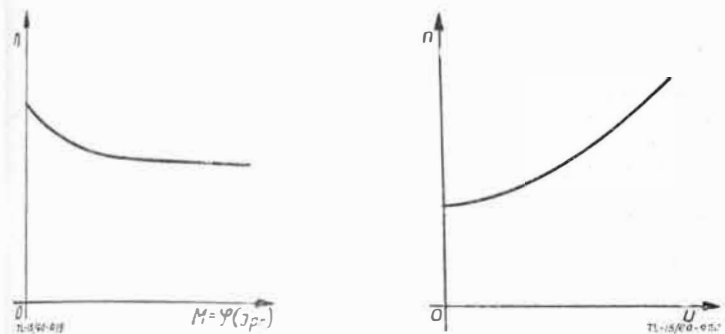
Rys. 18. Schemat włączenia węglowego regulatora napięcia z transformatorem stabilizacyjnym

glowymi pozwalają utrzymać napięcie prądnicy w przedziale, na przykład od 26 do 29,5 V przy zmianach prędkości obrotowej silnika napędowego, wynoszących do 220% jej najniższej wartości, zmianach natężenia prądu obciążenia od 0 do wartości znamionowej i zmianach temperatury otoczenia od -60 do +50 °C.

3. Stabilizacja wartości napięcia i częstotliwości przetwornic prądu stałego na prąd zmienny o podwyższonej częstotliwości

3.1 Potrzeba stabilizacji parametrów

Warunki pracy przetwornic lotniczych charakteryzują się zmiennością napięcia zasilania i zmiennością obciążenia. Zmienność napięcia zasilania wynika z ograniczonej dokładności stabilizacji napięcia prądnicy zasilającej sieć pokładową oraz ze zmieniających się spadków napięcia w sieci pokładowej, co jest wynikiem zmieniającego się w szerokich granicach obciążenia sieci. Zmienność obciążenia przetwornicy jest wynikiem charakteru pracy zasilanych przez nią odbiorników. Tak na przykład przetwornica zasilająca radiostację, w czasie gdy pracuje nadajnik, jest obciążona praktycznie w 100%, podczas gdy pracuje sam odbiornik zaledwie w ok. 30%. Te zmienne warunki pracy powodują zmienność parametrów przetwornic.



Rys. 19. Charakterystyka obrotów szeregowo-bocznikowego silnika prądu stałego: $n = f(M)$, gdzie $M = \eta(I_{pr})$ przy $U = const, I_m = const, I_{pr}$ jest prądem obciążenia prądnicy, napędzanej przez silnik

Rys. 20. Charakterystyka $n = f(U)$, przy $M = \eta(I_{pr}) = const, R_m = const$

Na ogół, przetwornice lotnicze są przetwornicami dwumaszynowymi (pomimo zmontowania w jednym korpusie). Składają się z silnika szeregowo-bocznikowego prądu stałego, napędzającego prądnicę synchroniczną. Rozważmy niektóre charakterystyki pracy tych maszyn.

Rysunki 19 i 20 przedstawiają charakterystyki obrotów silnika szeregowo-bocznikowego prądu stałego. Wskazują one, iż prędkość obrotowa silnika maleje w przypadku wzrostu stałego obciążenia napędzanej przezeń prądnicy oraz rośnie w miarę wzrostu napięcia przyłożonego do jego zacisków. Ponieważ częstotliwość napięcia prądnicy jest wprost proporcjonalna do prędkości obrotowej silnika napędowego, zmienia się ona analogicznie, w zależności od napięcia zasilania i obciążenia. Napięcie oddawane przez prądnicę jest wprost proporcjonalne do częstotliwości, więc jej zmiany powodują zmiany napięcia prądnicy. Jednocześnie, jak wynika z rys. 21, przy nie zmieniającej się prędkości obrotowej prądnicy, jej napięcie jest mocno zależne od jej obciążenia. Powyżej omówiona zmienność napięcia i częstotliwości przetwornicy nie może być tolerowana z punktu widzenia zasilanych przez nią odbiorników, dochodzi bowiem w niektórych przypadkach do 30, a nawet 50% napięcia znamionowego i 20% częstotliwości znamionowej. Zachodzi więc oczywista potrzeba stabilizacji omówionych parametrów.

3.2 Zasady stabilizowania parametrów

Weźmy pod uwagę zależności:

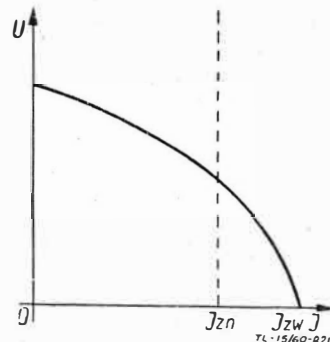
dla częstotliwości napięcia prądnicy: $f = \frac{p \cdot n}{60}$ [5]

dla wartości SEM wniecanej w uzwojeniu twornika prądnicy: $E_0 = 4,44 \cdot f \cdot z_2 \cdot \Phi \cdot 10^{-8}$ [V] [6]

oraz rys. 22 i 23,

- gdzie p — liczba par biegunów prądnicy;
- n — prędkość obrotowa prądnicy i jednocześnie silnika napędowego;
- z_2 — liczba zwojów uzwojenia twornika prądnicy (1 fazy);
- Φ — strumień magnetyczny jednej pary biegunów prądnicy.

Z powyższego wynika, że stabilizacja częstotliwości prądnicy jest równoznaczna ze stabilizacją prędkości obrotowej silnika napędowego. Możemy to osiągnąć poprzez oddziaływanie na prąd wzbudzenia silnika, jak to wynika z rys. 23.

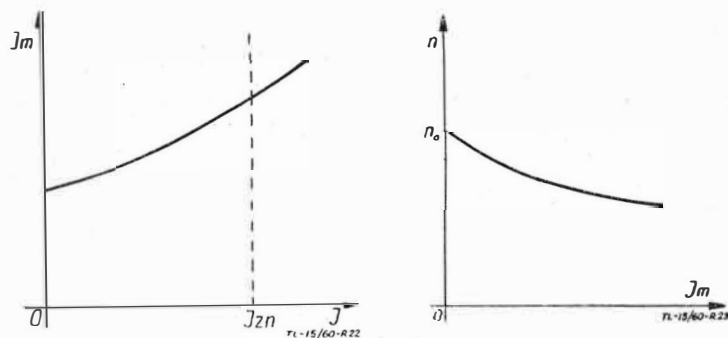


Rys. 21. Charakterystyka zewnętrzna maszyny synchronicznej $U = f(I)$, przy $I_m = const, n = const, \cos \varphi = const$

Stabilizacja napięcia oddawanego może odbywać się poprzez oddziaływanie na jego częstotliwość [6] lub strumień magnetyczny prądnicy, czyli na jej prąd magnesujący (rys. 22). Wyżej omówionej stabilizacji możemy dokonać poprzez układy stabilizujące z regulatorami węglowymi lub z regulatorami transduktorowymi. Omówimy typowe układy obu rodzajów.

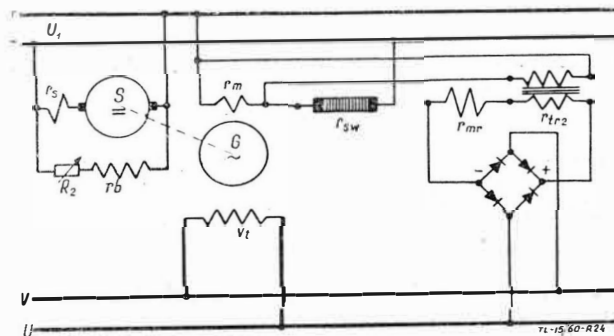
3.3. Stabilizacja napięcia przetwornicy za pomocą układu z regulatorem węglowym

Schemat ideowy układu jest przedstawiony na rys. 24, a schemat blokowy na rys. 25. Budowa i działanie samego regulatora węglowego są zasadniczo identyczne z opisany

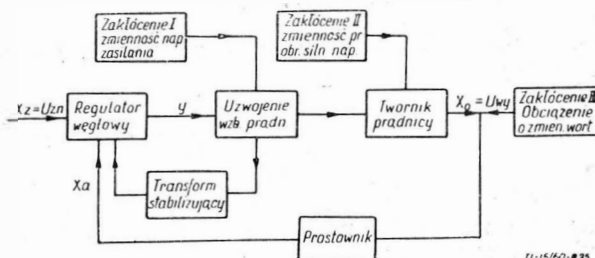


Rys. 22. Charakterystyka regulacji maszyny synchronicznej $I_m = f(I)$, przy $U = const, n = const, \cos \varphi = const = 0,8$

Rys. 23. Charakterystyka $n = f(I_m)$ dla silnika prądu stałego o wzbudzeniu szeregowo-bocznikowym, przy $U = const, M = const, n_0$ — prędkość obrotowa odpowiadająca samemu wzbudzeniu szeregowemu



Rys. 24. Schemat układu stabilizacyjnego napięcia przetwornicy z regulatorem węglowym



Rys. 25. Schemat blokowy układu stabilizacyjnego automatycznej regulacji napięcia przetwornicy

w p. 2.4. stabilizatorem napięcia prądniczy. Zajmiemy się więc tylko opisaniem układu.

Rozważany układ stabilizacyjny automatycznej regulacji składa się z trzech zasadniczych członów: regulatora węglowego, nastawnika, którym jest uzwojenie wzbudzenia prądniczy i przedmiotu regulowanego, którym jest twornik prądniczy. Mamy dwa sprzężenia zwrotne: podstawowe, łączące wyjście przetwornicy z uzwojeniem napięciowym regulatora, i pomocnicze, łączące uzwojenie wzbudzenia prądniczy z regulatorem poprzez transformator (przekładnik napięciowy), stabilizujący układ. Wytwarza on sygnały proporcjonalne do prędkości zmian natężenia prądu w obwodzie wzbudzenia prądniczy, jest więc korektorem różniczkowym. Ponadto na schemacie blokowym pokazano miejsca wnikań zakłóceń do układu i źródła zakłóceń. Są nimi: zmienność napięcia zasilania uzwojenia wzbudzenia prądniczy, zmienność prędkości obrotowej silnika napędowego i zmienność obciążenia na wyjściu prądniczy. Wartością zadaną układu jest znamionowa wartość napięcia prądniczy, na którą wyregulowano regulator węglowy. Odpowiedzią układu jest rzeczywista wartość napięcia oddawanego przez prądnicę; zostaje ona doprowadzona do cewki napięciowej regulatora i powoduje powstanie w nim amperozwojów magnesujących, które z kolei wywołują siłę elektromagnetyczną, przyciągającą kotwicę. Siła ta jest proporcjonalna do napięcia prądniczy (odpowiedzi) i zostaje porównana z siłą sprężyny zwracającej, reprezentującą wartość zadaną układu. Uzyskujemy jako wynik owego porównania odpowiednią zmianę oporności stosu węglowego i impuls prądu magnesującego prądnicę (nastawienie) zmieniający wartość wyjściowego napięcia układu.

Zjawiska, jakie występują w stanie ustalonym układu, możemy opisać zależnościami, opartymi o uproszczony schemat z rys. 24.

Wprowadzamy oznaczenia poza omówionymi w p. 2.4. i 3.2.

- U_1 — wartość napięcia prądu stałego zasilającego układ;
- r_{tr2} — oporność uzwojenia wtórnego przekładnika stabilizującego;
- U_p — wartość napięcia wyprostowanego (w obwodzie sprzężenia zwr.);
- $c_m, a_3, b_3, a_4, b_4, c_{FD}, c_D$ — odpowiednie stałe lub współcz. proporcj.

Mamy więc:

$$n = \frac{U_1}{c_m I} \dots \dots \dots [7]$$

oraz podane poprzednio:

$$E_o = 4,44 f z_2 \bar{\Phi} 10^{-8} \text{ [V]} \dots \dots \dots [6]$$

$$i f = \frac{p \cdot n}{60} \dots \dots \dots [5]$$

ie na podstawie [Lit. 3] mamy: $\bar{\Phi} = a_3 \arctg b_3 I_m$; więc

$$E_o = c_D n \arctg b_3 I_m \dots \dots \dots [8]$$

zaś napięcie wyjściowe pod obciążeniem będzie:

$$U = E_o - \Delta U = c_D n \arctg b_3 I_m = c_o I \dots \dots [9]$$

prąd magnesujący prądniczy możemy obliczyć według wzoru [2], zaś oporność stosu węglowego według wzoru [3].

Analogicznie do wywodów w p. 2.4. otrzymamy dla siły wypadkowej, działającej na stos węglowy, wyrażenie:

$$F = F_s - c_{FD} \arctg^2 c_i U \dots \dots \dots [10]$$

przy czym dla prądu magnesującego regulatora jest ważne następujące wyrażenie

$$I_{mr} = \frac{U_p}{r_{mr} + r_{tr2}} \dots \dots \dots [11]$$

zaś: $U_p = c_n U$.

Przytoczone zależności pozwalają nam na prześledzenie pracy układu w sposób jakościowy, w przypadku zaistnienia zakłóceń zewnętrznych. Jeżeli zmaleje obciążenie układu, wzrośnie prędkość obrotowa silnika napędowego i wzro-

śnie częstotliwość f napięcia prądniczy. Zaznaczy się tendencja do wzrostu wartości napięcia U , co spowoduje wzrost prądu magnesującego regulatora I_{mr} , wzrost siły elektromagnetycznej F_e , zmniejszenie siły wypadkowej F , ściskającej stos węglowy, wzrost oporności stosu węglowego i zmniejszenie prądu wzbudzenia prądniczy. Ustala się nowy stan równowagi układu, taki, by wartość stabilizowana napięcia U pozostała stałą (w granicach dokładności stabilizacji).

Jeżeli wzrośnie obciążenie układu, zmaleje prędkość obrotowa silnika napędowego i zmaleje częstotliwość napięcia prądniczy. Zaznaczy się tendencja do zmniejszenia wartości napięcia U , co powoduje: zmniejszenie prądu magnesującego regulatora, zmniejszenie siły F_e , wzrost wypadkowej siły F , zmniejszenie oporności stosu węglowego i wzrost prądu wzbudzenia prądniczy. Ustala się nowy stan równowagi układu, taki aby wartość napięcia U pozostała stałą.

Jeżeli przy stałym obciążeniu zmaleje napięcie U_1 , zasilające układ, zmaleje prędkość obrotowa silnika napędowego, a tym samym zmaleje częstotliwość napięcia prądniczy. Ponadto zmaleje wartość prądu magnesującego prądniczy. Zaznaczy się tendencja do zmniejszenia wartości napięcia U , co wywoła: zmniejszenie prądu magnesującego regulatora I_{mr} , zmniejszenie siły F_e , wzrost siły wypadkowej F , zmniejszenie oporności stosu węglowego, wzrost prądu magnesującego prądniczy. Ustali się nowy stan równowagi układu, odpowiadający, podobnie jak poprzednio stałej, w granicach dokładności stabilizacji, wartości napięcia U .

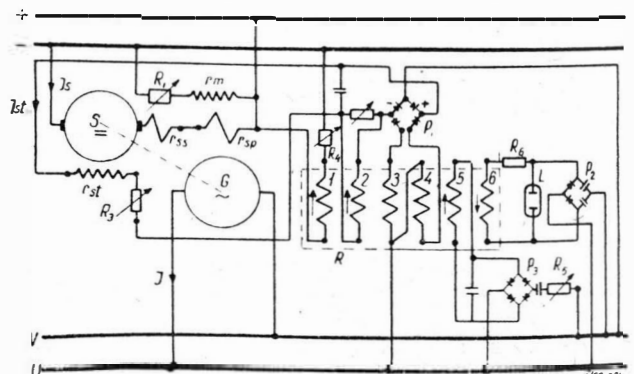
Jeżeli przy stałym obciążeniu wzrośnie napięcie U_1 , wzrośnie prędkość obrotowa silnika napędowego, a zatem i częstotliwość napięcia prądniczy. Ponadto wzrośnie prąd magnesujący prądniczy. Zaznaczy się więc tendencja do wzrostu napięcia U , co wywoła: wzrost prądu magnesującego regulatora I_{mr} , wzrost siły F_e , zmniejszenie wypadkowej siły F , wzrost oporności stosu węglowego, zmniejszenie prądu wzbudzenia prądniczy. Ustali się nowy stan równowagi, taki, aby napięcie U zachowało swoją stałą wartość.

Opisane zjawiska ulegają pewnemu zniekształceniu wskutek istnienia histerezy stosu węglowego, to znaczy — wskutek tego, że zależność $r_{st} = f(F)$ nie jest funkcją jednoznaczna. Zależnie od tego, czy I_{mr} rośnie, czy też maleje, otrzymujemy przy tych samych wartościach I_{mr} , a więc przy tych samych wartościach siły F , różne wartości oporności stosu węglowego (histereza magnetyczna obwodu magnetycznego regulatora nie ma większego wpływu, została więc pominięta). Tym samym, w identycznych warunkach zasilania i obciążenia, ustalają się różne wartości napięcia wyjściowego U . Stanowi to zasadniczą wadę omawianego układu. Dla zmniejszenia histerezy stosu węglowego stosuje się tak zwaną stabilizację cieplną, polegającą na wstępnym obciążeniu regulatora i nagrzewaniu stosu węglowego. W przypadku stosów węglowych niezbyt dobrej jakości, stabilizacja cieplna musi trwać długo (kilkanaście, a nawet kilkadziesiąt godzin).

Dostrajanie układu odbywa się za pomocą oporników R_1 i R_2 , uwidoczonych na rys. 24. Omówiony układ, jak również inne podobne pozwalają na stabilizację wartości napięcia wyjściowego z dokładnością do $\pm 3\%$, przy zmienności napięcia zasilania w przedziale $\pm 10\%$ i zmienności obciążenia w przedziale (30%, 100%). Układ nie zapewnia stabilizacji częstotliwości napięcia wyjściowego.

3.4. Stabilizacja napięcia przetwornicy za pomocą układu z regulatorem transduktorowym

Schemat elektryczny układu jest przedstawiony na rys. 26, zaś schemat blokowy na rys. 27. Układ składa się z czterech



Rys. 26. Schemat ideowy układu stabilizacyjnego napięcia przetwornicy z regulatorem transduktorowym (R)

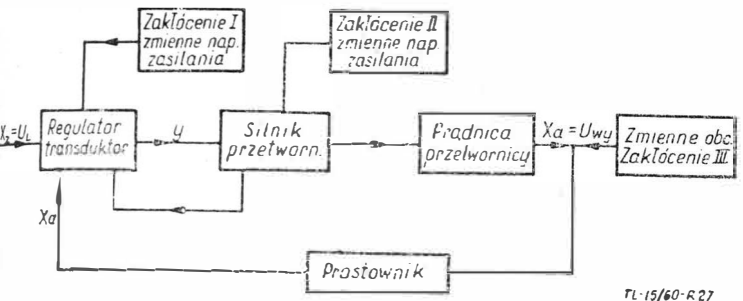
rech zasadniczych członów: regulatora (dławika nasycanego), silnika przetwornicy o wzbudzeniu szeregowym i obcym, prądniczy przetwornicy — synchronicznej, jednofazowej i zmiennego obciążenia. Układ posiada dwa sprzężenia zwrotne: zasadnicze i pomocnicze. Do układu dochodzą zakłócenia w trzech punktach: do regulatora i do silnika (zmiennosc napięcia zasilania) oraz do prądniczy (zmiennosc obciążenia).

Wartością zadaną układu jest napięcie stabilizowane 105 V prądu stałego, otrzymywane ze stabilizatora jarzeniowego. Warunkiem koniecznym dla zadziałania stabilizatora jest podanie na jego elektrody napięcia przekraczającego 115 V, które otrzymujemy z prądniczy poprzez podwajacz napięcia P_3 .

Przedmiotem regulowanym jest przetwornica, której silnik posiada uzwojenie sterujące, zasilane z regulatora poprzez prostownik P_1 .

Regulatorem (sumatorem i wzmacniaczem odchylenia) jest transduktor o sześciu uzwojeniach.

Zasadnicze sprzężenie zwrotne uzyskujemy przez doprowadzenie do regulatora napięcia wyjściowego prądniczy, będącego odpowiedzią układu. Pomocnicze sprzężenie zwrotne uzyskujemy przez doprowadzenie do regulatora impulsu proporcjonalnego do prądu płynącego w uzwojeniu sterującym silnika, czyli do nastawienia układu. Impulsem tym jest wartość spadku napięcia na oporniku R_2 .



Rys. 27. Schemat blokowy układu stabilizacyjnego napięcia przetwornicy z regulatorem transduktorowym

Stabilizację napięcia wyjściowego przetwornicy uzyskujemy przez oddziaływanie na wzbudzenie silnika napędowego, a więc na jego prędkość obrotową.

Omówimy pokrótce zasadę pracy układu.

Wartość napięcia wyprostowanego, stanowiącego nastawienie układu y , a zasilającego uzwojenia sterujące silnika, jest funkcją dwóch wielkości: wartości napięcia zmiennego, będącego napięciem wyjściowym prądniczy i parametrów punktu pracy dławika, określonych wielkością przepływu nasycającego. Ten ostatni określa zaś suma algebraiczna amperozwojów czterech uzwojeń nasycających, działających jak następuje:

Uzwojenie 6 jest zasilane z jarzeniowego stabilizatora napięcia napięciem o wartości 105 V, stanowiącym wartość zadaną układu. Uzwojenie to służy więc do wprowadzenia wartości x_2 do sumatora.

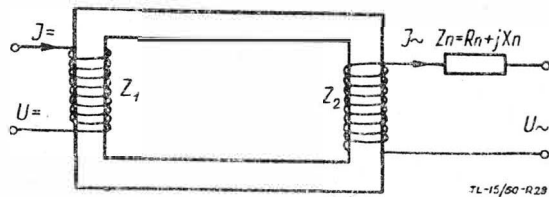
Uzwojenie 5 jest zasilane z prostownika P_2 , włączonego na napięcie wyjściowe prądniczy, będące odpowiedzią układu. Uzwojenie to ma za zadanie wprowadzenie odpowiedzi x_3 do sumatora, jest więc częścią obwodu zasadniczego sprzężenia zwrotnego układu.

Uzwojenie 1 jest zasilane napięciem sieci prądu stałego, zasilającej cały układ. Zmienność tego napięcia stanowi zakłócenie zewnętrzne z_1 . Omawiane uzwojenie służy więc do wprowadzenia wartości zakłócenia z_1 do sumatora, celem zrównoważenia jego wpływu.

Uzwojenie 2 jest zasilane napięciem proporcjonalnym do wartości prądu płynącego przez uzwojenie sterujące silnika, jest więc zasilane napięciem proporcjonalnym do nastawienia y . Stanowi ono element obwodu pomocniczego sprzężenia zwrotnego.

Wartość wyjściowego napięcia prądniczy zostaje ponadto wprowadzona do regulatora za pośrednictwem prostownika P_1 i uzwojeń 3 i 4. W obwodzie tym zostaje wytworzone nastawienie układu, czyli wartość wyjściowa regulatora. Jest ono zależne od wartości wyjściowego napięcia prądniczy, jak również od parametrów określających nasycenie rdzenia dławika.

Omówimy zasadę powstawania nastawienia w naszym układzie. Najprostszym schemat nasycanego dławika przedstawia rys. 28, zaś wykresy jego pracy są podane na rys. 29 i 30. Jeżeli do uzwojenia Z_2 , poprzez opór obciążający Z_n



Rys. 28. Zasada pracy dławika nasycanego — podstawowego elementu transduktorów

przyłączymy napięcie $U \sim$, to w obwodzie tym popłynie prąd $I \sim$, którego natężenie będzie miało wartość:

$$I = \frac{U \sim}{Z} = \frac{U \sim}{R_o^2 + (\omega L + X_n)^2}$$

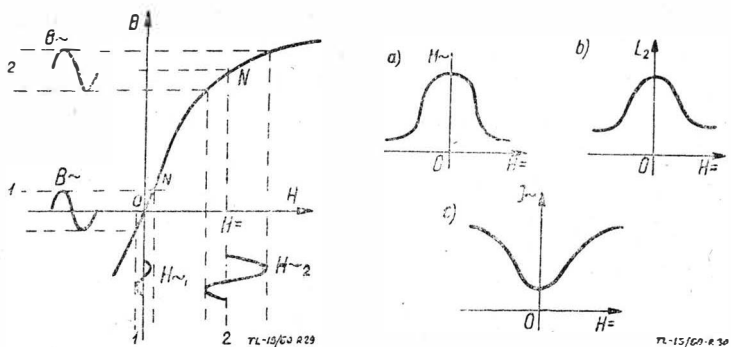
- gdzie: R_o — jest sumą wartości oporności czynnych uzwojenia Z_2 i obciążenia,
- ω — jest pulsacją napięcia $U \sim$,
- X_n — jest opornością bierną obciążenia,
- L — jest indukcyjnością własną uzwojenia Z_2 , zależną od przenikalności magnetycznej rdzenia żelaznego dławika.

Mamy:

$$L = \frac{0,4\pi \cdot z_2^2 \cdot 10^{-8}}{R_\mu} = \frac{0,4\pi \cdot z_2^2 \cdot 10^{-8}}{l_\mu} = \frac{0,4 \cdot \pi \cdot z_2^2 S_\mu \cdot 10^{-8}}{l_\mu} = \mu \sim$$

- gdzie: z_2 — jest ilością zwojów uzwojenia Z_2 ;
- S — jest polem przekroju poprzecznego rdzenia;
- l_μ — jest średnią długością drogi strumienia magnetycznego w rdzeniu.

Z rysunków 29 i 30 widać, że jeżeli natężenie prądu nasycającego jest równe zero, a do uzwojenia Z_2 przyłożymy napięcie zmienne sinusoidalnie o wartości $U \sim$, to z dużą dokładnością możemy przyjąć (pomijając straty), że strumień magnetyczny i indukcja magnetyczna też zmieniają się sinusoidalnie. Natężenie pola magnetycznego $H \sim$ jest proporcjonalne do indukcji $B \sim$, zaś przenikalność magnetyczna rdzenia osiąga pewną wartość $\mu \sim = \frac{B \sim}{H \sim}$.



Rys. 29. Wykres wyjaśniający pracę dławika nasycanego
Rys. 30. Wykresy $\mu \sim = f(I \sim)$; $L_2 = f(I \sim)$ dla dławika nasycanego

Jeżeli za pomocą uzwojenia nasycającego Z_1 wytworzymy w rdzeniu pole magnetyczne o natężeniu $H =$ i jednocześnie przyłożymy do uzwojenia Z_2 , to samo co poprzednio napięcie $U \sim$, to średni punkt pracy przesunie się z O do N , to jest o odcinek $H =$ od osi rzędnych i znajdzie się na nieliniowej części charakterystyki magnesowania rdzenia. Identycznym co poprzednio amplitudom $B \sim$ będą odpowiadać znacznie większe amplitudy natężenia pola $H \sim_2$, wskutek czego przenikalność magnetyczna $\mu \sim_2$, obliczona z zależności: $\mu \sim_2 = \frac{B \sim}{H \sim_2}$ będzie mniejsza niż poprzednio. Analogicznie zmaleje indukcyjność własna L

obwodu uzwojenia Z_2 i wzrośnie natężenie prądu płynącego w tym obwodzie.

W rozpatrywanym przez nas układzie stabilizacyjnym automatycznej regulacji napięcia przetwornicy natężenie pola nasycającego H_{Σ} jest, jak to już zaznaczono, sumą algebraiczną natężeń pól magnetycznych, wytwarzanych przez poszczególne uzwojenia nasycające. Mamy więc:

$$H_{\Sigma} = H_1 + H_2 + H_5 - H_6.$$

Zależności pomiędzy interesującymi nas wielkościami możemy przedstawić symbolicznie w następujący sposób:

nastawienie: $y = f(H_{\Sigma}, U) = F(U_1, x_2, U)$;
 prędkość obrotowa silnika: $n = \varphi(y, U_1)$;
 napięcie wyjściowe: $U = \psi(n, I_s)$;
 prąd silnika: $I_s = \varphi(U_1, D)$.

Rozpatrzmy wpływ poszczególnych zakłóceń na pracę układu. Z uwagi na to, że podanie dokładnej analizy matematycznej przekracza ramy niniejszego opracowania, omówimy w sposób przybliżony jakościową stronę zjawisk.

Jeżeli wzrośnie napięcie zasilające U_1 przy nie zmieniającym się obciążeniu ($I = const.$), nastąpi wzrost prędkości obrotowej silnika napędowego, wzrost częstotliwości napięcia prądnicy, wzrost jej prądu wzbudzenia i pomimo zmniejszenia wartości prądu pobieranego przez silnik, to jest płynącego przez drugie uzwojenie magnesujące prądnicy, napięcie wyjściowe ma tendencję do zwiększenia swojej wartości. Powoduje to wzrost H_1 i H_5 , więc wzrost H_{Σ} , $I \sim I_{st}$, a dalej wzrost H_2 i dalsze zwiększanie się H_{Σ} , $I \sim I_{st}$. Następuje maleńcie prędkości obrotowej silnika i maleńcie napięcia oddawanego. Ustala się nowy stan równowagi, taki, aby napięcie wyjściowe prądnicy zachowało stałą wartość.

Jeżeli przy nie zmienionej wartości napięcia zasilania wzrośnie obciążenie prądnicy, nastąpi zmniejszenie prędkości obrotowej silnika napędowego, zmniejszenie częstotliwości napięcia prądnicy i — pomimo wzrostu prądu silnika — napięcie wyjściowe prądnicy ma tendencję do zmniejszenia swojej wartości. Powoduje to zmniejszenie wartości H_5 , H_{Σ} , $I \sim I_{st}$ i H_2 , a zatem dalsze zmniejszenie wartości H_{Σ} , $I \sim I_{st}$. Następuje wzrost prędkości obrotowej silnika napędowego i wzrost wartości napięcia wyjściowego. Ustala się nowy stan równowagi, zapewniający stałość wartości napięcia U .

Układy z regulatorami transduktorowymi zapewniają stabilizację wartości napięcia wyjściowego z dokładnością $\pm 3\%$, przy zmienności napięcia zasilania $\pm 10\%$ i obciążenia od 0 do 110%, przewyższając więc wyraźnie stabilizatory z regulatorami gwłowymi.

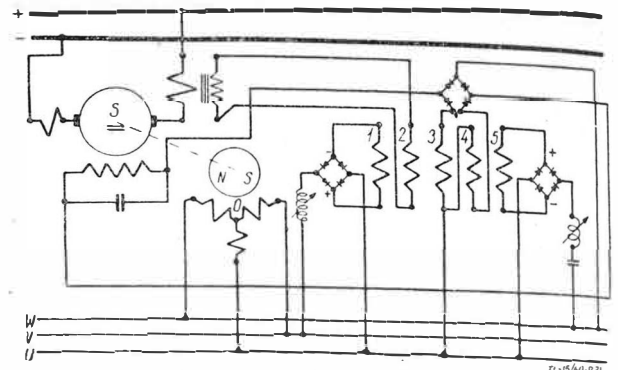
3.5. Stabilizacja częstotliwości napięcia wyjściowego przetwornicy za pomocą układu z regulatorem transduktorowym

Schemat elektryczny układu jest przedstawiony na rysunku 31, zaś schemat blokowy na rys. 32. Układ składa się z czterech zasadniczych elementów: regulatora, którym jest pięciuuzwojowy transduktor, silnika napędowego o wzbudzeniu szeregowym i obcym, prądnicy synchronicznej trójfazowej, wzbudzanej magnesem trwałym i zmiennego obciążenia. Posiada on trzy obwody sprzężenia zwrotnego: dwa równoległe obwody zasadniczego sprzężenia zwrotnego i jeden obwód sprzężenia pomocniczego. Obwody zasadniczego sprzężenia zwrotnego służą do doprowadzenia do regulatora sygnału proporcjonalnego do wartości skojarzonych wyjściowych napięć prądnicy. Każdy z nich zawiera dławik o regulowanej indukcyjności i prostownik. Obwód pomocniczego sprzężenia zwrotnego służy do doprowadzenia do regulatora sygnału proporcjonalnego do prędkości zmian natężenia prądu pobieranego przez silnik napędowy, jest więc obwodem stabilizującym układ. Zawiera on przekładnik prądowy. Każdy z obwodów sprzężenia zwrotnego zawiera jedno z uzwojeń regulatora; obwody sprzężeń podstawowych zawierają uzwojenia 1 i 5, zaś obwód sprzężenia pomocniczego — uzwojenie 2. Uzwojenie 3 i 4 stanowią wyjście regulatora i są połączone z przedmiotem regulowanym, to jest silnikiem przetwornicy, a mianowicie z jego uzwojeniem wzbudzenia obcego (uzwojeniem sterującym).

Wartość zadana układu (częstotliwość znamionowa) i jego odpowiedź (częstotliwość rzeczywista) są wprowadzone do

układu w ten sposób, że napięcie wyjściowe prądnicy jest ściśle do nich proporcjonalne, co wynika ze wzoru [6] przy założeniu $\Phi = const.$. Założenie to jest spełnione wskutek wzbudzenia prądnicy za pomocą magnesu trwałego.

Wartość natężenia prądu w obwodzie uzwojenia sterującego silnika zależy, jak to już było omówione w p. 3.4., od wartości natężenia pola magnetycznego, nasycającego rdzeń regulatora. To natężenie H_{Σ} jest sumą algebraiczną natężeń pól wytworzonych przez uzwojenie 1, 2 i 3: $H_{\Sigma} = H_1 + H_3 \pm H_2$; przy czym mamy $H_1 = F(U_{uv}) = F_1(f)$; $H_3 = \varphi(U_{uv}) = \varphi_1(f)$; $H_2 = \psi\left(\frac{dI_s}{dt}\right)$;

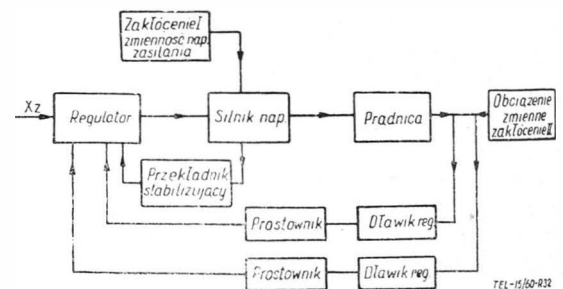


Rys. 31. Schemat układu stabilizacyjnego częstotliwości z regulatorem transduktorowym

W ten sposób H_{Σ} jest funkcją częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy i w czasie trwania stanów nieustalonych — pochodnej wartości natężenia prądu silnika względem czasu.

Rozpatrzmy w sposób przybliżony, jakościowy, pracę układu w przypadku powstania zakłóceń.

Jeżeli przy nie zmieniającym się obciążeniu wzrośnie napięcie zasilania, to wzrośnie prędkość obrotowa silnika napędowego, wzrośnie częstotliwość napięcia wyjściowego oraz wzrosną H_1 , H_5 , H_{Σ} , co spowoduje wzrost natężenia prądu w uzwojeniu sterującym silnika i spadek jego prędkości obrotowej. Ustali się nowy stan równowagi, taki, by częstotliwość napięcia wyjściowego zachowała stałą wartość. Jeżeli przy nie zmieniającym się napięciu zasilania wzrośnie obciążenie prądnicy, to nastąpi zmniejszenie się prędkości obrotowej silnika napędowego, zmniejszenie częstotliwości napięcia wyjściowego oraz zmniejszenie się wartości H_5 ,



Rys. 32. Schemat blokowy układu stabilizacyjnego częstotliwości

H_5 , H_{Σ} , co spowoduje zmniejszenie się wartości natężenia prądu sterującego silnika i wzrost jego prędkości obrotowej. Ustali się stan równowagi, zapewniający zachowanie stałej częstotliwości napięcia wyjściowego.

Omówiony układ pozwala na utrzymanie stałej wartości częstotliwości napięcia wyjściowego w granicach $\pm 2\%$, przy zmienności napięcia zasilania w przedziale $U_{zn} \pm 10\%$ i obciążenia w przedziale $(0,2 I_{zn}, I_{zn})$.

4. Zakończenie

Omówione przykłady układów stabilizacji napięcia i częstotliwości prądnic i przetwornic lotniczych nie wyczerpują oczywiście całości zagadnienia. Jest ono zbyt obszerne, by mogło zmieścić się w ramy jednego artykułu. Wskazują one

na tendencję rozwojową w konstrukcji układów stabilizacyjnych, idącą od wibracyjnej zasady stabilizacji napięcia poprzez regulatory węglowe do regulatorów transduktorowych. Te ostatnie zapewniają stabilizację parametrów w najszerszym zakresie dopuszczalnych zakłóceń zewnętrznych. Na zakończenie trzeba podkreślić wagę omawianego zagadnienia w całości problematyki osprzętu samolotu.

LITERATURA

1. D. E. Bruskin — „Elektrooborudowanie samolotow”, G. E. I. Moskwa — Leningrad, 1956 r.

2. W. S. Kuliebakin, W. T. Morozowski, I. M. Sindejew — „Elektrosnabżenie samolotow”, Oborongiz, 1956 r.
3. B. J. Archangielckij — „Analityczeskoje wyrażenie kriwoj namagnicziwania elektrieskich maszin”, „Elektriczestwo”, 1953 r., nr 3, str. 30.
4. E. Jeziński — „Maszyny synchroniczne”, PWT, 1951 r.
5. B. Dubicki — „Maszyny Elektryczne”, t. I.
6. P. Nowacki, L. Szklarski, H. Górecki — „Podstawy teorii układów automatycznej regulacji”, t. I. „Układy liniowe”, PWN, Warszawa, 1958 r.
7. D. A. Brasławskij, S. S. Łogunow, D. S. Pelpow — „Rascziet i konstrukcja awiacyjnych priborow”, Gos. Iz. Obor. Prom., Moskwa, 1954 r.
8. G. N. Patchett — „Automatic Voltage Regulators and Stabilizers”, Pitman, London, 1958 r.

Prof. S. SZULC

Mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI

Zmiana pozornej twardości tarczy przez regulację prędkości przedmiotu

Większość części silników lotniczych, przyrządów, osprzętu ciężkiego, a nawet części płatowcowych, podlega szlifowaniu. Obróbka ta zajmuje silną pozycję w wykonawstwie lotniczym. Wymagania stawiane częściom szlifowanym są bardzo wysokie z uwagi na charakter ich pracy i przeznaczenie. Dotychczasowe wykorzystanie możliwości procesu szlifowania i szlifierek w ogóle nie jest zadowalające zarówno pod względem technicznym, jak i ekonomicznym.

Techniczne i ekonomiczne wyniki szlifowania zależą od właściwego doboru parametrów skrawania, jak również od prawidłowego doboru tarczy ścierniej. Parametry szlifowania można znaleźć w wielu podręcznikach, dlatego nie będzie tu omawiana sprawa ich doboru. Nie zostanie też tu omawiana sprawa doboru tarcz szlifierskich w zależności od materiału szlifowanego i od rodzaju obróbki z tych samych względów.

Konieczne jest jednak omówienie pewnego specjalnego zagadnienia, bardzo istotnego w każdym niemal rodzaju produkcji, poza masową. Wiadomo że dla każdego rodzaju materiału i jego stanu istnieje jedna najwłaściwsza twardość tarczy. Jednakże twardość dobrana właściwie dla danego materiału do obróbki, np. zgrubnej, nie jest najlepsza dla obróbki wykańczającej i na odwrót. W celu zachowania więc najlepszych warunków szlifowania dla każdej operacji trzeba by dobierać inną tarczę ścierną, lub mieć do dyspozycji tyle szlifierek z różnymi tarczami, ażeby właściwy przedmiot trafił na właściwą obrabiarkę. Zarówno pierwszy, jak i drugi sposób w warunkach produkcyjnych jest niemożliwy do zrealizowania. Drugi np. wymagałby olbrzymiej ilości szlifierek, co byłoby nonsensem produkcyjnym. Natomiast każdorazowa zmiana tarcz wymagałaby dużej straty czasu, potrzebnej na zdjęcie i zamocowanie tarczy, wyważenie jej i diamentowanie. Te straty czasu znacznie przekraczałyby efektywny czas pracy i z punktu widzenia ekonomicznego byłyby zjawiskiem niekorzystnym.

Najdogodniejszy byłby przypadek polegający na stosowaniu tarcz o zmiennej twardości, regulowanej w miarę potrzeby. Takich tarcz jak dotychczas nie ma i nic nie zapowiada ich ukazania się.

Mimo to, ten kierunek działania uwieńczony został pewnym powodzeniem. Jak wiadomo, przez twardość tarczy rozumiemy jej odporność na wykruszanie ziarn. Ziarna są łatwo wykruszane z tarcz miękkich — określa się to, że tarcze się „syją”. Tarcze twarde wymagają dużych nacisków dla wykruszenia ziarn. Jak wiadomo, miękkie oznaczone są przeważnie początkowymi literami alfabetu, średnie zaś środkowymi i twarde — końcowymi.

Jak wynika z podanego poprzednio określenia twardości, wykruszanie się ziarn zależy od nacisku jednostkowego, a więc „sypanie” się tarczy w czasie procesu szlifowania będzie zależało nie tylko od twardości tarczy (jej marki), ale również od rzeczywistego obciążenia ziarn. Tu właśnie tkwi źródło możliwości korekcy twardości tarcz ściernych. Ta sama tarcza pracująca w warunkach większych obciążeń będzie łatwo gubiła ziarna, a więc pozornie będzie stawała się tarczą miękką, ale przy mniejszych obciążeniach będzie stawała się jak gdyby „twardsza”. Regulując więc obciążenia tarczy zmieniamy jej twardość. To zjawisko zmiennej podatności na wykruszenia nazywa się pozorną zmianą twardości tarcz ściernych.

Opierając się na pewnym podobieństwie między szlifowaniem obwodem tarczy a obróbką frezem walcowym, moż-

na przeprowadzić analizę porównawczą zmiany obciążeń jednostkowych w procesie szlifowania.

Okazuje się, że największy wpływ na zmianę wielkości obciążeń jednostkowych mają: zmiany prędkości tarczy ścierniej (prędkość skrawania) i prędkości przedmiotu, natomiast znaczenie (prawie trzykrotnie) mniejsze — głębokość szlifowania (grubość warstwy materiału zdejmowana jednym przejściem). Trzeba tu zaznaczyć, że regulacja prędkością skrawania powoduje dwojakiego rodzaju przeciwstawne zjawiska:

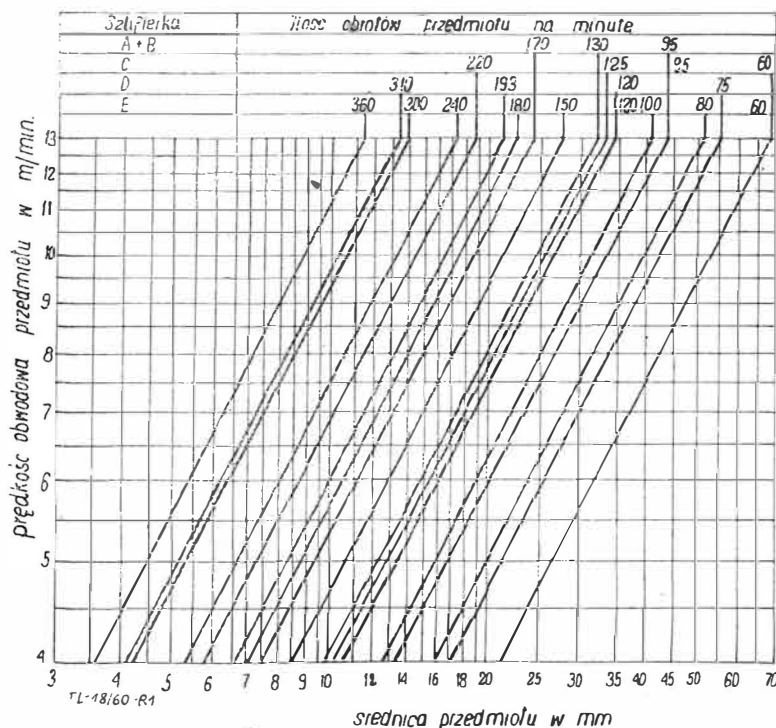
a) zwiększenie prędkości obwodowej tarczy zmniejsza obciążenie statyczne (mniejszy przekrój jednostkowego wióra),

b) jednocześnie wystąpi zwiększenie obciążeń od uderzeń dynamicznych.

Pierwsze zjawisko zwiększa pozorną twardość tarczy, a drugie ją zmniejsza. Wpływ czynnika pierwszego jednakże dominuje. Ten sposób, przez zmianę prędkości skrawania, nie może jednak być rozpowszechniony, ponieważ większość szlifierek ma stałą liczbę obrotów tarczy, co powoduje trudności zmiany prędkości skrawania. Są jeszcze inne poważne przeciwwskazania dla tego sposobu.

Możliwości kinematyczne szlifierek, możliwości zmiany liczby obrotów przedmiotu oraz skuteczność zmiany tego parametru przemawiają za wykorzystaniem „pozornej twardości tarcz” poprzez zmianę liczby obrotów przedmiotu, a więc prędkości „posuwowej”.

W celu ustalenia właściwej prędkości przedmiotu został sporządzony wykres (rys. 1) wiążący ze sobą średnicę szli-



Rys. 1

fowanego wałka, prędkość przedmiotu i jego obroty. Dla uzyskania równomiernego zagęszczenia siatki na wykresie i wygody odczytu, wykres wykonany został w skali logarytmicznej.

Za podstawę sporządzenia wykresu przyjęto następujące obrabiarki o charakterystyce obrotów podanych w tabeli 1.

Tabela 1

Szlifierka	Obroty tarczy/min.	Dozwolony zakres średnic tarcz odpowiadający zakresowi prędkości obwodowej tarczy		Obroty przedmiotu/min
		Min. 28,0 m/sek	Maks. 33,0 m/sek	
A	1250	430 mm	500 mm	95, 130, 170
B	1280	420 mm	495 mm	95, 130, 170
C	1030	500 mm	610 mm	60, 95, 125, 220
D	830	650 mm	760 mm	75, 120, 193, 310
E	1600	330 mm	390 mm	60; 80; 100; 120; 150; 180; 240; 300; 360.

Posługiwanie się wykresem zostanie objaśnione na dwóch przykładach.

Przykład 1

Dobrać właściwe obroty przedmiotu szlifowanego oraz odpowiednią obrabiarkę do zgrubnego i wykańczającego szlifowania przedmiotu o średnicy 31 mm z prędkością 7,5 m/min.

Należy wyjść z osi średnic od wartości 31 i prowadzić linię pionową do przecięcia z linią poziomą odpowiadającą wartości prędkości przedmiotu 7,5 m/min.

Z punktu przecięcia przeprowadzić linię równoległą do linii skośnych i odczytać obroty. W tym przypadku obroty wypadają między 75 i 80, a więc odpowiednia będzie szlifierka D lub E. Do szlifowania wykańczającego tą samą tarczą trzeba obniżyć prędkość przedmiotu, jak to wynika z zalecenia pktu 5 (patrz tabela 2). Dlatego z punktu przecięcia średnicy 31 i prędkości 7,5 należy przeprowadzić linię pionową w dół do przecięcia się z najbliższą linią obrotów. W naszym przypadku będą to obroty 60 i odpowiednia prędkość 6,8 m/min. Obrotami 80 i 60 dysponuje tylko szlifierka E i ona jedynie nadaje się do wykonania tych dwóch operacji jedną tarczą.

Przykład 2

Znaleźć potrzebne obroty przedmiotu, odpowiednią szlifierkę dla szlifowania zgrubnego i wykańczającego wałka stalowego o średnicy 35 mm.

Mgr inż. WITOLD SOŁTYK

Perspektywy pracy przemysłu lotniczego

W jednym z zagranicznych czasopism lotniczych ukazał się parę miesięcy temu artykuł: „Czy zmierzchnie lotnictwa?”. Artykuł ten, napisany przez wysokiej klasy dziennikarza, w bardzo sugestywny sposób prorokuje koniec lotnictwa. Narobił on wiele hałasu i szereg mało krytycznych umysłów wprowadził w błąd. Co gorsze, nawet w gronie specjalistów lotniczych dał się zauważyć nastrój pewnego rodzaju paniki. Czy słusznie? Technika nie znosi dyletantyzmu, powierzchowności. Tylko szczegółowa, sumienna analiza pozwala na stworzenie sobie właściwego poglądu na stan rzeczy i tylko realna ocena sytuacji może być podstawą do powzięcia takich czy innych decyzji. W artykule tym postaramy się naświetlić aktualny stan i kierunki rozwoju techniki lotniczej. Zagadnienie dzieli się na zasadnicze dwa tematy: lotnictwo cywilne i lotnictwo wojskowe.

Lotnictwo cywilne rozwija się aktualnie z punktu widzenia techniki w kilku zasadniczych kierunkach wyraźnie sprecyzowanych, dostosowanych do specyfiki zadań eksploatacyjnych. Jeden zasadniczy kierunek reprezentują samoloty przeznaczone do utrzymywania regularnej komunikacji lotniczej, drugi — samoloty użytkowane przez indy-

Linia pionowa poprowadzona ze średnicy 35 przecina dwie linie obrotów odpowiadające 80 i 60 obr/min, jakimi dysponuje szlifierka E, co odpowiada prędkościom przedmiotu 8,8 m/min i 6,6 m/min.

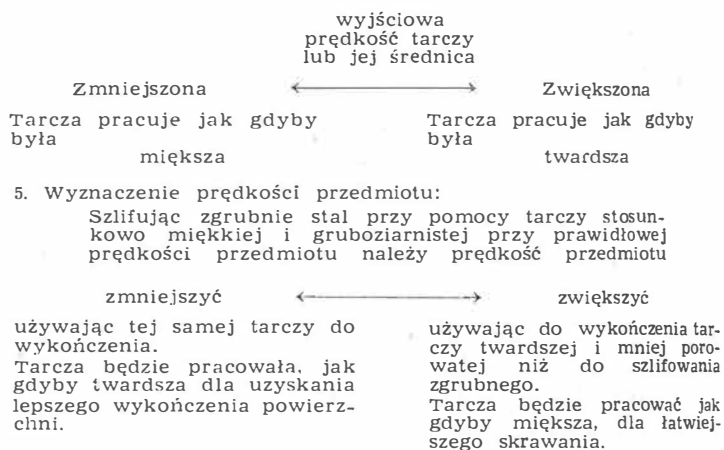
Zależnie od przyjętego rodzaju tarczy ścierniej należy dobrać obroty przedmiotu i tu można iść dwiema drogami:

a) przyjęcie wyższe obroty 80 dla szlifowania wykańczającego przy użyciu twardszej tarczy niż tarcza, która powinna prawidłowo pracować przy prędkości przedmiotu 7 m/min,

Tabela 2

Wskazówki:

- Miękkie gruboziarniste tarcze, nadają się lepiej w większości przypadków do szlifowania stali.
- Wykończenie powierzchni (gładkość) zależy w większym stopniu od prawidłowej głębokości wióra (dosuwu tarczy) oraz ostrości tarczy niż od jej drobnoziarnistości (ważne z wyjątkiem szlifowania mosiądzu i innych miękkich metali).
- Tarcze gruboziarniste miękkie powinny pracować dużym posuwem wynoszącym 0,5—0,75 szerokości tarczy na jeden obrót przedmiotu.
- Charakter pracy tarczy:



a) szlifowanie zgrubne wykonać przy obrotach 60, jak gdyby tarczą „miększą”.

b) użyć do szlifowania zgrubnego przy obrotach 80 tarczy miękkszej niż tarcza pracująca poprawnie przy prędkości przedmiotu 7 m/min, a wykończenie przeprowadzić przy obrotach 60, wtedy tarcza będzie pracowała pozornie jako twardsza.

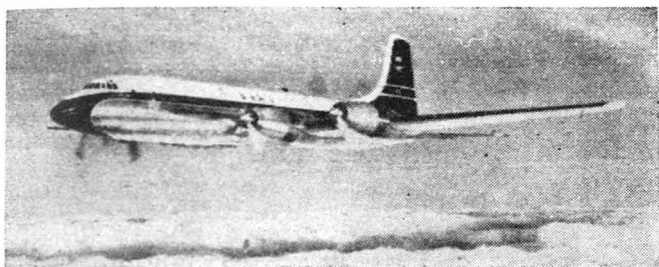
Należy pamiętać, że wybranymi obrotami musi dysponować jedna i ta sama obrabiarka, w omawianym przykładzie szlifierka E.

widualnych eksploatatorów w celach komunikacyjnych, sportowych lub turystycznych, trzeci — samoloty o przeznaczeniu specjalnym, jak gospodarcze, fotograficzne itd. Oddzielnego omówienia wymagać będzie grupa samolotów przeznaczonych specjalnie do transportu oraz lotnictwo sztabowe.

Sprzęt lotniczy regularnych linii lotniczych wykrył się wyraźnie w dwu kierunkach: samoloty dalekiego i samoloty średniego zasięgu. Samoloty dalekiego zasięgu stanowią jedno ze szczytowych osiągnięć techniki lotniczej. U schyłku stosowania znajdują się obecnie samoloty z napędem silnikami tłokowymi, których przedstawicielami typowymi mogą być Super Constellation czy Douglas DC6. Są one obecnie wypierane zdecydowanie przez samoloty turbośmigłowe i przez sprzęt z napędem odrzutowym. Szereg przyczyn złożył się na taki stan rzeczy. Przede wszystkim napęd turbośmigłowy pozwala na zainstalowanie większych mocy w jednostce silnikowej, niż jest to możliwe w przypadku napędu tłokowego. Jednocześnie korzystna konfiguracja z punktu widzenia aerodynamiki, niższy koszt paliwa, spokojniejsza praca (bez drgań) wpłynęły zdecydowanie

na szybkie rozpowszechnienie się tego typu napędu. Koszty eksploatacyjne samolotów z napędem turbośmigłowym (w odniesieniu do pasażero- czy tonokilometra) są znacznie niższe niż odpowiednie wielkości dla samolotów z napędem tłokowym. Jeśli chodzi o samoloty z napędem odrzutowym, można śmiało powiedzieć, że przeżywamy obecnie okres napędu odrzutowego. Jedną z wybitnych osobistości w świecie komunikacji lotniczej wyraziła się, że gdyby nie to, że nabywano już dużo samolotów turbośmigłowych, które muszą się zamortyzować, wszystko wskazuje na to, że jedynym napędem w komunikacji lotniczej dalekiego i średniego zasięgu byłyby dziś silniki odrzutowe. Okazuje się, że samoloty tej kategorii (odrzutowe) są jeszcze tańsze w eksploatacji niż maszyny z napędem turbośmigłowym. No i oczywiście nie należy zapominać, że silnik odrzutowy pozwala na uzyskanie zakresu prędkości, nieosiągalnego przy innych rodzajach napędu. I tak samolot z silnikiem tłokowym operować mógł z prędkością 450—600 km/h, zaś dla samolotów z silnikiem turbośmigłowym ten zakres prędkości wzrasta do 600—700 km/h. Dopiero silnik odrzutowy otworzył dostęp do prędkości bliskiej prędkości dźwięku.

Typowymi samolotami dalekiego zasięgu z napędem turbośmigłowym są Bristol Britannia (rys. 1) i Tu 114. Samoloty tej klasy to duże jednostki, zabierające 90—200 pasażerów. Ciężar w locie 60—100 ton. Za typowych przedstawicieli samolotów dalekiego zasięgu z napędem odrzutowym uważać można Boeing 707 (rys. 2), DC8, Comet IV. Ciężar tej klasy samolotów wynosi w locie 70—120 ton. Prędkość przelotowa sięga 800—1000 km/h. Zabierają 70—130 pasażerów, zależnie od wymagane go komfortu lotu.



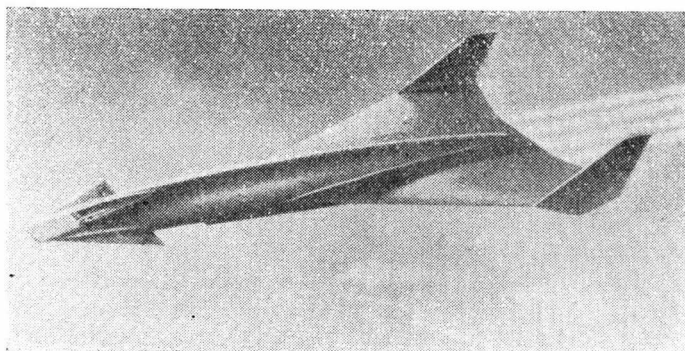
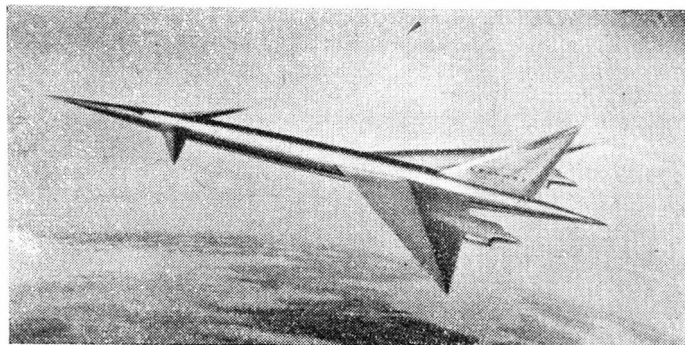
Rys. 1. Samolot dalekiego zasięgu z napędem turbośmigłowym Bristol Britannia

Budowa samolotów powyższych możliwa jest tylko w krajach o potężnym przemyśle lotniczym. O ogromie zagadnienia świadczy fakt, że dla budowy tej klasy samolotów firma Boeing rozporządza halą montażową o wymiarach 70×2500 m o konstrukcji wolnonośnej. Odpowiednio do wielkości samolotów stosowane są również specjalne obrabiarki monstrialnych wprost wymiarów.

Jeśli chodzi o dalszy rozwój tej klasy samolotów, to przewiduje się, że pójdzie on zdecydowanie w kierunku bardzo poważnego zwiększenia prędkości lotu do trzy- a nawet pięciokrotnej prędkości dźwięku (rys. 3 i 4). Przewiduje się, że wprowadzenie tej klasy samolotów mieć będzie miejsce w latach siedemdziesiątych. Maszyny tej klasy operować będą na wysokości 18—24 000 metrów. Jednym z powodów

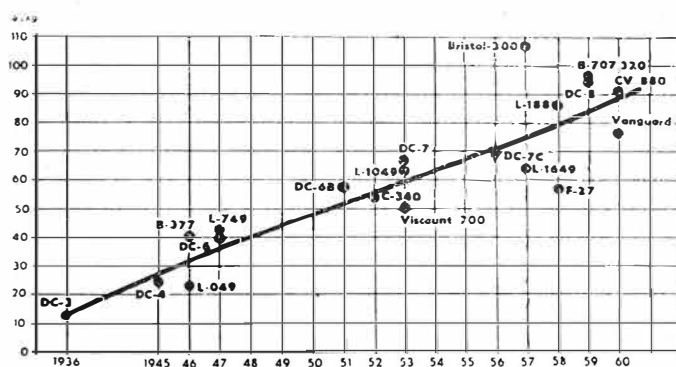


Rys. 2. Samolot dalekiego zasięgu z napędem odrzutowym Boeing 707



Rys. 3 i 4. Samoloty hipersoniczne

ku temu, oprócz przesłanek natury aerodynamicznej, będzie konieczność uniknięcia szkodliwego działania silnych efektów dźwiękowych, wywołanych pracą potężnych silników. Samoloty tej kategorii stosowane będą na trasach rzędu 4000—5000 km. Ciężar w locie wynosić będzie 200—300 ton. Miejsc pasażerskich 150—200. Charakterystyczne jest zagadnienie zapotrzebowania na tej klasy samoloty. Okazuje się, że USA — zamiast 300 obecnie potrzebnych samolotów odrzutowych klasy DC8 — potrzebne będzie tylko 80 maszyn hipersonicznych. Oczywiście, zdawać sobie trzeba sprawę z tego, że opracowanie konstrukcji tej klasy samolotów wymagać będzie znacznie większych nakładów finansowych i pracy, niż miało to miejsce dla konstrukcji dotychczasowych. Dla zobrazowania tego zagadnienia wystarczy wziąć pod uwagę, że opracowanie DC6 kosztowało 740 000 robo-



Rys. 5. Zmniejszenie nakładów finansowych na budowę samolotów

czogodzin inżynierskich. Dla DC8 pracochłonność ta wzrosła do 6 600 000 roboczogodzin, a dla samolotu o prędkości $MA = 3$ przewiduje się 10—15 milionów roboczogodzin. Jeśli chodzi o nakłady finansowe na budowę samolotów, to zagadnienie to ilustruje wykres na rys. 5.

Drugą grupą sprzętu przeznaczanego do obsługi regularnych linii lotniczych są samoloty średniego zasięgu. Do tej grupy należą samoloty o ciężarze w locie 20—50 ton. Zabierają one od 40—100 pasażerów. Służą do obsługi linii lotniczych rzędu 2000—3000 km. Ich prędkość przelotowa wynosi 500—900 km/h. Jako napęd stosowane są silniki turbośmigłowe bądź odrzutowe (wypierają one szybko, analogicznie jak w maszynach dalekiego zasięgu, napęd tłokowy).

Typowymi przedstawicielami tej klasy sprzętu mogą być Vickers Viscount, Lockheed Electra, Douglas DC9 (rys. 5a). Bardzo charakterystyczna dla tej grupy konstrukcji jest wyraźnie zaznaczająca się tendencja do powiększania udźwigu, wymiarów, ciężaru własnego oraz prędkości lotu.



Rys. 5a. Samolot średniego zasięgu z napędem odrzutowym Douglas DC9

Należy się spodziewać, że w niedługim czasie napęd turbośmigłowy zostanie całkowicie wyparty przez napęd odrzutowy.

Trzecią grupę samolotów stanowią maszyny przeznaczone do bliskiej komunikacji. W krajach o wysokiej stopie życiowej i dużym nasileniu komunikacji naziemnej daje się zauważyć bardzo charakterystyczny objaw: lotnictwo bliskiego zasięgu traci charakter regularnych linii a staje się komunikacją o charakterze indywidualnym. Bardzo typowy może być w tym względzie przykład stosunków panujących w USA, gdzie samoloty komunikacji indywidualnej wylatały w ubiegłym roku przeszło 1,5 raza więcej godzin niż samoloty linii regularnej komunikacji lotniczej. Znamiennie jest, że w USA eksploatowanych jest obecnie ponad 28 000 samolotów komunikacji indywidualnej, przy czym od roku 1958 (t.zn. w ciągu dwóch lat) przybyło 4000 samolotów. Trzeba przyznać, że jest to poważna pozycja. Bardzo charakterystyczny jest rodzaj eksploatowanego sprzętu. Główne nasilenie koncentruje się (z wyraźną tendencją wzrostową w tym kierunku) na samolotach 4—6-osobowych, jedno- lub dwusilnikowych. Mniejszą udział mają samoloty dwumiejscowe i duże jednostki powyżej dziewięciu miejsc pasażerskich. Kilka typowych samolotów tej klasy pokazano na rys. 6, 7 i 8. Sprawa ta kształtuje się nieco odmiennie na kontynencie europejskim. Tutaj lotnictwo eksploatacji indywidualnej nosi raczej charakter lotnictwa sportowego. Stąd też spotyka się dużo samolotów dwumiejscowych o konstrukcji bardzo nieraz uproszczonej, przystosowanej często do wykonania drogą majsterkowania własnoręcznie przez właściciela. Często polega to na montażu z elementów przygotowanych przez wytwórnię (tzw. „samolot w pudełku”). Przykład takiego samolotu o prostej konstrukcji podaje rys. 9.

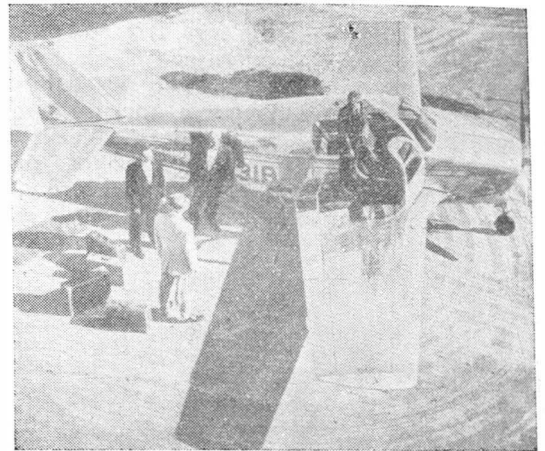
Napęd tej klasy samolotów stanowią silniki tłokowe. Ostatnio obserwuje się pierwsze próby użycia silników odrzutowych. Znajdą one na pewno szerokie zastosowanie do szybkich maszyn o większej ilości miejsc, jak to ma obecnie miejsce w samolocie Jetstar. Jeśli chodzi o zagadnienie wytwarzania tej grupy samolotów, stwierdzić trzeba, że głównymi producentami są niewielkie stosunkowo zakłady. Za poważną jednostką liczy się wytwórnię zatrudniającą 500 pracowników. Oczywiście wyposażenie i możliwości technologiczne tych zakładów nie przypominają w najmniejszym nawet stopniu wytwórni samolotów średniego czy dalekiego zasięgu. Ciekawą rzeczą jest cena sprzedaży na tej klasy sprzętu. Kształtuje się ona następująco: samoloty jednosilnikowe, czteromiejscowe 20 000—25 000 dolarów, pięcio- sześciomiejscowe — 50 000 dolarów, sześć-, siedmiomiejscowe, dwusilnikowe — 120 000 dolarów.

Bolączką samolotów o tradycyjnym układzie jest to, że uzyskiwaniu dużych prędkości towarzyszy długi start i długie lądowanie. Im większy samolot i im większa jego prędkość, tym start i lądowanie będą miały wielkości bardziej

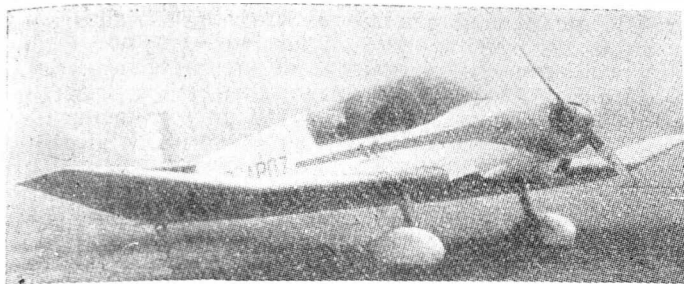
uciążliwe dla użytkownika. Stąd pojawiła się tendencja, aby znaleźć takie rozwiązanie, które niedogodność tę usunie. Pozwoliłoby to na zmniejszenie długości pasów startowych i przybliżenie lotnisk do centrum miast. Zadanie to mają spełnić samoloty krótkiego startu. Powstał cały szereg konstrukcji, lecz jak dotychczas, zagadnienie to nie wyszło poza zakres prób i badań i nie znalazło jeszcze zastosowania eksploatacyjnego. Jest to więc „muzyka przyszłości”. Kilka projektów ilustruje rys. 10.

Lotnictwo nie ogranicza się tylko do zadań komunikacyjnych — przewozu pasażerów. Szerokie zastosowanie znalazło ono w zakresie transportu towarów. Dla sprawnego wykonania tych zadań powstał cały szereg konstrukcji specjalnych, przystosowanych właśnie do transportu, a więc rozporządzających odpowiednio obszernymi ładowniami i taką konstrukcją, która umożliwi szybkie, sprawne załadowanie i wyładunek. Są to przeważnie samoloty duże o ciężarze w locie 20—120 ton. Wyposażone są w silniki tłokowe, a w nowszych konstrukcjach — w turbośmigłowe (rys. 11).

Specjalną grupę konstrukcji lotniczych stanowią samoloty do zadań gospodarczych, tzn. do zwalczania szkodników leśnych i rolnych, wysiewania nawozów sztucznych,



Rys. 6, 7 i 8. Samoloty dla komunikacji indywidualnej



Rys. 9. Samolot sportowy o bardzo uproszczonej konstrukcji

nasion traw i zbóż, oraz lotnictwo sanitarne. Sprzęt do tego rodzaju zadań, spotykany na rynkach światowych, bazuje przeważnie na adaptacjach samolotów projektowanych z przeznaczeniem dla komunikacji. Wiadomo jest jednak, że naprawdę dobre właściwości eksploatacyjne uzyskać można jedynie wówczas, gdy projektuje się sprzęt specjalnie dla określonych zadań. Konstrukcji takich nie jest jednak wiele. Typowy przykład samolotu rolniczego ilustruje rys. 12.

Ostatnią wreszcie dziedziną konstrukcji lotniczych cywilnych, którą trzeba omówić, jest szybownictwo. Sport szybowcowy, dzięki swemu pięknu i niskim nakładom finansowym, zyskuje coraz więcej zwolenników. Podstawowym czynnikiem w nowoczesnej konstrukcji szybowców jest zwrócenie się do drewna, jako podstawowym tworzywem, a przetrzymanie się zdecydowanie na stopy lekkie i masy plastyczne. Zapotrzebowanie rynków światowych na ten sprzęt jest dość znaczne i jakkolwiek cena sprzedaży rzędu 2000—3000 dolarów za sztukę nie jest wysoka, jednak przy dużym zapotrzebowaniu może stanowić poważną pozycję handlową.

Zastanówmy się pokrótce, jaka na tym tle może i powinna być rola polskiego przemysłu lotniczego. Wydaje się słuszne skoncentrowanie naszych prac na samolotach małego i średniego tonażu, to znaczy w zakresie 10—20 ton ciężaru w locie, oraz na szybownictwie. Rozporządzamy bowiem środkami, pozwalającymi na opracowanie odpowiednich konstrukcji i szybkie wprowadzenie ich do produkcji seryjnej. Punktem wyjścia dla aktywizacji przemysłu lotniczego musi być stworzenie mocnej podstawy w nowych i nowoczesnych konstrukcjach. Niezbędny do tego warunkiem jest ożywienie działalności i rozszerzenie możliwości pracy biur konstrukcyjnych prototypowych. Praca tych biur powinna się opierać na następujących zasadach:

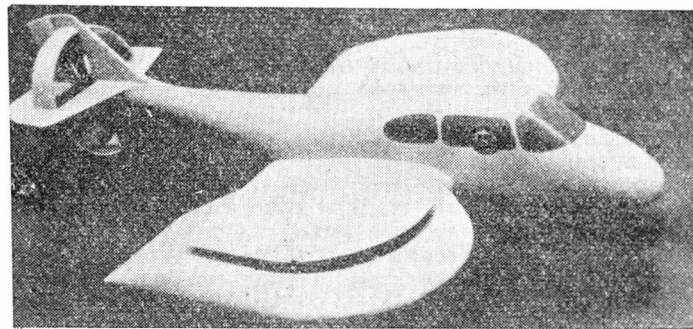
- 1) właściwy dobór tematów.
- 2) koncentracja wysiłków nad niewielką liczbą tematów.
- 3) zorganizowanie bardzo operatywnego warsztatu prototypowego.

Centralnym punktem zagadnienia nie są jednak, jak się wydaje, sprawy konstrukcyjno-techniczne, lecz zagadnienie organizacji rynków zbytu.

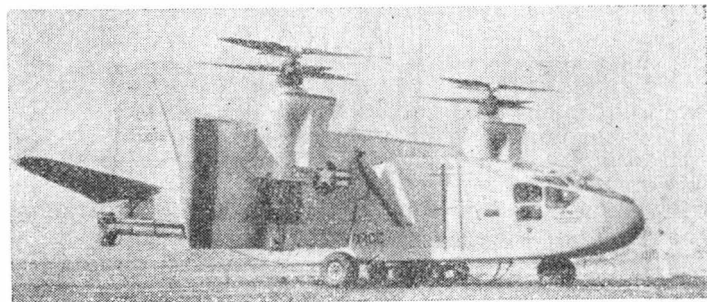
Jeśli chodzi o rynek wewnętrzny, jest on w stanie wchłonąć pewną ilość samolotów bliskiego zasięgu dla celów komunikacji wewnętrznej. Zagadnienie to wymaga specjalnego omówienia. Słysz się często argumentację, że przy dzisiejszym stanie komunikacji kolejowej (elektryfikacji linii) i sieci autobusowej, komunikacja lotnicza jest zbędna, a na dodatek bardzo kosztowna. Śmiało można stwierdzić, że pogląd taki nie jest słuszny. Bez wątpienia nie jest celowe stosowanie komunikacji lotniczej na trasie Warszawa—Łódź, Warszawa—Poznań czy Warszawa—Katowice. Tu komunikacja pociągami motorowym czy elektrycznym będzie dostatecznie szybka. Są jednak w Polsce trasy, na których połączenia kolejowe pozostawiają i będą jeszcze długo pozostawiać wiele do życzenia. Chodzi tu przede wszystkim o trasy długie, których przebycie koleją wymaga dużo czasu i skomplikowanych połączeń. Jako przykład posłużymy sobie np. trasą Wrocław—Szczecin, Kraków—Olsztyn, Katowice—Białystok, Rzeszów—Gdańsk itd. Aktywizacja życia gospodarczego, zacieśnienie kontaktów handlowych, przemysłowych i kulturalnych między poszczególnymi rejonami kraju wymaga zwiększenia możliwości komunikacyjnych. Oczywiście linie te, aby były rentowne, muszą być obsługiwane przez właściwie dobrany sprzęt. Nie byłoby racjonalne wprowadzenie tu do eksploatacji ciężkich wieloosobowych samolotów odrzutowych. Właściwe natomiast będzie

zastosowanie samolotów tanich o prostej konstrukcji, wyposażonych w silniki stosunkowo małej mocy, gdyż wymagana na tych trasach prędkość nie musi być wielka. Wydaje się, że rozsądną granicą będzie tu 250—400 km/h. Przy właściwie dobranym typie sprzętu cena przelotu nie powinna być wyższa niż koszt biletu kolejowego pociągu pociągu pociągu pociągu.

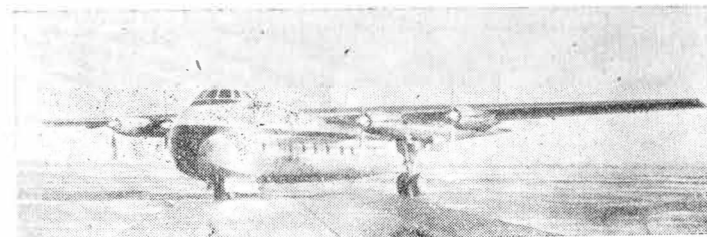
Drugim typem samolotów dla rynku wewnętrznego będzie sprzęt sportowy i treningowy. Nie jest słuszne zasilać aeroklubów samolotami importowanymi, podczas gdy własny przemysł może dostarczyć pod dostatkiem doskonałego sprzętu własnej konstrukcji.



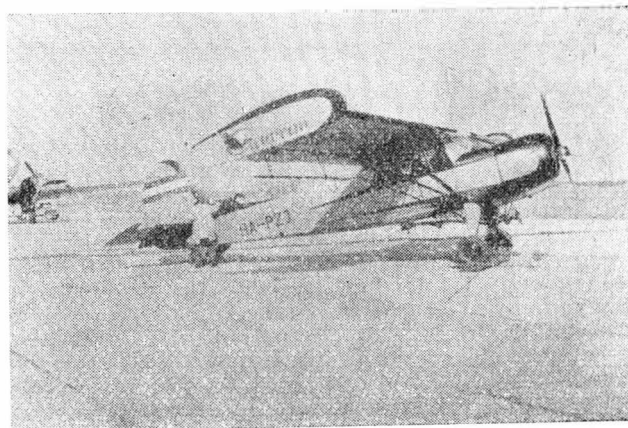
Rys. 10



Rys. 10 i 10a. Samoloty startu pionowego (doświadczalne)



Rys. 11. Samolot transportowy z napędem turbośmigłowym



Rys. 12. Samolot rolniczy

Trzecią dziedziną zapotrzebowania na sprzęt lotniczy jest tzw. lotnictwo gospodarcze i ratunkowe. Obejmuje ono aparaty przeznaczone do walki ze szkodnikami, współpracy z jednostkami rybackimi (tropienie ławie) itp. oraz samoloty sanitarne. Oczywiście wszystkie te dziedziny zastoso- wania lotnictwa nie wchłoną zdolności produkcyjnej przemysłu lotniczego. Zachodzi konieczność i możliwość wyjścia ze sprzętem na rynki zagraniczne. Jest to dla przyszo- ści problemu pierwszorzędnej wagi. Podstawą ekonomiczną do takiej akcji jest fakt, że sprzęt lotniczy naszej produkcji jest o wiele tańszy od odpowiedniego ja- kością sprzętu zagranicznego. Analiza wykazuje, że przy eksporcie samolotów dolar kształtowałby się w wysokości 25—45 zł.

Zagadnieniem pierwszorzędnej wagi staje się sprawa wła- ściwej organizacji i przygotowania rynków zbytu. Jest tu kilka warunków, które muszą być spełnione, aby działal- ność mogła być uwieńczona pełnym sukcesem:

- 1) znajomość potrzeb rynku;
- 2) właściwie postawiona reklama;
- 3) szybkie dostarczenie zamówionego sprzętu,
- 4) utrzymywanie wysokiej jakości wykonawstwa,
- 5) zapewnienie sprawnej obsługi reklamacji i napraw.

Jaki rodzaj sprzętu moglibyśmy oferować? Będą tu wszelkiego typu szybowce, samoloty sportowe, treningowe, turystyczne, małe i średnie komunikacyjne oraz transpor- towe z napędem śmigłowym i odrzutowym w układzie kon- wencjonalnym, jak również konstrukcje skróconego lub krótkiego startu, gospodarcze, sanitarne, ratunkowe. Jak

kraje mogą stać się rynkiem zbytu? Zapotrzebowanie na sprzęt lotniczy zaznacza się w krajach o bardzo wysokim standardzie życiowym, gdzie zagadnienie wartości czasu sta- je się problemem o pierwszorzędnym znaczeniu, gdzie jed- nocześnie z jednej strony duże odległości, z drugiej zatło- czenie dróg stwarzają poważne trudności komunikacyjne. Trzeba jednak wyraźnie zdać sobie sprawę z tego, że na rynki te może wejść tylko produkt naprawę najwyższej jakości, zarówno pod względem koncepcji konstrukcyjnej, jak i jakości wykonania i poziomu wyposażenia.

Drugą grupą potencjalnych odbiorców są kraje obecnie budzące się do aktywnego życia gospodarczego, kraje, w których sieć komunikacji naziemnej nie może sprostać potrzebom życia gospodarczego. Jakkolwiek nie są to pań- stwa bogate w dewizy, handel z nimi może być dla nas bardzo atrakcyjny ze względu na to, że za dostarczony sprzęt lotniczy moglibyśmy uzyskiwać cenne surowce kra- jów tropikalnych i orientalnych. Pamiętać trzeba, że o ryn- ki te starać się będą i starają się również inni wytwórcy sprzętu lotniczego. Zwycięstwo w tej walce konkurencyj- nej możliwe jest tylko przez solidne przeprowadzenie trans- akcji.

Podstawowym zagadnieniem jest tu bez wątpienia wła- ściwie postawiona reklama. Nie wystarcza bowiem raz czy dwa razy do roku na targach międzynarodowych pokazać parę planz czy modeli. Reklama musi być aktywna. Kliën- towi produkt musi być prezentowany w sposób systema- tyczny i zorganizowany. Na reklamę nie należy żałować pracy i nakładów finansowych.

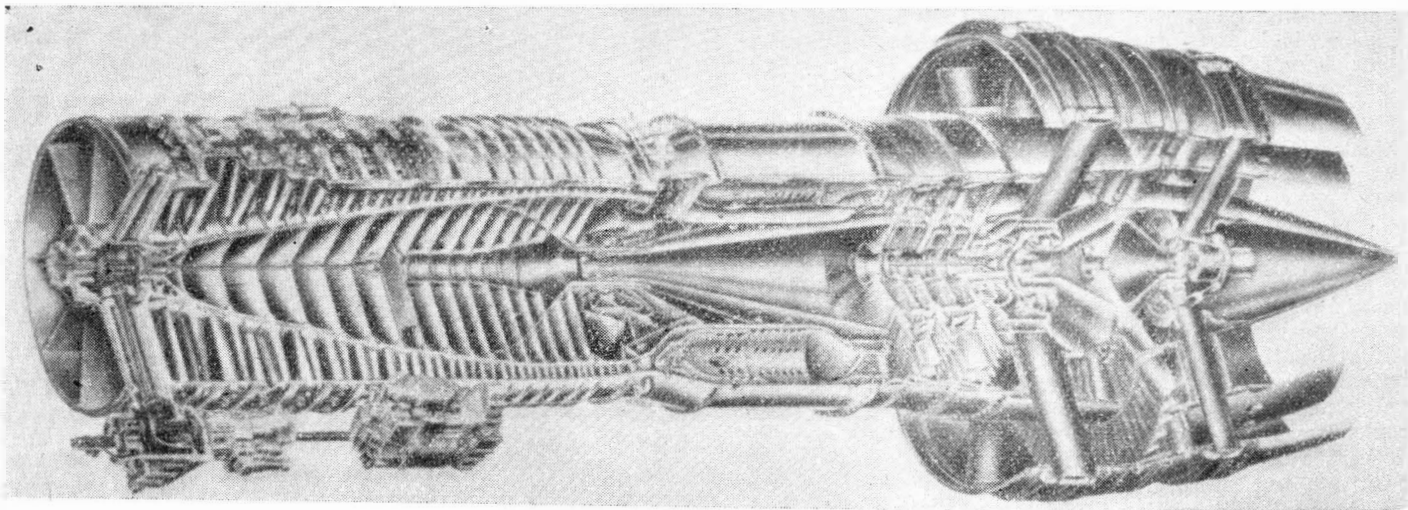
Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

Silnik dwuprzepływowy General Electric CJ805-23

Silniki turbinowo-odrzutowe przeznaczone do napędu sa- molotów komunikacyjnych powinny spełniać pod względem swych osiągnięć i wskaźników kilka zasadniczych wyma- gań, a mianowicie zapewniać możliwie jak największy ciąg startowy, odpowiednio mniejszy ciąg, bez potrzeby znacz- niejszego dławienia silnika, w warunkach przelotowych

kowy, to jego obniżenie byłoby możliwe przez podwyższenie temperatury przed turbiną, lecz pociągnęłoby to za sobą zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa.

Wymienione na wstępie wymagania spełniają w znacznym stopniu silniki dwuprzepływowe, których zasadniczą cechą jest duża sprawność napędowa. Wynika to z istnienia wtór-



Rys. 1

(przy $Ma = 0,8 - 0,9$), małe jednostkowe zużycie paliwa oraz powinny odznaczać się małym ciężarem jednostkowym.

Zwykle, jednoprzepływowe silniki turbinowo-odrzutowe wykazują niekorzystny stosunek ciągu startowego do ciągu przelotowego: w przypadku wystarczająco dużego ciągu startowego ich ciąg w warunkach przelotowych jest większy od wymaganego; jeżeli dobierze się silniki do warunków przelotowych, to w czasie startu będą one wytwarzać (bez dodatkowych urządzeń, jak dwupołożeniowa dysza wyloto- wa lub wtrysk cieczy do wlotu sprężarki) zbyt mały ciąg. Pod względem sprawności ogólnej silniki jednoprzepływowe znajdują się na granicy swych możliwości, w związku z czym nie należy oczekiwać dalszego zmniejszenia ich jed- nostkowego zużycia paliwa. Jeżeli chodzi o ciężar jednost-

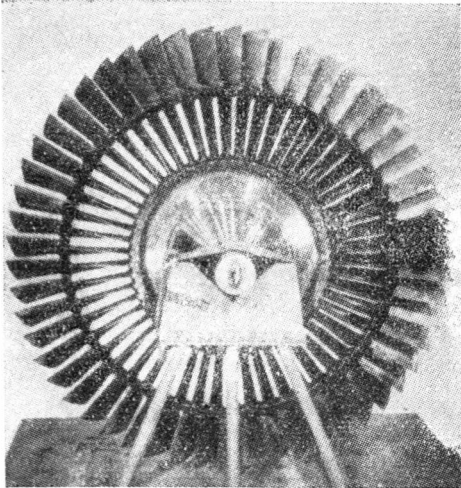
nego, zewnętrznego strumienia powietrza, nie przepływa- jącego przez komorę spalania i mającego dzięki temu mniejszą prędkość wylotową¹⁾. Powoduje to znaczne zwięk-

¹⁾ Jak wiadomo sprawność napędowa (zwana również sprawno- ścią zewnętrzną) wyraża się następującym wzorem:

$$\eta_{\text{nap.}} = \frac{2}{1 + \frac{c_w}{V}}$$

gdzie V jest prędkością lotu, a c_w — prędkością gazów wyloto- wych.

szenie ciągu w zakresie mniejszych prędkości lotu, a więc głównie ciągu startowego, i tym samym zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa. Silniki dwuprzepływowe wykazują poza tym mniejszy ciężar jednostkowy, co jest związane z faktem, że znaczna część ciągu silnika wytwarza kanał powietrza wtórnego, w którym, poza wentylatorem (lub sprężarką o małej ilości stopni), nie ma ciężkich zespołów. Dodatkową zaletą tego rodzaju silników, bardzo ważną w przypadku samolotów pasażerskich, jest znacznie mniejsza hałasowość pracy silnika; dzięki temu, w przypadku większych wartości stosunku wydatku powietrza wtórnego do pierwotnego, nie trzeba stosować ucinaczy, które zwiększają



Rys. 2

szają ciężar silnika i powodują straty ciągu. Do wad należy zaliczyć zwiększony przekrój czółowy silnika, co nie pozwala na pełne wykorzystanie możliwości silnika, związanych ze zwiększonym ciągiem i zmniejszonym jednostkowym zużyciem paliwa.

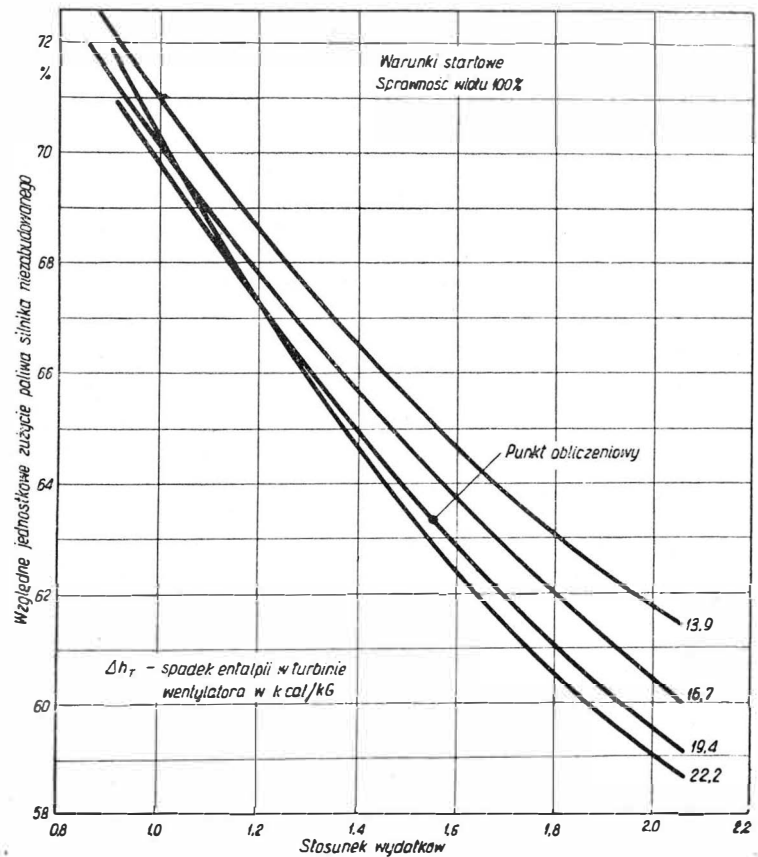
Do licznej obecnie grupy silników dwuprzepływowych należy m.in. amerykański silnik General Electric CJ805-23, pokazany w przekroju na rys. 1. Silnik ten powstał z silnika CJ805-3, który jest cywilną wersją silnika J79, stosowanego na wielu amerykańskich samolotach wojskowych. Przeróbka silnika na silnik dwuprzepływowy polegała na umieszczeniu za 3-stopniową turbiną silnika podstawowego „dwupiętrowego” wirnika, którego dolna część wieńca stanowi ołopatkowanie turbiny, a górna — ołopatkowanie wentylatora, pracującego w kanale powietrza wtórnego. Wirnik ten pokazano na rys. 2. Obudowa wirnika składa się z dwóch części — przedniej i tylnej — i mieści wewnątrz dwa łożyska, w których są osadzone czopy tarczy wirnika. Cały ten dodatkowy zespół jest zamocowany do obudowy turbiny silnika podstawowego.

Prace nad przeróbką silnika rozpoczęto w 1953 r., przy czym początkowo przeprowadzano próby z wentylatorem umieszczonym z przodu silnika (podobny układ zastosowała później firma Pratt and Whitney, przerabiając silnik J57 na silnik dwuprzepływowy, oraz firma Bristol Siddeley, projektując rodzinę silników „BE”). Rozwiązanie takie wykazało jednak szereg wad. Łopatki wentylatora umieszczonego z przodu silnika dostarczają powietrze zarówno do kanału zewnętrznego, jak i do wlotu sprężarki, wskutek czego, dostosowując geometrię łopatek do wymagań sprężarki, otrzymuje się mały wydatek powietrza wtórnego; chcąc go zwiększyć trzeba wydłużyć łopatkę, co stwarza znaczne trudności pod względem aerodynamicznym i wytrzymałościowym (powoduje m.in. silne drgania łopatek). Wpływ przedniego wentylatora na obieg termodynamiczny silnika podstawowego zmusza do wprowadzania zmian w zespołach silnika. Ponadto, przeprowadzone próby wykazały, że zmiana warunków na wlocie do sprężarki powoduje obniżenie sprawności sprężarki, straty wydatku i drgania łopatek; wywiera to również niekorzystny wpływ na pracę komory spalania i turbiny. Umieszczenie wentylatora z tyłu silnika jest znacznie korzystniejsze, tym bardziej, że wówczas nie musi on być połączony mechanicznie z zespołem wirującym silnika podstawowego, do którego może być dobudowany jako oddzielny zespół; odpowiednio zaprojektowana kierownica turbiny wentylatora zastępuje dyszę wylotową silnika jednoprzepływowego, dzięki czemu parametry na wylocie

z komory spalania nie ulegają zmianie — pozwala to m.in. na osiąganie tych samych przyspieszeń — w silniku podstawowym. Zastosowanie tego układu w opisywanym silniku przyspieszyło przeróbkę silnika CJ805-3 i zmniejszyło jej koszty, ponieważ główne zespoły silnika, łącznie z układem paliwowym, pozostały nie zmienione.

Należy przypomnieć, że poprzednie próby zbudowania silnika dwuprzepływowego o podobnym układzie (silnik Metropolitan-Vickers F.5) skończyły się niepowodzeniem głównie z powodu konieczności zastosowania dwustopniowego wentylatora, który komplikował konstrukcję i zwiększał ciężar. Firmie General Electric udało się zbudować wentylator jednostopniowy, który zapewniał wymagane osiągi i mógł być zastosowany do przerabianego silnika.

Parametry wentylatora wybrano w oparciu o analizę wpływu stosunku wydatku powietrza wtórnego do wydatku powietrza pierwotnego na osiągi silnika w warunkach startowych i przelotowych dla danych parametrów obiegu termodynamicznego silnika podstawowego, tj. dla sprężu 13:1 i temperatury przed turbiną 950°C. Wpływ stosunku wydatków na jednostkowe zużycie paliwa (wyrażone w procentach jednostkowego zużycia paliwa silnika podstawowego) w warunkach startowych dla różnych wartości spadku entalpii w turbinie wentylatora przedstawiono na rys. 3. Z rysunku tego widać, że zwiększanie stosunku wydatków powoduje stały spadek jednostkowego zużycia paliwa. Ponieważ godzinowe zużycie paliwa nie zmienia się ze zmianą stosunku wydatków, jednostkowe zużycie paliwa jest odwrotnie proporcjonalne do ciągu, w związku z czym krzywe pokazane na rysunku przedstawiają równocześnie przyrost ciągu startowego w miarę zwiększania stosunku wydatków. Jeżeli chodzi o wpływ stosunku wydatków na osiągi silnika w warunkach przelotowych, to z wykresów pokazanych na rys. 4 i rys. 5 widać, że przy większych wartościach stosunku wydatków jednostkowe zużycie paliwa zaczyna ponownie wzrastać (ciąg maleje), przy czym wzrost ten rozpoczyna się przy tym mniejszych wartościach stosunku wydatków, im mniejszy jest spadek entalpii w turbinie wentylatora. Dwa ostatnie wykresy odnoszą się do silnika zabudowanego, tj. uwzględniają straty na wlocie silnika i opór spowodowany gondolą silnikową.

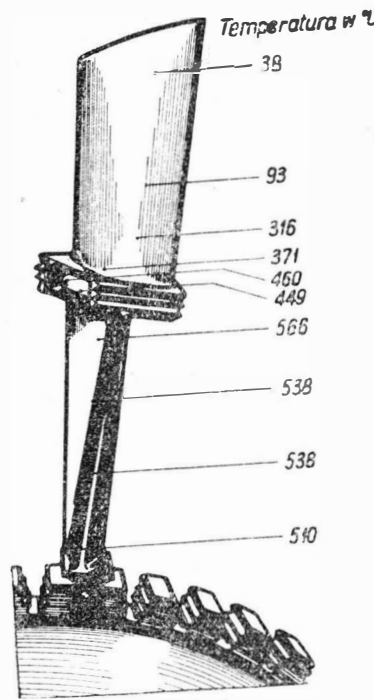


Rys. 3

Biorąc pod uwagę ciąg startowy i ekonomię silnika w warunkach przelotowych za najkorzystniejszy stosunek wydatków uznano stosunek 1,56 przy spadku entalpii w turbinie wentylatora równym 19,4 kcal/kg. Spadek entalpii

w turbinie wentylatora (przypadający na 1 kg czynnika przepływającego przez turbinę) określa równocześnie, przy danym wydatku wentylatora, spręż wentylatora. W danym przypadku wynosi on 1,6:1.

Jeżeli chodzi o zagadnienia konstrukcyjne nowego silnika, to poważne trudności stwarzało ołopatkowanie wirnika wentylatora, które musi spełniać równocześnie zadania wentylatora i turbiny. Szczególnie obawiano się gradientu temperatury wzdłuż łopatek, wywołanego faktem, że górna i dolna część ołopatkowania pracuje w różnych temperaturach: przez łopatki wentylatora przepływa powietrze o temperaturze otoczenia, podczas gdy przez łopatki turbiny — gazy o temperaturze 590 °C. W związku z tym na początku prac nad silnikiem przeprowadzono dokładne badania laboratoryjne ołopatkowania, przy czym pomiary wykazały, że rzeczywiste temperatury łopatek wentylatorowych są dosyć różne od temperatury strumienia powietrza, w którym pracują (rys. 6). Dolna część łopatek wykazuje podwyższone temperatury, co tłumaczy się przechodzeniem ciepła z łopatek turbinowych i niewielkimi „przeciekami” gazów przez przednie uszczelnienie labiryntowe półek łopatek. Dzięki temu gradient temperatury nie jest groźny i przypuszcza się, że powodowane przez niego naprężenia nie są duże; dokładne ich obliczenie nie jest możliwe ze względu na skomplikowany kształt łopatek. Poza tym, ponieważ końce łopatek są swobodne, łopatki mogą rozszerzać się we wszystkich kierunkach, co również zmniejsza naprężenia cieplne. W laboratorium próby przeprowadzono na pojedynczej łopacie, przy czym poddano ją trzem rodzajom obciążeń: 1) osiowemu — naśladującemu siły odśrodkowe; 2) drganiom; 3) uderzeniom cieplnym. Mimo to, że warunki prób były cięższe niż warunki pracy w silniku, nie



Rys. 6

stwierdzono, po 570 godzinach trwania prób, żadnych uszkodzeń i znaczących zmian wymiarów.

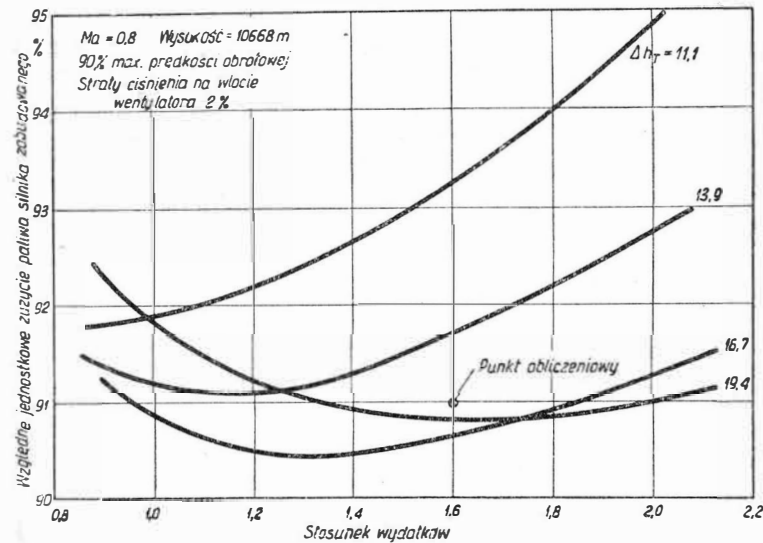
Pierwsza wersja silnika dwuprzepływowego, silnik CJ-805-21, powstała w 1957 r. W czasie prób silnika stwierdzono zgodność osiągnięć silnika z obliczeniami. W wyniku przeprowadzonych następnie udoskonaleń udało się zwiększyć ciąg startowy o 6,6%, i zmniejszyć jednostkowe zużycie paliwa o 3%, przy czym ciężar silnika nie uległ zmianie. Silnik ten otrzymał oznaczenie CJ805-23.

Obecnie w wytwórni w Cincinnati znajduje się w różnych fazach prób siedem silników, które do 1 stycznia 1960 r. przepracowały łącznie 2200 godzin. Zasadniczym celem prób jest określenie charakterystyk silników i dostarczenie danych na temat pracy osprzętu i składu sterowania. Trwałość zespołu wentylatorowego określono za pomocą specjalnych, krótkotrwałych prób całego silnika i za pomocą wspomnianych już prób laboratoryjnych.

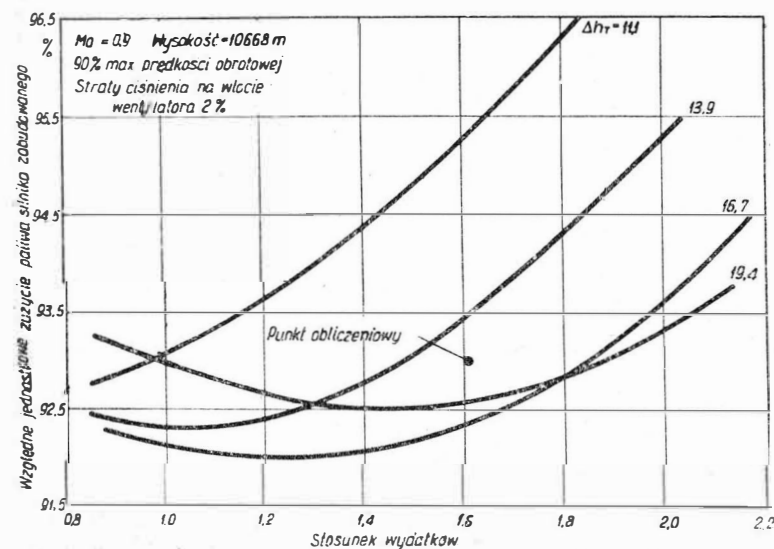
Przeprowadzono również próby przyspieszenia silnika, które wykazały, że czas przyspieszania od prędkości obrotowej biegu luzem do prędkości startowej wynosi 5,6 sek., a od prędkości podchodzenia — 2,6 sek.

W celu sprawdzenia osiągnięć silnika zabudowanego, przeprowadzono próby stoiskowe silnika umieszczonego w gondoli silnikowej, przeznaczonej do samolotu Conair CV600 (rys. 7). W czasie tych prób zbadano również właściwości aerodynamiczne gondoli i rozdział powietrza w kanałach. Ostatnio rozpoczęto próby w locie na samolocie Douglas B-66.

Porównanie danych silnika CJ805-23 i silnika podstawowego CJ805-3 przedstawiono w poniższej tabeli:



Rys. 4

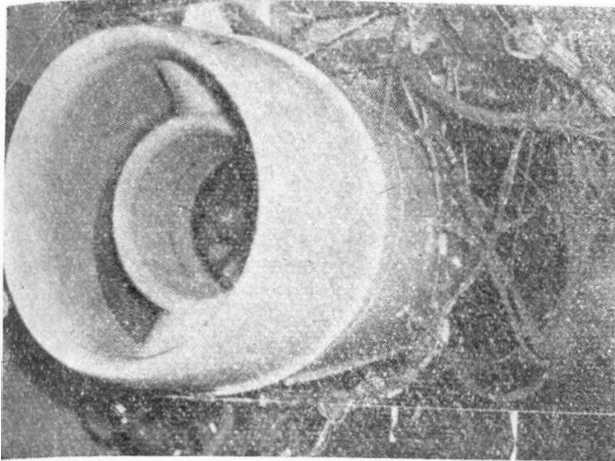


Rys. 5

	CJ805-3	CJ805-23
Ciąg startowy [kg]	5080	7300
J.z.p. przy ciągu startowym [kg/kg/h]	0,806	0,558
Największy ciąg trwały [kg]	4310	6214
J.z.p. przy ciągu trwałym [kg/kg/h]	0,738	0,520
Największy ciąg przelotowy [kg]	4014	6030
J.z.p. przy ciągu przelotowym [kg/kg/h]	0,728	0,504
Największy ciąg przelotowy na wys. 10640 m [kg]		1720
J.z.p. w warunkach przelot. na wys. 10640 m [kg/kg/h]		0,834
Wydatek powietrza [kg/sek]	76	194
Ciężar [kg]	1447	1735
Długość [mm]	4798	3658
Średnica [mm]	806	1346

J.z.p. - jednostkowe zużycie paliwa

Zwiększony ciąg startowy silnika CJ805-23 można wykorzystać, przy danym ciężarze całkowitym samolotu, albo do skrócenia startu albo do zwiększenia ciężaru płatnego lub zasięgu przy nie zmienionej długości startu. Zwiększony ciąg wznoszenia skraca czas wznoszenia na wysokość przelotową i dzięki temu zmniejsza zużycie paliwa na mniejszych wysokościach. Warunki pracy silnika w czasie przelotu można tak dobrać, aby przy nie zmienionym w stosunku do silnika jednaprzepływowego wydatku paliwa dawał on większy ciąg i umożliwiał w ten sposób lot z większą prędkością, lub aby przy nie zmienionym ciągu (i prędkości lotu) zużywał mniej paliwa i pozwalał dzięki temu na zwiększenie zasięgu. Poza tym korzystniejsza charakterystyka mocy silnika dwuprzepływowego zwiększa elastyczność eksploatacji samolotu pasażerskiego, pozwalając na dokonywanie przelotów, bez nadmiernego zmniejszenia ich



Rys. 7

ekonomii, w szerszym zakresie wysokości lotu oraz powoduje oszczędność paliwa w czasie wyczekiwania w powietrzu.

Silniki General Electric CJ805-23 są przeznaczone do samolotów pasażerskich Convair CV600 i Sud Aviation „Cavelle VII”. Pierwszy ma rozpocząć regularne loty w 1961 r., drugi — w 1962 r. Silniki zabudowane na tych samolotach mają być wyposażone w odwracacze ciągu, które będą zapewniać około 2700 kG ciągu odwróconego.

Należy wspomnieć, że ostatnio również silnik General Electric J85 przerobiono na silnik dwuprzepływowy o podobnym układzie co silnik CJ805-23 i o oznaczeniu CF700. Silnik ten wytwarza około 1800 kG ciągu.

LITERATURA

1. Fioretti A. P. — „Development of the CJ805-21”, Interavia, nr 12, 1958.
2. Weymouth Richard E. — „General Electric turbofan. Designing and testing the CJ805-23”, Shell Aviation News, May, 1960.
3. Wilkinson Paul H. — „Aircraft engines of the world 1958/59”.
4. „Aero engines 1960”, Flight, 18 March, 1960.



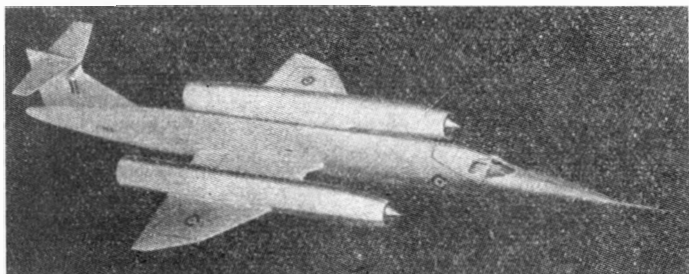
NOWOŚCI TECHNICZNE

ANGIELSKIE SAMOLOTY DOŚWIADCZALNE DO BADAŃ ZAGADNIEN NADZWIĘKOWYCH PRĘDKOŚCI LOTU

Firma Bristol buduje samolot doświadczalny Bristol 188 o prędkości lotu 2500 km/h, który ma dostarczyć danych potrzebnych przy projektowaniu naddźwiękowych samolotów pasażerskich. Ze względu na duże prędkości lotu zastosowano konstrukcję całkowicie stalową (konstrukcje ze sto-

określenia prędkości krytycznej ze względu na flutter i ułatwiło badania stateczności i sterowności. Przeprowadzono ponadto badania tunelowe układów „delta” o dużym skosie, w celu określenia najkorzystniejszego punktu umieszczania wlotów silnikowych i usterzenia. Mają być również badane modele, pozwalające na dokładne wyznaczenie rozkładu ciśnienia na całej powierzchni.

W. K.



pcw aluminium stosuje się tylko do samolotów o prędkościach nie przekraczających $Ma = 2,25$, przy czym pokrycie samolotu ma być powleczone warstwą ze stopu niklu, w celu zwiększenia jego odporności na wysokie temperatury. Samolot będzie napędzany dwoma silnikami De Havilland „Gyron Junior” DGJ.10 R, które z dopalaniem (temperatura dopalania ok. 1700 °C) dają ciąg 6400 kG. W celu zapewnienia poprawnych warunków wypływu gazów w szerokim zakresie prędkości lotu, zastosowano dysze wylotowe o zmiennym przekroju i kształcie: przy prędkościach poddźwiękowych dysze są zbieżne, przy prędkościach naddźwiękowych rozwierają się i przy pełnej prędkości lotu przybierają kształt zbieżno-rozbieżny.

Firma Handley Page buduje mały samolot doświadczalny o oznaczeniu H.P. 115, który umożliwi przeprowadzanie badań nad zachowaniem się samolotów naddźwiękowych w warunkach małych prędkości lotu. Jest to samolot jednomiejscowy, ze skrzydłem „delta” o małym wydłużeniu i dużym skosie, napędzany silnikiem Bristol Siddeley „Viper”. Mają na nim być przeprowadzane badania stateczności, sterowności i właściwości pilotażowych przy małych prędkościach lotu, w celu określenia zachowania się samolotu naddźwiękowego w czasie startu, podchodzenia i lądowania, którego nie można przewidzieć na podstawie obliczeń teoretycznych i badań tunelowych. Samolot ma latać jeszcze w bieżącym roku.

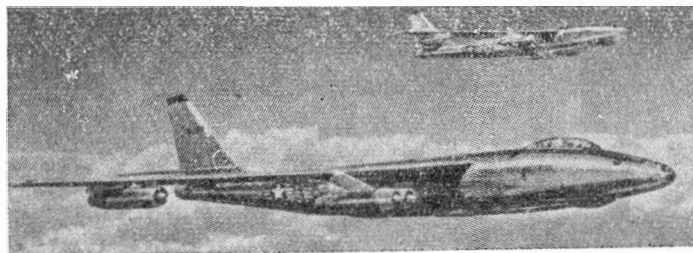
Podobnie jak w przypadku samolotu Bristol 188, budowa samolotu H.P. 115 jest ściśle związana z pracami firmy nad projektem naddźwiękowego samolotu pasażerskiego. W czasie tych prac zastosowano nowe osiągnięcia techniki badań tunelowych, jak np. sprężyste modele, co dopomogło do

KILKA INFORMACJI O SAMOLOCIE RB-47

Głośna była niedawno w całym świecie sprawa niefortunnego lotu amerykańskiego samolotu RB-47.

RB-47 jest odmianą strategicznego samolotu bombowego Boeing B-47 „Stratojet”¹⁾. Litera „R” informuje, że samolot ten stanowi wersję rozpoznawczą (Reconnaissance) tego sześciosilnikowego odrzutowca.

Zasadniczo samolot tego typu posiada obsadę 3-osobową oraz bogaty zestaw 7 kamer fotograficznych. Jedna kamera przeznaczona jest do zdjęć pionowych, zaś 6 do zdjęć ukośnych (z tego 2 kamery do pochyleń lekkich, 3 — do dużych, jedna do zdjęć zorientowanych do przodu)²⁾.



Samolot RB-47, operując z wysokości 12 000 m, może w ciągu 3 godzin dokonać zdjęć obszaru 2,6 miliona kilometrów kwadratowych. Należy jeszcze wspomnieć, że ostatnią wersją bombowca Boeing B-47 stanowi QB-47, przeznaczony do lotów bez pilota. Samolot ten, wyposażony w aparaturę specjalną przez firmę „Lockheed” i „Sperry Gyroscope”, o prędkości 965 km/h, jest kierowany sygnałami radiowymi wysokiej częstotliwości w promieniu 320 km. Rozkazy startu i lądowania są nadawane ze stacji zabudowanej na samochodzie. Nakazy do samolotu, będącego w locie, nadaje aparatura samolotu dyspozytorskiego.

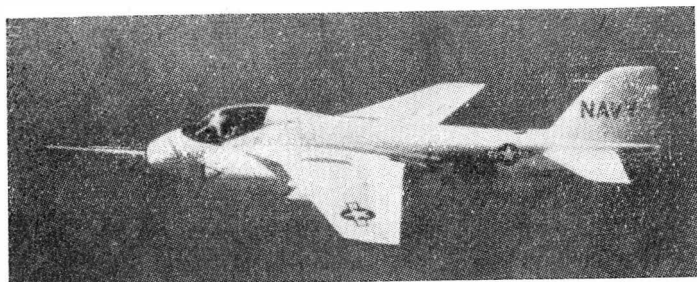
W. K.

¹⁾ Jak wiadomo, Amerykanie kolejno numerują samoloty o określonym przeznaczeniu, przyjmując litery „B” dla jednostek bombowych, podobnie jak „F” dla samolotów myśliwskich.

²⁾ Nie jest to zresztą najbogatsze wyposażenie fotograficzne amerykańskiego samolotu, bowiem rozpoznawcza wersja transportowca Lockheed RC-130A „Hercules” posiada 12 kamer.

AMERYKAŃSKI ODPOWIEDNIK SAMOLOTU BLACKBURN NA. 39

Ujawniono niektóre dane nowego samolotu amerykańskiej marynarki, Grumman A2F-1 „Intruder”, przeznaczony do działań na małych wysokościach lotu. Samolot jest napędzany dwoma silnikami Pratt and Whitney J52-P-6 o ciągu 3850 kG, które umożliwiają uzyskanie prędkości



Ma = 0,9 (na poziomie morza). Strumienie wylotowe silników można odchylić do dołu, w celu uzyskania dodatkowego wyporu w czasie startu z lotniskowca. „Intruder” został wyposażony w urządzenie do optycznego przedstawiania celu we wszelkich warunkach widoczności i w urządzenie do nawigacji oraz do przeprowadzania ataku — „DIANE”. Urządzenie „DIANE” pozwala na całkowicie zautomatyzowany lot po wyznaczonym kursie, nalot na cel, wystrzelenie pocisków i wyrwanie zgodnie z danymi określonymi przez pilota. Załogę samolotu stanowi pilot i operator radarowy. Samolot ma być uzbrojony w latające bomby Temco „Corvus”.

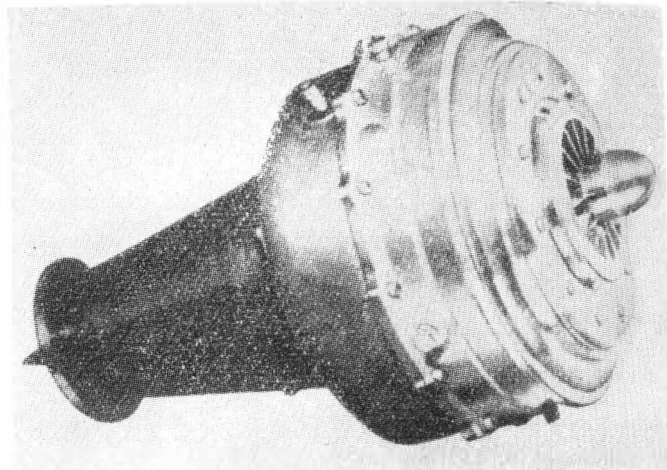
W. K.

SILNIK TURBINOWO-ODRZUTOWY O CIĄGU 32 kG

W Stanach Zjednoczonych (w Williams Research Corporation) zbudowano silnik turbinowo-odrzutowy o ciągu 32 kG i ciężarze 10,4 kG. Silnik ten powstał z silnika turbinowego

o mocy 75 KM, wyposażonego w wymiennik ciepła typu wirującego i przeznaczonego do napędu łodzi motorowych. Odmiana turbinowo-odrzutowa ma sprężarkę odśrodkową o sprężu 4 : 1, pierścieniową komorę spalania i jednostopniową turbinę osiową. Prędkość obrotowa wynosi 59 000 obr/min. Należy zaznaczyć, że znajdujące się obecnie w próbach w Stanach Zjednoczonych i Francji małe silniki turbinowo-odrzutowe mają ciężar jednostkowy 5- lub 10-krotnie większy od ciężaru opisanego silnika.

Dzięki małym wymiarom silniki tego typu mogą być zabudowane na końcach łopatek wirników śmigłowców, mogą również służyć do napędu latających celów. Rozważa się możliwość zastosowania tych silników do napędu małych



samolotów i szybowców, ponieważ mogą być z łatwością zabudowane w skrzydłach. Umieszczenie na samolocie kilku silników pozwoli na sterowanie warstwy przyściennej i na nadmuch klap w czasie startu i lądowania.

W. K.

KRONIKA

Realizujemy Uchwałę IV Plenum KC PZPR

Pod powyższym tytułem daliśmy już w zeszycie 3/60 „Techniki Lotniczej” wzmiankę o podjętej przez Zarząd Sekcji Lotniczej i Zarząd Koła SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego akcji organizowania zebrań, poświęconych postępowi technicznemu w przemyśle lotniczym oraz zapoznaliśmy Czytelników z ustalonym w tym zakresie programem działania. Równocześnie podaliśmy sprawozdanie z pierwszej Narady Branżowej w WSK Dębica, poświęconej zagadnieniom rozwoju i postępu w osprzęcie lotniczym.

W dniu 27 maja odbyła się w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu druga z kolei z planowanych narad — Branżowa Konferencja Budowy Płatowców, zorganizowana przez specjalny Komitet Organizacyjny i Zarząd Zakładowego Koła SIMP.

W Konferencji wzięli udział: z ramienia Instytutu Lotnictwa — dyr. J. Staszek oraz inż. T. Chyliński, z Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej — prof. dr. Wł. Fiszdin i z Politechniki Wrocławskiej — prof. dr J. Tesseyre, zaś ze strony Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego — inż. Z. Toczek. Z WSK-Okęcie przybyli inż. Bogusz, inż. St. Madeyski, inż. T. Pszenicki oraz inż. W. Sołtyk; WSK-Swidnik reprezentowali inż. Z. Kadłubaj i inż. J. Kotliński.

Gospodarzami ze strony zakładu mieleckiego byli członkowie dyrekcji i zarządu Koła SIMP. W naradzie wzięli udział liczni aktywni technicy, partyjni i związkowi zakładu. Ogółem w obradach uczestniczyło 65 osób.

Po zagajeniu Konferencji przez przewodniczącego Komitetu Organizacyjnego i wyborze prezydium, przedstawiciel OKL WSK-Mielec, inż. Z. Sobolewski, wygłosił referat programowy. Następnie referaty wygłosili przedstawiciele pozostałych zakładów płatowcowych. W referatach i dyskusjach podkreślano konieczność ustalenia długofalowego planu działania przemysłu lotniczego i wzmocnienia zakładowych prototypowych biur konstrukcyjnych. Podkreślono poza tym potrzebę polepszenia organizacji zakładów. Wskazano również na możliwości rozszerzenia rynków zbytu sprzętu lotniczego.

Po wielogodzinnej dyskusji komisja wnioskowa sformułowała projekty uchwały i wniosków i przekazała na plenum Konferencji celem uchwalenia. Uczestnicy Konferencji uznali materiał zawarty w wygłoszonych referatach i wnioskach końcowych, wyłonionych w trakcie dyskusji, jako podstawę do działalności przemysłu lotniczego w dziedzinie postępu technicznego w wykonaniu postanowień IV Plenum Komitetu Centralnego PZPR i jako taki postanowili przesłać do dyrektora generalnego Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego, dyrektora Departamentu Techniki MPC, Zarządu Głównego SIMP i Wydziału Ekonomicznego KC PZPR.

Z.

VIII Szybowcowe Mistrzostwa Świata

Jak wiadomo naszym Czytelnikom, w dniach 4—17 czerwca br. odbyły się w Kolonii w NRD VIII Szybowcowe Mistrzostwa Świata FAI w klasie otwartej i w klasie standard.

Piloci polscy: Edward Makula, Jerzy Popiel i Adam Witek, na nowych szybowcach Zefir 2 i Foka, osiągnęli chlubne wyniki i jedynie niefortunne warunki atmosferyczne (burza podczas przelotu po wyznaczonej trasie) przeszkodziły w uzyskaniu przez naszego pilota tytułu mistrza świata.

Wyniki: Klasa otwarta

1. Mossinger (Argentyna) — mistrz świata — 5102,9 pkt
2. Makula (Polska) — 1 wicemistrz świata — 5079,1 pkt
3. Popiel (Polska) — 2 wicemistrz świata — 5020,7 pkt

Klasa standard

1. Huth (NRF) — mistrz świata — 5619,1 pkt
2. Münch (Brazylia) — 1 wicemistrz świata — 5237,8 pkt
3. Witek (Polska) — 2 wicemistrz świata — 5201,9 pkt

II Szybowcowe Mistrzostwa NRD

Odbywające się w Schönhagen w okresie 4—19 czerwca br. Szybowcowe Mistrzostwa Niemieckiej Republiki Demokratycznej również przyniosły dobre lokaty polskim pilotom.

Wyniki: Klasa standard

1. Wissman (NRD) — 5475,35 pkt
 2. Raap (NRD) — 5409,69 pkt
 3. Zydorczak (Polska) — 5346,52 pkt
- 6 miejsce zajęła Polka — Majewska z 4868,54 punktami.
- W klasie otwartej brali udział tylko zawodnicy NRD (16 pilotów) i czechosłowacy (2 pilotów), przy czym 2 pierwsze miejsca zajęli Czeši: Zejda i Mestán.

W dniu 28 czerwca br. w Głównym Komitecie Kultury Fizycznej i Turystyki odbyło się uroczyste wręczenie złotych medali „Za wybitne osiągnięcia sportowe” polskim pilotom szybowcowym: E. Makuli, J. Popielowi, A. Witkowi, P. Majewskiej i H. Zydorczakowi.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK X

WARSZAWA, WRZESIEŃ – PAŹDZIERNIK 1960 r.

ZESZYT 4

Gwiazdkami obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa.

HYDROAEROMECHANIKA

209* 533.691.15 ILOT
Wardlaw R. L.; Eachern N. V.: Some aerodynamic characteristics of wing-mounted lifting fans for VTOL applications. Pewne aerodynamiczne charakterystyki nośnych wentylatorów wmontowanych w skrzydła dla zastosowań samolotów skróconego startu. *Canad. Aeronaut. J.*, 1959, t. 5, nr 3, s. 99–109, rys. 26, poz. bibl. 2.
Zastosowanie do samolotu o skróconym starcie wentylatora wbudowanego w skrzydło o odpowiednim wycięciu. Silnik turboodrzutowy ma pracować dwójako: przy przelocie jako normalny silnik odrzutowy, przy locie unoszącym jako napęd do wentylatorów skrzydłowych.

Z. Brodzki

210* 533.6.015.5.0015 ILOT
Voepel H.: Die Freiflugtechnik der Hochgeschwindigkeitforschung. Technika lotów swobodnych w badaniach dotyczących dużych prędkości. *Z. Flugwiss.*, 1959, r. 7, nr 4, s. 85–102, rys. 32, poz. bibl. 20.

Artykuł omawia rozwój techniki doświadczeń w locie swobodnym w Anglii ze szczególnym zastosowaniem do zagadnień aerodynamicznych dużych prędkości w obszarze trans- i supersonicznym. Obok opisu urządzeń i przyrządów podano sposób analizowania danych doświadczalnych. Na przykładach pokazano, jak się oblicza ruch podłużny i boczny z uwzględnieniem ich sprzężenia oraz przyspieszenia torowego pod kątem zapotrzebowania na najważniejsze aerodynamiczne współczynniki mocy, stateczności i sterowności. Podano wprowadzenie do dalszych zastosowań, mianowicie do zagadnień lotu nieustalonego do rozkładów ciśnień, temperatur i do pomiarów warstwy przyściennej. W zakończeniu uwypuklono wzajemne uzupełnianie się doświadczalnej techniki w tunelach aerodynamicznych z techniką lotów swobodnych.

J. Nikol

211* 533.6.071.3 ILOT
Rogers E. W. E.; Hall F. M.: Some experiments with static tubes at transonic speeds in a slotted-wall wind tunnel. Doświadczenia z rurkami statycznymi przy prędkościach transonicznych w tunelu o przestrzeni pomiarowej ze szczelinami. *Aeronaut. Res. Council.*, C. P. nr 430, 1959, s. 9, rys. 11, poz. bibl. 7.

Badanie rurek statycznych w tunelu aerodynamicznym w obszarze prędkości transonicznych nastęrcza duże trudności z powodu interferencji ścian przestrzeni pomiarowej. Dla oceny wpływu tej interferencji autorzy pracy zbadali naturę opływu za pomocą wizualizacji fal metodą schlieren. Zanalizowali oni zespół tworzących się fal początkowych, końcowych i pośrednich oraz odbitych. Na podstawie licznych fotografii można zupełnie dobrze zdać sobie sprawę, co się dzieje w przepływie transonicznym, w przypadku pięciu podobnych rurek statycznych, z których jedna miała pełną skalę. Z pracy tej wynioskowano, że na charakterystykę rurki statycznej ma wpływ tylko niewielki zakres liczb Macha w pobliżu jedności i że poza tym zakresem można uważać model za wolny od interferencji. Zakres ten maleje, im mniejsza jest skala modelu. Ważne jest dalekie umieszczenie otworków statycznych od noska rurki. Wspomniany zakres liczb Macha wynosił 0,99 do 1,015 dla najmniejszej rurki, której współczynnik blokowania wynosił 0,002 procent. Pewne korzyści daje ostrołukowy kształt noska rurki. Doświadczenia zostały wykonane w tunelu NPL 18 × 14 m o zakresie 0,6 do 1,2 Ma.

J. Nikol

212* 533.6.07 ILOT
Nagamatsu H. T.; Geiger R. E.; Sheer R. E.: Hypersonic shock tunnel. Hipersoniczny tunel uderzeniowy. *ARS J.*, 1959, t. 29, nr 5, s. 332–340, rys. 15, poz. bibl. 31.

Opracowano hipersoniczny tunel uderzeniowy dla otrzymywania danych mechaniki przepływu przy wysokich liczbach Macha i odpowiadających temperaturach spiętrzenia, występujących w locie pocisków balistycznych i satelitów. Praca zawiera opis tunelu i przedstawia kilka wyników otrzymanych w rurze napędowej i w dyszy. Dla uzyskania silnych fal uderzeniowych zastosowano spalanie wodoru i tlenu w proporcji stechiometrycznej w obecności helu. Osiągnięta prędkość fali w powietrzu była rzędu 16 500 m/sek, a temperatura w rurze napędowej 16 000° Kelvina. W przestrzeni pomiarowej, przypadającej na koniec dyszy, obserwowano wpływ wysokiej temperatury spiętrzenia na luźną falę uderzeniową przed tępym ciałem oraz rozkład ciśnień na tym ciele. Odległość luźną znacznie malała przy wysokich temperaturach. Rozkład ciśnień na półkuli był mniejszy niż obliczony za pomocą zmodyfikowanej teorii Newtona. Obserwowano oddziaływanie fali uderzeniowej na warstwę przyścienną na krawędzi natarcia płaskiej płytki i okazało się, że wyniki są zgodne z przewidywaniami analitycznym. Również obserwowano luźną falę uderzeniową przed tępym dwuwymiarowym ciałem, w powietrzu o bardzo małej gęstości, przy liczbie Macha wynoszącej około 19.

J. Nikol

213* 533.6.013.12; 533.6.013.13; 629.13.072.2 ILOT
Brown C. E.; Lean F. E.: The problem of obtaining high lift-drag ratios at supersonic speeds. Zagadnienie uzyskania dużych stosunków wyporu do oporu przy prędkościach naddźwiękowych. *J. Aero. Space Scien.*, 1959, t. 26, nr 5, s. 298–302, rys. 6, poz. bibl. 17.

Jednym z czynników mających wpływ na polepszenie osiągnięć samolotu naddźwiękowego jest stosunek L/D, czyli doskonałość. Maksimum doskonałości zależy od wielkości oporu tarcia i oporu falowego oraz współczynnika przystroju oporu określonego jako C_{D1}/C_{L1} . Autorzy w rozważaniach swych z góry rezygnują z walki o mały opór tarcia, zakładając przepływ całkowicie turbulentny i całą uwagę poświęcają współczynnikowi przystroju oporu. Zgodnie z autorami innych prac stwierdzają, że współczynnik przystroju daje się zmniejszyć dzięki nadaniu brzegowi natarcia skrzydła odpowiedniego kąta skosu, skrzydłu odpowiedniego wydłużenia i skreću, a profilowi odpowiedniego zakrzywienia (camber). Zysk na (L/D) maks. może wynieść 6% — o ile chodzi o samo skrzydło. Autorzy zwracają uwagę na możliwość zwiększenia (L/D) maks. również dzięki interferencji skrzydło-ciało, ewentualnie skrzydło-kadłub, udowadniając to na wybranym przez siebie przykładzie.

J. Nikol

AERODYNY

214* 629.135.4 ILOT
Velkoff H.: An evolution of the jet rotor helicopter. Rozwój śmigłowca z wirnikiem odrzutowym. *J. Amer. Helic. Soc.*, 1958, t. 3, nr 4, s. 3–11, rys. 19, poz. bibl. 35.

Analiza wartości użytkowej różnych rodzajów napędów śmigłowców ze szczególnym uwzględnieniem napędu bezpośredniego wirników nośnych. Jako parametr porównawczy przyjmuje autor wielkość pracy będącej iloczynem ciężaru użytecznego i zasięgu. Zestawienie parametrów istniejących w różnych okresach rozwojowych śmigłowców dla różnych napędów wskazuje, że od r. 1945 do 1958 został dokonany bardzo duży postęp na polu napędu łokowego i turbinowego (z dostarczeniem momentu na wał), zaś na polu napędu silnikami strumieniowymi i pulsacyjnymi nie tylko że nie osiągnięto postępu, lecz miał miejsce regres. W związku z tym wyciąga autor wniosek, że napęd bezpośredni (z wyjątkiem t.z.w. „cyklu gorącego” obejmującego dopalanie w dyszach) nie ma większych perspektyw.

R. Witkowski

215* 629.135.9 ILOT
Stępniewski W. Z.: Wings and vertical thrust generators in VTOL aircraft. Uskrzydlenie i źródła ciągu pionowego samolotów VTOL. *SAE Trans.*, 1959, t. 67, s. 326–334, rys. 10, tab. 2, poz. bibl. 18.

W samolotach pionowego startu (VTOL) konieczny do zawisu ciąg jest niewspółmiernie duży w stosunku do ciągu niezbędnego dla prędkości przelotowej. Z drugiej strony przy zawisie własności uskrzydlenia odgrywają małą rolę i uskrzydlenie możemy dopasować do prędkości przelotowej. Zasadniczym zagadnieniem jest jednak uzyskanie maksymalnego ciągu jednostkowego przy zawisie. Autor podaje kilka sposobów, jak dopuszczenie małej prędkości postępowej (czyli już nie idealny VTOL), dodanie pomocniczych silników odrzutowych oraz kilka sposobów nazwanych po angielsku by-pass, które polegają na wykorzystaniu gorących gazów odrzutowych (z turbiny) do napędu dodatkowego śmigła lub wirnika. Z wyjątkiem jednego przykładu są to sposoby niezwykłe.

J. Nikol

216* 629.136.3 ILOT
Van Every K. E.: Design problems of very high speed flight. Zagadnienia projektowe dla lotów z bardzo dużymi prędkościami. *SAE Trans.*, 1959, t. 67, s. 659–668, rys. 31, poz. bibl. 16.

Opisano doświadczenia niezbędne dla przyszłego lotu człowieka na satelicie lub pojeździe międzyplanetarnym. W 1953 roku rozpoczęto próby odpowiedni samolot doświadczalny D 558-III (Douglas), przeznaczony do lotów na bardzo dużych wysokościach z bardzo dużą prędkością. Badano warunki grzania się konstrukcji, stateczności i sterowności statku oraz warunki bytowe pilota. Grzanie aerodynamiczne może być zmniejszone dzięki zastosowaniu tępych brzegów natarcia, izolacji powierzchni oraz zmniejszenia rozległości obszaru turbulentnej warstwy przyściennej. Zagadnienie sterowności i stateczności staje się trudniejsze w miarę wzrostu liczby Macha i wysokości. Do sterowania poza atmosferą nadają się odpowiednio rozmieszczone dysze odrzutowe. Dla pilota daje się stworzyć odpowiednie warunki bytowe umieszczając go w specjalnej, klimatyzowanej kabynie, wyrzucanej w razie niebezpieczeństwa na spadochronie.

J. Nikol

217* 629.135.4.073 ILOT
Opatowski T.: The stability of flying platform type helicopters. Stateczność śmigłowców typu latającej tarczy. *J. Helicopt. Ass. Great Britain.*, 1958, t. 12, nr 5, s. 238–261, rys. 10, poz. bibl. 7.

Analiza stateczności dynamicznej małych śmigłowców jednomiejscowych typu „latającej tarczy”, których sterowanie odbywa się wychyleniami ciała pilota stojącego na pomoście tarczy. Rachunek przeprowadzony klasyczną metodą ułożenia równań ruchu, rozpatrzenia współczynników równania charakterystycznego i zbadania wyróżnika Routha. Za zmienny parametr przyjęto czas opóźnienia reakcji pilota, nadając mu wartości od 0 do 0,15 sek i czas opóźnienia wektora ciągu za osią tarczy, zmieniany od $-0,2$ do $+0,2$ sek. Udowodniono, że opóźnienie reakcji pilota 0,15 sek stanowi graniczną wartość, powyżej której żadne wysiłki pilota nie mogą zapewnić stateczności lotu.

R. Witkowski

218* 629.135.4 ILot

Hollis Williams D. L.: The turbine helicopter. Śmigłowiec turbiniowy. J. Helicopt. Ass. Great Britain, 1958, t. 12, nr 5, s. 213—237, rys. 16.

Rozważania na temat problemów związanych z zastosowaniem silników turbinowych do napędu śmigłowców ze szczególnym uwzględnieniem cech silników jednowalowych i ze swobodną turbiną. Zagadnienia konstrukcyjne rozpatrzone są na tle doświadczeń f-my Westland z zastosowaniem silników obu podstawowych odmian w śmigłowcach Wessex i Westminister, które stanowią przerobkę amerykańskich typów S-58 i S-56.

R. Witkowski

CZĘŚCI AERODYN

219* 629.13.014.7; 629.135.4 ILot

Neal R. H.: Direct analog method of analysis of the vertical flight dynamic characteristics of the lifting rotor with floating hub. Bezpośrednia metoda analogowa analizy charakterystyki dynamicznej wirnika nośnego z głowicą przegubową w warunkach lotu pionowego. J. Amer. Helic. Soc., 1958, t. 3, nr 4, s. 35—49, rys. 19, poz. bibl. 12.

Opis zastosowania metody analogowej do analizy dynamicznych właściwości wirników śmigłowcowych w warunkach lotu pionowego. Podstawą metody jest przyjęcie założenia, że w elektrycznym modelu łopaty wirnika istnieje analogia z drganiami belek. Dodatkowo obwody elektryczne naśladują działanie sił odśrodkowych, sił aerodynamicznych, wpływu sterowań itd. Pełny model elektryczny pozwala na bezpośrednie naśladowanie takich warunków, jak flutter, reakcja na ruchy sterownicze i reakcja na obciążenia okresowo zmienne.

R. Witkowski

220* 629.13.014.7; 629.135.4 ILot

Hohenemser K. H., Perishe C. H.: Analysis of the vertical flight dynamic characteristics of the lifting rotor with floating hub and off — set coning hinges. Analiza charakterystyki dynamicznej wirnika nośnego z głowicą przegubową i wyrównawczymi przegubami poziomymi w warunkach lotu pionowego. J. Amer. Helic. Soc., 1958, t. 3, nr 4, s. 20—34, rys. 21, poz. bibl. 6.

Omówienie wyników pracy analitycznej podjętej dla zwalczania flatteru łopat wirnika przeznaczonych dla dużego przemieszczenia. Wirnik ten, odbiegający konstrukcją od typowych wirników śmigłowcowych, stanowił powiększenie wirnika przemieszczającego doświadczonego XV-1, w którym zjawisko flatteru nie wystąpiło. Zagadnienie rozwiązane zostało przy użyciu maszyn analogowych przy pomocy kolejno wprowadzonych poprawek konstrukcyjnych. Artykuł zilustrowany jest wynikami obliczeń.

R. Witkowski

221* 533.662.6; 629.135.4 ILot

Coleman R. P., Feingold A. M.: Theory of self-excited mechanical oscillations of helicopter rotors with hinged blades. Teoria samowzbudzanych mechanicznych oscylacji wirników śmigłowcowych z łopatami przegubowymi. NACA, Report 1351, 1958, s. 39, rys. 31, poz. bibl. 3.

Zbiór trzech prac wykonanych w NACA w latach 1943—47 poświęconych zagadnieniu niestateczności wirników śmigłowców z przegubowym zawieszeniem łopat, jakie wyraża się nieliniowymi oscylacjami wału (rezonans ziemny). Rozpatrzone są przypadki wirników z trzema lub więcej łopatami zamocowanymi na podporze o nierównomierniejszy szytynności w płaszczyznach x i y , wirników z dwiema łopatami nad podporze izotropowej oraz wirników z łopatami na podporze anizotropowej. We wszystkich przypadkach analiza oparta jest na zastosowaniu równań Lagrange'a. Uwzględnione są wpływy różnych parametrów konstrukcyjnych i tłumienia układu na niestateczne zakresy prędkości obrotowych wirnika.

R. Witkowski

STATKI PRZESTRZENI

222* 629.19 ILot

Inflatable satellites. Satelity napompowywane na wysokości. Aeroplane, 20 listopad 1959, t. 97, nr 2509, s. 518—519, rys. 7. Opis satelitów napompowanych po osiągnięciu wysokości do kształtu kulistego. Są one przeznaczone do badań wyższych warstw atmosfery oraz dla polepszenia radiolączności.

J. Paczoski

WYPOSAŻENIE AERODYN

223* 629.1.061 ILot

Hydraulic systems of three British civil aircraft. Układy hydrauliczne trzech samolotów brytyjskiego lotnictwa cywilnego. Compr. Air. Hydraulics, 1959, t. 24, nr 282, s. 300—303, rys. 3.

Ogólny opis instalacji hydraulicznych samolotu De Havilland Comet 4, Bristol 300 Britannia i Vickers Armstrong 800 Viscount. Zamieszczono szczegółowe schematy hydrauliczne rozpatrzonych układów.

W. Blocki

SILNIKI LOTNICZE

224* 621.438; 629.135.4 ILot

Morley A. W.: Gas turbines for helicopters. Turbiny gazowe dla śmigłowców. J. Royal Aeron. Soc., wrzes. 1958, t. 62, nr 573, s. 646—654, rys. 6, poz. bibl. 15.

Przegląd zagadnień konstrukcyjnych towarzyszących zastosowaniu napędu turbinowego do śmigłowców i podstawowych cech śmigłowcowych silników turbinowych. W przeglądzie zwrócono szczególną uwagę na dwie główne odmiany silników: jednowalowych i ze swobodną turbiną. Artykuł zawiera zestawienie wszystkich najbardziej znanych śmigłowców turbinowych świata z danymi zastosowanych napędów. Omówione są aspekty zastosowania turbin do napędu wirników przez wał lub bezpośrednio, różnice między silnikami turbinowymi samolotowymi i śmigłowcowymi, wymagania odnośnie przekładni, układów sterowania i zabudowy w śmigłowcu oraz sposoby krótkotrwałego powiększania mocy.

R. Witkowski

225* 621.455 ILot

Kayser L. T.: Steuerungsmöglichkeiten für Feststofftriebwerke. Możliwości sterowania silnikami raketowymi na paliwo stałe. Raketen-technik und Raumfahrt., 1959, nr 3, s. 84—86, rys. 8.

Dokonano przeglądu rodzajów sterowania pocisków napędzanych silnikami raketowymi na paliwo stałe. Są to: 1) sterowanie za pomocą utrzymania określonej prędkości przy końcu procesu spalania, 2) sterowanie wielkością ciągu, 3) sterowanie kierunkiem ciągu. Każdy rodzaj może być wykonany kilkoma sposobami, których zalety i wady omówiono. Zasadnicze sposoby zostały zobrazowane za pomocą szkiców.

A. Kowalewicz

226* 629.19; 621.45; 621.499 ILot

Rayle W.: Plasma propulsion possibilities. Możliwości napędu plazmowego. IRE Trans. on Military Electronics, 1959, t. MIL-3, nr 2, s. 42—45, rys. 4, poz. bibl. 10.

Podział układów napędu plazmowego na ustalone, zmienne i pulsacyjne. Omówienie zalet i wad tych układów. Wskazano rozwiązania.

Z. Brodzki

227* 629.14; 621.45; 621.039.4 ILot

Maslen S. H.: Fusion for space propulsion. Reakcje łączeniowe dla napędu kosmicznego. IRE Trans. on Military Electronics, 1959, t. MIL-3, nr 2, s. 52—57, rys. 4, tab. 1, poz. bibl. 13.

Omówienie roli kontrolowanego reaktora termojądrowego dla podróży kosmicznych. Cztery sposoby wytwarzania plazmy: stator, zastosowanie warstwy prowadzącej; pyrotron — czyli magnetyczne zwierciadło i astron.

Z. Brodzki

228* 629.19; 621.45; 621.039.4 ILot

Kraft A. E.: Astronautics and propulsion. Astronautyka i napęd. IRE Trans. on Military Electronics, 1959, t. MIL-3, nr 2, s. 58—64, rys. 4, tab. 1, poz. bibl. 6.

Zestawienie i rozpatrzenie napędów statków kosmicznych. Układy elektryczne dają małe przyspieszenie — omówiono drogi ich ulepszenia. Dla startu z ziemi lub innych planet może służyć jedynie napęd chemiczny i nuklearno-grzewny.

Z. Brodzki

229* 629.19; 621.45; 621.499 ILot

Doenhoff A. E.; Premo D. A.: A brief survey of direct energy conversion devices for possible space-vehicle application. Krótki przegląd urządzeń do bezpośredniej przemiany energii dla możliwych zastosowań w statku kosmicznym. IRE Trans. on Military Electronics, 1959, t. MIL-3, nr 2, s. 46—51, rys. 8, poz. bibl. 10.

Zasada większości tych urządzeń polega na zastosowaniu półprzewodników. Podano zasady generatora termoelektrycznego, komórki fotoelektrycznej, przetwornicy termionowej i przetwornicy fotoemisyjnej.

Z. Brodzki

SPRĘŻARKI SILNIKÓW LOTNICZYCH

230* 621.674 ILot

Mirolubow I. W.: Rasczot charakteristik osiowych prednasosov. Obliczenie charakterystyk osiowych pomp wstępnych. Aviac. Tjechn. Izv. Wyssh. Uzebn. Zawied., 1959, nr 1, s. 81—88, rys. 7, poz. bibl. 4.

Autor podaje metodę obliczania charakterystyki osiowej (ślimakowej) pompy wstępnej. Podstawę do obliczeń teoretycznej charakterystyki stanowi wzór na przyrost energii całkowitej, dostarczonej przez pompę. W celu obliczenia rzeczywistej charakterystyki wykorzystuje się wartości współczynników uzyskane z badań strat dla różnych typów takich pomp. Z uwagi na to, że większość charakterystyk pomp osiowych przedstawia linię prostą, wystarczy obliczyć tylko dwa punkty charakterystyki. Otrzymane z badań wartości współczynników strat są zbliżone do odpowiednich współczynników dla rur i kanałów. Założenia te umożliwiają wykorzystanie tej metody do celów praktycznych.

J. Kolarzyk

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

Wartość c_z i c_x otrzymano z rozkładu ciśnień na profilach i z pomiaru impulsów za profilami. Wartość momentu można otrzymać planimetrując rozkłady ciśnień. Ponieważ zmiana c_m dla różnych Re jest niewielka, wartości uzyskane z wykresów dla $Re = 1.5 \cdot 10^6$ można przyjąć i dla innych Re . Wzór na obliczenie współczynnika momentu jest następujący:

$$c_{mt}/4 = \int_0^1 \left(\frac{1}{4} - \frac{x}{t} \right) \frac{p_g - p_d}{q_\infty} \frac{dx}{t}$$

gdzie t — cięciwa

p_g — ciśnienie na grzbiecie profilu

p_d — ciśnienie na spodzie profilu

q_∞ — ciśnienie w strumieniu niezakłóconym.

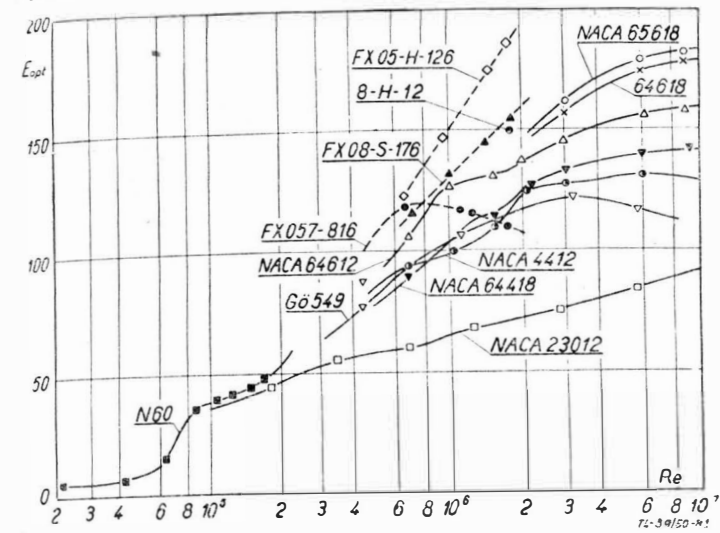
Na wykresach podano wartości $\left(\frac{v}{v_\infty} \right)^2$, tak że wstawiając odpowiednio ich wartości dla grzbietu i spodu profilu można obliczyć c_m 1/4. Wykaz profili

$$c_{z \max} (Re 1.5 \cdot 10^6) \quad (c_z/c_x)_{\max} (Re 1.5 \cdot 10^6)$$

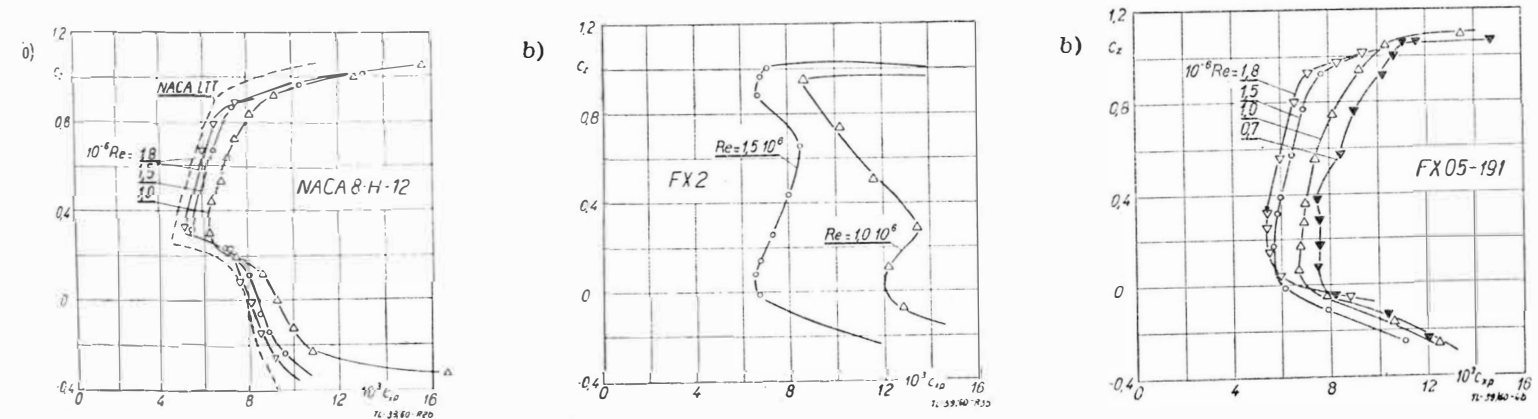
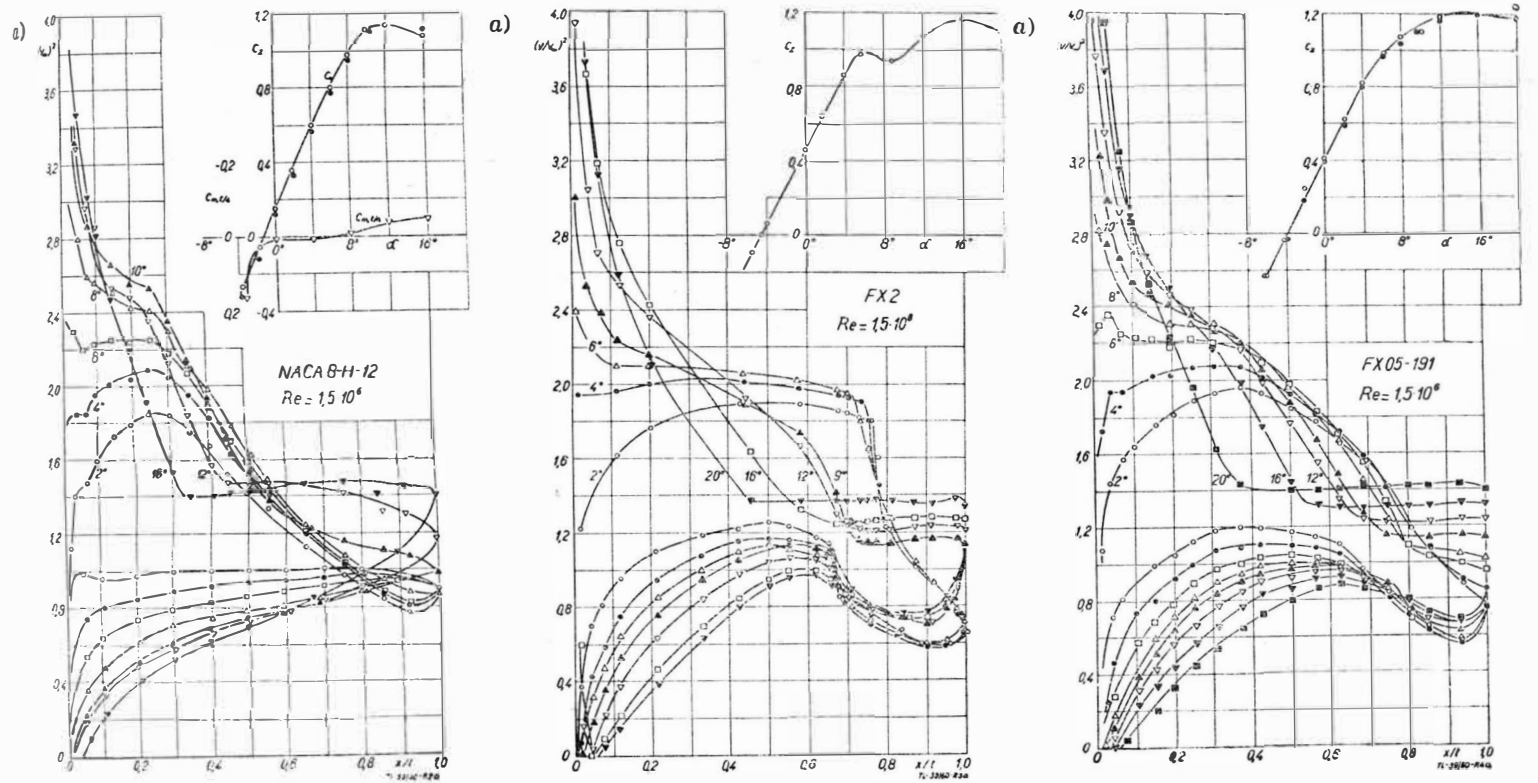
1. NACA 8-H-12	1,17	114
2. F. X.	1,18	143
3. F. X. 05-191	1,15	120
4. F. X. 05-188	1,12	122
5. F. X. 08-S-176	1,29	150
6. F. X. 05-H-126	1,18	160

LITERATURA

1. Zeitschrift für Flugwissenschaften nr 5, 1957, str. 228 F. X. Wortmann: „Experimentelle Untersuchungen an neuen Laminarprofilen für Segelflugzeuge und Hubschrauber“.



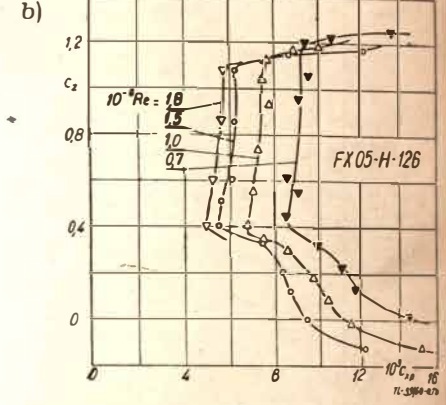
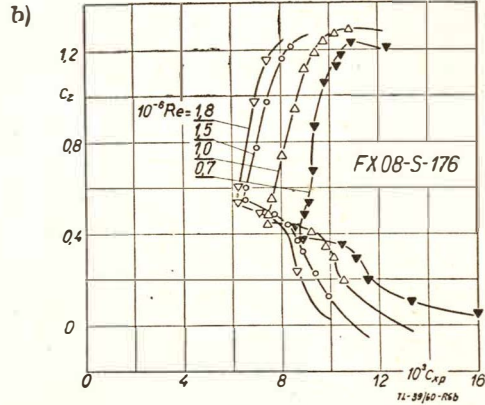
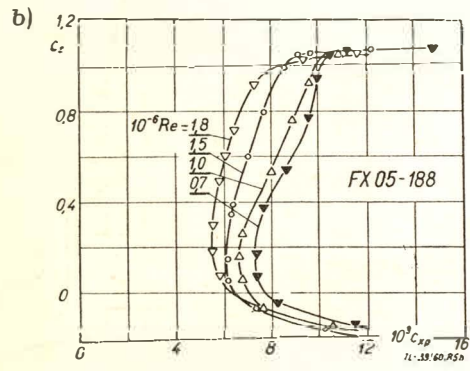
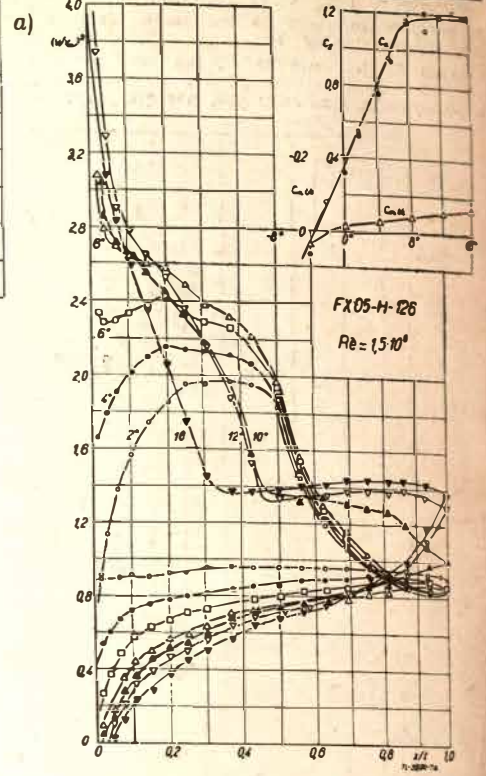
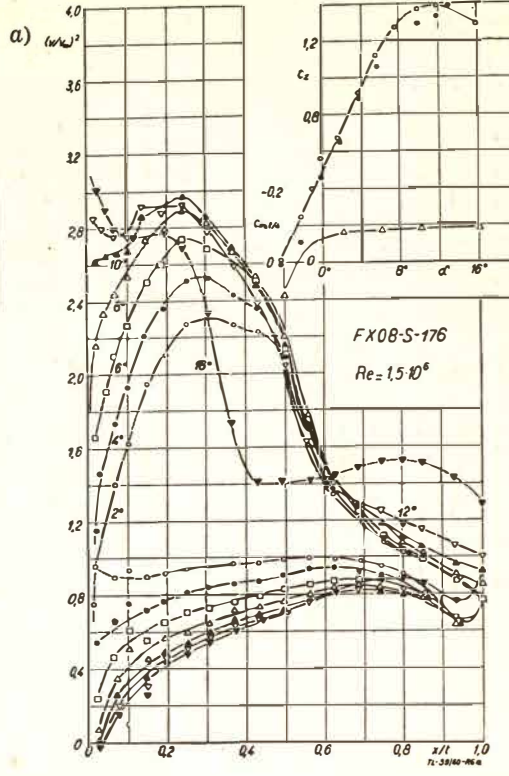
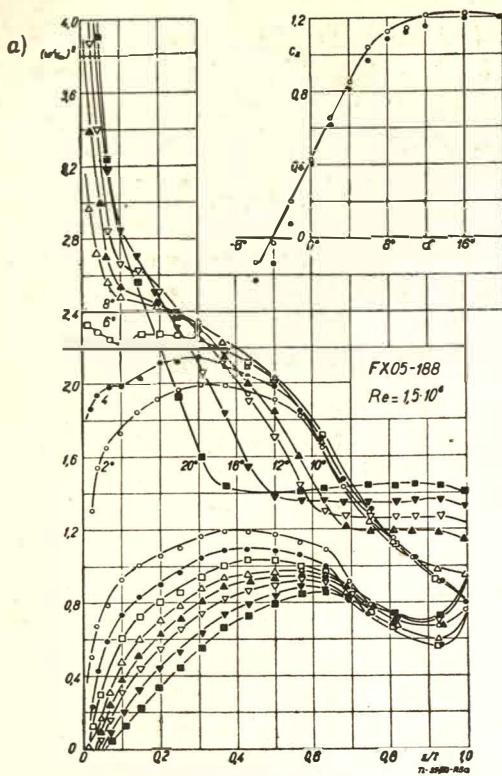
Rys. 1



Rys. 2

Rys. 3

Rys. 4



Rys. 5

Rys. 6

Rys. 7

x	FX2		FX05-191		FX05-188		FX08-S-176		FX05-H-126		NACA8-H-12			
	y_0	y_d	y_0	y_d	y_0	y_d	y_0	y_d	y_0	y_d	x	y_0	x	y_d
99,572	0,274	0,057	0,191	0,129	0,202	0,118	0,177	0,082	-0,013	-0,092	0,000	0,000	0,000	0,000
98,296	0,678	0,204	0,608	0,347	0,616	0,339	0,537	0,225	-0,019	-0,238	0,147	1,229	0,853	-0,819
96,194	1,439	0,278	1,242	0,460	1,212	0,491	1,085	0,270	0,055	-0,407	0,358	1,520	1,142	-0,946
93,301	2,465	0,265	2,043	0,454	1,951	0,546	1,736	0,184	0,232	-0,568	0,804	2,005	1,696	-1,126
89,667	3,861	0,007	3,161	0,097	2,894	0,364	2,596	-0,157	0,609	-0,753	1,980	2,941	3,020	-1,415
85,356	5,644	-0,459	4,452	-0,532	4,012	-0,093	3,644	-0,770	1,200	-0,933	4,424	4,312	5,576	-1,736
80,438	7,671	-1,331	5,975	-1,526	5,338	-0,889	4,829	-1,519	2,038	-1,108	6,914	5,380	8,086	-1,920
75,000	9,825	-2,416	7,642	-2,808	6,878	-2,043	6,208	-2,120	3,163	-1,249	9,427	6,263	10,573	-2,039
69,134	11,401	-3,856	9,128	-4,064	8,348	-3,284	7,788	-2,556	4,570	-1,396	14,497	7,626	15,503	-2,242
62,941	12,325	-5,470	10,266	-5,099	9,797	-4,630	9,493	-2,845	6,172	-1,530	19,607	8,605	20,393	-2,351
56,326	12,842	-6,538	11,170	-5,929	10,874	-5,633	11,377	-3,116	7,889	-1,660	24,754	9,243	25,246	-2,417
50,000	13,015	-7,299	11,798	-6,557	11,590	-6,348	13,118	-3,245	9,462	-1,798	29,969	9,533	30,031	-2,455
43,474	12,861	-7,585	12,091	-6,964	11,934	-6,807	14,162	-3,231	10,426	-1,880	35,174	9,432	34,826	-2,490
37,059	12,424	-7,553	11,998	-7,083	11,865	-6,950	14,462	-3,143	10,706	-1,903	40,292	9,030	39,708	-2,494
30,866	11,730	-7,297	11,516	-6,918	11,462	-6,864	14,193	-3,000	10,553	-1,930	45,360	8,420	44,640	-2,476
25,000	10,797	-6,840	10,713	-6,525	10,708	-6,519	13,438	-2,839	10,002	-1,861	50,390	7,666	49,610	-2,436
19,562	9,657	-6,222	9,648	-5,957	9,678	-5,986	12,171	-2,644	9,129	-1,817	55,387	6,795	54,613	-2,377
14,644	8,366	-5,492	8,399	-5,276	8,441	-5,317	10,539	-2,420	8,013	-1,779	60,358	5,846	59,642	-2,290
10,333	6,980	-4,675	7,020	-4,510	7,069	-4,560	8,661	-2,177	6,757	-1,719	65,311	4,850	64,689	-2,178
6,699	5,481	-3,752	5,558	-3,681	5,599	-3,722	6,663	-1,886	5,362	-1,588	70,250	3,836	69,750	-2,034
3,806	4,046	-2,876	4,141	-2,837	4,164	-2,860	4,668	-1,600	3,982	-1,436	75,184	2,838	74,816	-1,860
1,704	2,556	-1,869	2,696	-1,968	2,705	-1,978	2,832	-1,156	2,567	-1,137	80,118	1,895	79,882	-1,645
0,428	-	-	1,313	-1,027	1,401	-1,115	1,140	-0,591	1,185	-0,688	85,060	1,046	84,940	-1,384
											90,016	0,343	89,984	-1,051
											94,995	-0,119	95,005	-0,629
											100,000	0,000	100,000	0,000