

technika lotnicza i astronautyczna

Astronauci na zewnątrz kabiny „Gemini”

Warunki równowagi podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego

Badanie paliw nadtlenowych w małych laboratoryjnych komorach

Ilościowe badania wytrzymałości

Tworzywa zbrojone włóknem

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Wpływ liczby R_e na charakterystyki profili

Zebrał i opracował mgr inż. J. Romicki

Większość badań tunelowych profili, a prawie wszystkie badania modeli całych samolotów przeprowadza się dla zakresu przepływów nieściśliwych — przy liczbach $R_e < 2 \cdot 10^6$. Tylko nieliczne tunele osłagają liczby $R_e > 5 \cdot 10^6$, przy czym wartości te osiągane są przeważnie przez zwiększenie ciśnienia w tunelu.

Z powyższych względów konieczne jest przeliczanie wyników badań na warunki lotu, czyli na wartości $R_e \cong 2 \cdot 10^6$ dla szybowców i lekkich samolotów, do $R_e \cong 16 \cdot 10^6$ dla szybkich samolotów poddźwiękowych.

Doświadczenia przeprowadzone w NACA wykazały, że zmiana liczby R_e ma następujący wpływ na charakterystyki profilu: nie zmienia kąta zerowej nośności (α_0), nachylenia $a = \frac{dC_z}{d\alpha}$, wartości

$C_{z \text{ opt}}$, — tzn. wartości C_z przy $C_x \text{ min}$ oraz wartości współczynnika C_m względem środka aerodynamicznego; zmienia natomiast charakter oderwania przy krytycznych kątach natarcia — czyli $C_{z \text{ max}}$ oraz opór tarcia, a więc C_x a w szczególności $C_{x \text{ min}}$.

Typowy przebieg charakterystyk profilu przy różnych R_e pokazano na przykładzie profilu NACA 23012 (rys. 1).

Wpływ R_e na $C_{z \text{ max}}$

Powiększanie liczby R_e powoduje przeważnie zwiększenie $C_{z \text{ max}}$ oraz zmianę charakteru oderwania. Zmiany te dla kilku często stosowanych profili pokazuje rys. 2 oraz tabl. 1.

Obliczanie wartości $C_{z \text{ max}}$ dla określonej liczby R_e dla profili grupy NACA przeprowadza się według tabl. 2, z której odczytuje się typ zmiany współczynnika

Tablica 1

R_e	8,3	6,0	3,5	1,7	1,0	0,5
Profil NACA	$\times 10^6$					
0009	A	A	D	D	D	D
0012	A	A	A	A	D	D
0015	A	A	C	C	C	D
0018	A	A	C	D	C	A
4409	A	D	C	D	D	D
4412	D	D	D	D	D	D
4415	C	D	D	D	D	D
23012	A	A	A	D	D	D
23021	B	A	A	D	D	A

$C_{z \text{ max}}$ od R_e oraz z rys. 3, z którego dla dwóch wartości R_e — wynikającego z po-

(cd. na III str. okł.)

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
A. Marks: Astronauci na zewnątrz kabiny „Gemini”	1
J. Maryniak: Warunki równowagi podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego w ustalonym locie poziomym	3
B. Wiślicki: Badanie paliw naftowych w małych laboratoryjnych komorach spalania	7
Ilościowe badania wytrzymałości zmęczeniowej — L.S.	12
A. Gołędzinowski: Tworzywa zbrojone włóknem	19
NOVOŚCI TECHNICZNE	23
KRONIKA	22 i 27
WIADOMOŚCI ZE ŚWIATA	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Wpływ liczby R_e na charakterystyki profili — J. Romicki. Pomoc inżyniera prób w locie. Nomogram krzywej dnia (dok.) — oprac. J. Perliński II, III, IV okł.	

CONTENTS

	Page
A. Marks: The astronauts leave out in the space the capsule Gemini	1
J. Maryniak: Longitudinal stability of towed glider and towing aircraft in steady-state level flight	3
B. Wiślicki: Investigation of kerosene fuels using little laboratory combustion chambers	7
Quantity investigation of fatigue strength — L.S.	12
A. Gołędzinowski: Fibre reinforced plastics	19
TECHNICAL NEWS	23
CHRONICLE	28
DESIGNER'S DATA SHEETS: The influence of the Reynolds number on aerofoil characteristics — elab. by J. Romicki: Auxiliary sheets for flight test engineer cont. — elab. by J. Perliński	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
A. Marks: Астронавты снаружи кабины „Gemini”	1
J. Maryniak: Условия продольного равновесия буксируемого планера и буксирующего самолета в установленном горизонтальном полете	3
B. Wiślicki: Испытания нефтяного топлива в малых лабораторных камерах сгорания	7
A. Gołędzinowski: Вещества армированные волокном	19
ТЕХНИЧЕСКИЕ НОВОСТИ	23
ХРОНИКА	28
ИЗВЕСТИЯ ИЗ СВЕТА	28
Конструкторские пособия Авиационной и Астронавтической Техники: Влияние числа R_e на характеристики профилей — J. Romicki. Пособия инженера испытаний в полете. Нограмма кривой дня (оконч.) — обр. J. Perliński. II, III, IV обл.	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI

Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK

Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. A. HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAN-SKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJCIECHOWSKI

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

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1297/C — R-2. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr inż. ANDRZEJ MARKS

Astronauta na zewnątrz kabiny „Gemini”

Aczkolwiek od ostatniego lotu statku kosmicznego „Gemini” minął ponad rok, to dopiero obecnie zaczynają pojawiać się wyczerpujące publikacje naukowe referujące wyniki tego programu. Jednym z głównych celów naukowo-technicznych było opuszczenie przez astronautę, w czasie lotu, kabiny i wykonanie na zewnątrz niej różnorodnych czynności. Aby to zrealizować, technicy amerykańscy musieli skonstruować odpowiedni skafander, system klimatyzacji skafandra i niewielkie rakietowe urządzenie umożliwiające astronautcie zmianę orientacji przestrzennej i przemieszczanie się w sąsiedztwie statku.

Nowy skafander tym się różnił od stosowanego wewnątrz kabiny, że musiał zapewnić należyłą temperaturę wnętrza, zabezpieczać przed mikrometeorami, stwarzać odpowiednią atmosferę wewnętrzną, przy czym musiał realizować te zadania w warunkach otaczającej astronautę próżni.

Powłoka skafandra składała się z sześciu warstw: wewnętrznego kombinezonu, hermetycznej warstwy neoprenonylonowej nie przepuszczającej gazów, siatki wytrzymałej na rozciąganie i rozerwanie, wielowarstwowego pancerza chroniącego przed mikrometeorami, izolacji termicznej oraz zewnętrznej warstwy nylonowej odbijającej promieniowanie. Wytrzymałość powłoki była obliczona na nominalne ciśnienie wewnętrzne czystego tlenu równe 0,25 atmosfery. Przy takim ciśnieniu wpływ gazu z powłoki wynosił 12 cm³/godz.

Szyba hełmu skafandra była wyposażona w wymienny system filtrów optycznych zatrzymujących szkodliwe rodzaje promieniowania słonecznego. Jednocześnie hełm miał izolację termiczną i był odporny na uderzenia mikrometeorów.

Klimatyzację wnętrza skafandra uzyskano w dwojaki sposób: poprzez giętką rurę łączącą wnętrze skafandra z urządzeniem klimatyzacyjnym kabiny statku kosmicznego, lub też z urządzenia półautomatycznego.

W pierwszym rozwiązaniu tlen dostarczano do wnętrza skafandra w ilości 3,7 kG/godz. Pozwalało to astronautcie na swobodne oddychanie, a jednocześnie umożliwiało wentylację wnętrza skafandra. Zużyte gazy były wypuszczane z wnętrza skafandra w przestrzeń przez odpowiedni zawór otwierający się w miarę wzrostu ciśnienia. Oprócz tego do pierwszej części skafandra przymocowany był niewielki — awaryjny zbiornik ze sprężonym do 237 atmosfer tlenem. Rura łącząca skafander z kabiną miała długość 7,62 m. W rurze tej mieściła się nylonowa lina zabezpieczająca o wytrzymałości na zerwanie równej 450 kG. System ten zastosowano tylko w czasie lotu statku kosmicznego „Gemini” 4.

W następnych lotach używano bardziej złożonego, ale i doskonalszego w działaniu urządzenia. Podobnie jak poprzednio tlen do skafandra dopływał z urządzenia klimatyzacyjnego kabiny przez giętką rurę (pod ciśnieniem 6,4 atm), a astronauta mógł regulować jego dopływ w granicach od 0,5 do 0,6 m³/min. Gazy

wypełniające wnętrze skafandra były chłodzone w chłodnicy wodnej, przy czym odzyskiwano z nich wodę. Regulowano także zawartość dwutlenku węgla w skafandrze. Ten system klimatyzacyjny miał masę 21 kg (poprzedni 3,7 kg).

Do regulowania orientacji przestrzennej astronauty stosowano ręczny silniczek rakietowy, w którym substancję odrzucaną stanowił sprężony tlen. Silniczek ten o masie 3,5 kg umożliwiał uzyskanie impulsu 18 kGsek.

Oprócz tego miało być wypróbowane naplecowe urządzenie napędowo-klimatyzacyjne o masie 48,5 kg zawierające freon jako substancję odrzucaną i umożliwiające uzyskanie impulsu 272 kGsek. W urządzeniu tym znajdowało się także 3,2 kg tlenu, co umożliwiało astronautcie niezależnie się na przeciąg 1 godziny od systemu klimatyzacyjnego kabiny.

Konstruktorzy amerykańscy bardzo wiele uwagi i czasu poświęcili na laboratoryjne badania urządzeń i ćwiczenie astronautów w posługiwaniu się nimi. Zasadnicze znaczenie miały próby w komorach próżniowych, w których naśladowano warunki kosmiczne i w samolotach lecących po krzywej keplerowskiej w celu uzyskania stanu nieważkości (dodatkowe dane dostarczyły doświadczenia, w czasie których nieważkość uzyskiwano metodą imersyjną).

Podczas badań w komorach próżniowych umieszczano kompletnie wyekwipowane statki kosmiczne, a we wnętrzu ich kabin utrzymywano

ciśnienie czystego tlenu równe 0,35 atmosfery przed wyjściem z kabiny do wnętrza komory ciśnienie w kabine obniżano. W czasie eksperymentów stwierdzono, że ilość tlenu w skafandrze jest całkowicie wystarczająca, a system klimatyzacyjny skafandra (w szczególności termoregulacyjny) działa prawidłowo.

Podczas badań samolotowych posługiwano się samolotem KC135, który umożliwiał uzyskiwanie nieważkości w przeciągu 30 sekund. W kabine tego samolotu umieszczano makietę statku kosmicznego „Gemini”. Ogółem zrealizowano 6 serii po 35 lotów, czyli łącznie 210 lotów. Ćwiczone w czasie nich przede wszystkim wychodzenie z kabiny kosmicznej i powracanie do niej w warunkach braku ciążenia. Ujawnione w czasie tego błędy konstrukcyjne zostały usunięte. Również w czasie doświadczeń imersyjnych posługiwano się makietą statku kosmicznego.

A oto krótkie podsumowanie wyników lotów statków kosmicznych „Gemini”, w czasie których astronauta amerykańscy wychodzili na zewnątrz kabiny.

„Gemini” 4. Pobyt astronauty poza kabiną trwał 22 minuty w warunkach oświetlenia przez Słońce. Astronauta stwierdził, że system termoregulacyjny skafandra działał prawidłowo z wyjątkiem momentów wytężonej pracy, szczególnie przy wchodzeniu do kabiny, kiedy w skafandrze gromadziło się zbyt wiele ciepła. Również ręczny silniczek rakietowy zdał egzamin, ale ograniczony zapas tlenu pozwolił tylko na czterominutowe działanie tego urządzenia. Astronauta stwierdził jednak, że miał trudności z określeniem swej pozycji względem statku.

Rys. 1. Astronauta z plecowym urządzeniem napędowo-klimatyzacyjnym. Na piersiach znajduje się regulator działania tego urządzenia



Rys. 2. Ręczny silniczek rakietowy

„Gemini” 9. W czasie tego lotu astronauta miał przede wszystkim wypróbować autonomiczne urządzenie napędowo-klimatyzacyjne nakładane na plecy. Ponieważ temperatura gazów odrzutowych wpływających z aparatu była równa 700 °C, skafander miał ulepszony system termoregulacji, a dolną jego część osłonięto pancerzem stalowym. Ze względu na duże wymiary tego urządzenia nie można go było zabrać do kabiny, toteż umieszczono je w części przejściowej statku (końcowej, najgrubszej części). Aby ułatwić astronautcie przedostanie się tam i nałożenie urządzenia na plecy, na powierzchni statku zainstalowano poręcze, lampki i zwierciadła. Astronauta natrafił jednak na trudności w nakładaniu, gdyż mógł się posługiwać tylko jedną ręką. Niemniej jednak poruszanie się nie było trudniejsze niż w czasie doświadczeń laboratoryjnych. W czasie posługiwania się tym urządzeniem utrudniona była stabilizacja orientacji przestrzennej, co wydatnie zwiększyło fizyczny wysiłek astronauty i spowodowało zapotnienie wewnętrznej strony szyby hełmu, w wyniku czego astronauta przed czasem musiał powrócić do kabiny. W czasie pobytu na zewnątrz kabiny astronauta stwierdził tendencję do oddalania się statku, a także tendencję do obrotu wokół miejsca uchwycenia się za poręcz.

„Gemini” 10. W czasie lotu tego statku zrealizowano czynności przewidziane dla lotu statku „Gemini” 8. Astronauta przebywał na zewnątrz kabiny 39 minut i badał ręczne urządzenie rakietowe i napiersiowy półautomatyczny system klimatyzacyjny. Astronauta wyposażony był także w pułapkę mikrometeorów. Nieoczekiwanie jednak okazało się, że zastosowanie łączącej go ze statkiem rury o długości tym razem 15 m nastręczyło o wiele większe trudności niż to wynikało z doświadczeń laboratoryjnych.

„Gemini” 11. Tym razem astronautę połączono z kabiną rurą o długości tylko 10 m. Głównym zadaniem astronauty w czasie pobytu na zewnątrz kabiny było połączenie statku „Gemini” (uprzednio przyłączonego do rakiety „Agena” 11) z tą rakieta. Użyto w tym celu liny o długości

30 m. Umożliwiło to później, po rozszczepieniu obu urządzeń, wprowadzenie ich w ruch wirowy wokół wspólnego środka masy, w wyniku czego powstała siła odśrodkowa zastępująca siłę ciążenia. Jednakże wykonanie tego zadania tak bardzo zmęczyło astronautę, że pot dosłownie zalewał mu oczy utrudniając widzenie. Astronauta musiał więc wrócić do kabiny przed czasem — po 44 minutach pobytu na zewnątrz niej.

„Gemini” 12. W czasie ostatniego lotu statku kosmicznego „Gemini” astronauta zrealizował na zewnątrz kabiny statku podobne czynności jak te, które wykonano w czasie lotu „Gemini” 11, a oprócz tego jeszcze kilkanaście doświadczeń naukowych. Ogółem astronauta przebywał na zewnątrz kabiny przeszło 2 godziny.

Podczas lotów statków kosmicznych „Gemini” stwierdzono, że astronauta może wykonywać na zewnątrz kabiny różnorodne operacje. Równocześnie jednak okazało się, że wykonywanie czynności skomplikowanych jest bardzo trudne i wymaga wiele wysiłku bardzo męczącego astronautę. Opierając się o ten wniosek sformułowano następujące postulaty, jakie powinny być spełnione, aby astronauta mógł wykonywać bardziej złożone prace:

1) na zewnątrz statku powinny znajdować się platformy, do których będzie mógł przymocowywać się astronauta, aby nie tracić energii na stabilizację swej pozycji,

2) należy przeprowadzić badania energetycznego zapotrzebowania pracujących astronautów i odpowiednio przekonstruować system klimatyzacyjny skafandra,

3) czynności na zewnątrz kabiny powinny być maksymalnie uproszczone,

4) metody przygotowań laboratoryjnych należy ulepszyć,

5) skafander kosmiczny trzeba przekonstruować w kierunku ułatwienia poruszania się w nim.

W numerze majowym opublikujemy krótką charakterystykę najważniejszych typów szybowców świata mających wziąć udział w Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Lesznie w czerwcu br. Zostaną podane dane techniczne i sylwetki 18 szybowców klasy standard i 16 klasy otwartej oraz prędkości biegunowe szybowców.

Warunki równowagi podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego w ustalonym locie poziomym

Przedmiotem niniejszej pracy jest ustalenie warunków równowagi podłużnej zespołu holowniczego, tzn. samolot holujący + lina holownicza + szybowiec holowany. Rozpatrzono przypadek holowania sztywnego szybowca przez sztywny samolot, za pośrednictwem ciężkiej, poprzecznie wiotkiej i podłużnie sprężystej liny holowniczej obciążonej siłami aerodynamicznymi. Założono, że zespół holowniczy znajdował się w poziomym, prostoliniowym, ustalonym locie.

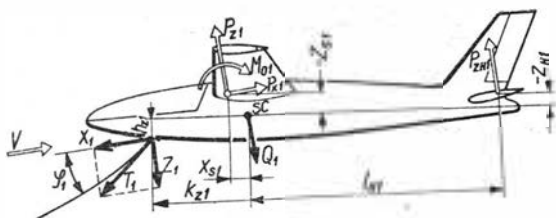
W niniejszej pracy ustalono warunki równowagi podłużnej, określono zakresy kątów holu (kąt, jaki tworzy stycznica do liny na zaczepie holowniczym szybowca z poziomem) i współczynniki siły nośnej niezbędnych w ustalonym locie poziomym.

Równowaga podłużna szybowcą holowanym na linie

Rozpatrując warunek równowagi sił i momentów sił działających na szybowiec (rys. 1) w poziomym, prostoliniowym, ustalonym locie na holu, otrzymano trzy równania równowagi:

$$P_{z1} + P_{zH1} - Q_1 - T_1 \sin \varphi_1 = 0, \quad (1)$$

$$T_1 \cos \varphi_1 - P_{x1} = 0, \quad (2)$$



Rys. 1. Geometria szybowca i układ sił działających na szybowiec w locie na holu

$$M_{01} + P_{z1} (x_{S1} \cos \alpha_1 - z_{S1} \sin \alpha_1) + P_{x1} (x_{S1} \sin \alpha_1 + z_{S1} \cos \alpha_1) + P_{zH1} (l_{H1} \cos \alpha_1 + z_{H1} \sin \alpha_1) + T_1 \cos \varphi_1 (h_{Z1} \cos \alpha_1 - k_{Z1} \sin \alpha_1) - T_1 \sin \varphi_1 (h_{Z1} \sin \alpha_1 + k_{Z1} \cos \alpha_1) = 0. \quad (3)$$

Z równań (1) i (2) po przekształceniu i podzieleniu stronami otrzymano:

$$\tan \varphi_1 = \frac{P_{z1} - Q_1}{P_{x1}} + \frac{P_{zH1}}{P_{x1}}. \quad (4)$$

$$\tan \varphi_1 = \frac{C_{mbH1} l_{a1} + \left(C_{z1} - \frac{2Q_1}{\rho S_1 V^2} \right) (l_{H1} \cos \alpha_1 + z_{H1} \sin \alpha_1) + C_{x1} (h_{Z1} \cos \alpha_1 - k_{Z1} \sin \alpha_2)}{C_{x1} [(l_{H1} + k_{Z1}) \cos \alpha_1 + (z_{H1} + h_{Z1}) \sin \alpha_1]} \quad (8)$$

Do równania (4) podstawiono zależność na siłę nośną usterzenia poziomego P_{zH1} wg [1], [2], [5]:

$$P_{zH1} = \frac{1}{2} \rho S_{H1} V_{H1}^2 \cdot \frac{\partial C_{zH1}}{\partial \alpha_{H1}} \left(\alpha_1 - \varepsilon_1 + \alpha_{zH1} + \frac{\partial C_{zH1}}{\partial \beta_{H1}} \frac{\partial \alpha_{H1}}{\partial C_{zH1}} \beta_{H1} \right) \quad (5)$$

oraz zależności na siłę nośną szybowca P_{z1} i całkowity opór P_{x1} przedstawione za pomocą współczynników:

$$P_{z1} = \frac{1}{2} \rho S_1 V^2 C_{z1}$$

$$P_{x1} = \frac{1}{2} \rho S_1 V^2 C_{x1}$$

Otrzymano ograniczenie kąta holu φ_P ze względu na równowagę sił działających na szybowiec przy skrajnych wychyleniach steru wysokości $+\beta_{H1 \max}$ (do dołu) i $-\beta_{H1 \min}$ (do góry):

$$\tan \varphi_P = \frac{1}{C_{x1}} \left\{ C_{z1} \left[1 + \frac{S_{H1}}{S_1} \left(\frac{V_{H1}}{V} \right)^2 \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon_1}{d\alpha_1} \right) \right] + \frac{S_{H1}}{S_1} \left(\frac{V_{H1}}{V} \right)^2 a_1 \left(\alpha_{zH1} \pm \frac{a_2}{a_1} \beta_{H1 \max} \right) - \frac{2Q_1}{\rho S_1 V^2} \right\} \quad (6)$$

gdzie:

$$a = \frac{dC_{z1}}{d\alpha_1}, \quad a_1 = \frac{\partial C_{zH1}}{\partial \alpha_{H1}}, \quad a_2 = \frac{\partial C_{zH1}}{\partial \beta_{H1}}.$$

Z równania (2) wyznaczono siłę naciągu liny występującą na zaczepie holowniczym szybowca:

$$T_1 = \frac{P_{x1}}{\cos \varphi_1} \quad (7)$$

Siłę T_1 obliczymy znając opór szybowca P_{x1} i kąt holu φ_1 . Z równania (3) określono siłę P_{zH1} , która powinna występować na usterzeniu poziomym szybowca, aby zapewnić równowagę momentów w locie ustalonym. Po podstawieniu tak obliczonej siły P_{zH1} do równania (4) otrzymano zależność kąta holu φ_1 od współczynnika siły nośnej szybowca C_{z1} przedstawione w równaniu (8).

gdzie: C_{mbH1} jest to bezwymiarowy współczynnik momentu pochylającego szybowca bez usterzenia poziomego [1], [2], [5] i ma postać:

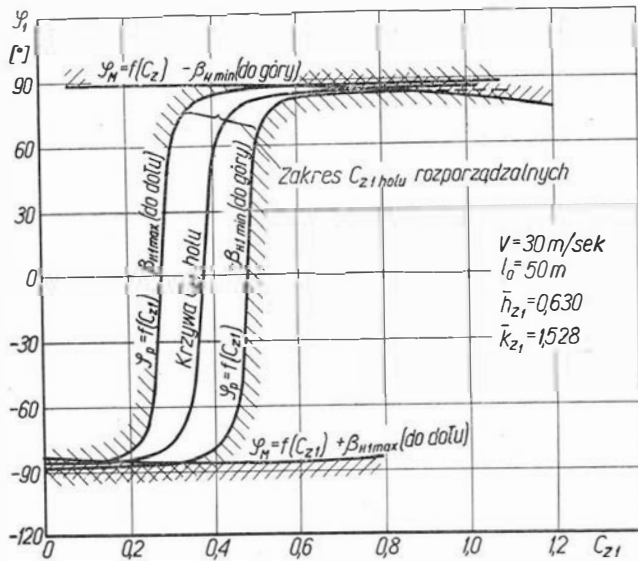
$$C_{mbH1} = C_{m01} + C_{z1} x_{s1} + (C_{x1} - C_{z1} \alpha_1) \bar{z}_{s1}.$$

Zależność (8) określa dla danego współczynnika siły nośnej C_{z1} jedyny możliwy kąt holu φ_1 , który zapewnia równowagę szybowca. Są to C_{z1} „holu” niezbędne do holowania danego szybowca z określoną prędkością.

Ze względu na ograniczone wielkości siły nośnej P_{zH1} na usterzeniu odpowiadające skrajnym wychyleniom steru wysokości, korzystając z równania (3) i (5) otrzymano ograniczenie kąta holu φ_M zapewniające równowagę momentów:

$$\text{tg } \varphi_M = \frac{C_{mbH1} l a_1 + C_{x1} (h_{z1} \cos \alpha_1 - k_{z1} \sin \alpha_1) - \frac{S_{H1}}{S_1} \left(\frac{V_{H1}}{V} \right)^2 a_1 (l_{H1} \cos \alpha_1 + Z_{H1} \sin \alpha_1) \left[a_1 \left(1 - \frac{d\epsilon_1}{da_1} \right) + a_{zH1} \pm \frac{a_2}{a_1} \beta_{H1}^{\max} \right]}{C_{x1} (k_{z1} \cos \alpha_1 + h_{z1} \sin \alpha_1)} \quad (9)$$

Na rys. 2 wykreślono przykładowo krzywą C_{z1} holu w funkcji kąta holu φ_1 i naniesiono krzywe ograniczające ze względu na równowagę sił φ_P i ze względu na równowagę momentów φ_M . Z rys. 2 wynika, że równo-



Rys. 2. Krzywa współczynników siły nośnej niezbędnych do lotu na holu (C_{z1} holu) w funkcji kąta holu φ_1 z naniesionymi ograniczeniami ze względu na równowagę sił $\varphi_P = f(C_{z1})$ i ze względu na równowagę momentów $\varphi_M = f(C_{z1})$ dla skrajnych wychyleń steru wysokości $\beta_{H1}^{\max}$ i $\beta_{H1}^{\min}$

waga szybowca holowanego na linie tylko wtedy jest możliwa, gdy krzywa C_{z1} holu znajduje się wewnątrz zakresu C_{z1} rozporządzalnych. Warunek powyższy można uzyskać przez odpowiednie umieszczenie zaczepu holowniczego i właściwe rozwiązanie konstrukcyjne i aerodynamiczne usterzenia poziomego szybowca.

Równowaga podłużna samolotu holującego

W ustalonym poziomym locie musi zachodzić równowaga sił i momentów działających na samolot holujący (rys. 3), z czego wynikają trzy równania równowagi:

$$-P_{z2} - P_{zH2} + Q_2 - T_2 \sin \varphi_2 - P_n \sin (\alpha_2 + \varphi_n) = 0, \quad (10)$$

$$-P_{x2} - T_2 \cos \varphi_2 + P_n \cos (\alpha_2 + \varphi_n) = 0 \quad (11)$$

$$\begin{aligned} M_{02} + P_{z2} (x_{s2} \cos \alpha_2 + z_{s2} \sin \alpha_2) + P_{x2} (x_s \sin \alpha_2 + \\ - z_{s2} \cos \alpha_2) + P_n z_n - P_{zH2} (l_{H2} \cos \alpha_2 - z_{H2} \sin \alpha_2) + \\ - T_2 \cos \varphi_2 (k_{z2} \sin \alpha_2 + h_{z2} \cos \alpha_2) + \\ - T_2 \sin \varphi_2 (k_{z1} \cos \alpha_2 - h_{z2} \sin \alpha_2) = 0 \end{aligned} \quad (12)$$

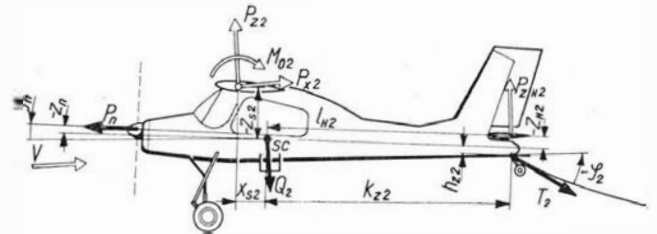
Korzystając z zależności:

$$\frac{T_2 e^{\eta_2}}{\tau_2} = \frac{T_1 e^{\eta_1}}{\tau_1}$$

wyprowadzonej w pracy [3] i [4] oraz podstawiając zależność na siłę naciągu liny działającej na szybowiec holowany (7) otrzymano siłę T_2 pochodzącą od liny holowniczej i działającą na zaczep holowniczy samolotu holującego (rys. 3):

$$T_2 = \frac{P_{x1} e^{\eta_1} \tau_2}{\cos \varphi_1 e^{\eta_2} \tau_1} \quad (13)$$

gdzie $\eta_1, \eta_2, \tau_1, \tau_2$ są to funkcje wyprowadzone w pracy [3] i [4], które zależą od charakterystyki liny holowniczej i jej konfiguracji.



Rys. 3. Geometria samolotu i układ sił działających na samolot holujący

Z równania (11) po podstawieniu zależności (13) otrzymano niezbędny ciąg zespołu śmigło-silnikowego samolotu holującego potrzebny do utrzymania zespołu holującego w ustalonym, prostoliniowym, poziomym locie:

$$P_n = \frac{1}{\cos (\alpha_2 + \varphi_n)} \left(P_{x2} + P_{x1} \frac{\cos \varphi_2 e^{\eta_1} \tau_2}{\cos \varphi_1 e^{\eta_2} \tau_1} \right) \quad (14)$$

Z równań (11) i (12) otrzymano siłę nośną, jaka musi być przyłożona na usterzeniu poziomym samolotu holującego, ażeby zapewnić równowagę podłużną:

$$\begin{aligned} P_{zH2} = \frac{1}{l_{H2} \cos \alpha_2 - z_{H2} \sin \alpha_2} [M_{02} + P_{z2} (x_{s2} \cos \alpha_2 + \\ + z_{s2} \sin \alpha_2) + P_{x2} (x_{s2} \sin \alpha_2 - z_{s2} \cos \alpha_2) + (P_{x2} + T_2 \cos \varphi_2) \\ \frac{z_n}{\cos (\alpha_2 + \varphi_n)} - T_2 \cos \varphi_2 (k_{z2} \sin \alpha_2 + h_{z2} \cos \alpha_2) + \\ - T_2 \sin \varphi_2 (k_{z2} \cos \alpha_2 - h_{z2} \sin \alpha_2)] \end{aligned} \quad (15)$$

Po podstawieniu do równania (10) zależności (13—15) i uwzględnieniu, że kąt natarcia α_2 samolotu holującego jest mały, tzn.:

$$\begin{aligned} \sin \alpha_2 \approx \text{tg } \alpha_2 \approx \alpha_2 \\ \cos \alpha_2 \approx 1 - \frac{\alpha_2^2}{2} \end{aligned} \quad (16)$$

otrzymano równanie, które po podzieleniu przez

$\frac{1}{2} \rho S_2 V^2$ sprowadzono do postaci bezwymiarowej. Następnie, w powyższe równanie wprowadzono współczynnik oporu samolotu holującego C_{x2} określony przez

współczynnik aerodynamiczny siły nośnej C'_{z2} (1), (2), (5):

$$C_{x2} = C_{x02} + \frac{(C'_{z2})^2}{\pi \Lambda es} \quad (17)$$

$$C'_{z2} = a_2 a_s$$

Po uporządkowaniu otrzymanego równania względem potęg C'_{z2} uzyskano równanie algebraiczne drugiego stopnia:

$$A (C'_{z2})^2 + B (C'_{z2}) + C = 0 \quad (18)$$

które pozwala obliczyć bezwymiarowy współczynnik siły nośnej C'_{z2} samolotu holującego dla danych warunków lotu.

W przypadku $\varphi_n = 0$ współczynniki równania (18) mają postać:

$$A = \frac{1}{a_s^2} \{ a_s (z_{H2} - z_{s2}) + C_{x02} z_{H2} - \frac{a_s^2}{\pi \Lambda es} (z_n - z_{s2}) + \frac{1}{2} C_{m02} l_{a2} + \frac{2 Q_s}{\rho S_2 V^2} l_{H2} + C_{x1} [h_{z2} + z_{H2} - \operatorname{tg} \varphi_2 (k_{z2} - l_{H2})] \}$$

$$B = - \frac{1}{a_s} \{ (a_s + C_{x02}) (l_{H2} + x_{s1}) + \frac{2 Q_2}{\rho S_2 V^2} z_{H2} + C_{x1} [k_{z2} + l_{H2} + \operatorname{tg} \varphi_2 (z_{H2} + h_{z2})] \}$$

$$C = - C_{x02} (z_n - z_{s2}) - C_{m02} l_{a2} + \frac{2 Q_2}{\rho S_2 V^2} l_{H2} + \bar{C}_{x1} [h_{z2} + z_n - \operatorname{tg} \varphi_2 (l_{H2} + k_{z2})]$$

gdzie:

$$\bar{C}_{x1} = C_{x1} \frac{\cos \varphi_2}{\cos \varphi_1} \frac{e \eta_1}{e \eta_2} \frac{\tau_2}{\tau_1} \frac{S_1}{S_2} \quad (20)$$

jest to skorygowany współczynnik oporu szybowca z uwzględnieniem oporu liny holowniczej, odniesiony do powierzchni nośnej samolotu holującego.

Z równania (18) otrzymano wartość współczynnika siły nośnej samolotu holującego:

$$C'_{z2} = - \frac{B}{2A} + \sqrt{\left(\frac{B}{2A} \right)^2 - \frac{C}{A}} \quad (21)$$

Wprowadzając do C'_{z2} poprawkę uwzględniającą działanie śmigła otrzymano:

$$C_{z2} = C'_{z2} \left(1 - 0,064 \frac{S_n}{S_2} \right) \quad (22)$$

Współczynnik siły nośnej samolotu holującego C_{z2} wyznaczony z (22) określa parametry lotu samolotu holującego, zapewniające równowagę w ustalonym locie poziomym.

Jak wynika z (22) parametry lotu samolotu holującego zależne są od charakterystyki aerodynamicznej samolotu, położenia zaczepu holowniczego względem środka ciężkości samolotu, oraz poprzez $\bar{C}_{x1}$ określone równaniem (20) od charakterystyki aerodynamicznej szybowca holowanego C_{x1} i charakterystyki liny holowniczej $\tau_1, \tau_2, e \eta_1, e \eta_2, \varphi_1, \varphi_2$.

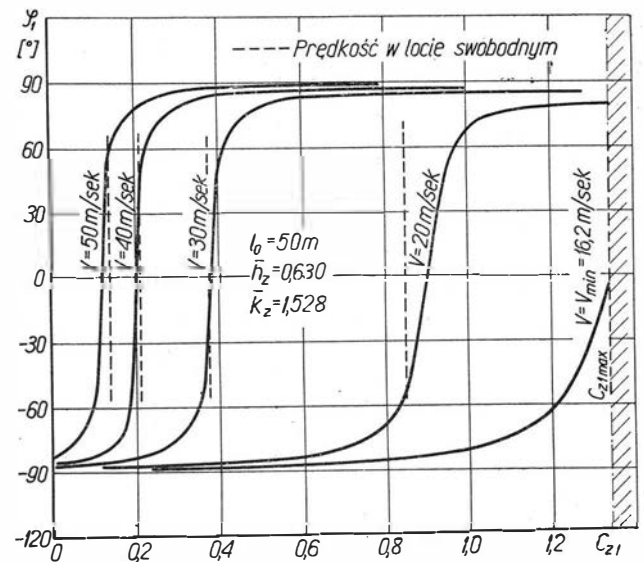
Przykład liczbowy i wnioski

Obliczenia numeryczne przeprowadzono dla jednego z prototypowych szybowców wyczynowych i obecnie stosowanego samolotu holującego. Do obliczeń przyjęto linię holowniczą stylonową w oplocie o średnicy $d = 8,3$ mm, ciężarze jednostkowym $q = 0,0083$ kG/m

i współczynnikiem wydłużalności $\lambda = 0,00035$ 1/kG, najczęściej używaną w eksploatacji (typ liny C wg pracy [4]).

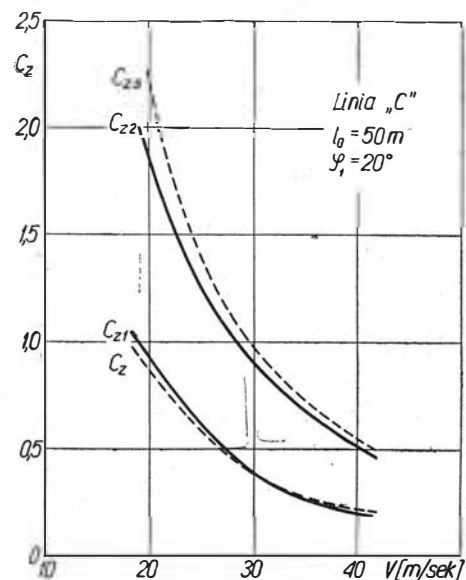
Szybowiec jest holowany na linie o długości 50 m ze zmienną prędkością. Z zależności (8) obliczono dla kilku prędkości holowania zmianę kąta holu φ_1 w zależności od współczynnika siły nośnej szybowca C_{z1} . Wykresy równowagi naniesiono na rys. 4.

Z wykresów wynika, że holowanie szybowca z określoną prędkością i w określonej pozycji względem samolotu holującego (φ_1) może odbywać się tylko na jednej ściśle określonej wartości współczynnika siły nośnej C_{z1} zapewniającej równowagę.



Rys. 4. Krzywe równowagi szybowca holowanego, zmiany kąta holu $\varphi_1 = f(C_{z1})$ dla różnych prędkości holowania

Na rys. 5 porównano zmianę współczynników siły nośnej szybowca holowanego i samolotu holującego. Rozpatrzono przypadek lotu, w którym szybowiec holowany znajduje się powyżej samolotu holującego $\varphi_1 = 20^\circ$. W takim położeniu szybowca względem samolotu holującego, samolot leci na mniejszych wartościach współczynników siły nośnej C_{z2} (rys. 5) niż z od-

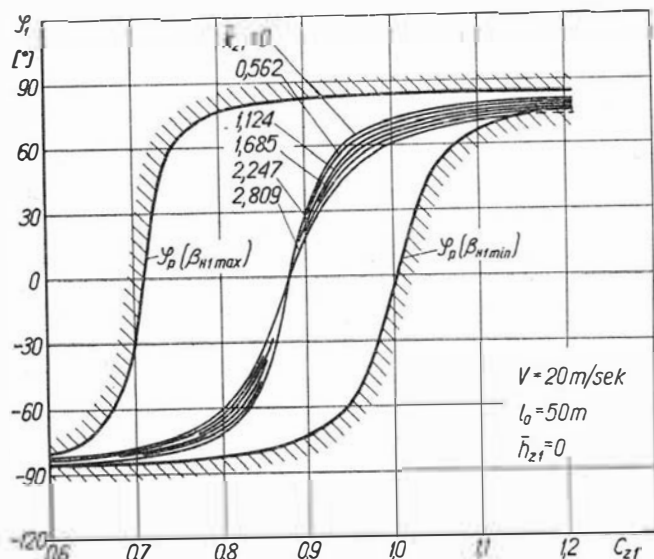


Rys. 5. Zmiana współczynnika siły nośnej w funkcji prędkości dla szybowca C_{z1} , C_2 i samolotu C_{zs} , C_{zs2} w przypadku lotu swobodnego C_2 , C_{zs} i w zespole holowniczym C_{z1} , C_{zs2}

powiednią prędkością w locie swobodnym C_{zs} . Samolot holujący może osiągnąć prędkość mniejszą od minimalnej prędkości lotu swobodnego.

W położeniu szybowca dolnym (poniżej linii lotu samolotu holującego) szybowiec holowany może kontynuować lot na prędkości mniejszej od minimalnej prędkości lotu swobodnego (rys. 4). W położeniu górnym osiągnięcie $C_{z\max}$ przez szybowiec wystąpi na prędkości większej niż w locie swobodnym (rys. 4 i 5), co może powodować z góry nie przewidziane przepadnięcie szybowca.

Korzystając z zależności (8) obliczono krzywe równowagi $\varphi_1 = f(C_{z1})$ dla różnych położen zaczepu holowniczego (rys. 6 i 7). Zmieniano położenie zaczepu holowniczego względem środka ciężkości szybowca, przesuwając go poziomo do przodu $\bar{k}_{z1}$ przy stałym położeniu pionowym $\bar{h}_{z1} = 0$ rys. 6 oraz przemieszczając pionowo w dół $\bar{h}_{z1}$ przy stałym położeniu poziomym $\bar{k}_{z1} = 0$.



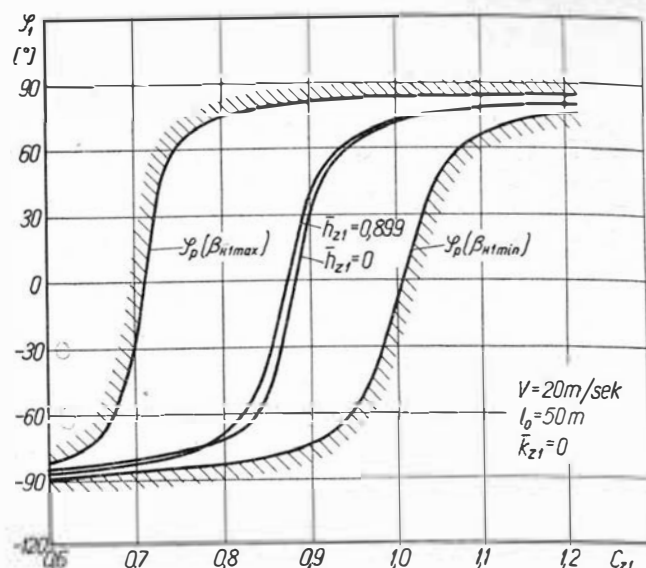
Rys. 6. Krzywe równowagi szybowca holowanego $\varphi_1 = f(C_{z1})$ dla różnych poziomych położen zaczepu holowniczego względem środka ciężkości szybowca

Z rys. 6 wynika, że przesunięcie zaczepu holowniczego do przodu powoduje większe pochylenie krzywych równowagi, co w efekcie zapobiega gwałtownym zmianom pionowego położenia szybowca przy małych zmianach współczynnika siły nośnej C_{z1} . Przesunięcie zaczepu holowniczego w pionie niewiele wpływa na równowagę podłużną szybowca (rys. 7).

Powyższe rozważania należy połączyć z wnioskami wynikającymi z podłużnej stateczności statycznej i dynamicznej, niemniej pozwalają one już w fazie konstrukcji przewidzieć nowe efekty zarówno jakościowo, jak i ilościowo.

Ważniejsze oznaczenia

- α, α_s [1/rad] — zmiana współczynnika siły nośnej szybowca i samolotu w zależności od kąta natarcia
- α_1, α_{1s} [1/rad] — zmiana współczynnika siły nośnej usterzenia poziomego w zależności od kąta natarcia usterzenia dla szybowca i samolotu
- α_2, α_{2s} [1/rad] — zmiana współczynnika siły nośnej usterzenia w zależności od kąta wychylenia steru wysokości dla szybowca i samolotu



Rys. 7. Krzywe równowagi szybowca holowanego $\varphi_1 = f(C_{z1})$ dla różnych pionowych położen zaczepu holowniczego względem środka ciężkości szybowca

- C_{x1}, C_{xs} — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne oporu szybowca i samolotu w locie na holu
- C_z, C_{zs} — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej szybowca i samolotu w locie swobodnym
- C_{z1}, C_{z2} — bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej szybowca i samolotu w locie na holu
- h_{z1}, h_{z2} [m] — współrzędne zaczepu holowniczego szybowca i samolotu, mierzone pionowo względem środka ciężkości
- k_{z1}, k_{z2} [m] — współrzędne zaczepu holowniczego szybowca i samolotu, mierzone poziomo względem środka ciężkości
- l_0 [m] — długość liny holowniczej swobodnej
- $l_{\alpha_1}, l_{\alpha_2}$ [m] — średnia cięciwa aerodynamiczna szybowca i samolotu
- l_{H1}, l_{H2} [m] — odległość osi obrotu steru wysokości od środka ciężkości dla szybowca i samolotu
- P_n [kG] — siła ciągu zespołu śmigło — silnikowego samolotu holującego
- P_{x1}, P_{x2} [kG] — siła aerodynamiczna oporu szybowca i samolotu
- P_{xH1}, P_{xH2} [kG] — siła oporu aerodynamicznego usterzenia poziomego szybowca i samolotu
- P_{z1}, P_{z2} [kG] — siła nośna szybowca i samolotu
- P_{zH1}, P_{zH2} [kG] — siła nośna usterzenia poziomego szybowca i samolotu
- Q_1, Q_2 [kG] — ciężar w locie szybowca i samolotu
- S_1, S_2 [m²] — powierzchnia nośna szybowca i samolotu
- S_{H1}, S_{H2} [m²] — powierzchnia nośna usterzenia poziomego szybowca i samolotu
- S_n [m²] — powierzchnia zataczana przez śmigło samolotu
- T_1, T_2 [kG] — siła pochodząca od liny holowniczej działająca na zaczepie holowniczym szybowca i samolotu
- V [m/s] — prędkość holowania
- x_{s1}, x_{s2} [m] — odległość środka aerodynamicznego od środka ciężkości mierzona poziomo dla szybowca i samolotu
- z_{H1}, z_{H2} [m] — odległość pionowa osi obrotu steru wysokości od środka ciężkości dla szybowca i samolotu
- z_n [m] — odległość linii działania siły ciągu śmigła od środka ciężkości samolotu
- z_{s1}, z_{s2} [m] — odległość pionowa środka aerodynamicznego od środka ciężkości dla szybowca i samolotu
- α_1, α_2 [rad] — kąt natarcia szybowca i samolotu
- $\alpha_{zH1}, \alpha_{zH2}$ [rad] — kąt zaklinowania usterzenia poziomego szybowca i samolotu

φ_1, φ_2 [rad] — kąty nachylenia liny holowniczej w stosunku do poziomu mierzone na zaczepach szybowca i samolotu
 φ_P [rad] — ograniczenie kąta holu ze względu na równowagę sił działających na szybowiec
 φ_M [rad] — ograniczenie kąta holu ze względu na równowagę momentów działających na szybowiec
 Δes — wydłużenie skrzydła samolotu
 ρ [kg s²/m⁴] — gęstość powietrza
 ϵ_1, ϵ_2 [rad] — kąt odchylenia strug spływających ze skrzydeł szybowca i samolotu

Literatura

1. Etkin B.: „Dynamics of flight”, New York, London 1959.
2. Fiszdon W.: „Mechanika Lotu”, cz. I i II, PWN, Warszawa 1961.
3. Maryniak J.: „Uproszczona stateczność podłużna szybowca w locie holowanym”, „Mechanika Teoretyczna i Stosowana”, nr 1 z 1967.
4. Maryniak J.: „Konfiguracja liny holowniczej szybowca z uwzględnieniem sił aerodynamicznych”, „Technika Lotnicza i Astronautyczna”, nr 7 z 1967.
5. Ostosławski J. W.: „Aerodynamika samolotu”, Moskwa 1957.

Mgr BOGDAN WIŚLICKI

662.6.001:662.75

Badanie paliw naftowych w małych laboratoryjnych komorach spalania

W artykule dokonano przeglądu laboratoryjnych komór spalania mogących stanowić narzędzie oceny paliw naftowych stosowanych do lotniczych silników przepływowych. Opisane zostały rodzaje badań prowadzonych przy użyciu laboratoryjnych komór spalania.

W dziedzinie badań i oceny własności eksploatacyjnych paliw naftowych stosowanych do silników przepływowych istnieją od niedawna trzy kierunki. Pierwszy z nich, rozwijany wcześniej i bardziej intensywnie, obejmuje badania w warunkach odbiegających od panujących w silnikach. Badania te dotyczą oceny fizykochemicznych własności paliw, tj. stanowią badania standardowe będące przedmiotem odpowiednich norm. Badania standardowe nie dają jednak możliwości pełnego przewidywania własności paliw w warunkach eksploatacji. Stosowana aparatura pozwala na ogół oceniać pojedyncze parametry charakterystyczne. Przykładami tego rodzaju urządzeń jest komora Pauszkina [1] i, obecnie znormalizowana, lampka do badania właściwości natarotwórczych paliw naftowych do lotniczych silników przepływowych [2].

Drugi kierunek obejmuje badania paliw w warunkach zbliżonych, niekiedy identycznych, z panującymi w eksploatacji. Stosuje się duże stoiska silnikowe, hamownie, duże modelowe komory spalania i latające hamownie. Aczkolwiek urządzenia te pozwalają kwalifikować paliwa w sposób ostateczny, jednak prowadzenie tego rodzaju prób jest ograniczone bardzo dużymi kosztami.

Wymienione kierunki badań uzupełniają się wzajemnie. Jednak konieczność prowadzenia badań w zakresach, których żaden z nich nie mógł wypełnić w dostatecznym stopniu, spowodowała wyłonienie się trzeciego kierunku badań. Ogranicza on kosztowne próby i badania na hamowniach, pozwalając oceniać własności eksploatacyjne paliw i umożliwiając prowadzenie szeregu badań w warunkach zbliżonych do panujących w silniku. Ten kierunek posługuje się urządzeniami modelującymi — małymi laboratoryjnymi komorami spalania. Stosowanie laboratoryjnych modelowych komór spalania wydaje się być logiczną koniecznością wywołaną zwiększającymi się wymaganiami w dziedzinie paliw i silników. Rozwój sil-

ników przepływowych, intensyfikacja procesów spalania, stałe tendencje przedłużania okresów między-naprawczych silnika, zwiększanie pułapu i prędkości lotu stanowią jedną grupę czynników. Drugą grupę stanowi konieczność obniżania kosztów uzyskiwanych z rop naftowych paliw oraz zapewnienie odpowiedniej ich ilości przy tak szybkim rozwoju lotnictwa. Wskaźnikiem wzrastającego zapotrzebowania na paliwa lotnicze może być wzrost ich zużycia, który np. w USA wynosi w ostatnich latach ok. 1 miliona ton rocznie. Zmusza to producentów do szukania możliwości rozszerzenia bazy surowcowej poza odpowiednie frakcje ropy naftowej, włączając do niej produkty petro- i karbochemii.

Laboratoryjne komory spalania stosowane są do badań paliwowych przez kraje o najbardziej rozwiniętym przemyśle, jak USA, ZSRR, Anglia, Francja i NRF. Badania przy użyciu tego rodzaju urządzeń obejmują nie tylko grupę paliw do silników przepływowych, lecz także grupę paliw stosowanych w turbinowych silnikach trakcyjnych, a szczególnie w turbinowych silnikach przemysłowych.

Zakres prowadzonych badań w laboratoryjnych komorach spalania

Badania węglowodorowych paliw na modelowych komorach spalania obejmują badania wpływu fizykochemicznych własności paliw na przebieg procesu spalania oraz badania wtórnych czynników procesu spalania — oddziaływania gazów wylotowych na elementy silnika.

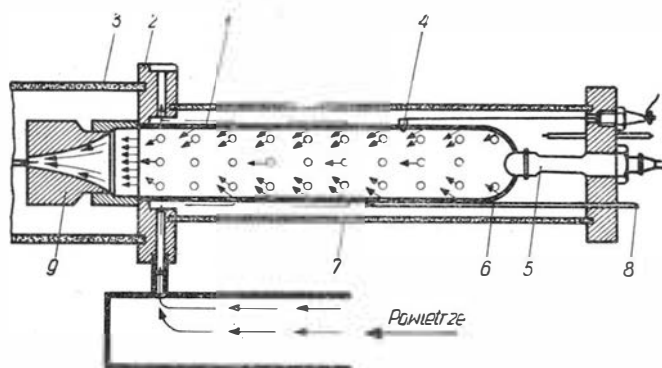
Badania te dotyczą:

- 1) pełności spalania,
- 2) stateczności spalania — przedziałów palenia, przewlekłego spalania,
- 3) własności rozruchowych,
- 4) opóźnienia zapłonu,

- 5) szybkości spalania,
- 6) skłonności do odkładania nagarów,
- 7) właściwości korozyjno-erozyjnych gazów spalinowych,
- 8) wpływu dodatków do paliw na charakterystyki procesu spalania,
- 9) wpływu dodatków do paliw na korozję i erozję wywołowaną przez gazy spalinowe,
- 10) spalania rezonansowego, wibracyjnego.

Przegląd laboratoryjnych modelowych komór spalania

W roku 1951 w USA opublikowane zostały przez E. Starkmana, A. Cattaneo i S. Allistera [4] dane odnośnie małej, laboratoryjnej komory spalania do badania paliw lotniczych (rys. 1) oraz wyniki badań tych paliw. Komora ta odtwarzała warunki procesu spalania istniejące w komorach spalania silników turbinowych. Długość rury żarowej mającej 240 otworków o średnicy 3,2 mm wynosiła 350 mm, średnica zewnętrzna — 50 mm, grubość ścianki — 1,6 mm. Rura umieszczona była koncentrycznie w rurze szklanej o średnicy 75 mm i zakończona z jednej strony dyszą wylotową, a z drugiej półkulistym kołpaczkiem z otworami doprowadzającymi powietrze. W środku kołpaczka umieszczano wtryskiwacze o różnych średnicach. Rozruch komory odbywał się za pomocą iskrownika. Powietrze doprowadzane było do przestrzeni pomiędzy rurą żarową i osłoną szklaną przeciwnie do kierunku przepływu. Wydatek powietrza można



Rys. 1. Schemat komory spalania Starkmana:
1 — szklana rura żarowa, 2 — kołnierz z kanałami powietrznymi, 3 — szklana osłona, 4 — świeca zapłonowa, 5 — kołpak rury żarowej, 6 — doprowadzenie paliwa, 7 — rura szklana, 8 — termoelement, 9 — dysza wylotowa

było zmieniać w granicach do 230 kg/h, wydatek paliwa od 0,2 do 6 kg/h. Temperaturę powietrza zmieniano od 20 do 120°C.

Warunki pomiarów:

czas pomiaru — 15 min
wydatek powietrza — 127 kg/h
wydatek paliwa — 2,12 kg/h
stosunek paliwo-powietrze — 1 : 60
ciśnienie paliwa na wtryskiwaczach — 10,5 kg/cm²
ciśnienie powietrza na wejściu do komory — 2,8 kg/cm²

ciśnienie w rurze żarowej — 2,4 do 3,6 kg/cm² (maksimum 4,2 kg/cm²)

temperatura gazów wylotowych — 650 °C

zużycie paliwa na jeden pomiar — do 2 l

powtarzalność wyników — ± 10%.

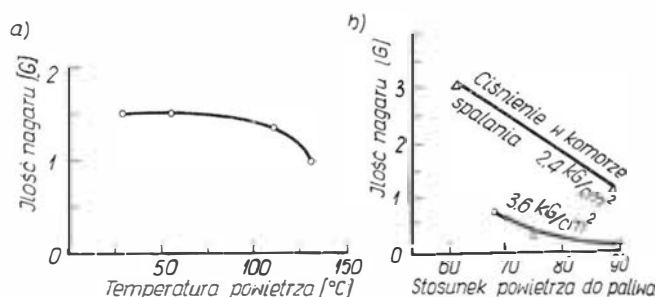
Na omawianej komorze przebadano:

1) wpływ współczynnika nadmiaru powietrza, składu

chemicznego paliwa i jego własności fizykochemicznych oraz

2) wpływ warunków pracy komory, tj. temperatury doprowadzanego powietrza i ciśnienia panującego w rurze żarowej oraz wpływ prędkości doprowadzanego do rury żarowej powietrza i paliwa, na osadzanie się nagarów.

Skłonność paliw do odkładania nagarów oceniano z przyrostu ciężaru rury żarowej. Uzyskano bardzo ciekawe wyniki badań szeregu paliw oraz ich składników. Dla niektórych warunków pracy omawianej komory spalania otrzymane wyniki były prawie zgodne z wynikami uzyskanymi za pomocą komory Pauszkina [3]. Przykładowo przytoczono na rys. 2 wyniki badań wpływu temperatury powietrza i ciśnienia w komorze



Rys. 2. Wpływ: a) temperatury powietrza i b) ciśnienia w komorze spalania na ilość nagaru wydzielanego przez naftę (wyniki uzyskane w komorze Starkmana)

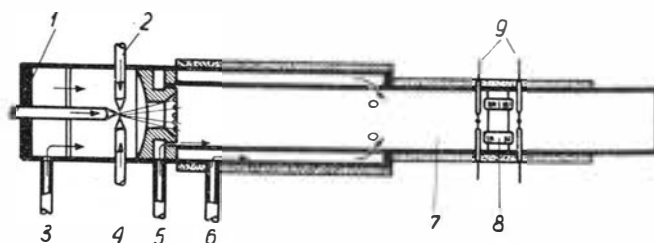
spalania na ilość nagaru wydzielanego przez naftę. Porównanie z wynikami uzyskanymi z eksploatacji nie zostało podane przez autorów.

W roku 1955 na IV Międzynarodowym Kongresie Naftowym E. B. Evans, D. H. McLean, F. R. Sharp i A. Winward [5] opublikowali wyniki badań paliw na laboratoryjnych komorach spalania małej i średniej wielkości.

Małą komorę spalania skonstruowano specjalnie do spalania paliw ciężkich (pozostałościowych) oraz mieszanek naftowych pod ciśnieniem atmosferycznym. Przeprowadzone zostały badania w zakresie korozji i erozji metali oraz ich stopów (stopu żelaza i niklu), wywołanej przez gazy spalinowe (tlenki siarki) i zawarte w nich stałe cząsteczki składników mineralnych paliw, oraz wpływu różnych dodatków do paliw na wyżej wymienione zjawiska.

Komora spalania (rys. 3) była wyposażona w:

1) wtryskiwacz (paliwo rozpylane było do rury żarowej przez strumień powietrza),



Rys. 3. Schemat komory spalania Evansa:
1 — doprowadzenie powietrza do rozpylania paliwa, 2 — doprowadzenie paliwa, 3 i 5 — doprowadzenie powietrza pierwotnego, 4 — doprowadzenie dodatków paliwowych, 6 — doprowadzenie powietrza wtórnego, 7 — rura żarowa, 8 — badane próbki, 9 — termoelementy

2) układ doprowadzający powietrze wtórne, powietrze do przestrzeni spalania oraz powietrze „rozcieńczające” do chłodzenia gazów spalinowych,

3) urządzenie z termostatem do pomiarów wydatku powietrza,

4) dodatkowy wtryskiwacz do wprowadzania różnych dodatków do paliw w postaci rozpylonej.

Średnica rury żarowej, wykonanej ze stali nierdzewnej, wynosiła 50 mm.

Badania korozyjno-erozyjne prowadzone były w następujących warunkach:

temperatura gazów wylotowych	704—870 °C
średnia prędkość gazów wylotowych	
o temperaturze 760 °C	12,2 m/sek
stosunek paliwo-powietrze	1 : 30
zużycie paliwa	0,450 kG/h
czas trwania doświadczenia	10—60 h.

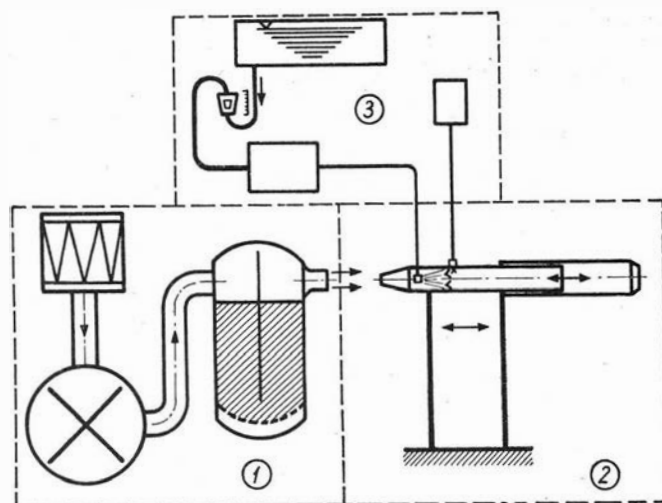
Temperatura próbek badanych metali i stopów, umieszczonych na drodze strumieni gazów spalinowych, mierzona była za pomocą pirometru optycznego.

Oceny korozyjno-erozyjnego działania gazów spalinowych dokonywano za pomocą analizy osadów korozyjnych, ubytku masy badanych próbek oraz badań wytrzymałościowych. Wyniki tych badań porównywano z danymi uzyskanymi na dużej przemysłowej komorze spalania oraz z normalnej eksploatacji silników turbinowych.

J. B. Czertkow, W. N. Zrielow i J. W. Kalrec [6] w ZSRR opracowali laboratoryjne urządzenie do badania skłonności paliw do odkładania nagaru. Urządzenie to przedstawiało miniaturową komorę spalania (rys. 4). Składało się ono z kalibrowanej biuretki 1 o pojemności 30 ml, połączonej ze szklaną kapilarą 2, za pomocą której wtryskiwane było paliwo do rury żarowej 3 wykonanej z kwarcu. Rura żarowa umieszczona była w elektrycznym piecu rurowym 4, który pozwalał na regulowanie temperatury w przedziale 400—1100 °C. W miejscu wprowadzenia kapilary do rury kwarcowej znajdował się przewód 5 doprowadzający powietrze z butli do kapilary; przewód 6 doprowadzał powietrze do biuretki. Rura żarowa zakończona była rurką, zawierającą wypełnienie porcelanowe w formie drob-

nych, nieregularnych kawałków 7, na których osadzały się nagary. Temperatura pieca i rury żarowej mierzona była za pomocą termoelementów, a wydatek powietrza za pomocą reometru 8. Czas jednego pomiaru wynosił 5 min, ilość zużytego paliwa 1—3 ml, współczynnik nadmiaru powietrza od 0,5 do 4,5. Przyrost ciężaru rurek z wypełnieniem pozwalał ocenić całkowitą ilość nagaru. Czas przeprowadzenia serii pomiarów przy różnych współczynnikach nadmiaru powietrza wynosił 30 minut.

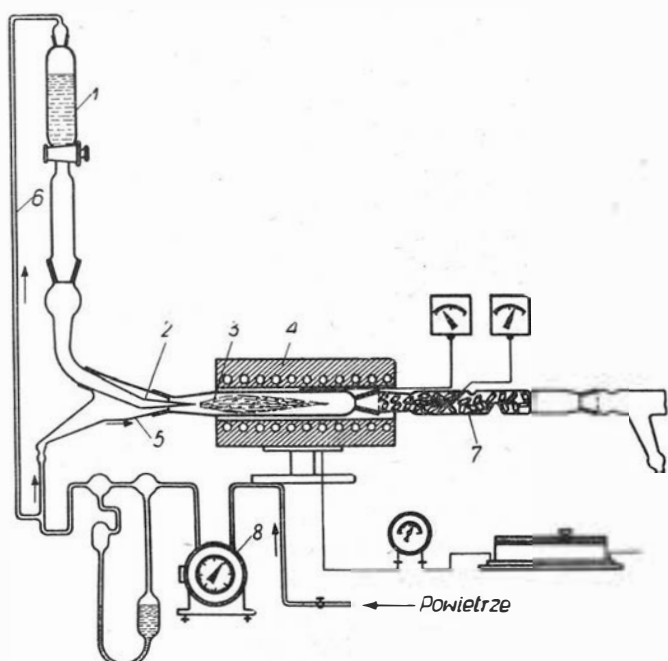
Opisane urządzenie stosowano do określania całkowitej ilości nagarów, które wydzielają się z paliw, w



Rys. 5. Schemat stoiska z komorą spalania Spenglera: 1 — układ doprowadzania powietrza z urządzeniem do pomiaru wydatku, 2 — komora spalania z urządzeniem do pomiaru ciągu, 3 — układ paliwowy i zapłonowy

przeciwieństwie do pozostałych komór spalania, w których określając tylko nagar odłożony na ściankach rury żarowej oznacza się część wydzielonych nagarów.

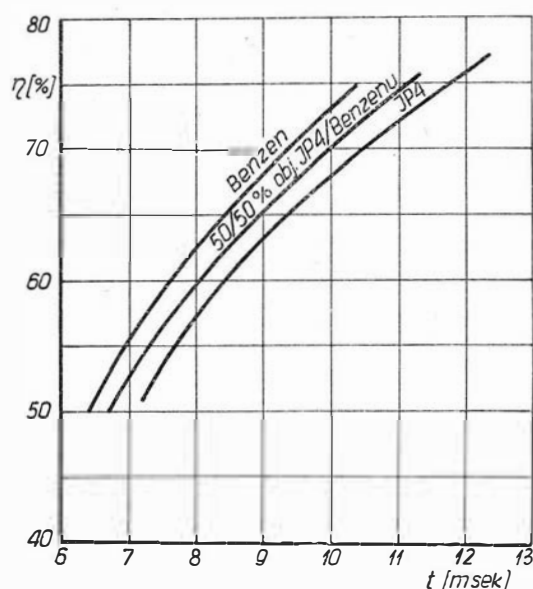
W NRF w 1959 r. G. Spengler, H. Gemperlein i inni [7, 8] opisali opracowaną przez nich małą laboratoryjną komorę spalania przeznaczoną do badania paliwa. Schemat stoiska z komorą spalania podano na rys. 5. Komora ta jest właściwie poddźwiękowym silnikiem strumieniowym, umożliwiającym realizowanie różnych warunków spalania. Za pomocą pomiarów ciągu, ciśnienia panującego w dyfuzorze i na podstawie długości (zmiennej) komory spalania można było ustalić, w którym miejscu komory spalania zostało wydzielone 40, 60 i 80% energii zawartej w paliwie. Pozwalało to określać zmianę prędkości gazów i śledzić przebieg spalania. Przednia część rury żarowej wykonana została ze szkła, co umożliwiało obserwacje statecznika oraz procesów wykształcania i ustępcznika płomienia oraz analizę wizualną przebiegu spalania. Dokładność i czułość tej komory spalania oceniano za pomocą dwóch paliw o bardzo zbliżonych charakterystykach spalania. Zdaniem autorów czułość komory była bardzo wysoka. Komora ta pozwala szybko i tanio testować paliwo (co znalazło wyraz w nazwie „Testbrennkamer”). Warunki badań dotyczących oceny silnika oraz spalanych w nim różnych paliw przedstawiały się następująco: prędkość powietrza na wejściu do dyfuzora 100 m/sek, na wejściu do komory spalania 26 m/sek, przy stateczniku płomienia 60 m/sek, wydatek powietrza 0,16 kG/sek,



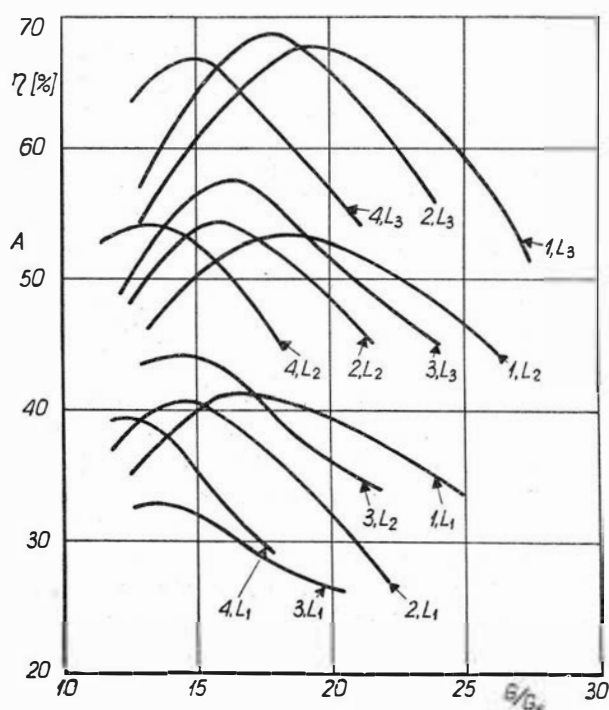
Rys. 4. Schemat komory spalania Czertkowa (objaśnienia do schematu w tekście)

wydatek paliwa 7 cm³/sek, zużycie paliwa na jeden pomiar 0,5–2,0 l, temperatura powietrza regulowana w zakresie 20–450 °C. Badane były między innymi: paliwo do silników turbinowych JP-4 (odpowiednik polskiego P-3, radzieckiego T-2), benzen i mieszanina 50% benzenu z JP-4. Przeprowadzono badania mające na celu porównanie wyników z wynikami badań na silniku pełnogabarytowym uzyskując dużą ich zgodność. Badano także różnorodne kompozycje paliwowe oceniając między innymi wpływ dodatków polepszających spalanie, przy czym stosowano spektralną analizę płomienia. Niektóre wyniki badań przytoczono przykładowo na rys. 6 i 7.

W Phillips Petroleum Company [9] opracowano dwucalową komorę spalania przeznaczoną do badania wpływu



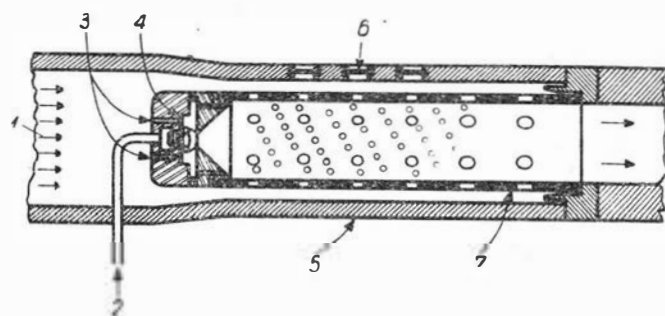
Rys. 6. Zależność sprawności spalania η od czasu, obrazująca prędkość przemieszczania się płomienia do określonego miejsca komory spalania Spenglera



Rys. 7. Zależność sprawności spalania η od stosunku powietrza do paliwa G/G_p uzyskana w komorze Spenglera dla paliw: 1 — heptan, 2 — benzen, 3 — JP-4, 4 — mieszanina 60% benzenu i 40% alkoholu etylowego. Długości komory spalania: L_1 — 26,5 cm, L_2 — 38,1 cm, L_3 — 52,7 cm

wu zawartości siarki oraz wody morskiej na „gorącą” korozję chemiczną różnych stopów w warunkach symulujących panujące podczas eksploatacji silników lotniczych (rys. 8). Była to komora spalania z wtryskiem (wtryskiwacze typu wirowego). Warunki prowadzenia pomiarów: stosunek paliwo-powietrze 1:100, wydatek paliwa od 16 do 25 kg/h, ciśnienie statyczne w komorze ok. 4,6 kg/cm², temperatura powietrza doprowadzanego do komory 360 °C prędkość powietrza ok. 30 m/sek. Warunki pomiarów imitowały pracę silnika przy prędkościach poddźwiękowych na małych wysokościach. Analizowane stopy metali wprowadzano do komory spalania i oceniano zmiany na ich powierzchniach.

B. Wiślicki, R. Krzyżanowski opublikowali dane dotyczące badań w mikrokomorze spalania opracowanej w Instytucie Lotnictwa [10]. Urządzenie to przeznaczone było do badania paliw silników turbinowych. Komorę spalania (rys. 9) stanowiła rura ze stali żaroodpornej bądź kwarcu o średnicy wewnętrznej 24 mm, długości 400 do 1000 mm. Przygotowanie mieszanki paliwowej realizowane było za pomocą współśrodkowo umieszczonego wymiennika (odparowywacza) Fielda o wewnętrznej średnicy 7 mm. Zasilanie paliwem było grawitacyjne alternatywnie z dwóch zbiorników (na paliwo rozruchowe i badane). Minimalny wydatek pa-

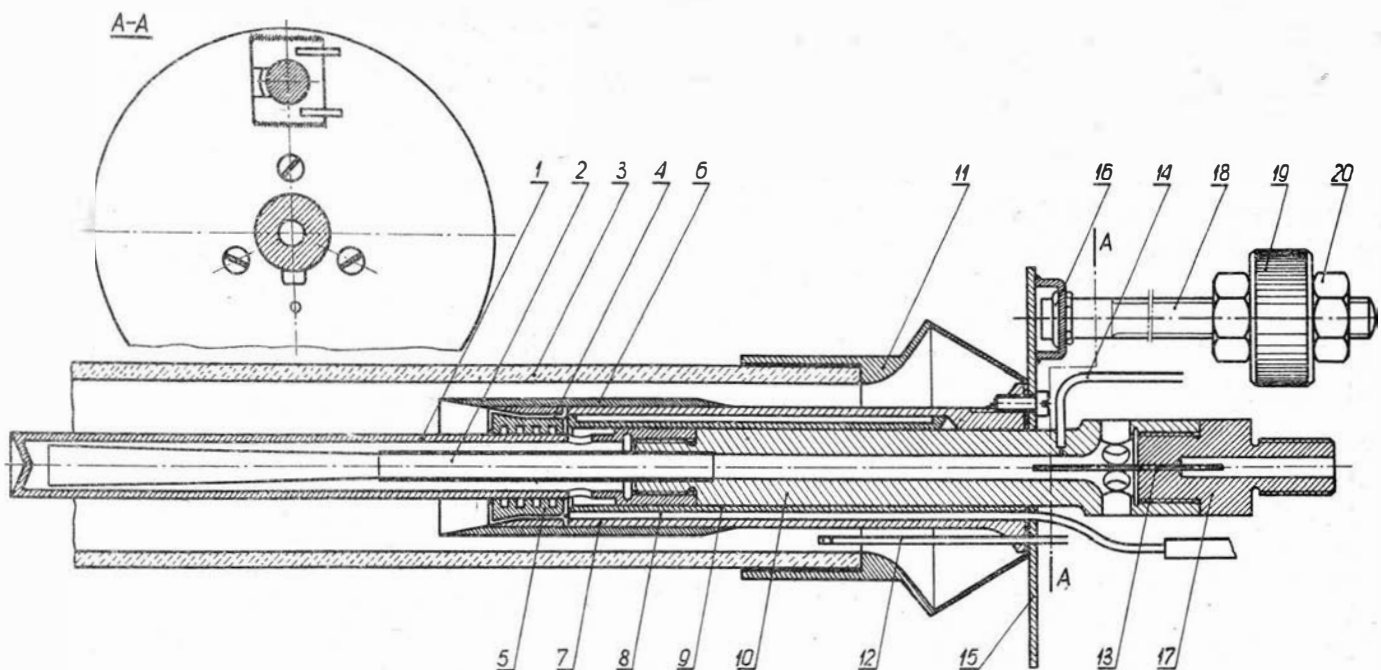


Rys. 8. Testowa komora spalania stosowana w laboratorium Phillips Petroleum Co.:

1 — wlot powietrza, 2 — doprowadzanie paliwa, 3 — kanały powietrza do rozpylania paliwa, 4 — zawirówacz, 5 — obudowa komory spalania, 6 — okienka korundowe, 7 — rura żarowa

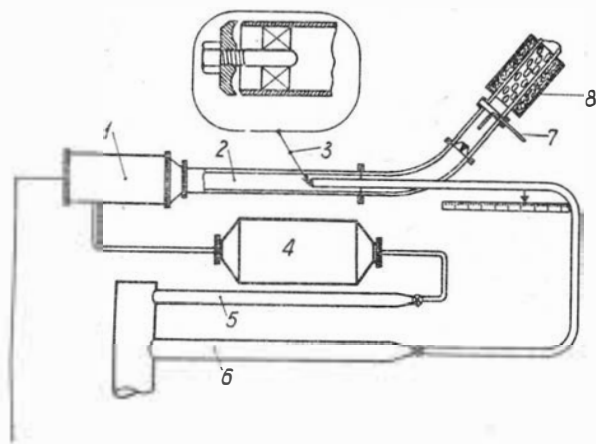
liwa wynosił 0,2 kg/h, maksymalny regulowany wydatek powietrza — do 16 kg/h. Temperatura powietrza na wejściu do komory spalania mogła być regulowana w zakresie do 300 °C. Istniała możliwość pomiarów temperatury i ciśnienia powietrza na wejściu do komory spalania, w odparowywaczu i u wylotu komory spalania. Długość odparowywacza mogła być zmieniana, co pozwalało dodatkowo wpływać na jakość przygotowywania mieszanki paliwowej. W mikrokomorze badano paliwa do silników turbinowych i benzynę B-70 oceniając przedziały statecznego spalania, sprawność i obciążenia cieplne. Oceniano także wizualnie spalanie. Stwierdzono możliwość realizowania spalania w warunkach zbliżonych do panujących w komorze spalania silnika turbinowego lub strumieniowego.

W roku 1965 firma Shell opublikowała małą laboratoryjną komorę spalania do badania paliw węglowodorowych [11]. Na urządzeniu tym (rys. 10) przeprowadzane są badania stateczności i pełności spalania.



Rys. 9. Rysunek komory spalania opracowanej w Instytucie Lotnictwa:

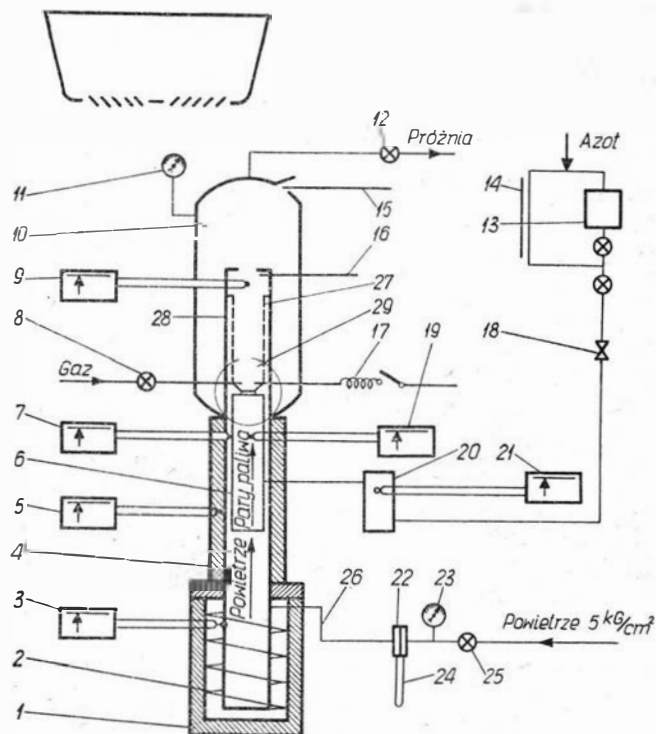
1 — odparowywacz, 2 — stożkowa rurka wtryskiwacza, 3 — rura kwarcowa, 4 — statecznik płomienia, 5 — zawirowywacz, 6 — nasadka, 7 — obsada komory, 8 — termoelement do pomiaru temperatury mieszanki na wyjściu z odparowywacza, 9 — osłona, 10 — korpus wtryskiwacza, 11 — obsada rury kwarcowej, 12 — sonda, 13 — rurka wtryskiwacza, 14 — rurka ciśnienia, 15 — płyta mocująca, 16 — uchwyt śruby regulacyjnej, 17 — nakrętka wtryskiwacza, 18 — śruba regulacyjna, 19 — nakrętka moletowana, 20 — nakrętka ustalająca



Rys. 10. Schemat stoiska firmy Shell: 1 — sekcja mieszania i regulacji składu paliwa i powietrza, 2 — kwarcowa komora spalania, 3 — przewód doprowadzający powietrze wtórne, 4 — podgrzewacz powietrza, 5 — regulacja i pomiar wydatku powietrza pierwotnego, 6 — regulacja i pomiar powietrza wtórnego, 7 — sonda do pobierania próbek gazu, 8 — tłumik

Do interesujących urządzeń należy zaliczyć dyfuzyjny palnik typu komory spalania opracowany w ZSRR [12]. Urządzenie to (rys. 11) pozwala realizować spalanie w ograniczonej przestrzeni komory żarowej będącej modelem komory spalania typu J-47 o średnicy 50 mm bądź w znacznie większej objętości obejmującej całą przestrzeń komory spalania. Zużycie paliwa na jeden pomiar wynosiło 150—200 cm³. W obydwu wariantach do komory spalania wprowadzano odparowane paliwo, co pozwalało wykluczyć wpływ jakości rozpylania i odparowania na charakterystykę warunków spalania w komorze. Oceniano pełność i przedziały statecznego spalania różnych paliw (z dokładnością 2,5%) za pomocą analizy spalin oraz pomiarów wydatków. Uzyskiwano wyniki korelujące z otrzymanymi na pełnogabarytowych komorach spalania (rys. 12).

Oprócz omówionych do tej pory komór spalania publikowane są dane dotyczące badań pojedynczych własności paliw na specjalnie do tego celu zbudowanych



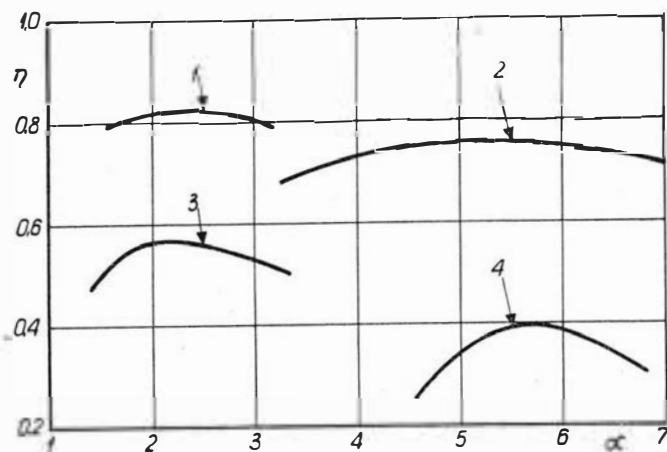
Rys. 11. Schemat dyfuzyjnego palnika typu komory spalania:

1 — piec elektryczny, 2 — węzownica, 3 — termoregulator, 4 — spirala grzejna, 5, 7, 9, 19, 21 — termoregulatory, 6 — odparowywacz paliwa, 8 — zawór sieci gazowej, 10 — komora ciśnieniowa, 11 — vakometr, 12 — zawór regulacyjny, 13 — zbiornik paliwowy, 14 — mikrobiuretki, 15 — zawór bezpieczeństwa, 16 — termoelement, 17 — cewka iskrownika, 18 — zawór regulacyjny, 20 — piec elektryczny, 22 — urządzenie do pomiaru wydatku powietrza, 23 — manometr, 24 — piezometr, 25 — zawór powietrzny, 26 — doprowadzenie powietrza do sprężarki, 27 — rura żarowa, 28 — osłona rury żarowej, 29 — palnik

komorach spalania. Podobnie jak w wyżej opisywanych, w komorach tych badania prowadzone były na ogół w warunkach zbliżonych do panujących w silniku.

Do tego typu urządzeń należy laboratoryjny silnik odrzutowy do badania zjawisk rezonansu powstają-

cych przy spalaniu paliw. Silnik ten wg danych z pracy pt. „Basic considerations in the combustions of hydrocarbon fuels with air” P. L. Blacksheara i W. D. Raylea [13] był małą komorą spalania o średnicy 25,4 mm. Na silniku tym badano wpływ długości komory spalania na przedziały statecznego spalania dla różnych prędkości powietrza w zależności od współczynnika nadmiaru powietrza.



Rys. 12. Zależność sprawności spalania η od współczynnika nadmiaru powietrza: 1 i 2 — krzywe uzyskane dla różnych paliw badanych w palniku dyfuzyjnym, 3 i 4 — krzywe uzyskane dla tych samych paliw badanych w pełnogabarytowej komorze spalania

Podany przegląd laboratoryjnych modelowych komór spalania oraz wyniki przeprowadzonych badań wykazują dobitnie, że tego rodzaju urządzenia badawcze stanowią w pewnym sensie już typowe wyposażenie laboratoriów badawczych zajmujących się pro-

blematyką badań paliwowych. Urządzenia te mogą być także przeznaczone do wstępnego kwalifikowania paliw poprzedzającego badania w hamowniach silnikowych. Ukazujące się nowe opracowania świadczą o dalszych pracach mających na celu ulepszenie tych urządzeń i jakości uzyskiwanych na nich wyników badań.

Literatura

1. Pauszkin J. M.: „Chimический состав и свойства реактивных топлив”, s. 83, 122, Izd. AN SSSR, Moskwa 1958.
2. Sharp J.: „Effect of fuel type on the performance of aero gas turbine combustion chambers and the influence of design factors”, J. Royal Aeron. Soc., v. 58, nr 582, s. 813—825, 1954.
3. Wiślicki B.: „Zależność dokładności spalania paliw do silników turbinowych i strumieniowych od ich składu chemicznego”, „Technika Lotnicza”, nr 8 z 1962, s. 171—178.
4. Starkman E., Cattaneo A., Allister S.: Ind. Eng. Chem., v. 43, nr 12 z 1951, s. 2823—2826.
5. Evans E. B., McLean D. H., Sharp F. R., Winward A.: „Ispol'zovanie ostatocznowo-topliwa dla gazowych turbin”, IV Międzynarodowy Nieftianoj Kongres, v. VII, Gostoptiechizdat, Moskwa.
6. Czertkow J. B., Zrietow W. N.: „Nowosti Nieftianoj Tiekhniki”, Nieftiepierierabotka, nr 2 z 1956, s. 12.
7. Spengler G., Zanker V., Gemperlein H., Zimmer M.: „Untersuchungen über eine mögliche Beeinflussung des Brennverhalten von Kraftstoffen für Luftatmende Triebwerke mit Hilfe von Additiven”, Zeitschrift für Flugwissenschaften, v. 10, nr 4/5 z 1962, s. 178—191.
8. Spengler G., Gemperlein H.: „Über einen Kleinsprüfstand zur Untersuchung von Kraftstoffen für Strahltriebwerke”, Erdöl u. Kohle, v. 12, nr 5 z 1959, s. 393—396.
9. Streets W. L.: „Effects of fuel sulphur contamination and sea water ingestion on the durability of jet engine „hot section components”, J. Inst. Petr., v. 48, nr 466 z 1962, s. 314—324.
10. Wiślicki B., Krzyżanowski R.: „Mikrokomora spalania do badania paliw”, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 23 z 1964, s. 22—35.
11. „Shell research looks ahead to Mach 2 and beyond” Shell Aviation News, nr 329 z 1965, s. 25.
12. Sbornik statiej „Metody ocenki eksploatacyjnych swojstw reaktivnych topliw i smazocznych materialow, Metod ocenki charakteristik gorienija uglewodnorodnych topliw na gorielkie kamiernowo tipa”, s. 18—26, Moskwa 1966.
13. Barnett H. C., Hibard R. R.: „Basic considerations in the combustion of hydrocarbon fuels with air”, Report 1300, Lewis Flight Propulsion Laboratory, Ohio 1957 (Osnovy gorienija uglewodnorodnych topliw, s. 600, Moskwa 1960).

Ilościowe badania wytrzymałości zmęczeniowej

Z cyklu zmęczeniowych zagadnień konstrukcji lotniczych w „Technice Lotniczej i Astronautycznej” opublikowano kilka opracowań omawiających problemy ogólne, metody badań, badania wykonanych konstrukcji, ich zespołów i fragmentów. W niniejszej pracy przedstawiono metody ilościowego badania wytrzymałości zmęczeniowej. Praca ta była przedstawiona na sympozjum z zakresu zagadnień zmęczeniowych w Amsterdamie w roku 1959, gdzie uznano ją za jedną z najbardziej cennych. Opublikowana została w zbiorze prac z tegoż sympozjum w 1961 roku. Tłumaczenie wykonano z publikacji rosyjskiej wydanej w roku 1965 pod tytułem: „Wytrzymałość zmęczeniowa i długotrwałość konstrukcji lotniczych”, zawierającej zbiór prac z sympozjum.

Parametry wytrzymałości zmęczeniowej

Termin *obciążenie powtarzalne* odnosi się do kategorii obciążeń powtarzających się lub wahających się, o wielkości równej lub różnej, w sposób okresowy lub przypadkowy, oddziałujących na konstrukcję w warunkach eksploatacji. Wytrzymałość zmęczeniowa jest zdolnością konstrukcji do przenoszenia oddziaływania obciążeń powtarzalnych. Dla umożliwienia porównywania wytrzymałość i obciążenie powinny być przedstawione w takich samych jednostkach.

Chociaż rzeczywiste obciążenia powtarzalne trudno jest dokładnie wyznaczyć lub odtworzyć przy badaniach, przedstawia się je zazwyczaj za pomocą niektó-

rych umownie wybranych cykli (kolejne przykładanie i zdejmowanie obciążenia).

Oznaczenia

- b_{sr} — średnia ciężka skrzydła
- c_n — poszczególny plan lotu
- g — przyspieszenie wolnego spadania na ziemi
- k_g — parametr masy samolotu
- m — kąt pochylenia krzywej współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia w radianach
- n_p — współczynnik obciążenia niszczącego
- n_r — współczynnik statycznego obciążenia niszczącego
- p_n — procent ogólnego czasu służby
- t — czas
- A — stosunek amplitudy obciążeń do obciążenia średniego

F_f — współczynnik wytrzymałości zmęczeniowej
 L_D — statyczne obciążenie obliczeniowe w krytycznym przypadku
 L_m — średnie obciążenie równe dla skrzydła różnicy $W_a - W_w$
 L_p — obliczeniowe obciążenie niszczące
 L_r — krytyczne podstawowe statyczne obciążenie niszczące
 L_{RC} — obciążenie obliczeniowe dla podstawowych warunków lądowania
 N — liczba cykli obciążenia
 N_{rc} — obliczeniowy współczynnik obciążenia dla podstawowych warunków lądowania
 MS — współczynnik zapasu wytrzymałości statycznej
 P_a — amplituda obciążenia
 P_m — obciążenie średnie
 P_{max} — obciążenie maksymalne
 P_{min} — obciążenie minimalne
 P_p — statystyczne obliczeniowe obciążenie niszczące
 P_r — różnica obciążeń
 R — stosunek obciążeń minimalnego do maksymalnego
 $S [m^2]$ — powierzchnia skrzydła
 U_{de} — względna maksymalna prędkość przyrządowa podmuchu
 U'_{de} — względna bieżąca prędkość przyrządowa podmuchu
 V_e — przyrządowa prędkość lotu
 V_{rzecz} — rzeczywista prędkość lotu
 W_a — ciężar samolotu
 W_w — ciężar skrzydła
 e — gęstość powietrza na rozpatrywanej wysokości
 e_o — gęstość powietrza na poziomie morza
 σ_p — naprężenie nominalne
 σ_r — naprężenie statyczne niszczące
 $(N_R)_L$ — podstawowe statyczne obciążenie niszczące przy lądowaniu.

Cykl powtarzalnego obciążenia powinien być opisany skojarzeniem dwu parametrów, którymi mogą być minimalne obciążenie i jego rozpiętość (podwójna amplituda), minimalne i maksymalne obciążenie lub amplituda obciążenia i jego średnia wielkość. Parametry cyklu powtarzalnego obciążenia związane są następującymi stosunkami:

$$P_a = \frac{P_r}{2} = \frac{(P_{max} - P_{min})}{2} = \frac{(1 - R) \cdot P_{max}}{2} = \frac{(1 - R) \cdot P_m}{(1 + R)}$$

$$P_m = \frac{(P_{max} + P_{min})}{2} = (P_{max} - P_a) = \frac{(1 + R) \cdot P_a}{(1 - R)} = \frac{(1 + R) \cdot P_{max}}{2}$$

$$P_{max} = (P_{min} + P_r) = \frac{2 \cdot P_m}{(1 + R)} = \frac{2 \cdot P_a}{(1 - R)}$$

$$P_{min} = (P_{max} - P_r) = (P_m - P_a) = R \cdot P_{max}$$

$$R = \frac{P_{min}}{P_{max}} = \frac{2P_m}{P_{max}} - 1 = 1 - \frac{2P_a}{P_{max}} = 1 - \frac{P_r}{P_{max}} = \frac{1 - A}{1 + A}$$

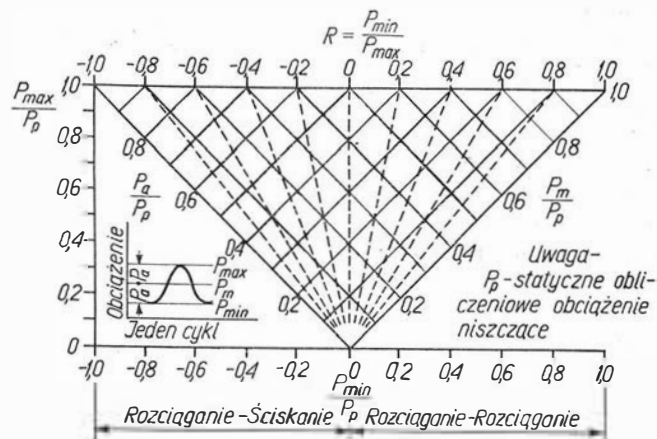
$$A = \frac{P_a}{P_m} = \frac{1 - R}{1 + R}$$

gdzie:

r — rozpiętość obciążenia,
 a — amplituda obciążenia,
 m — średnie obciążenie.

Chociaż częstotliwość powtarzalności i intensywność zmian obciążeń w warunkach eksploatacji są zwykle

przypadkowe, przyjęto przedstawiać je wielkościami stałymi. Często przyjmuje się, że obciążenie zewnętrzne w funkcji czasu zmienia się według krzywej sinusoidalnej, częstotliwość obciążenia w czasie badań laboratoryjnych wynosi zazwyczaj 1500—1800 cykli na minutę. Badania naturalne szczegółów konstrukcji wykonuje się przy częstotliwości obciążenia w granicach od kilku cykli do kilkuset na minutę. Na rysunku 1 przedstawiono wykreślnie zależność między różnymi parametrami cyklu obciążenia powtarzalnego. Z przyczyn, które będą dalej wyjaśnione, wszystkie obciążenia przedstawiane są jako bezwymiarowe stosunku obciążenia przyłożonego do statycznego obciążenia niszczącego.



Rys. 1

Typowe obciążenia w warunkach eksploatacji

Obciążenie w warunkach eksploatacji składa się zazwyczaj z większej ilości różnych obciążeń powtarzalnych, których wielkość zmienia się w szerokich granicach. Dla wygody obciążenia dzieli się na grupy odpowiednio do ich wielkości. Do każdej grupy wchodzi wszystkie obciążenia znajdujące się w granicach pewnego umownie wybranego zakresu wielkości, przy czym uważa się, że wszystkie te obciążenia mają stałą wielkość, typową dla tej grupy.

Zbiór grup takich obciążeń, ułożonych w kolejności wielkości, nazywa się zazwyczaj obrazem *) obciążeń powtarzalnych i dowolne obciążenie powtarzalne może być opisane za pomocą takiego obrazu. Chociaż obie podstawowe charakterystyki cyklu obciążenia powtarzalnego mogą się zmieniać, praktycznie wygodniej jest rozpatrywać jedną z nich jako stałą, a drugą jako zmienną. Można na przykład uważać jako stałe średnie obciążenie cyklu, a zmienną amplitudę jako stałe minimalne obciążenie, a zmienne maksymalne itp.

Na rysunku 1 linie proste prostopadłe do osi obciążenia minimalnego, średniego, maksymalnego i amplitudy obciążenia wyznaczają charakterystyki obciążeń powtarzalnych, odnoszących się odpowiednio do obrazów obciążeń powtarzalnych z obciążeniem stałym minimalnym, stałym średnim i stałym maksymalnym oraz do obciążeń o stałej amplitudzie. Linie proste przechodzące przez początek współrzędnych charakteryzują obrazy obciążeń ze stałą wielkością współczynnika R (lub współczynnika A). Na rysunku 2 przedstawiono charakterystyki obrazów obciążeń powtarzalnych z różnymi stałymi wielkościami parametrów.

*) albo widmem obciążeń.

Trzema podstawowymi źródłami obciążeń aparatu latającego w warunkach eksploatacji są podmuchy powietrza, manewrowanie i poruszanie się po ziemi. Obliczeniowe obciążenia powtarzalne, wyznaczające wytrzymałość zmęczeniową, mogą składać się z dowolnego lub wszystkich tych typów obciążeń. Obciążenia przyjmowane do obliczeń (projektowania) wyznacza się na podstawie wskazań przyrządów, ustawionych na licznych aparatach latających w czasie eksploatacji lub w czasie lotów doświadczalnych, przy czym wielkości obciążeń obliczeniowych ustala się zgodnie z przewidywanym użytkowaniem tych aparatów.

Ażeby wyznaczyć oddziaływanie na konstrukcję obciążeń powtarzalnych, wywołanych różnymi przyczynami, należy wszystkie te obciążenia przedstawić w procentach pewnego jednego obciążenia (ogólnego mianownika). Ponieważ po wyznaczeniu wszystkie obciążenia powtarzalne mniejsze są od obliczeniowego obciążenia niszczącego L_p , charakteryzującego statyczną wytrzymałość konstrukcji, to w charakterze takiego ogólnego mianownika wygodnie jest przyjąć L_p . Obciążenie to często jest przedstawione jako iloczyn ciężaru latającego aparatu i współczynnika obciążenia n_p . Obciążenie L_p przedstawiane jest także za pomocą nominalnego naprężenia σ_p , które ono wywołuje w danym elemencie konstrukcji. Obciążenie powtarzalne może być więc przedstawione jako bezwymiarowy stosunek do dowolnej z trzech wskazanych wielkości L_p , n_p lub σ_p . Obciążenie L_p może być osiowe, zginające, ścinające, skręcające lub wypadkową dowolnych z tych obciążeń.

Ponieważ obciążenie statyczne niszczące różnych elementów konstrukcyjnych zmienia się w szerokich granicach, to przy analizie należy wybrać podstawowe statyczne obciążenie niszczące L_R lub n_R i σ_R . Jako

dominującego czynnika obciążeń powtarzalnych określa się jako podstawowe warunki krytyczne (CRC). Na przykład podstawowe warunki dla lotu w burzliwej atmosferze są zazwyczaj podstawowym warunkiem krytycznym dla samolotów transportowych i samolotów wojсковых o dużym zasięgu działania. W praktyce wygodnie jest przyjąć, że występuje stały stosunek między zewnętrznym obciążeniem przyłożonym od określonego czynnika (na przykład od podmuchów powietrza) i wywołanymi przez nie obciążeniami różnych elementów konstrukcyjnych dowolnego podstawowego zespołu (skrzydła, statecznika poziomego itp.). Na przykład obciążenia powtarzalne od podmuchów powietrza na skrzydło i usterzenie poziome można wyznaczyć za pomocą następujących wzorów Pratt [1]:

obciążenie względne na usterzenie:

$$\frac{P_a}{P_p} = \frac{k_g \rho_0 m V_e S}{2 L_R} \cdot U_{de} = C \cdot U_{de}$$

obciążenie względne na skrzydło:

$$\frac{P_a}{P_p} = \frac{k_g \rho_0 m V_e S}{2 W_a} = \frac{L_m}{L_R} U_{de} = C \cdot U_{de}^{1) 2)}$$

według zasady „jednostka mniej cosinus”:

$$U'_{de} = \frac{1}{2} \left[1 - \cos \frac{\pi s}{12,5 \cdot b_{sr}} \right] U_{de}$$

gdzie:

s — odległość przebyta przez samolot w strefie podmuchu:

$$s = V_{rzecz} \frac{V_e}{\sqrt{A}} \cdot t$$

Odpowiednio do przedstawionych wyżej zasad obciążenia powtarzalne o różnym pochodzeniu przedstawione są w postaci bezwymiarowych stosunków (współczynników) w ten sposób, że jednakowym wielkościom tych współczynników odpowiadają jednakowe obciążenia działające na konstrukcję. Na przykład dla obciążeń działających w przypadku lądowania:

$$(N_R)_l = L_R \left(\frac{N_{RC}}{L_{RC}} \right)_l$$

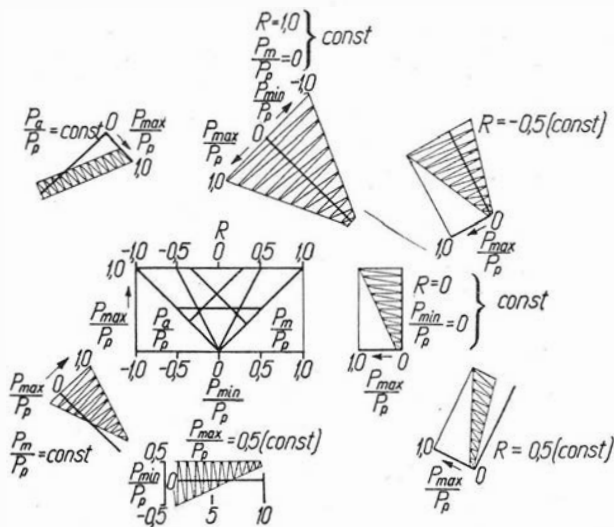
gdzie:

RC — indeks odnoszący się do warunków wyjściowych,

R — indeks odnoszący się do podstawowego statycznego obciążenia niszczącego,

L_R — podstawowe statyczne obciążenie niszczące dla dominującego czynnika obciążeń powtarzalnych (na przykład obciążeń od podmuchów powietrza),

$(N_R)_l$ — podstawowe statyczne obciążenie niszczące przy lądowaniu,



Rys. 2

podstawowe przyjęto obliczeniowe obciążenie statyczne odpowiadające obciążeniom powtarzalnym takiego lub innego pochodzenia (od podmuchów powietrza, manewrów i poruszania się samolotu po ziemi). Na przykład przy analizie obciążeń powtarzalnych od podmuchów powietrza rozpatrywane jest podstawowe obciążenie powstające w warunkach lotu symetrycznego, przy analizie obciążeń powtarzalnych przy lądowaniu — podstawowe obciążenie powstające w warunkach lądowania symetrycznego. Podstawowe warunki dla domi-

¹⁾ Pod parametrem masy samolotu w literaturze amerykań-

skiej rozumie się wielkość $\mu = \frac{2W_a}{e_g S b_{sr} m}$

²⁾ Zastosowane w tej pracy znaczenie prędkości podmuchów powietrza określone jest metodą obliczania, przedstawioną w pracy NACA Report 1206 z 1954 r., zgodnie z którą względna przyrządowa prędkość podmuchu zmienia się w funkcji odległości przebytej przez samolot w strefie podmuchu.

L_{RC}, N_{RC} — obciążenie obliczeniowe i obliczeniowy współczynnik obciążenia dla podstawowych warunków lądowania.

Ażeby podstawowe statyczne obciążenie niszczące było w przybliżeniu równe rzeczywistemu statycznemu obciążeniu niszczącemu, wielkość podstawowego obciążenia zawiera stałą K , tak że zachodzi równość:

$$L_R = K \cdot L_{CRC} = L_D$$

przy czym $K \geq 1,0$. We wzorze tym L_D jest statycznym obciążeniem obliczeniowym dla warunków statycznej wytrzymałości w krytycznym przypadku obliczeniowym (na przykład w przypadku, w którym występuje maksymalny moment gnący, przypadek taki wyznacza zazwyczaj wytrzymałość zmęczeniową pracujących na rozciąganie elementów konstrukcji skrzydła, usterzeń lub kadłuba).

Ponieważ długotrwałość zmęczeniowa dowolnego elementu zależy od rzeczywistej wielkości statycznego obciążenia niszczącego P_p , konieczna jest znajomość stosunku statycznego obciążenia niszczącego rzeczywistego do podstawowego. Stosunek ten nazywa się współczynnikiem wytrzymałości zmęczeniowej F_f . W czasie badania wytrzymałości zmęczeniowej naprężenie niszczące σ_p określa się jako dopuszczalne maksymalne naprężenie rozciągające, nie przekraczające granicy wytrzymałości materiału na rozciąganie (oba naprężenia odnoszą się do powierzchni przekroju netto). Statyczne obciążenie niszczące określone jest jako obciążenie obliczeniowe L_D pomnożone przez jednostkę plus współczynnik zapasu wytrzymałości statycznej MS (pod warunkiem, że naprężenia dopuszczalne, na podstawie których wyznacza się ten współczynnik nie zawierają naprężeń rozciągających przekraczających granicę wytrzymałości materiału na rozciąganie, co zachodzi w niektórych przypadkach zginania plastycznego, i pod warunkiem, że uwzględniane są maksymalne naprężenia wywołane jednoczesnym działaniem wszystkich obciążeń). Wtedy:

$$L_p = L_D (1 + MS)$$

$$F_f = \frac{n_p}{n_R} = \frac{\sigma_p}{\sigma_R} = \frac{L_p}{L_R} = \frac{L_D (1 + MS)}{K \cdot L_{CRC}}$$

Eksploracja samolotu przewiduje loty według jednego lub kilku podstawowych planów ($c_1, c_2, c_3 \dots c_n$). Plany te charakteryzują się wysokością, prędkością i czasem lotu. Każdy z planów składa się z kilku etapów (kołowanie, wznoszenie, lot z prędkością przelotową, nurkowanie, zrzut ładunków itp.).

Lot w warunkach eksploatacji jest zbiorem podstawowych planów lotu. Taki złożony plan lotu (tablica) charakteryzuje się poszczególnymi planami i odpowiadającymi współczynnikami $p_1, p_2, p_3 \dots p_n$ uwzględniającymi względną powtarzalność każdego z nich. Na przykład można przyjąć, że loty według planu c_1 wykonywane są przez przeciąg czasu stanowiącego p_1 procentów ogólnego czasu służby samolotu, loty według planu c_2 — przez przeciąg czasu stanowiącego p_2 procentów ogólnego czasu służby itd.

Ponieważ w czasie lotu według planu zachodzi zmiana zewnętrznych warunków i warunków obciążenia, to każdy podstawowy plan lotu podzielony jest na pewną ilość odcinków, w granicach których warunki te pozostają praktycznie stałe. Na przykład przy wyznaczaniu obciążeń od podmuchów powietrza takie odstępy wybiera się dla warunków, że w granicach danego odstę-

pu ciężar samolotu oraz prędkość i wysokość lotu pozostają praktycznie stałe. Zazwyczaj każdy etap lotu (kołowanie, wznoszenie, lot na prędkości przelotowej itp.) można rozpatrywać jako oddzielny odcinek, chociaż w niektórych przypadkach oddzielne etapy lotu powinny być podzielone na dwie lub więcej części.

Warunki lotu według planu złożonego można przedstawić za pomocą podstawowych planów c , współczynników p i poszczególne odstępy:

$$c_1 = (A_1 + B_1 + \dots Z_1)$$

$$c_2 = (A_2 + B_2 + \dots Z_2)$$

$$c_n = (A_n + B_n + \dots Z_n)$$

Wtedy lot według wykresu złożonego można przedstawić w postaci:

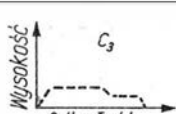
$$p_1 c_1 + p_2 c_2 + \dots p_n c_n$$

W niektórych przypadkach jednakowe odstępy, odnoszące się do różnych planów lotu, można połączyć dla uproszczenia obliczeń. Każdy z tych odcinków pochłania określony procent długotrwałości zmęczeniowej konstrukcji. Procent ogólnej długotrwałości zmęczeniowej pochłaniany w czasie lotu według planu złożonego równy jest sumie procentów tej długotrwałości, pochłanianej przez poszczególne odstępy lotu.

Dane podstawowych planów lotu i ich względnej powtarzalności określa się drogą konsultacji z odpowiednimi organizacjami i włączone zostają w warunki obliczeń projektowanej konstrukcji. Następnie wyznacza się charakterystyki lotu złożonego i przedstawia się w postaci schematu, zestawionego w tablicy. Długotrwałość zmęczeniową konstrukcji można przedstawić za pomocą poszczególnych planów lotu bez dodatkowej analizy, ponieważ warunki zewnętrzne charakterystyczne dla każdego odcinka podstawowego planu lotu były uwzględniane przy wyznaczaniu odcinków lotu według planu złożonego.

Tablica 1

Schemat wyznaczenia charakterystyk lotu wg lotu złożonego

Schemat podstawowych planów c lotu	Współczynnik względnej powtarzalności planu p	Rzeczywisty czas lotu każdego odcinka	Czas lotu według planu złożonego dla każdego odcinka	Średni ciężar samolotu	Prędkość średnia	Średnia wysokość
		[h]	[h]	[kg]	[km/h]	[m]
	p_1	A_1 B_1 Z_1	$p_1 A_1$ $p_1 B_1$ $p_1 Z_1$			
	p_2	A_2 B_2 Z_2	$p_2 A_2$ $p_2 B_2$ $p_2 Z_2$			
	p_n	A_n B_n Z_n	$p_n A_n$ $p_n B_n$ $p_n Z_n$			
Lot według planu złożonego		$\left\{ \begin{matrix} c_n \\ p_c \\ c_1 \end{matrix} \right.$				

Pod względem obciążeń powtarzalnych samoloty można w przybliżeniu podzielić na trzy grupy: o dużym, średnim i małym okresie użytkowania. Dla samolotów o dużym okresie użytkowania krytyczne są zazwyczaj obciążenia od podmuchów powietrza, dla samolotów drugiej grupy krytyczne są obciążenia od podmuchów powietrza i manewrowe, dla samolotów trzeciej grupy krytyczne są obciążenia manewrowe. Przyjęto, że obciążenia od podmuchów powietrza mają stałe średnie obciążenie cyklu, zaś obciążenia manewrowe mają stałe minimalne obciążenie, ponieważ manewry wykonuje się przeważnie przy wywołaniu obciążeń dodatnich. Na rysunku 3 podano typowe wykresy sumarycznej powtarzalności obciążeń różnej wielkości dla samolotów każdej z trzech podanych grup.

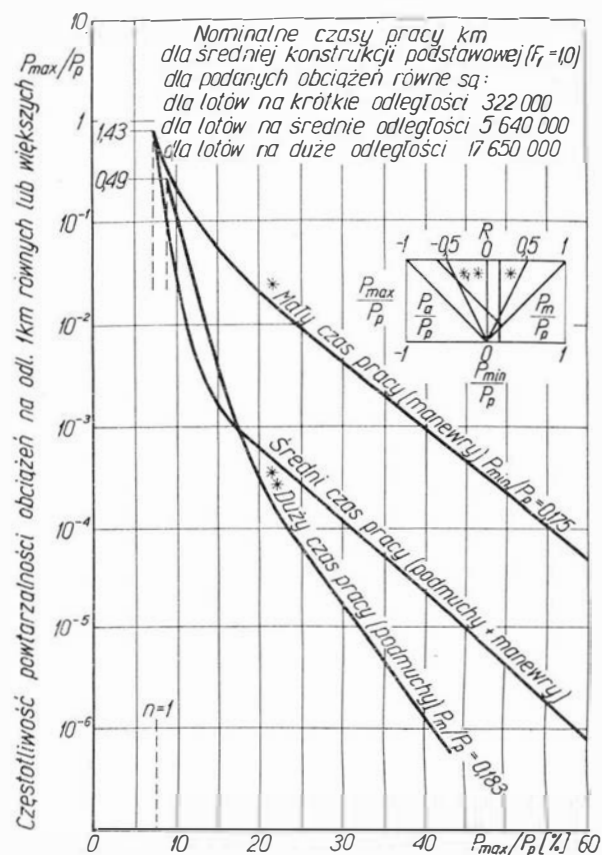
Krzywa odpowiadająca dużemu okresowi użytkowania (dokładniej — dużej długotrwałości zmęczeniowej) odnosi się do samolotów z małym promieniem działania, które przeważnie latają na małej wysokości. Widoczne jest to wyraźnie ze względnie małego kąta pochylenia krzywej w zakresie małych wielkości obciążenia. Krzywa odpowiadająca średniemu okresowi użytkowania odnosi się do ciężkich samolotów wojskowych, które zasadniczo latają na dużych wysokościach. Jest to widoczne ze względnie stromego kąta pochylenia krzywej w zakresie małych wielkości obciążenia. Mały kąt pochylenia tej krzywej w zakresie dużych wielkości obciążenia można wyjaśnić tak, że w tym zakresie obciążenia manewrowe przeważają nad obciążeniami od podmuchów powietrza. Krzywa odpowiadająca małemu okresowi użytkowania odnosi się do obciążeń manewrowych.

Obciążenia powtarzalne występujące przy poruszaniu się samolotu po ziemi, chociaż zazwyczaj nie są przeważającymi, można przedstawić za pomocą analogicznych krzywych i należy je uwzględniać przy projektowaniu i w badaniach. Ponieważ jednak obciążenia te działają w kierunku odwrotnym w porównaniu do obciążeń występujących w locie, to należy przyjąć, że obciążenia te działające w czasie poruszania się samolotu na ziemi wywołują w rzeczywistości znaczne uszkodzenia zmęczeniowe w porównaniu do tych, które wskazywane są w wyniku analitycznych metod obliczeń.

W pracy [2] podany jest porównawczo pełny przegląd różnych obciążeń powtarzalnych, pomierzonych w warunkach eksploatacji.

Podstawowe kryteria wytrzymałości zmęczeniowej

Charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej licznych elementów złożonych konstrukcji zmieniają się w szerokich granicach. Zmiany te określa się statystycznym charakterem wytrzymałości zmęczeniowej nominalnie identycznych elementów oraz dużą różnorodnością kształtów elementów konstrukcyjnych. Rozrzut statystyczny wytrzymałości zmęczeniowej wyznacza się metodami prawdopodobieństwa dla normalnego typu rozkładu. Zmiana charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej spowodowana różnicą kształtów elementów jest bardzo złożona, tak że nie jest możliwe określenie tych zmian analitycznie. Dlatego ustalono pewne kryteria wyjściowe, które wyznaczają praktyczne granice tego rozrzutu. Charakterystykami wytrzymałości zmęczeniowej można posługiwać się o wiele prościej, jeśli przedstawione są one w postaci bezwymiar-



Rys. 3

rowych stosunków, to znaczy w procentach obciążenia niszczącego. W końcu charakterystyki wyjściowe przedstawione są też w postaci krzywych $\sigma-N$ za pomocą trzech wykresów stałej długotrwałości zmęczeniowej.

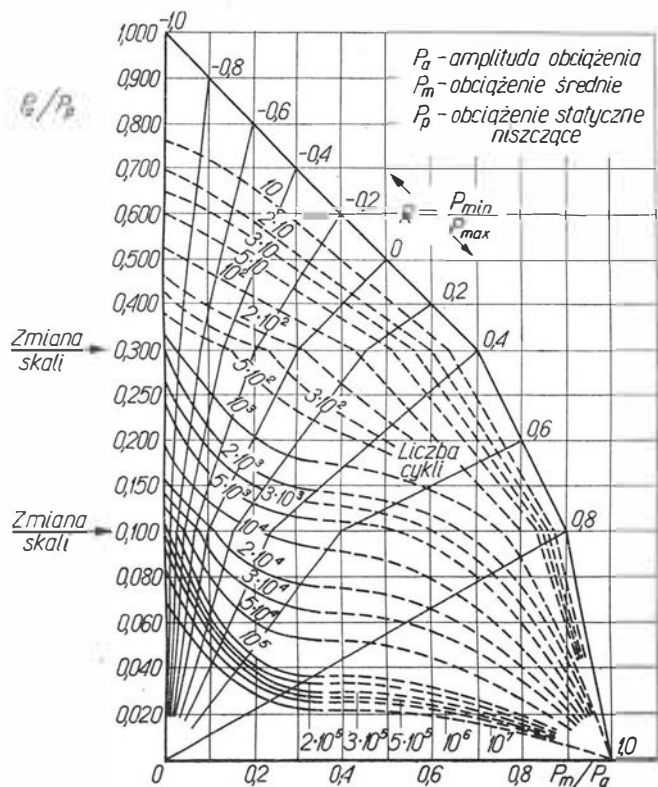
Charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej nominalnie identycznych elementów konstrukcji są różne z powodu różnicy materiałów, z których one są wykonane oraz różnicy w odchyłkach wymiarów. Dlatego też różnice charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej powinny być związane z określonym znaczeniem prawdopodobieństwa. Najwygodniej jest posługiwać się modalnym znaczeniem prawdopodobieństwa*), ponieważ najłatwiej otrzymać je można w czasie badań. Dla normalnej zasady rozkładu prawdopodobieństwa — wielkość modalna, środkowa i wielkość przeciętna są sobie równe.

Długotrwałość zmęczeniowa określana jest prawdopodobnym znaczeniem liczby cykli N określonego obciążenia powtarzalnego, przy którym następuje zniszczenie. Wytrzymałość zmęczeniowa określana jest wielkością obciążenia powtarzalnego, przy którym próbka ma prawdopodobną długotrwałość zmęczeniową, odpowiadającą N cyklom.

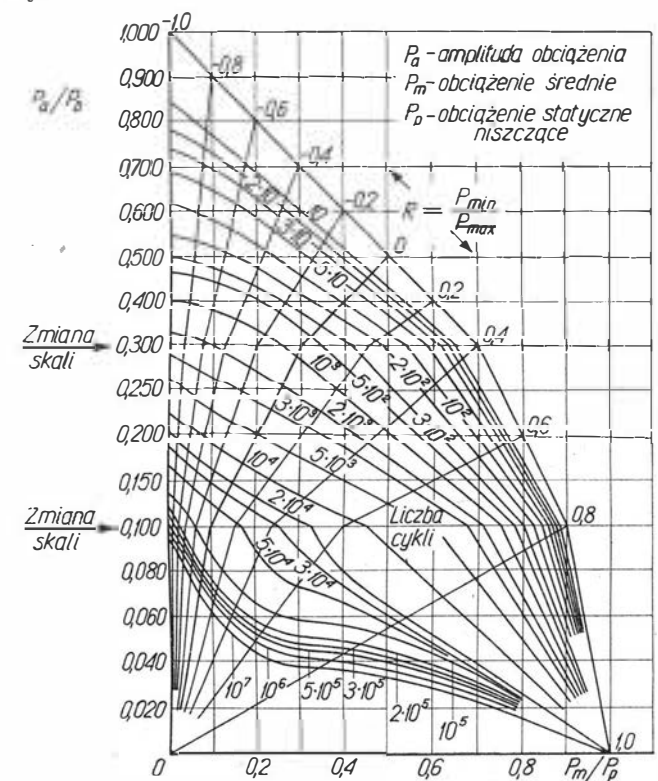
Zmianę charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej z powodu różnicy kształtów elementów można w znacznym stopniu zmniejszyć przez zastosowanie racjonalnych zasad projektowania. Należy rozpatrywać następujące czynniki: nagłą zmianę przekrojów, obecność nakładek, wycięć rowków, elementów wystających, ostrych brzegów, żłobków, po czym powinny być uwzględnione naprężenia szczytkowe, korozja rozkładowa i korozja zwyczajna, jakość obróbki powierzchni oraz kształt i wymiary elementu. Istniejące jednak

*) Wielkością modalną nazywa się najbardziej prawdopodobne znaczenie zwyczajnej wielkości.

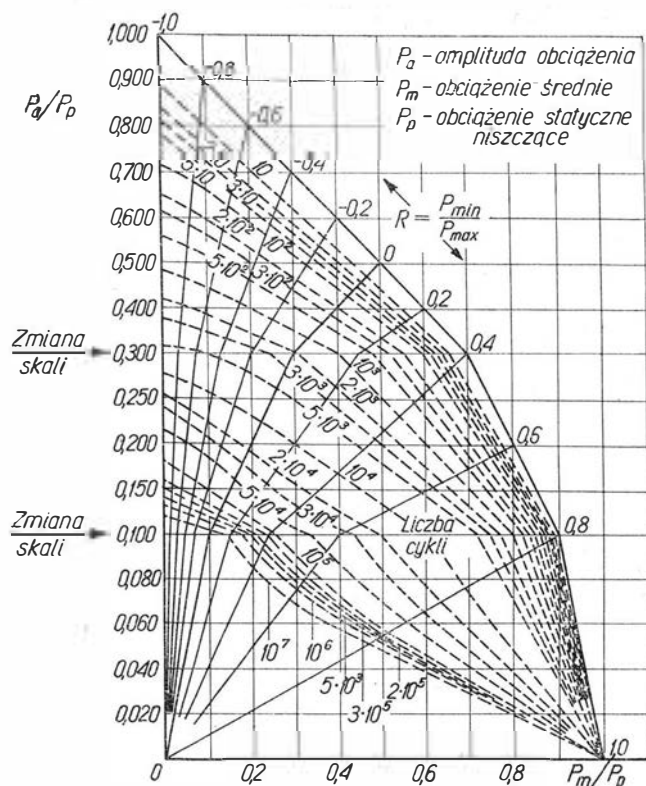
kryteria wytrzymałości zmęczeniowej są w znacznym stopniu jakościowe z powodu trudności przedstawienia ilościowych charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej za pomocą charakterystyki złożonego stanu naprężeń w miejscach skupienia naprężeń, powstających w typowych konstrukcjach pod działaniem obciążenia zewnętrznego. Nie patrząc na wysiłki w kierunku ulepszenia konstrukcji, wciąż jeszcze spostrzega się bardzo znaczne różnice charakterystyk wytrzymałości zmęczeniowej wśród konstrukcji różnego typu układów. Dlatego podstawowe kryteria obliczeniowe zostały oparte na wynikach badań i doświadczeniu eksploatacji, dających realne granice tych różnic (rys. 4, 5 i 6).



Rys. 4



Rys. 5



Rys. 6

W związku z wykorzystaniem wyższych naprężeń roboczych i zastosowaniem aparatów latających obliczonych na krótki okres pracy wzrosła ważność średniego i górnego odcinka krzywych σ -N. Według tradycji w ogólnej budowie maszyn jako dominujące kryterium wytrzymałości zmęczeniowej była rozpatrywana granica odporności, to znaczy wytrzymałość zmęczeniowa przy nieskończonej długiej długotrwałości, wytrzymałość statyczna i wytrzymałość zmęczeniowa były wyrażone naprężeniem nominalnym i rozpatrywane były jako samodzielne i osobne charakterystyki. Naprężenia robocze były o tyle niskie, że można było pominąć wpływ kształtu elementu na obciążenie niszczące statyczne. Te zasady, odnoszące się słusznie do konstrukcji z nieograniczonego dużym okresem pracy, zostały przeniesione na konstrukcję samolotów, dla których podstawowe znaczenie miały niższe odcinki krzywych σ -N. Jednak w związku z rosnącą koniecznością projektowania konstrukcji, wychodząc dokładnie z ograniczonego okresu eksploatacji, zwiększyła się ważność średniego i górnego odcinka krzywych σ -N. W tych warunkach wpływ kształtu elementów jest bardzo ważny tak dla wytrzymałości statycznej, jak i dla wytrzymałości zmęczeniowej. Dlatego niewystarczająca jest znajomość tych naprężeń nominalnych z przewidywanych warunków eksploatacji i nie są one związane ze statyczną wytrzymałością konstrukcji.

Na rysunkach 4, 5 i 6 podane są w formie bezwymiarowej charakterystyki zmęczeniowej wytrzymałości konstrukcji ze stopu aluminium 7075-T6. Charakterystyki te przedstawiono w postaci krzywych stałej długotrwałości zmęczeniowej na wykresach analogicznych do rysunku 1. Ponieważ działające w czasie eksploatacji obciążenia powtarzalne są zazwyczaj złożone, najlepiej odwzorowywać je za pomocą widma obciążeń. Jednak z powodu znacznej liczby wymaganych widm oraz braku wyposażenia badawczego dla wytworzenia wchodzących w widmo obciążeń programowych nie było możliwości przedstawienia wytrzymałości zmęczeniowej za pomocą charakterystyki tych widm. Dla-

tego też wszelkie charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej przedstawione są za pomocą długości przy obciążeniach o stałej amplitudzie; charakterystyki te nazywają się zazwyczaj charakterystykami typu $\sigma-N$. Dane przedstawione na rysunkach 4, 5 i 6 można rozpatrywać jako charakterystyki typu $\sigma-N$, określone z badań próbek i blach z koncentracją naprężeń na brzegach [3—6]. Krzywe w przybliżeniu odpowiadają teoretycznym wielkościom współczynników koncentracji naprężeń, równym odpowiednio 5,0, 3,2 i 2,5.

Dowolna prosta linia przecinająca krzywą stałej długości zmęczeniowej, wyznacza odpowiednią krzywą $\sigma-N$. Linie proste prostopadłe do osi obciążenia średniego i zmiennego wyznaczają krzywe $\sigma-N$, odpowiednio dla stałego średniego obciążenia cyklu i obciążenia o stałej amplitudzie. Proste równoległe i prostopadłe do linii $R = 0$ wyznaczają krzywe $\sigma-N$, odpowiednio dla stałego minimalnego i stałego maksymalnego obciążenia. W końcu proste przechodzące przez początek współrzędnych wyznaczają krzywe $\sigma-N$ ze stałą wielkością współczynnika R (lub A).

Charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej różnych materiałów mogą się różnić, różnica ta jednak zwiększa się, jeśli charakterystyki przedstawić za pomocą naprężeń, ponieważ w tym przypadku uwydatnia

się zmiana wytrzymałości statycznej materiałów. O wiele lepiej przedstawić tę różnicę na podstawie charakterystyk bezwymiarowych. W takim przypadku różnice między licznymi materiałami są stosunkowo niewielkie i można dla nich posługiwać się jedną grupą charakterystyk podstawowych. Mimo to jednak charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej (typu $\sigma-N$) materiałów stalowych są znacznie wyższe od stopów aluminium, mimo że są one przedstawione w postaci bezwymiarowej. Dlatego też niezbędne jest posiadanie grupy podstawowych charakterystyk i dla materiałów stalowych.

Przy projektowaniu i obliczeniach wytrzymałościowych celowe jest rozpatrywanie wytrzymałości zmęczeniowej w zależności od pewnych charakterystyk zmęczeniowej wytrzymałości i naprężenia nominalnego charakteryzującego wytrzymałość statyczną. Te charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej zależne są od kształtu elementu, a naprężenie nominalne od powierzchni poprzecznego przekroju. Przyjęto, że praktyczne zmiany powierzchni poprzecznego przekroju w czasie projektowania nie wykazują znaczącego wpływu na charakterystyki wytrzymałości zmęczeniowej.

(dcn.)

L.S.

PRZEGLĄD PRASY TECHNICZNEJ

PRZEGLĄD MECHANICZNY, nr 2 z 1968 r.

W artykule „Nowe metody pomiarów czasu pracy” omówiono sposób przeprowadzania pomiarów czasu pracy w przemyśle za pomocą przyrządów magnetofonowych. Autor podaje, w jaki sposób mierzy się czas pracy i odczytuje zapisane dane. Z przeprowadzonych badań wynika, że ta metoda jest dokładniejsza od dotąd stosowanych (za pomocą sekundomierza), zapewnia bowiem dużą dokładność wyników. Artykuł ilustrowany jest rysunkami i fotografiami. Autorem jest mgr inż. Jan Pawłowski z Ośrodka Normowania Pracy Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego.

OCHRONA PRACY, nr 1 z 1968 r.

O aktualnych sprawach ochrony pracy można dowiedzieć się z rozmowy, jaką przeprowadził przedstawiciel Redakcji z Głównym Inspektorem Pracy, tow. Henrykiem Kowalskim. W artykule dyskusyjnym na temat zakresu działania, roli i znaczenia bhp w zakładach pracy doc. dr inż. Stefan Filipkowski rozważa zasadę organizacji pracy i organizacji przedsiębiorstwa. W artykule „Radio i radar jako przyczyny wybuchów” mgr inż. Zygmunt Pawłowski porusza mało u nas znane zagadnienie niebezpieczeństwa zapalania się ciał palnych oraz materiałów wybuchowych pod działaniem pola elektromagnetycznego o wielkiej częstotliwości. Omawia też normę, którą opracowało Kanadyjskie Stowarzyszenie Normalizacji, która obszernie i poważnie traktuje sprawę zagrożenia wybuchów zapalników elektrycznych, powodowanych przez urządzenia radiowe, np. nadajniki rozgłośni telewizyjnych, radarowych, amatorskich, lotniczych itd. Oprócz przykładów ilustrujących różne rodzaje niebezpieczeństw spowodowanych przez radar i urządzenia radiowe omówione zostały środki zaradcze. Artykuł mgr inż. Michała Stę-

powskiego pt. „Praktyczny sposób dostosowania siedziska do pracownika” otwiera cykl omawiający nowe metody doboru siedziska do pracownika i do stanowiska roboczego oraz funkcję i konstrukcję siedzisk przemysłowych. Cykl ten będzie przeglądem siedzisk konstrukcji polskiej i zagranicznej.

PRZEGLĄD ELEKTROTECHNICZNY, nr 1 z 1968 r.

zamieszcza ciekawą publikację pt. „Klasyfikacja badań naukowych i prac rozwojowych oraz udział w nich różnych ośrodków badawczych”, w której mgr inż. Leszek Zienkowski na podstawie bogatej literatury podaje wzrost nakładów finansowych na badania i prace rozwojowe w krajach gospodarczo zaawansowanych. Przeprowadzona została również analiza wydatkowania tych środków finansowych na badania w różnych przemysłach. W oparciu o klasyfikację badań naukowych i prac rozwojowych przyjętą w W. Brytanii i RWPG wysuwa wniosek, że podstawową domeną działalności badawczej i rozwojowej przemysłowych instytutów badawczych w Polsce powinna być grupa 3 prac (badania naukowo-stosowane).

WYNALAZCZOŚĆ I RACJONALIZACJA, nr 2 z 1968 r.

Z artykułu „Wybrane informacje dotyczące patentów USA i W. Brytanii” można dowiedzieć się o sposobie korzystania z zagranicznej literatury patentowej, niedostępnej w kraju. Umieszczono wykaz adresów instytucji w USA i W. Brytanii, od których można otrzymać różne materiały (podane zostały różne ceny tych materiałów). W artykule mgr inż. Brodowicz omówił również sposób klasyfikacji oraz redakcję opisów patentowych amerykańskich i brytyjskich. W artykule „Korzystanie z literatury patentowej” mgr inż. Stanisław Madeyski informuje o sposobie korzystania ze szwaj-

carskich opisów patentowych. O „Rozwoju przemysłu elektrotechnicznego w świecie” pisze mgr Jerzy Sarnecki.

W artykule „Zmiany w ustawodawstwach patentowych” mgr inż. J. Maciak omawia aktualne zmiany wprowadzone w państwach skandynawskich, Francji i NRF.

MASZYNY MATEMATYCZNE, nr 1/2 z 1968 r.

W artykule „Oprogramowanie maszyny w systemie ZAM-41” dr inż. Jacek Szymanowski omawia warunki realizacji systemu do przetwarzania danych ZAM-41, złożonego z elektronicznej maszyny cyfrowej i odpowiadającego jej oprogramowania. Podane zostały moduły systemu ZAM-41, opisany cykl uruchamiania tego systemu. W artykule „Zastosowanie elektronicznej maszyny cyfrowej do sporządzania indeksów haseł przedmiotowych” Barbara Muchlodo-Marońska omawia zastosowanie maszyny cyfrowej do sporządzania indeksów dla potrzeb informacji naukowej, gdzie dotychczasowymi sposobami nie można zapewnić kompletności i aktualności informacji.

W artykule „O językach komputerów” Eugeniusz Zadrzyński omawia problem szerokiego rozwoju języków programowania, których jest już kilkadziesiąt na świecie, w tym tylko w Stanach Zjednoczonych ok. 30. Następnie omawia szerzej zalety języka PL/I opracowanego przez firmę IBM wraz z maszynami matematycznymi serii 360. Podkreśla też celowość wprowadzenia języków znormalizowanych, podając jako przykład wdrażanie ALGOLu i COBOLu.

SKRZYDLATA POLSKA, nr 4 z 1968 r.

zamieszcza interesujący artykuł dra M. Mikulskiego pt. „Polityka państwa w zakresie komunikacji lotniczej w latach 1919—1939”. Artykuł omawia fazę rozwojową struktury władz

lotniczych w Polsce przed II wojną światową oraz ich stosunek do — kolejno powstających — przedsiębiorstw komunikacji lotniczej. Szczególnie interesujące są wzmianki o raporcie NIK z 1925 r., o „rozporządzeniu Prezydenta RP o prawie lotniczym”, o organizacji Wydziału Lotnictwa Cywilnego (14-osobowego departamentu Ministerstwa Komunikacji pod kierownictwem ppłk. Cz. Filipowicza) oraz o programie rozwoju komunikacji lotniczej z 1929/30 r. Do 1928 r. Polska zawarła umowy lotnicze z 5 krajami, zaś w okresie 1929—1939 r. — z 10 dalszymi.

BIULETYN INFORMACYJNY INSTYTUTU LOTNICTWA, nr 25 z 1968 r.

Jubileuszowy zeszyt czasopisma zawiera szereg interesujących — jak zawsze — wzorowo opracowanych pozycji. Główny inżynier d.s. Lotniczych Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego inż. R. Woliński omówił perspektywy rozwoju produkcji śmigłowców w Polsce. Mgr inż. A. Glass zapoznał czytelników z nowym szybowcem wyczynowym klasy standard typu Foka-5. Redaktorzy J. Babiejczuk i J. Grzegorzewski omówili historię rozwoju Zakładów w Mielcu, w artykule poświęconym wytwórni samolotów An-2. Przeglądu przemysłu radzieckiego dokonał inż. N. Nowikow (opisując „Jaki” i przedstawiając ich konstruktora A. Jakowlewa) oraz mgr inż. J. Grzegorzewski (charakteryzując silniki lotnicze ZSRR). Komunikacji lotniczej poświęcili artykuły: J. Babiejczuk zapoznając czytelników z „LOTem” w 39 roku działalności oraz dr M. Mikulski, który opisał lotnicze porty Londynu. BILL przypomina również historię lotnictwa polskiego w monografii inż. Z. Kosakiewicza pt. „Erwudziacy”. Wzmianki o nowościach oraz echa o polskich konstrukcjach z prasy zagranicznej zamykają numer jubileuszowy. Atrakcyjną okładką przedstawia „Wilgę” typu 35 nad ruinami zamku w Czorsku.

Tworzywa zbrojone włóknem

Rozwiązania konstrukcyjne w wielu przodujących dziedzinach techniki ograniczane są niedoskonałością materiałów. Odczuwa się to szczególnie w lotnictwie i astronautyce przy budowie statków kosmicznych, pocisków latających itp. Podstawowymi kryteriami nowoczesności sprzętu są tu: mały ciężar własny przy dużym udźwigu, duże prędkości, odporność na wysoką temperaturę, trwałość, pewność itp., przy czym szczególnie eksponowane są wskaźniki względne, jak stosunek mocy do ciężaru, powierzchni oporowej do ciężaru itp.

Istotne etapy postępu w tych dziedzinach związane są prawie zawsze z nowymi odkryciami i udoskonaleniami w zakresie materiałów konstrukcyjnych.

Obecnie zarysowuje się wyraźna tendencja do wprowadzania nowych tworzyw, które oprócz bezpośredniego podwyższania własności wytrzymałościowych umożliwiają realizację nowych idei konstrukcyjnych i technologicznych. Rozwiązania konstrukcyjne zmierzają do wykorzystania najwyższych własności wytrzymałościowych na głównym kierunku naprężeń, tj. formowaniu elementów zgodnie ze schematem obciążeń.

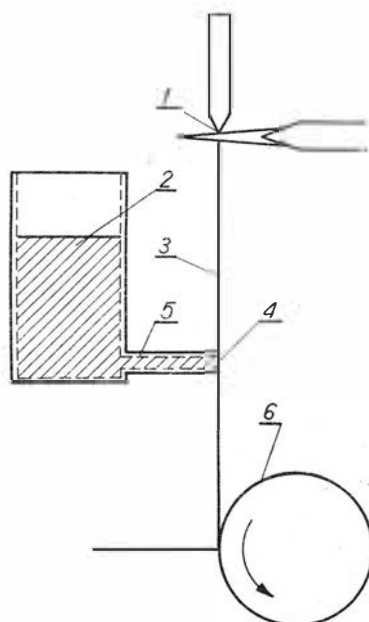
Szczególną uwagę skupiono na materiałach włóknistych, które są elementem przenoszącym obciążenia. Włókna te „zatopione” są w wypełniaczu, który pozwala na nadawanie przedmiotowi żadanego kształtu. W chwili obecnej opracowano i stosuje się w praktyce wiele typów nośników (włókien), jak i wypełniaczy — najczęściej żywice.

Materiały te stanowią tworzywo konstrukcyjne o zupełnie innych właściwościach zarówno konstrukcyjnych, jak i technologicznych, w stosunku do stosowanych dotychczas metali. Pomimo że materiały te nie są jeszcze całkowicie zbadane i zasób w wiadomości o nich jest ograniczony, doczekały się już wielu zastosowań i to na zasadnicze elementy konstrukcyjne, nawet w silnikach turbinowych. Tendencja do wprowadzania tych materiałów ciągle wzrasta, i to w sposób gwałtowny, co zmusza do zainteresowania się nimi. Z tych względów wydaje się celowe omówienie choćby fragmentaryczne tworzyw zbrojonych (włókno + wypełniacz).

Własności materiału oraz jego zachowanie się zostaną omówione na przykładzie tworzywa opracowanego przez firmę Rolls-Royce. Badania tam przeprowadzone wyjaśniają wiele charakterystycznych cech tych

materiałów. Tworzywo składa się z włókien krzemu (SiO_2) o średnicy 0,05 mm „zatopionych” w aluminium o wysokiej czystości przy stosunku tych składników 1 : 1.

Tworzywo zbrojone wykonane jest w ten sposób, że włókna tlenku krzemu pokrywane są czystym aluminium przez bezpośrednie ich przeciąganie przez kroplę roztopionego aluminium (rys. 1). Wstępne pokrycie aluminium zabezpiecza włókna przed uszkodzeniem w czasie dalsze-



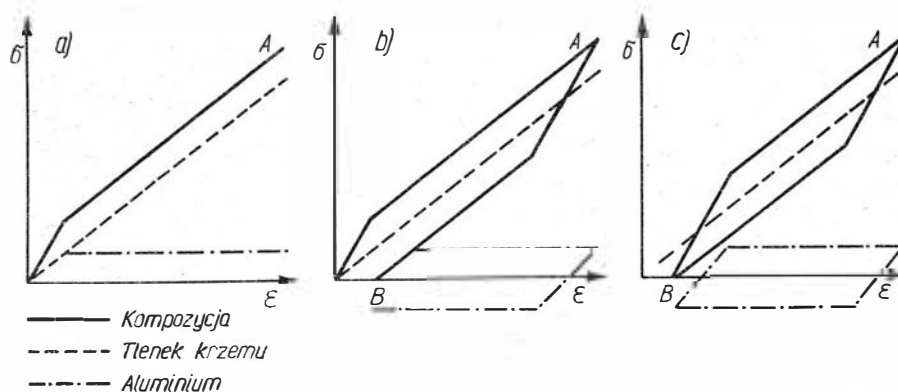
Rys. 1. Pokrywanie włókna tlenku krzemu warstwą czystego aluminium: 1 — mechanizm podający włókno tlenku krzemu do płomienia, 2 — aluminium, 3 — włókno tlenku krzemu, 4 — strefa pokrywania, 5 — rurka doprowadzająca od pieca z kontrolowaną temperaturą, 6 — bęben nawijający

go procesu, a poza tym gwarantuje równomierne rozłożenie włókien w materiale zbrojonym — kompozycji włókna z wypełniaczem. Przedmioty wykonuje się przez prasowanie na gorąco.

Zależność odkształceń w funkcji naprężeń jest sumą zależności nośnika (włókna tlenku krzemu) i wypełniacza (aluminium) rys. 2. Rysunek 2a przedstawia przebieg obciążenia do punktu A. Widoczne są małe odkształcenia sprężyste aluminium i następnie duży zakres odkształceń plastycznych (linia „kreska kropka”). Linia przerywana obrazuje przebieg odkształceń sprężystych włókien, a linia ciągła — przedstawia zależność kompozycji jako sumę wartości naprężeń w aluminium i we włóknach. Rysunek 2b przedstawia zależność przy obciążeniu do stanu A i odciążeniu do stanu B. Jak widać z rysunku, w punkcie B istnieją niewielkie naprężenia ściskające w wypełniaczu równoważone naprężeniami rozciągającymi w nośniku. Na rysunku 2c uzupełniono wykres przebiegiem zależności przy wtórnym obciążeniu od stanu B do A. Dalsze cykliczne obciążenie będzie dawało (całkowicie powtarzalny) wykres dwu pętli zamkniętych, widocznych na rys. 2c. Deformacje plastyczne zachodzące w wypełniaczu mają istotny wpływ na własności mechaniczne tworzywa zbrojonego.

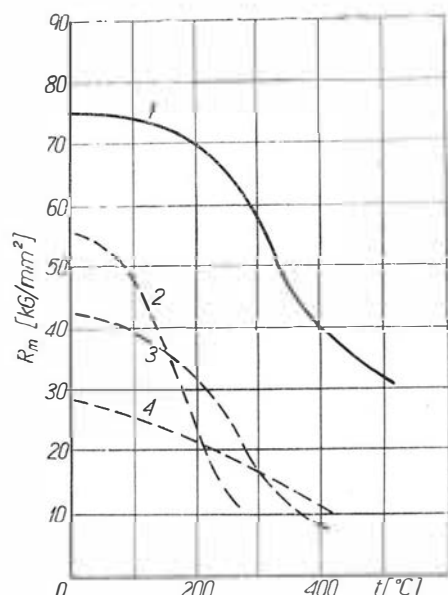
Moduł sprężystości, liczba Poissona i inne są zależne od stanu naprężeń, nawet w normalnie stosowanym zakresie obciążeń. Oczywiście odkształcenia plastyczne wpływają również na wytrzymałość zmęczeniową i zdolność tłumienia drgań.

Wytrzymałość tworzywa jest zdecydowanie wyższa od innych dotych-



Rys. 2. Przebieg funkcji naprężenia — odkształcenia dla materiału zbrojonego: a — obciążenie do stanu A, b — odciążenie od stanu A do stanu B, c — powtórne obciążenie do stanu A

czasowych stopów aluminium, jak to widać z rys. 3, i to w temperaturze normalnej i podwyższonej. Nowa kompozycja włókna z tlenku krzemowego z aluminium ma wytrzymałość około 77 kG/mm² (przy optymalnych parametrach procesu osiągnąć można nawet 145 kG/mm²). Do 200 °C wytrzymałość utrzymuje się w granicach 70 kG/mm², a w temperaturze 400 °C wynosi jeszcze 39 kG/mm².

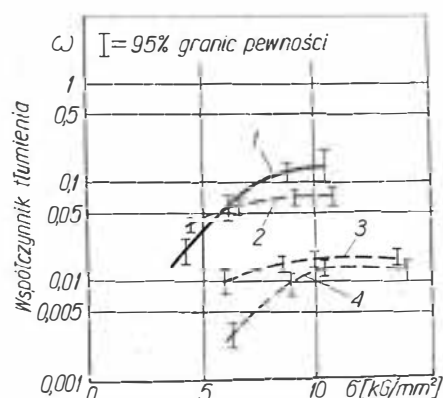


Rys. 3. Wytrzymałość na rozerwanie w funkcji temperatury:
1 — tworzywo zbrojone, 2 — stop alumiowy 7079 Al, 3 — stop alumiowy RR58, 4 — stop 10% SAP Al (aluminium-tlenek-aluminium)

Omawiana kompozycja utrzymuje dużą wytrzymałość w temperaturach działających w ciągu długiego okresu czasu. Tworzywo charakteryzuje również atrakcyjna odporność na pełzanie, np. przy naprężeniach 21 kG/mm² w temperaturze 340 °C do 400 °C działających w ciągu 100 godzin wydłużenia były niemożliwe do zmierzenia.

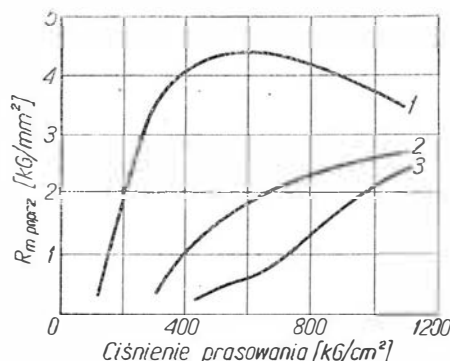
Zdolność tłumienia drgań tworzywa jest bliska wartościom dla żeliwa, a nawet dla większych obciążeń przewyższa go, jak to widać z rys. 4.

Tworzywo zbrojone ma unikalne własności przeciwmęczeniowe. Przy powtarzalnych obciążeniach przemennych może powstać w wypełniaczu pęknięcie zmęczeniowe, „za-



Rys. 4. Zdolność tłumienia drgań w funkcji naprężeń:
1 — tworzywo zbrojone, 2 — żeliwo o wysokiej zdolności tłumienia, 3 — stop alumiowy RR58, 4 — stal

mykane” przez włókna tlenku krzemu, w których występują naprężenia rozciągające. Dzięki temu tworzywo może przenosić znacznie większe wartości pęknięć zmęczeniowych przed pęknięciem całkowitym. Natomiast pęknięcie włókien powoduje natychmiastowe pęknięcie całego układu. Zachowanie się tworzywa zbrojonego zależy od poziomu obciążeń oraz od stosunku nośnika do wypełniacza. Również w zakresie



Rys. 5. Wytrzymałość na rozrywanie wiązania wypełniacza (aluminium) w tworzywie zbrojonym w zależności od ciśnienia, temperatury i atmosfery procesu wytwarzania:
1 — 500 °C wodór, 2 — 500 °C powietrze, 3 — 450 °C powietrze

innych własności, jak udatność itp. tworzywo zbrojone wykazuje wyższą nad jednolitym materiałem (stop alumiowy).

Wytrzymałość wiązania się wypełniacza mierzy się przez rozrywanie próbki w kierunku prostopadłym do kierunku włókien. Wytrzymałość ta jest różna, zależnie od warunków procesu wytwarzania. Dla omawianego tworzywa przedstawiono tę zależność na rys. 5.

Do łączenia elementów wykonanych z tworzywa zbrojonego (aluminium + tlenek krzemu) można stosować sposoby mechaniczne, zgrzewanie ciśnieniowe lub ew. lutowanie twarde i miękkie. Nie wolno natomiast spawać a także należy unikać wiercenia i gwintowania bezpośrednio w tworzywie.

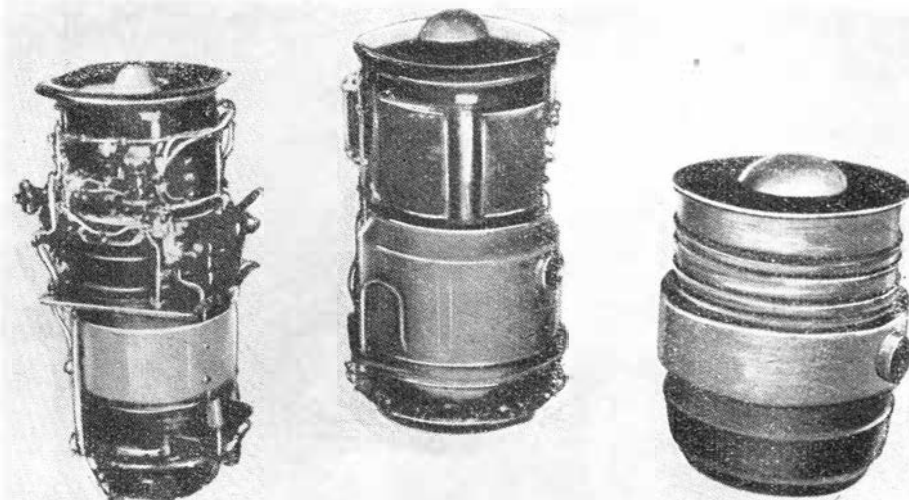
Firma Rolls-Royce ma duże doświadczenie w zastosowaniach two-

rzyw zbrojonych, które zdobyła w związku z rozwojem silników pionowego startu, a zwłaszcza silnika RB.108 o ciągu 1040 kG i stosunku ciągu do ciężaru 8,7 : 1. Z wersji tej w wykonaniu głównie metalowym, po zmianach konstrukcyjnych i wprowadzeniu większej ilości tworzywa zbrojonego powstał silnik RB.162 o ciągu 2000 kG i stosunku ciągu do ciężaru 16 : 1. Obecnie powstająca trzecia generacja będzie mieć ciąg 4100 kG i stosunek do ciężaru 20 : 1. Wszystkie trzy generacje pokazano na rys. 6.

Przewiduje się równocześnie, że dalsze prace rozwojowe i wprowadzenie nowych tworzyw zbrojonych i w większych ilościach umożliwi w ciągu następnego dziesięciolecia osiągnięcie stosunku ciągu do ciężaru rzędu 40 : 1 do 50 : 1.

W silniku RB.162 zastosowano włókno szklane łączone żywicą epoksydową. Tworzywo to poza zaletami tworzyw zbrojonych pozwala na wyraźne obniżenie kosztów produkcji. Dla przykładu można podać, że 40% silnika RB.162 wykonane jest z tworzywa zbrojonego, a pochłania tylko 15% kosztów całego silnika. Z tworzywa zbrojonego wykonuje się obie połówki obudowy sprężarki, łopatki kierownicze i łopatki wirnikowe sprężarki z wyjątkiem łopatek wirnikowych pierwszego stopnia, które są ze stopu alumiowego. Do zalet tworzywa zbrojonego należy sposób, w jaki łopatki ulegają uszkodzeniu wskutek uderzenia: zamiast łamać się u podstawy rozwarstwiają się i rozszczepiają stopniowo łupiąc się na drobne włókniste cząstki. Łopatki z tworzyw zbrojonych wykazują również dużą odporność na erozję.

Tworzywa zbrojone włóknem szklanym są również ważnym materiałem wyjściowym do konstrukcji elementów w innych przemysłach, np. budowy silników elektrycznych, lekkich izolatorów itp. Materiał ten przewiduje się również jako podstawowy do nowych pojazdów szynowych projektowanych obecnie na zakresy prędkości 240 do 850 km/godz. Poza tym z tworzyw zbrojonych



Rys. 6. Trzy generacje silnika nośnego firmy Rolls-Royce, z tworzywem zbrojonym w zimnej części silnika. Ciąg i stosunek ciągu do ciężaru w kolejnych wersjach wynosi odpowiednio 1040 kG i 8,7 : 1, 2000 kG i 16 : 1, 4100 kG i 20 : 1

wykonano już korpus silnika rakietowego o średnicy 4 metrów. Obecnie technikę tę stosuje się do wykonania przewodów wodociągowych o średnicy do 3 m.

Wyjaśnienie zalet materiałów włóknistych zawiera tablica. Jako parametr porównywalny należy przyjąć moduł właściwy i wytrzymałość właściwą, tj. wartości modułów i wytrzymałości sprowadzone do ciężaru właściwego równego jedności. Pierwszy parametr charakteryzuje sztywność, a drugi wytrzymałość przy założeniu ciężaru właściwego dla wszystkich porównywalnych tworzyw równego jedności. W tablicy sześć pierwszych pozycji dotyczy materiałów tradycyjnych i widać, że moduł właściwy jest prawie równy dla wszystkich i wynosi około $2,7 \cdot 10^5$ kG/cm², a wytrzymałość właściwa waha się w granicach od 4,4 do 29 kG/mm². Pozostałe pozycje tablicy obejmują dane włókien i kryształów włosowatych (angielska nazwa „whisker”). Moduł właściwy jest tu kilka do kilkunastu razy większy, a wytrzymałość właściwa nawet kilkaset razy większa.

Materiały te nie są niestety dostatecznie opracowane i nie można ich stosować bezpośrednio na elementy konstrukcyjne z uwagi na brak ciągliwości i plastyczności. Obecnie jedynie technologia materiałów zbrojonych pozwala wykorzystać zalety materiałów włóknistych. Zatapianie włókien w innym materiale pozwala na rozdzielenie zadań eksploatacyjnych. Materiał wiążący, wypełniacz (zwykle jeden z gatunków żywicy) przekazuje naprężenia na włókno, którego zadaniem jest przenoszenie obciążeń. Dodatkowym za-

daniem wypełniacza jest osłona włókien przed uderzeniami, korozją i innymi przypadkami eksploatacyjnymi. Sama technika zbrojenia znana była już dawniej, m.in. przy wyrobie z betonu zbrojonego ciężkich korpusów obrabiarek. Zadania obecne są jednak znacznie ostrzejsze.

Dla podwyższenia jakości zbrojenia zastosowano znaną od 1920 r. metodę wytrącania, jak w stopach aluminiowych utwardzanych dyspersyjnie. Częsteczki wytrącane zarówno w aluminium, jak i stalach wysokowytrzymałych i stopach niklu są zwykle kryształami równoosiowymi. Kryształy wydłużone w formie włosowatej są znacznie lepszym czynnikiem w zbrojeniu konstrukcji.

Podjęto olbrzymie wysiłki dla uzyskania nowych niemetalicznych włókien i kryształów włosowatych o znacznie wyższych własnościach wytrzymałościowych, stawiając poważne zadania chemii. W chwili obecnej dostępna jest już na rynku światowym pewna ilość takich materiałów, a wśród nich włókna włosowate azotku krzemu, tlenku aluminium oraz włókna: szklane, węgla, boru i tlenku krzemowego. Oczywiście materiały te są niezmiernie drogie, zwłaszcza najwyższej jakości. Koszty ich gwałtownie spadają w miarę opracowywania technologii — dla niektórych ceny w ciągu roku spadają nawet do wartości kilkusetkrotnie niższych. Najbardziej obiecującym materiałem w chwili obecnej są włókna węgla produkowane w USA, Wielkiej Brytanii i Japonii. Są przynajmniej sześciokrotnie mocniejsze od włókien szklanych. Najlepsze ich gatunki dysponują wytrzymałością 2- i 3-krotnie większą od wytrzymałości stali, przy ciężarze

czterokrotnie mniejszym od stali. Istotnym czynnikiem jest również to, że włókna węgla dobrze współpracują z żywicami termoutwardzalnymi (związki węgla), używanymi na wypełniacze w materiałach zbrojonych włóknom szklanym.

Początkiem tworzenia się włókien węglowych jest zwykle włókno wykonane przez człowieka: grupy akrylowe, jak poliakrylowe cyjanki alkiłowe i inne, mogą być przekształcone za pomocą pirolizy w wysokiej temperaturze (3000 °C) w czysty polikrystaliczny węgiel o własnościach jak w tablicy. Obecnie produkuje się włókna węglowe o długości 300 mm, lecz niedługo będą dostępne metody produkcji włókien ciągłych, a koszty wykonania szacuje się na poziomie kosztów wytwarzania berylu.

Firma Rolls-Royce ma obecnie materiał zwany Hyfil, zawierający objętościowo 40 do 50% włókien węglowych o module właściwym pięciokrotnie wyższym od tytanu przy równoczesnej dobrej wytrzymałości zmęczeniowej. Z materiału tego można kształtować następujące elementy silnika: cały zespół niskiego ciśnienia, obudowę przedniego łożyska, korpus sprężarki wysokiego ciśnienia, kanał wtórnego przepływu i prawie połowę łopatek wirników i kierowniczych sprężarki wysokiego ciśnienia.

Elementy metalowe złożone mogą być zastępowane zespołami integralnymi formowanymi z tworzywa zbrojonego. Jako wypełniacz stosuje się żywice epoksydowe i poliamidowe zapewniające rezerwę tysięcy godzin w temperaturze do 250 °C i rezerw wielogodzinny w temperaturze 400 °C. Ponadto kompozycje te mają dobre własności tłumiące, obniżając drgania i hałas.

Materiały te wykorzystuje się również na elementy płatowca, m.in. w samolocie „Concorde”.

Następnym interesującym materiałem są włókna boru. Sam bor ma niektóre własności metali, a niektóre metaloidów. Materiał ten w formie włókien o własnościach podanych w tablicy dostępny jest w USA od 1965 roku.

Włókna o średnicy 0,10 mm są kompozycją cienkiego włókna wolframu o średnicy 0,013 mm oraz osadzonego na nim, z par, czystego boru (bor sublimuje w temperaturze 2550 °C). Długość włókien dochodzi do 600 m, a wytrzymałość do 350 kG/mm² przy ciężarze właściwym mniejszym od aluminium. Ostatnio powstały możliwości wytwarzania włókna ciągłego czystego boru za pomocą wtryskiwania roztopionego boru (punkt topności 2300 °C) przez dyszę i zamrażaniu go, zanim rozpadnie się na kropelki.

Z włókien boru impregnowanych żywicą wykonano już owalny korpus silnika rakietowego o wymiarze poprzecznym 150 mm metodą nawijania, zbiornik ciśnieniowy na tlen dla kosmonautów, a także łopaty śmigłowca o parę metrów dłuższe od dotychczasowych.

Dużą uwagę poświęca się wytrzymałym ceramikom, a szczególnie za-

Porównanie własności niektórych materiałów dotychczasowych z włóknami

Materiał	Wytrzymał. na rozciąganie [kG/mm ²] R_m	Moduł Younga równoległy do osi włókien E [kG/cm ² · 10 ³]	Ciężar właściwy [G/cm ³] c.wł.	Moduł właściwy $E/c.wł.$ [kG/cm ² · 10 ³]	Wytrzymał. ciężar $R_m/c.wł.$ [kG/mm ²]
Zelazo	40	21,0	7,8	2,69	5,1
Aluminium	12	7,4	2,7	2,74	4,4
Tytan	55	11,8	4,5	2,62	12,2
Szkło	—	7,0	2,5	2,80	—
Drewno (wzdłuż włókna)	—	1,3	0,5	2,60	—
Stal ulepszona (stabilizowana)	225	21,0	7,8	2,69	29,0
Włókno szklane (świeżo ciągnięte)	280	6,4	2,54	2,52	110,0
Włókno szklane (używane)	162	6,4	2,54	2,52	64,0
Włókna boru	245	42,0	2,5	16,8	98,0
Włókna grafitu	140	17,5	1,5	11,7	93,0
Włókna węgla	210	42,0	2,0	21,0	105,0
Włókna włosowate grafitu	2100	70,0	2,2	31,8	956,0
Włókna włosowate azotku krzemu	700	38,6	3,2	12,5	219,0
Włókna włosowate węglika krzemu	700	49,0	3,2	15,3	219,0
Włókna włosowate tlenku aluminium	1400	42,0	4,0	10,5	350
Włókna tlenku krzemu w otulinie aluminium	145	—	2,4	—	60,0
Włókna włosowate żelaza stali	1410	52,7	7,8	6,7	181,0

stosowaniu w technice specjalnych mieszanek żaroodpornych, lekkich i odpornych na zmianę kształtu i to zarówno w formie włókien, włosowatej, jak i materiałów objętościowych.

I tak wykonano, całkowicie z azotków krzemu, udaną konstrukcję silnika 250 cm³ z wirującym tłokiem. Były również prowadzone próby wykonania łopatek turbin z tego materiału.

Azotek krzemu jest jednak ciągle kruchy. Wadę tę można zmniejszyć przez uważne konstruowanie. Istotną zmianą odporności na uderzenia można osiągnąć przez wzrost włókien w ceramikach. Można to osiągnąć przez obróbkę cieplną, gdyż zaobserwowano, że niewielkie ilości zanieczyszczeń wewnątrz kryształu mogą być wytrącane w dowolną strukturę włóknistą, bardzo podobną do rozproszonych włosowatych. Na tej zasadzie opracowywany jest tlenek magnezu (punkt topności 2800 °C) z wprowadzeniem jednej tysięcznej związków wapnia i cykonu w formie włóknistej. Materiał przeznaczony do budowy reaktorów atomowych z uwagi na wysoką odporność korozyjną na roztopiony sód może stać się poważnym materiałem w wielu gałęziach techniki operującej w zakresie wysokich temperatur.

Z podobnym nastawieniem prowadzi się badania nad metalami opierając się na znanym zjawisku utwardzenia dyspersyjnego przez wytrącone kryształy klinujące płaszczyzny poślizgów w metalach. Lepiej od kryształów równoosiowych klinują i wzmacniają włókna i kryształy włosowate. Obecnie trwają poszukiwania metody uzyskania takich wytrąceń.

Być może jednak bardziej obiecująco wygląda realizacja tej idei przez tworzenie eutektyk dwumetalicznych. Tworzenie roztworów dwu metali o składzie eutektycznym, a następnie sterowanie procesem krzepnięcia umożliwia tworzenie niezmiernie silnych kryształów włosowatych o długości około 1 mm rozłożonych równolegle względem siebie w stopie. Przekrój poprzeczny do osi włókien takiego stopu wykazuje strukturę analogiczną do tworzyw żywiczych zbrojonych włókniem — równomierne rozłożenie włókien kryształów włosowatych jednego składnika stopu w drugim przy średnicy kryształu w kierunku prostopadłym do osi około 0,001 mm.

Dotychczas przebadano stopy aluminium-nikiel, aluminium-miedź, a obecnie prowadzi się badania nad stopami nikiel-beryl, nikiel-bor i tantal-węgiel.

Wprowadzenie do techniki materiałów włóknistych zmusiło do zmiany metod wytwarzania — zdecydowane odejście od kosztownych metod obróbki mechanicznej, a przejście na różne formy kształtowania i formowania głównie na zimno.

Kształty obrotowe wykonuje się głównie drogą nawijania włókien z moczonych w wypełniaczu i następnie uzupełnienie wypełniaczem. Technika ta ograniczała się dotychczas do włókien szklanych, lecz wy-

tworzenie ciągłego włókna węglowego pozwoli na użycie go do wszystkich bardziej obciążonych konstrukcji. Podobnie będą wprowadzane i inne gatunki jak np. włókna boru.

Części bardzo skomplikowane są kształtowane przez prasowanie, najczęściej przy zastosowaniu mat zamiast włókien. W ten sposób można wykonać elementy, których odtworzenie w metalu jest technicznie wprost niemożliwe.

Przykładem może być śmigło poduszkowca, które dla obniżenia poziomu hałasu, bez straty sprawności wymaga zastosowania skrętu 35°.

Włókna zbrojone umożliwiają tworzenie elementów kombinowanych z zastosowaniem wkładek metalowych, drewnianych, z tworzyw sztucznych itp.

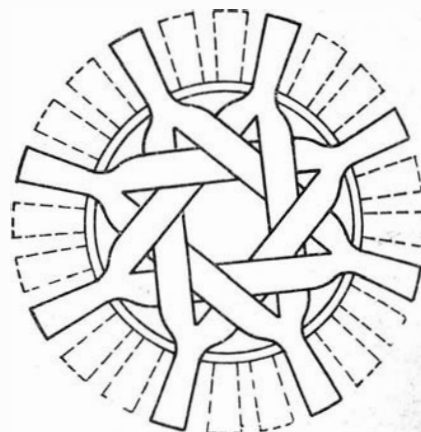
Ponadto materiały te mają różną od metali wytrzymałość na rozciąganie, ściskanie, moduł sprężystości itp.

Dzięki swobodzie tworzenia z materiałów zbrojonych można tak formować, ażeby wykorzystać największą ich wytrzymałość przez odpowiednie usytuowanie w kierunku największych naprężeń.

W firmie Rolls-Royce wykonano na tych zasadach łopatki sprężarki tworząc zamki łopatek przez zaformowanie metalowego klina (zamek jest w kształcie jaskółczego ogona). Wykorzystano tu inne jeszcze zalety tworzyw zbrojonych — odchylając niektóre włókna od kierunku osiowego uzyskano żądany skręt i właściwe dostrojenie drgań skrętnych i poprzecznych.

Stopień wykorzystania własności materiałów zbrojonych może być jeszcze znacznie wyższy pod warunkiem odejścia od tradycyjnych metod konstruowania i przyjęcie nowych rozwiązań. Przykładem mogą tu być wspomniane łopatki osadzone w tarczach. Dla ich osadzenia trzeba tworzyć bandaż na obwodzie tarcz, które w czasie obrotów dodatkowo

obciążają tarczę wymagając jej wzmocnienia. Rezygnując z dotychczasowego sposobu osadzenia łopatek można wyeliminować bandaż i zmniejszyć ciężar całego zespołu.



Rys. 7. Nowy sposób tworzenia zespołu tarcza-łopatki jest przykładem tendencji konstrukcyjnych w materiałach zbrojonych

Przykład takiego integralnego zespołu łopatek i tarczy, a równocześnie nowych form rozwiązań pokazuje rys. 7. Tak więc wprowadzenie materiałów zbrojonych może być rewolucją w technice i to zarówno w zakresie osiągnięć materiałowych, technologii i metod wytwarzania, jak i metod konstrukcji.

Literatura

1. Materials engineering in design, vol. 64, nr 7 z 1966 r.
2. Metalworking Production, vol. 108, nr 51 z 1964 r.
3. Metalworking Production, vol. 110, nr 33 z 1966 r.
4. Aviation week and space technology, 18-4, z 1966 r.
5. Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 11 z 1967 r.
6. Wiestnik maszynostrojenia, nr 11 z 1967 r.

KRONIKA

Sekcja Lotnicza SIMP uważa się za kontynuatorkę przedwojennego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (znanego w polskim świecie lotniczym pod symbolem „ZPIL”). Nasze czasopismo „Technika Lotnicza i Astronautyczna” (do niedawna — „Technika Lotnicza”) jest miesięcznikiem Sekcji Lotniczej SIMP — podobnie jak przedwojenny periodyk p.n. „Technika Lotnicza” stanowił organ ZPIL.

Z uwagi na to, że poszerza się działalność Sekcji Lotniczej — będziemy w Kronice bardziej eksponować informacje o pracach Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP — podobnie jak to robiła Redakcja „Techniki” — przed 30 laty.

Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

1. Z dniem 1 marca br. rozpoczął działalność Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Świdniku przy Oddziale Wojewódzkim SIMP w Lublinie. Po oddziałach Sekcji Lotniczej w Rzeszowie, Poznaniu i Bydgoszczy jest to już czwarty w kraju placówka naukowo-techniczna naszego Stowarzyszenia. Siatka organizacyjna zawiera się więc szybciej w terenie niż w stolicy. Przewodniczącym Zarządu oddziału w Świdniku został kol. Stanisław Trębacz.

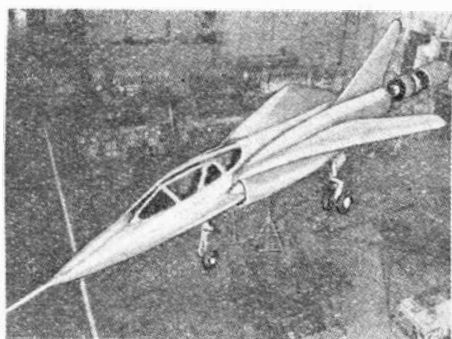
2. Program Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP — na najbliższy okres — przewiduje powołanie oddziałów Sekcji w Warszawie, Bielsku-Białej i w Kaliszu. W WSK Kalisz odbędzie się w dn. 10 maja br. czwarta kolejna sesja wyjazdowa Zarządu SL. Przypomnijmy, że poprzednie wspólne posiedzenia zarządów Sekcji Lotniczej i kół zakładowych SIMP odbyły się w WSK Rzeszów, WSK Świdnik i w Szybocowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej.

3. Nie sprzedane egzemplarze 4-tomowego wydawnictwa opracowanego na konferencję naukowo-techniczną pt. „Aktualne Problemy Polskiego Lotnictwa” zostały przez Zarząd Sekcji Lotniczej bezpłatnie rozdzielone. Otrzymały je m.in. biblioteki zakładów i instytucji lotniczych, katedry lotnicze Politechniki Warszawskiej, wyższe oficerskie szkoły lotnicze i redakcje czasopism lotniczych.

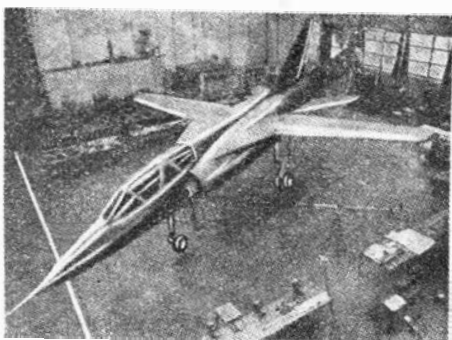
4. Zarząd Sekcji Lotniczej nawiązał współpracę z Zarządem Głównym Towarzystwa Przyjaźni Polsko-Radzieckiej. Według wstępnych ustaleń Sekcja Lotnicza włączy się do prowadzonej przez TPPR akcji upowszechniania osiągnięć radzieckiej nauki i techniki, zaś TPPR umożliwi nawiązanie bezpośrednich kontaktów z kołami lotniczymi i astronautycznymi ZSRR. Zarząd SL prosi o zgłaszanie się kolegów, chętnych do wygłaszania (płatnych) odczytów.

NOWE SAMOLOTY O ZMIENNYM SKOSIE SKRZYDŁA

Prototyp francuskiego bojowego samolotu ze skrzydłem o zmiennym skosie Marcel Dassault „Mirage” G (rys. 1) został pokazany po raz pierwszy na wystawie paryskiej w 1967 r.



1



Rys. 1

Jest to samolot dwumiejscowy napędzany dwuprzepływowym silnikiem SNECMA/Pratt and Whitney TF306 o ciągu z dopalaniem 9000 kG i rozwijający prędkość $Ma = 2,5$. Długość samolotu wynosi 16,8 m, rozpiętość ze skrzydłem rozłożonym 13,0 m, skos krawędzi natarcia skrzydła rozłożonego 20° , skos krawędzi natarcia skrzydła złożonego 70° , ciężar samolotu pustego 10 000 kG, ciężar startowy 18 000 kG.

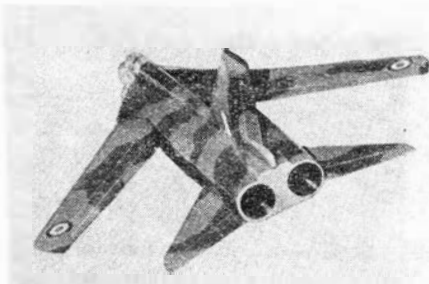
Firma Dassault zaprojektowała poza tym jednomiejscowy samolot myśliwski ze skrzydłami o zmiennym skosie „Mirage” G-3M (rys. 2), przeznaczony do działania z lotnis-

Rys. 2



kowców. Na budowę prototypu firma spodziewa się uzyskać kredyty państwowe, podobnie jak to miało miejsce w przypadku samolotu „Mirage” G.

Również angielska firma BAC (British Aircraft Corp.) zaprojektowała (wspólnie z firmą Dassault) dwumiejscowy samolot bojowy o zmiennym skosie skrzydła (rys. 3). Do jego napędu przewidziane są dwa silniki dwuprzepływowe Bristol Siddeley/SNECMA M45G o cią-



Rys. 3

gu bez dopalania ponad 3000 kG i stosunku wydatków 1,5 : 1. Ciężar startowy samolotu ma wynosić 19 000 kG.

W.K.

stosunek siły nośnej do ciągu śmigieł przy stałym położeniu kłap. Prędkość minimalna samolotu bez sterowania warstwą przyścienną wynosi 160 km/h, ze sterowaniem — 100 km/h. W przypadku uszkodzenia sprężarki sterowanie warstwą przyścienną odbywa się za pomocą ładunków prochowych, które działając przez 60 sek umożliwiają wykonanie startu lub przyspieszenie samolotu do prędkości 190 km/h. O uszkodzeniu sprężarki daje znać pilotowi sygnalizacja optyczna i akustyczna.

Ciężar całkowity samolotu S-1600 wynosi 6460 kG, udźwig w czystej wersji towarowej 2720 kG, ekonomiczna prędkość przelotowa 500 km/h; zapas paliwa z pozostawieniem rezerwy na 45 min lotu zapewnia zasięg 2040 km. Długość startu na wysokość 10 m ocenia się na 235 m, długość lądowania z tej samej wysokości — 260 m, długość pasa startowego wg FAA — 460 m, a w przypadku lotniska położonego na wysokości 1800 m — 760 m.

Cena samolotu z pełnym wyposażeniem ma wynosić 595 000 dol. Samoloty S-1600 zamierza zakupić ok. 15 linii lotniczych.

W.K.

NOWE PROJEKTY SAMOLOTÓW PIONOWEGO STARTU

Messerschmitt zaprojektował sześciuosobowy samolot pionowego startu Me408 ze składanymi wirnikami nośnymi (rys. 1). Dwa silniki turbinowe, zabudowane w ogonowej



Rys. 1

części kadłuba, napędzają w czasie startu i lądowania dwa czteropłatowe wirniki, umieszczone na końcach skrzydła. W locie poziomym łopaty wirników są składane do tyłu, a silniki są przełączane na napęd obudowanego śmigła pchającego, które umożliwia osiągnięcie prędkości przelotowej 800 km/h.

Rysunek 2 przedstawia model samolotu pasażerskiego Westland WE. 02 o przestawialnych wirnikach. Samolot ma przewozić 80 pasażerów z prędkością 600 km/h. Jego pierwszy lot jest zaplanowany na rok 1975.

PRZYGOTOWANIA DO PRODUKCJI AMERYKAŃSKIEGO SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO O SKRÓCONYM STARCIE

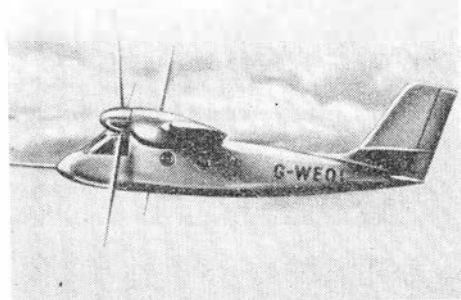
Amerykańska firma Sunrise Aircraft Corp. rozpoczęła przygotowania do produkcji pasażerskiego samolotu o skróconym starcie S-1600. Makieta samolotu już uprzednio została zatwierdzona przez FAA. Obecnie główne wysiłki są skierowane na stworzenie odpowiedniej powierzchni produkcyjnej, która umożliwiłaby początkowo produkcję 10 samolotów miesięcznie. W La Mesa w Kalifornii zostaną zbudowane cztery prototypy oraz — w celu przyspieszenia terminu rozpoczęcia programu prób w locie — oprzyrządowanie pomiarowe.

S-1600 jest samolotem do przewożenia 24 pasażerów, napędzanym dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi AiResearch TPE-331 o mocy 760 KM. Trzeci silnik TPE-331 o mocy 660 KM jest zabudowany w ogonowej części kadłuba i służy jako pomocniczy agregat pokładowy. W czasie startu i lądowania silnik ten jest używany do napędu sprężarki Fairchild „Stratos”, która m.in. dostarcza energii do układu sterowania warstwą przyścienną, zapewniającego samolotowi właściwości STOL. Ponieważ układ ten jest zasilany przez niezależny agregat, można regulować



Rys. 2

Budowa samolotu WE.02 zostanie poprzedzona próbami samolotu doświadczalnego z przestawialnymi wirnikami Westland WE.01 (rys. 3), napędzanego dwoma sprzężonymi



Rys. 3

silnikami turbinowymi. Pierwszy lot tego samolotu jest przewidziany na rok 1971. **W.K.**

ŚMIGŁOWIEC BÖLKOW BO105

W czasie rozwoju lekkich śmigłowców obserwacyjnych dla wojsk lądowych powstało zagadnienie wykorzystania tych śmigłowców lub śmigłowców podobnych do celów cywilnych. Logiczne wydaje się zastosowanie ich jako śmigłowców służbowych. Śmigłowce lepiej nadają się do podróży służbowych niż samoloty, ponieważ nie wymagają lotnisk. Jednak konwencjonalne śmigłowce wykazują szereg wad, które hamują wprowadzenie ich do użytku prywatnego i użytku przedsiębiorstw:

- są one w zasadzie niestateczne i w związku z tym trudne do pilotażu,

- ich układ wirnikowy jest skomplikowany i kosztowny w eksploatacji,

- ich niezawodność pracy nie jest zadowalająca, co wiąże się ze skomplikowanym układem przeniesienia mocy i zastosowaniem tylko jednego silnika.

Wady te są wspólne wszystkim cywilnym wersjom lekkich śmigłowców obserwacyjnych różniącym się od pierwowzorów najwyższej użyteczności silnika o większej mocy. Zaistniała wobec tego potrzeba budowy śmigłowca przeznaczonego specjalnie do podróży służbowych. Zadania tego podjęła się firma Bölkow.

Jednym z pierwszych kroków firmy Bölkow w dziedzinie śmigłowców była budowa dwułopatowego wirnika z tworzywa sztucznego wzmoc-

nionego włóknem szklanym. Próby w locie i próba długotrwała wykazały zalety tego wirnika: dużą elastyczność i dużą wytrzymałość zmęczeniową przy małym ciężarze. Podobno właśnie ten wirnik dał początek koncepcji wirników sztywnych, bezprzegubowych. Jak wiadomo, śmigłowce wyposażone w takie wirniki wykazały większą stateczność dynamiczną i sterowność, jak również większą niezawodność pracy przy prostszej obsłudze. W międzyczasie grupa studiów firmy przeanalizowała wymagania, jakie powinien spełniać śmigłowiec przeznaczony do celów służbowych. Stwierdzono, że największe szanse rynkowe miałyby śmigłowce 4÷5-osobowy o ciężarze startowym 1500 do 2000 kG. W czasie opracowywania założeń do śmigłowca służbowego — któremu nadano oznaczenie BO105 — przeprowadzono próby doświadczalnego wirnika bezprzegubowego o średnicy 6 m, a następnie wirnika o średnicy 10 m. Dzięki pomyślnym wynikom tych prób można było zastosować sztywny wirnik w projektowanym śmigłowcu. Śmigłowiec postanowiono poza tym wyposażyć w dwa turbinowe silniki — przy kosztach wytwarzania zwiększonych tylko o 10% w stosunku do śmigłowców jednosilnikowych — przy założeniu, że moc jednego silnika będzie wystarczająca do lotu poziomego przy nie pracującym drugim silniku. Firma BMW (obecnie MAN Turbomotorenwerke) podjęła się rozwoju jednopałowego silnika turbinowego 6022. Założono, że śmigłowiec poza obszerną kabiną będzie miał pomieszczenie towarowe, możliwe w środku ciężkości, dostępne od tyłu. Jako prędkość maksymalną przyjęto 250 km/h.

Rozwój śmigłowca BO105 rozpoczął się w 1964 r. Pierwsze dwa prototypy (V1 i V2) zostały zaopatrzone — do początkowej fazy prób w

zonansu prototypu V1) został od początku zaopatrzony w silniki MAN 6022-A3 o mocy 375 KM i sztywny wirnik z tytanową głowicą. Prototyp ten był pokazywany na wystawie w Paryżu w 1967 r.

Istnieje przekonanie, że śmigłowiec BO105 będzie przewyższał każdy dostępny obecnie na rynku lekki śmigłowiec dzięki sztywnemu wirnikowi i dwóm silnikom oraz możliwości wykonywania lotów IFR. Silniki, które mogą być zasilane naftą, benzyną samochodową i benzyną lotniczą, mają rezerwę mocy wystarczającą do lotu jednosilnikowego i do zapewnienia dobrych osiągnięć w wysokich temperaturach otoczenia i na dużych wysokościach. Przewiduje się następujące zastosowania cywilne śmigłowca BO105: służbowe, dostawcze, transportowe, policyjne, sanitarne, szkoleniowe i gospodarcze oraz zastosowania wojskowe — szkolenie pilotów, zadania obserwacyjne i rozpoznawcze, transportowe i bojowe, służba ratunkowa i sanitarna, zadania morskie i specjalne. Cena śmigłowca została ustalona na 550 000 DM w przypadku serii liczącej 200 sztuk.

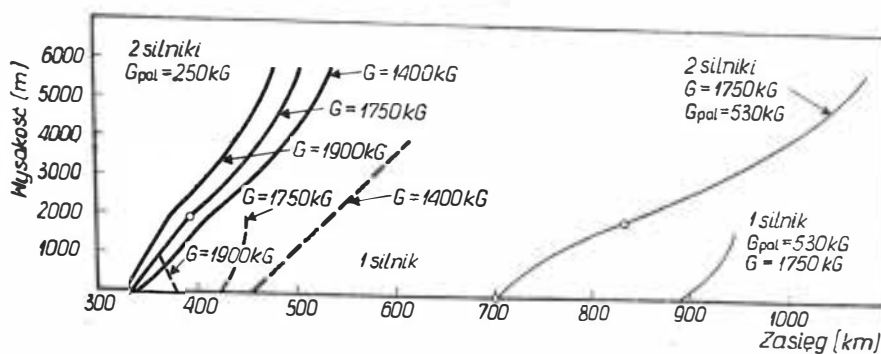
Dane śmigłowca

Długość bez wirnika	8,55 m
Szerokość kadłuba	1,50 m
Wysokość z wirnikiem	2,90 m
Średnica wirnika	9,80 m
Średnica śmigła ogonowego	1,90 m
Ciężar własny	1070 kG
Ciężar startowy	2000 kG
Ciężar użyteczny	930 kG
Prędkość maksymalna	250 km/h
Prędkość przelotowa	225 km/h
Prędkość wznoszenia na mocy trwałej	9 m/sek
na jednym silniku	1 m/sek
Wysokość zawisu z wpływem ziemi	



locie — w silniki Allison T63 i wirnik śmigłowca Westland „Scout”. Do prób sztywnego wirnika o średnicy 10 m przyłączyła się francuska firma Sud-Aviation oddając do tego celu śmigłowiec „Alouette”2. Dzięki temu prototyp V2 można było później wyposażyć w wirnik bezprzegubowy. Trzeci prototyp — V3 — (zbudowany po zniszczeniu na ziemi wskutek re-

na mocy startowej	5600 m
na mocy trwałej	4200 m
Wysokość zawisu bez wpływu ziemi	
na mocy startowej	4000 m
na mocy trwałej	2000 m
Pułap praktyczny w locie poziomym	6000 m
Zasięg przy pełnym ciężarze startowym	450 km



Czas lotu z dodatkowym zbiornikiem 6 h

Na załączonym wykresie przedstawiono zasięg śmigłowca w zależności od wysokości lotu, ciężaru startowego i zapasu paliwa w locie z dwoma i jednym silnikiem, przy czym w pierwszym przypadku silniki pracują na 80% mocy trwałej, a w drugim — silnik rozwija moc trwałą. Przy zapasie paliwa 530 kG stosuje się dodatkowy zbiornik.

W.K.

ROZWÓJ ATOMOWEGO SILNIKA RAKIETOWEGO

Na rozwój amerykańskiego atomowego silnika raketowego przyznano na rok budżetowy 1968 kredyty w wysokości 91 milionów dolarów. Dotychczas NASA wydatkowała na rozwój tego silnika — odbywający się w ramach programu „Rover” — miliard dolarów. Od pewnego czasu w Jackass Flats (Newada) przeprowadza się próby reaktora „Phoebus” 1B. Silnik, którego ciąg ma wynosić 90 000 kG, będzie służył do napędu trzeciego stopnia udoskonalonej rakiety „Saturn” 5 w jej lotach do Marsa i Jowisza.

W.K.

PROJEKTY SILNIKÓW RAKIETOWYCH BÓLKOW

Firma Bölkow GmbH zajmuje się rozwojem silników rakietowych na mieszane materiały pędne oraz silników strumieniowo-rakietowych. Pierwsze z nich pracują na stałym paliwie, składającym się z tworzywa sztucznego związanego metalicznym lepiszczem i ciekłym utleniaczu, którym jest kwas azotowy. Od silników na mieszane materiały pędne oczekuje się dużych impulsów jednostkowych i możliwości łatwego sterowania ciagu w szerokich granicach.

Silnik strumieniowo - rakietowy składa się z silnika rakietowego, pracującego na stałym paliwie ubogim w utleniacz, i silnika strumieniowego stanowiącego osłonę silnika rakietowego. Dopalenie paliwa odbywa się w komorze silnika strumieniowego. Pierwszy tego rodzaju silnik opracowała amerykańska firma Marquardt. W porównaniu z czystym silnikiem strumieniowym silnik strumieniowo-rakietowy wykazuje mniejsze jednostkowe zużycie paliwa, większy ciąg jednostkowy, większą niezawodność pracy i możliwość pracy w szerszym zakresie prędkości lotu. Silniki strumieniowo-rakietowe firmy Bölkow są przeznaczone do napędu taktycznych pocisków kierowanych, rozwijających przy ziemi duże prędkości naddźwiękowe i mających duży zasięg. Bierzemy również pod uwagę możliwość ich zastosowania jako napędu odzyskiwanych stopni rakiet nośnych i transportowców kosmicznych.

W.K.

NIEMIECKO-AMERYKAŃSKA SONDA SŁONECZNA

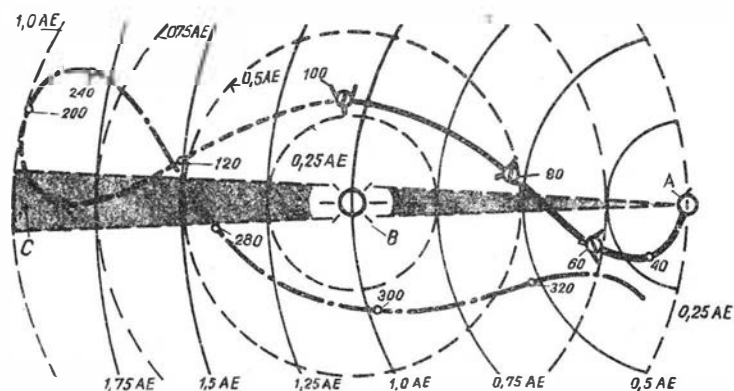
Początek programu rozwoju niemiecko-amerykańskiej sondy słonecznej sięga 1966 r., gdy rządy obu państw zawarły porozumienie w tej sprawie. Na zlecenie niemieckiego ministerstwa badań naukowych przystąpiono w NRF do opracowania projektu sondy. W pracy tej biorą udział: instytut fizyki i astrofizyki (Maxa Plancka), instytut lotnictwa i astronautyki, instytut geofizyki i meteorologii politechniki w Brunszwiku, instytut czystej i stosowanej fizyki jądrowej uniwersytetu w Kilonii i in. Ogólne kierownictwo przedsięwzięcia należy do ośrodka astronautyki w Monachium.

Analiza technicznej strony programu została przeprowadzona przez firmę Bölkow i ERNO. Analiza ta dała w wyniku koncepcję sondy całkowicie stabilizowanej o ciężarze 145 kg, przy czym 30 kg przypada na aparaturę naukową. Do stabilizacji położenia wg Słońca i gwiazdy Canopus przewidziano układ dysz sterujących na zimny gaz. Do przekazywania danych na Ziemię ma być za-

temperatury będzie się odbywać za pomocą folii mylarowo-kaptonowej i żaluzji, umieszczonych na zwróconej ku Słońcu stronie sondy. Według oceny ERNO rozwój sondy będzie trwał cztery do pięciu lat. Udział finansowy NRF w programie określa się na 150 000 000 DM.

Sonda ma być wysztrzelona w latach 1973—74 za pomocą rakiety amerykańskiej („Atlas-Agena”, „Atlas-Centaur” lub „Uprated Saturn” 1). Po 97 dniach lotu sonda ma osiągnąć najmniejszą odległość od Słońca wynoszącą 0,3 jednostki astronomicznej (1 jednostka astronomiczna na rysunku 1AE — wynosi 150 000 000 km). Do wykonania jednego pełnego obiegu sonda będzie potrzebować 194 dni. „Życie” sondy ma wynosić jeden rok, dzięki czemu będzie ona mogła przynajmniej dwukrotnie przejść przez perihelium, w którym będą dokonywane badania naukowe.

Przewiduje się przeprowadzenie pięciu zasadniczych doświadczeń:



stosowany nadajnik o mocy 3 W, z płaską anteną kierunkową i o częstotliwości 100 bitów na sek. Odbiór będzie się odbywał za pomocą amerykańskiej sieci anten do głębokiego badania kosmosu. Jako źródło prądu zastosuje się krzemowe przetworniki słoneczne, zamocowane na wysięgnikach, których kąt w stosunku do promieni Słońca będzie zmniejszał się — w miarę zbliżania się do Słońca — od 90° do 10°. Regulacja

- 1) pomiaru wiatrów słonecznych,
- 2) pomiarów magnetometrycznych,
- 3) obserwacji promieniowania kosmicznego, 4) obserwacji światła zodiakalnego w ograniczonym zakresie kątów heliocentrycznych i 5) bezpośrednich pomiarów pyłu międzyplanetarnego. Jeżeli to będzie możliwe ze względu na ciąg rakiety nośnej, zostanie zabudowany dodatkowy przyrząd do obserwacji elektronów Słońca.

Na rysunku przedstawiono tor lotu sondy. Oznaczają na nim: A — Ziemia, B — Słońce, C — obszar, w którym nie jest możliwy odbiór ra-

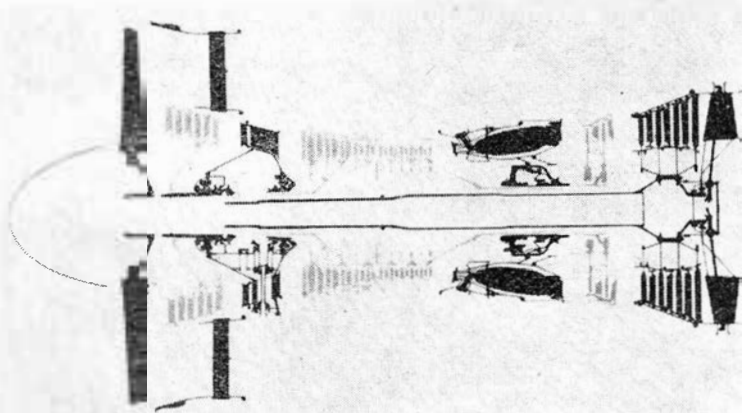
diowy. Liczby na torze lotu podają ilość dni trwania lotu.

W.K.

NIKTÓRE SZCZEGÓŁY SILNIKA JT9D

Rozwój silnika dwuprzepływowego Pratt and Whitney JT9D został

nostopniowego o większej średnicy (2,13 m) i zwiększeniu dzięki te-



Rys. 1

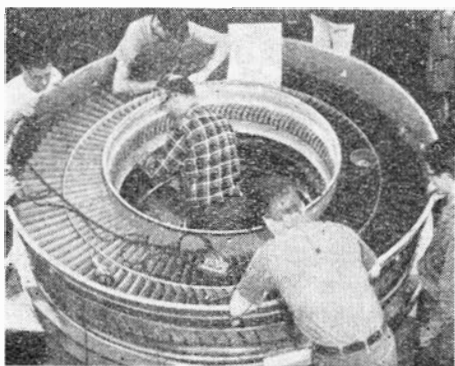
oparty na programie badawczym, którego tematem było zagadnienie lekkich wytwornic gazu (1959—1961).

mu stosunku wydatków do 3,4:1 — połączone to było z koniecznością zwiększenia ilości stopni tur-

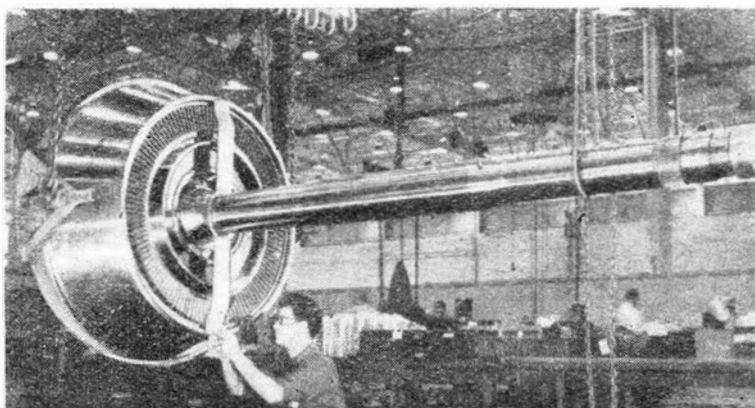
niową komorę spalania, 2-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia i 4-stopniową turbinę niskiego ciśnienia. Silnik jest ułożyskowany w czterech łożyskach (po dwa na każdy wał), przy czym dwa przednie łożyska znajdują się we wspólnym korpusie. Łączny spręż wynosi 24:1, a temperatura przed turbiną 1118 °C, co wymagało zastosowania chłodzonych łopatek. Ciąg ma być zwiększony do 21 300 kG.

Na rysunkach 2 i 3 pokazano obudowę wentylatora i sprężarki niskiego ciśnienia. W tylnej części obudowy znajdują się łopatki wylotowe wentylatora. Na połowie promienia łopatki są podzielone pierścieniem ze względu na różne wygięcia linii szkieletowej profilów. Między łopatkami znajduje się 16 zastrzałów. W wewnętrznym kanale obudowy (widocznym na rys. 3) są umieszczone wieńce łopatek kierowniczych sprężarki niskiego ciśnienia. Dzięki wysięgnikowemu ułożyskowaniu wentylatora, w obudowie nie ma łożyska. Nie zastosowano również łopatek wlotowych wentylatora. Średnica obudowy wynosi 2,4 m. Rysunek 4 przedstawia turbinę niskiego ciśnienia z wałem wewnętrznym.

Poszczególne zespoły konstrukcyjne silnika są montowane oddzielnie.



Rys. 2



Rys. 4

W 1962 r. opracowano projekt wstępny silnika doświadczalnego STF200 o ciągu 13 600 kG, którego pierwsza próba odbyła się w kwietniu 1964 r. Silnik ten miał dwustopniowy wentylator o stosunku wydatków 2:1. Po zastosowaniu wentylatora jed-

biny niskiego ciśnienia — a ciągu do 18 600 kG silnik został przedstawiony, jako JTF14, do konkursu na napęd samolotu transportowego C-5A. Jak wiadomo, silnik JTF14 przegrał konkurs na rzecz silnika General Electric TF39 (o stosunku wydatków 8:1), niemniej jednak firma zdecydowała się na jego dalszy rozwój w oparciu o własne środki finansowe. W ten sposób powstał silnik JT9D (rys. 1), który został później wybrany przez firmę Boeing do napędu pasażerskiego samolotu 747 oraz który prawdopodobnie znajdzie zastosowanie do napędu autobusów powietrznych. Zbudowano dwa prototypy o ciągu 19 000 kG i stosunku wydatków 5:1. Szeroki program badań silników wykazał, że zapewniają one osiągi obliczeniowe i spełniają wszystkie wymagania pod względem konstrukcyjnym.

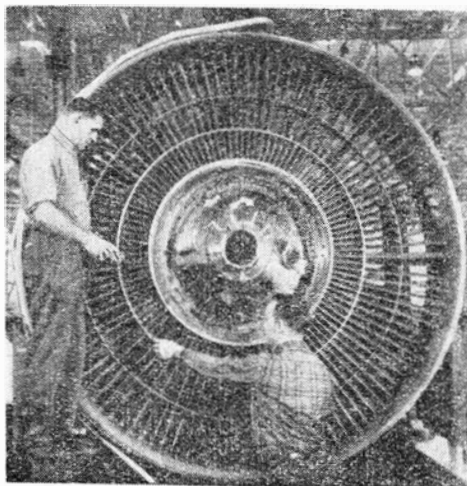
Jak już informowano w „Nowościach”, silnik ma 1-stopniowy wentylator, 3-stopniową sprężarkę niskiego ciśnienia, 11-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, pierście-

Wirniki wyważa się przy montażu zespołów, bez wyważania w czasie końcowego montażu.

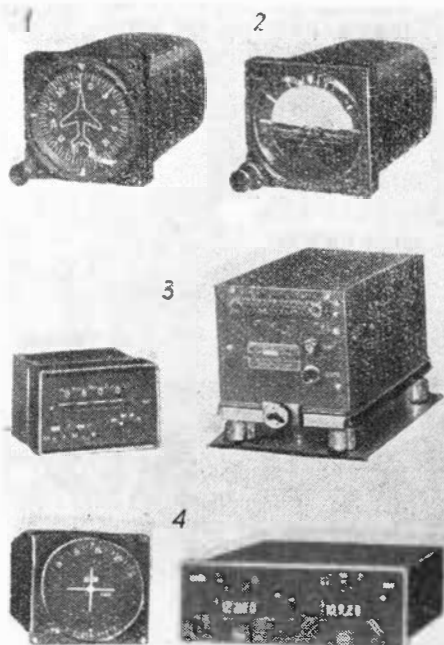
W.K.

NOWE PRZYZRĄDY POKŁADOWE

Firma Aircraft Radio Corp. (ARC) podała szczegóły dotyczące nowych przyrządów pokładowych. Elektryczny giroskopowy wskaźnik kursu G-112A (1) o ciężarze 1,36 kG i sztuczny horyzont G-113A (2) o ciężarze 1,45 kG mają skalę o średnicy 7,6 mm, długość 17,2 cm i są zasilane prądem 0,9 A przy 14 V lub 0,35 A przy 28 V. Aby uzyskać dużą dokładność i stabilność wskazań, zastosowano wirniki o 1,5-krotnie większej masie i 2-krotnie większej prędkości obrotowej niż w konwencjonalnych przyrządach o napędzie pneumatycznym. Oba przyrządy będą dostarczane z gwarancją na 1200 h lub 18 miesięcy.



Rys. 3



Nowy transponder 506A (3) ma ciężar 2,45 kG i wymiary $9,5 \times 8,9 \times$

PRZYZRĄD DO ANALIZY GRUNTU KSIĘŻYCOWEGO

Po pomyślnym lądowaniu na Księżycu pojazdu „Surveyor” 5 (10 września 1967 r.) przeprowadzono za jego pomocą pomiary mające na celu określenie elementów gruntu księżycowego. Służył do tego celu przyrząd składający się z połączanego pojemnika z otworem w dolnej części i z sześcioma radioaktywnymi źródłami promieni α (źródła te stanowił pierwiastek curium — 242). Przyrząd naświetlał promieniami α ok. 26 cm²

$\times 26,7$ cm. Skonstruowany z szerokim zastosowaniem obwodów nasypanych i półprzewodnikowych może być dostarczany na życzenie również w wersji z automatycznym podawaniem wysokości.

System nawigacyjno-łącznościowy 522A (4) jest najmniejszym, najlżejszym i najdokładniejszym urządzeniem tego typu. Składa się z fonicznego nadajnika-odbiornika RT532A o 360 kanałach (na życzenie 380 kanałów) i odbiornika nawigacyjnego R-542A o 100 kanałach; mogą one być umieszczone we wspólnej lub oddzielnych obudowach. Ciężar urządzenia 4,26 kG, wymiary $15,6 \times 5,9 \times 25,6$ cm. Odbiornik toru podchodzenia R-543B ma ciężar 1,18 kG i wymiary $6,4 \times 8,9 \times 26,4$ cm. Jako wskaźniki do tych urządzeń służą przyrządy IN-522A (tylko do VOR/LOC) i IN-543B (VOR/LOC i tor podchodzenia).

Przyrządy są oświetlone od wewnątrz niebieskobiałym światłem.

W.K.

powierzchni Księżyca. Dwa detektory promieniowania α wychwyciły — na sygnał z ośrodka w Pasadena — odbite od powierzchni cząstki α . Poza tym cztery detektory protonów przeprowadziły pomiary energii protonów z atomów elementów gruntu. O składzie gruntu wnioskowano na podstawie prędkości odbitych cząstek α i poziomów energii protonów.

W.K.

KRONIKA

● Sekcja Lotnicza przy Zarządzie Głównym SIMP rozszerza branżową sieć organizacyjną SIMP. Działają już obecnie trzy Oddziały Sekcji Lotniczej w Rzeszowie, Poznaniu i Bydgoszczy. Oddział SL w Rzeszowie wszedł już w drugi rok działalności. Przewodniczącym jest mgr inż. Janek Filocha. 17 stycznia br. zorganizowany został Oddział SL przy Oddziale Wojewódzkim SIMP w Poznaniu, na czele z przewodniczącym mgr inż. M. Maciejowskim oraz sekretarzem mgr inż. J. Szymankiewiczem.

Wreszcie dn. 22.I. br. powstał Oddział Sekcji Lotniczej przy Oddziale Wojewódzkim SIMP w Bydgoszczy. Przewodniczącym został mgr inż. J. Łobocki, zaś sekretarzem H. Misiak.

Zyczymy Kolegom owocnej pracy.

● 30 stycznia br. złożony został rządowi ZSRR, W. Brytanii i USA dokument ratyfikacyjny Rady Państwa PRL, dotyczący układu o zasadach działalności państw w zakresie badań i użytkowania przestrzeni kosmicznej, łącznie z Księżycem i innymi ciałami niebieskimi.

● Podczas pobytu w Polsce min. obrotni Finlandii S. Suorttanen zwiędził w towarzystwie marszałka Spychalskiego Wyższą Oficerską Szkołę Lotniczą w Dęblinie. Z historią lotnictwa polskiego i WOSL zapoznał min. S. Suorttanena dowódca wojsk lotniczych — gen. Raczkowski, następnie gościę prowadzani przez komendanta WOSL — płk. J. Kowalskiego zwiędzili dęblinę „Szkołę Orłąt”.

● Komisja Samolotowa APRL pozytywnie oceniła działalność aeroklubów w 1967 r. w zakresie szkolenia i wyczynów. Pomimo wzrostu ilości imprez (do 56), zwiększyło się bezpieczeństwo lotów. Jako ważne zadanie na 1968 r. postawiono wyspecjalizowanie i szkolenie młodzieży „utalentowanej lotniczo”. Planuje się wyszkolić grupę kobiet w akrobacji wyczynowej.

Powołano do życia Radę Trenerów, która będzie odpowiedzialna za przygotowanie pilotów do imprez rajdowych i akrobacyjnych. W skład Rady weszli trenerzy państwowi mgr A. Flis i mgr W. Koziełski oraz trenerzy okręgowi — znani akrobaci — St. Ackerman, St. Kasperek, E. Mikołajczyk i St. Studencki.

Komisja samolotowa zatwierdziła założenia wstępne samolotu szkolno-treningowego, z którymi Aeroklub PRL ma w najbliższym czasie wystąpić do przemysłu.

● PZL *) zapewnią wszystkim uczestnikom XI Szybocowych Mistrzostw Świata, startującym na własnych szybowcach polskiej produkcji oraz użytkującym polskie przyrządy pokładowe, bezpłatny serwis techniczny w zakresie bieżących napraw uszkodzonych wyników w trakcie rozgrywania konkurencji.

● Staraniem zarządów aeroklubów: Lubelskiego i Robotniczego z WSK Świdnik w końcu lutego odbyły się IV Lubelskie Zimowe Zawody Samolotowe na lotnisku w Radawcu. W Zawodach wzięło udział 13 załóg na samolotach PZL-101 „Gawron”, z 9 aeroklubów regionalnych. Zwycięstwem odniosła załoga R. Kasperek i E. Milcarz z Aeroklubu Robotniczego w Świdniku.

*) Jest to eksportowy znak firmowy polskiego przemysłu lotniczego.

● Aeroklub Wrocławski wybija się na czoło w tabeli rekordów krajowych skoczaków spadochronowych. Na 61 rekordów ustanowionych przez 8 aeroklubów — Wrocławowi przypało 20, przed Krosnem (18) i Łodzią (15).

● W Aeroklubie PRL w Warszawie odbyło się w styczniu br. pierwsze posiedzenie, powołanego przez prezesa APRL Kolegium Redakcyjnego ZG APRL. Omówiono na nim wstępne sprawy wydawnicze oraz dokonano oceny nowo wyprodukowanego przez Wydział Filmu i Fotofilmu z VII Krajowego Zjazdu pn. „Lotnicza wiosna”.

● W Rzeszowie odbyła się 5-dniowa narada przedstawicieli lotnictwa cywilnego krajów — członków RWPG. Omówiono na niej m.in. wprowadzane obecnie zmiany w dotychczas stosowanych formach planowania lotów.

● Statystyka 40-letniego jubilat PLL „Lot” wykazała, że w 1967 r. ruch pasażerski na liniach krajowych wzrósł o 58%, zaś na zagranicznych o 18%, w porównaniu do 1966 r. Przewozy pocztowe wzrosły odpowiednio o 54% i 13%, zaś przewozy towarowe zwiększyły się ogółem o 10%.

● Praca przewozowa PLL „Lot” opiera się na doświadczonym personelu latającym. Przedsiębiorstwo to szczyty się obecnie trzema pracownikami, którzy zaliczyli sobie 5 milionów przeleciających kilometrów, ponadto zatrudnia 28 czterokrotnych milionerów, 38 — trzykrotnych, 42 — ze stażem dwumilionowym i 35 — z przekroczeniem 1 miliona km. Wśród wymienionych jubilatów jest 15 stewardess.

● Klub Seniorów Lotnictwa przy Aeroklubie PRL zorganizował spotkanie, na którym mgr inż. W. Litwinowicz zapoznał członków Klubu z historią braci Lilienthal. Słuchacze dowiedzieli się z pogadanki, że słynny inżynier-wynalazca Otto Lilienthal (który zginął w 1896 roku przy oblotach swego szybowca) miał brata Gustawa architekta, z którym wspólnie budowali pierwsze maszyny cięższe od powietrza. Gustaw przeżył Ottona, a pozostawił po sobie nową konstrukcję szybowca. Bracia wyprodukowali i sprzedali za granicę około 200 szybowców.

● W Wyższej Szkole Rolniczej w Olsztynie miesiąc się stacja obserwacji przelotów sztucznych satelitów Ziemi. Stacja ta przeprowadziła już ponad 8000 obserwacji, których wyniki przekazała do ośrodka koordynującego międzynarodowe obserwacje w Moskwie.

● Najstarszy lotnik polski 82-letni inż. Michał Scipio del Campo jest posiadaczem licencji lotniczej nr 9. W początkach bieżącego stulecia był wykładowcą w warszawskim towarzystwie lotniczym „Aviata”. W 1912 r. demonstrował lot w Czestochowie. Obecnie mieszka w Katowicach.

● Najstarsza polska wojskowa uczelnia lotnicza „Szkoła Orłąt” w Dęblinie w dniu 17 marca br. uzyskała prawa wyższej uczelni. Następnego dnia — w niedzielę — odbyła się uroczystość przysięgi i immatrykulacji podchorążych pierwszego roku studiów, którzy rozpoczęli naukę już w jej czteroletnim cyklu.

● Prezes Rady Ministrów, Józef Cyrankiewicz objął honorowy protektorat nad XI Szybocowymi Mistrzostwami Świata. APRL otrzymał już około 100 wstępnych zgłoszeń pilotów z 31 państw.

● W dniach 12—23.VI br. odbędzie się w Lesznie XI Kongres Międzynarodowej Organizacji Naukowo-Technicznej Szybownictwa — OSTIV. W obradach Kongresu (które odbywać się będą podczas szybocowych mistrzostw świata) weźmie udział wielu wbitnych specjalistów. Zarząd Główny APRL — jako organizator SMS i Kongresu — apeluje o nadsyłanie fachowych referatów. Będą one przyjmowane do dnia rozpoczęcia obrad lecz szansa wygłoszenia wiąże się z terminem o 10 tygodni wcześniej. Zarząd OSTIV zorganizuje sprzedaż swych publikacji lecz jedynie za dewizy.

W dn. 2.VI rozpoczyna się trening ekip biorących udział w Mistrzostwach; równocześnie przystępuje do pracy Międzynarodowe Jury OSTIV mające wytypować najlepszego szybowiec w klasie standard.

9.VI — nastąpi oficjalne otwarcie SMS
12.VI — otwarcie Kongresu OSTIV
13—16.VI — sesja techniczna,
17—18.VI — wycieczka (do SZD w Białymostku i Szkoły Szybocowej „Żar”

lub do zakładu lotniczego we Wrocławiu i Szkoły Szybowcowej w Jeżowie)

19-21.VI — sesja meteorologiczna
22.VI — konferencja generalna i zakończenie Kongresu

23.VI — ogłoszenie wyników konkursu OSTIV na najlepszy szybowiec w klasie standard i — w czasie uroczystości zakończenia SMS — wręczenie nagrody konstruktorowi.

Całkowity koszt uczestnictwa w Kongresie wynosi za 1 dobę: dla uczestników zagranicznych — 10 dolarów, dla krajowych 240 zł.

● Aeroklub PRL powołał do życia Biuro Prasowe Szybowcowych Mistrzostw Świata. Biuro — pod kierownictwem red. M. Szyka — pracuje w siedzibie APRL przy ul. Krakowskie Przedmieście 55.

● Aeroklub PRL zawarł umowę z Przedsiębiorstwem Imprez Sportowych, w myśl której PIS przygotuje i będzie odpowiedzialne za stronę recepcyjną mistrzostw świata i kongresu OSTIV, a także za obsługę kwatunkowo-żywieniową krajowych i zagranicznych dziennikarzy oraz turystów, którzy przybędą na mistrzostwa.

● W Warszawie odbyła się konferencja kierowników działów reklamy towarzystw lotniczych krajów socjalistycznych — „Aeroflot” (ZSRR), „Balkan” (Bułgaria), CSA (Czechosłowacja), „Interflug” (NRD), „JAT” (Jugosławia), Malev (Węgry), PLL „LOT”.

Celem konferencji była koordynacja działalności wszystkich towarzystw w dziedzinie reklamy swoich usług oraz omówienie form ściślejszej współpracy.

● Ogólna długość sieci stałych połączeń PLL „LOT” osiągnęła w sezonie letnim 1967 r. 38 371 km, w tym na liniach zagranicznych ponad 32 tys. Obejmowała ona 34 porty lotnicze: 23 — europejskie oraz Kair w Afryce i Bejrut w Azji, a także 9 w polskich miastach wojewódzkich — w Warszawie, Wrocławiu, Gdańsku, Katowicach, Krakowie, Poznaniu, Szczecinie, Koszalinie i Rzeszowie.

Pośród 100 towarzystw komunikacji lotniczej zrzeszonych w IATA — PLL „LOT” zajmują obecnie 45 miejsce.

● Od 14 maja br. międzynarodowa sieć linii lotniczych PLL „LOT” rozszerzy się o dwa nowe połączenia ze Związkiem Radzieckim. Polskie samoloty — raz na tydzień — odbywać będą rejsy do Leningu (z lądowaniem w Wilnie) oraz do Kijowa. Nowe połączenia powiększają dane statystyczne PLL „LOT” o 1800 km i 3 porty w obsłudze zagranicznej.

● „LOT” przygotowuje organizację nowej linii Warszawa — Benghaz (Libia), przypuszczalnie — via Ateny. Dalsza ekspansja polskich skrzydeł nastąpi po otrzymaniu samolotów odrzutowych TU-134. Zakontraktowano dostawę 8 sztuk w bieżącym pięcioleciu: pierwsze transportowe tego typu wejdą do próbnej eksploatacji w 1968 r.

● Lotnisko Wrzeszcz w Gdańsku będzie przeznaczone pod rozbudowę miasta. W związku z tym ma być w pilnym trybie powzięta decyzja o lokalizacji i budowie nowego portu dla komunikacji lotniczej.

WIADOMOŚCI ZE ŚWIATA

■ ICAO uruchomiło na północnym Atlantyku służbę 21 stałków stałe dyżurujących w celu prowadzenia obserwacji meteorologicznych oraz udzielania pomocy samolotom i okretom.

■ „Aeroflot” największe na świecie przedsiębiorstwo komunikacji lotniczej w lutym br. obchodziło 45-lecie działalności. Na „Aeroflot” przypada 1/5 ogółu lotniczych przewozów świata. Sieć krajowa tego przedsiębiorstwa liczy 550 tys. km, zaś zagraniczna — 150 tys. km. Trasy zagraniczne łączą Związek Radziecki z 52 państwami. „Aeroflot” przewiózł w 1967 r. 53 milionów pasażerów, a w 1970 r. przewiezie 75 milionów osób oraz 1,9 mln ton ładunku. „Aeroflot” — wśród przedsiębiorstw komunikacji lotniczej — ma największą sieć obsługi śmigłowej. Sieć regularnych linii śmigłowych (o długości od 15 do 450 km) wynosi blisko 200, a przewozi się na nich — rocznie — około 10 mln pasażerów.

■ Lotnictwo cywilne w Stanach Zjednoczonych dysponuje ponad 10 tysiącami lotnisk. Trzecia część tej ilości — to lotniska z oświetlonymi pasami startowymi, dalsze 33% — ma twarde pasy startowe, wreszcie pozostałe — przewidziane są jako zapasowe.

■ Generalny dyrektor IATA K. Ham-marskjöld przewiduje w 1968 r. wzrost pracy przewozowej na międzynarodowych liniach lotniczych o 14% w porównaniu z rokiem ubiegłym. Praca ta w br. wyrazi się liczbą 210 milionów przewiezionych pasażerów. Członkowie IATA w ciągu najbliższych 10 lat muszą zainwestować przeszło 15 miliardów dolarów w nowe samoloty oraz niezbędne wyposażenie.

■ Po 6-dniowych rokowaniach — w najbliższym czasie — podpisana zostanie czeskosłowacko-kanadyjska umowa, która przewidywać będzie uruchomienie regularnej linii łączącej Pragę z Montrealem.

■ Trasa lotnicza pod nazwą „Trans-Azja-Express” zaczyna się w Kopenhadze. Zaś kończy w Bankoku. Przelot samolotów DC-8-62 skandynawskich linii lotniczych SAS nad Kaukazem i Himalajami trwa 12 godzin, z jednym lądowaniem w Taszkencie. Podróżnicy zaoszczędzą około 5 godzin korzystając z tego atrakcyjnego połączenia.

■ Ulatwiona będzie komunikacja lotnicza z zachodniej Europy na hiszpańskie Wybrzeże Costa del Sol linią Zurich — Malaga. Linię tę eksploatują w poolu towarzystwa „Swissair” i „Iberia” wpro-wadzając do obsługi samoloty Caravelle i DC-9.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Szczepiński W.: WSTĘP DO ANALIZY PROCESÓW OBRÓBKII PLASTYCZNEJ, Warszawa, PWN 1967, str. 319, ark. wyd. 26, cena 90 zł.

Obróbka plastyczna metali powstawała głównie na bazie doświadczeń praktycznych i rozwijała się w miarę ich nagromadzenia. Autor przedstawił teoretyczne i naukowe podstawy zjawisk zachodzących w czasie procesów plastycznej obróbki metali. Analiza przebiegu procesów opiera się nie na przybliżonej inżynierskiej teorii procesów obróbki plastycznej, a wywodzi się ze ścisłych metod teorii plastyczności. Autor przedstawia rozwój teorii plastyczności od pierwszych prób naukowego ujęcia zjawisk. Dużo miejsca poświęcono wprowadzeniu w omawiane zagadnienie, podając i omawiając wiele hipotez, praw, zależności, funkcji i powiązań. Wychodząc ze ścisłej teorii plastyczności podano wiele prostych metod graficznych umożliwiających praktyczne wykorzystanie teorii. Przy zastosowaniu wykreślnej metody budowy hodografu przeprowadzono wiele analiz kinematyki procesów. Wartość monografii dla celów praktycznych wzrosła wyraźnie dzięki wprowadzeniu wielu przykładów zastosowań, które wyjaśniają pewne tajniki teorii, a równocześnie plastycznie ją ilustrują.

Książka posiada szczególną przydatność dla przemysłu lotniczego zwłaszcza w zakresie różnych form kształtowania przestrużennego, szczególnie, że problematyka lotnicza jest autorowi dobrze znana. Starannie wykonanych około 230 rysunków w większości dotyczy przykładów zastosowań względnie omawia i rozwija wykreślne metody zastosowania teorii plastyczności. W książce zebrano osiągnięcia ostatnich lat oraz podano wiele wyników opracowań własnych autora. Przeprowadzono również w wielu przypadkach konfrontację wyników doświadczalnych i teoretycznych wraz z weryfikacją tych ostatnich. Monografia stanowi systematyczny wykład nowoczesnych metod analizy procesów obróbki plastycznej, przeznaczony głównie dla pracowników naukowych, zajmujących się technologią metali. Jej przejrzystość i przystępność sformułowań pozwala sądzić, że będzie

■ Bułgarskie przedsiębiorstwo komunikacji powietrznej TABSO uruchomiło ostatnio nowe linie łączące Sofię z Nikozją (Cypr), Bejrutem (Liban), Rzymem i Bagdadem (Irak). Łącznie TABSO obsługuje obecnie 24 linie międzynarodowe.

■ W Bułgarii utworzone zostało w ostatnim czasie nowe towarzystwo lotnicze, które świadczyć będzie różnego rodzaju usługi w Bułgarii oraz za granicą.

■ W lecie br. rozpocznie się budowa nowego międzynarodowego portu lotniczego Tokio w Narita. Port ma obsługiwać 16 mln pasażerów. Przewidziano trzy pasy startowe długości: 2500 m; 3200 m i 4500 m. Najdłuższy pas ma być częściowo gotowy do użytku w końcu 1971 r. Przewiduje się, że port zostanie całkowicie oddany do eksploatacji w 1986 r.

■ Nowy port lotniczy Kopenhagi wybudowany zostanie na wyspach duńskich Saltholm lub Amager.

■ Załadunek — wciąż wzrastającej ilości — frachtu lotniczego powoduje konieczność budowy specjalnych portów. Porty takie mają obecnie Kopenhaga i Amsterdam.

■ W końcu 1968 r. odbędzie się pierwszy lot nowego radzieckiego samolotu komunikacyjnego TU-154. Próby w locie zaplanowane zostały na dwa lata.

■ Plany japońskiego przemysłu lotniczego przewidują, że w 1975 r. rozpocznie się seryjna produkcja średniodystansowego, odrzutowego samolotu komunikacyjnego. Samolot będzie miał prędkość około 900 km/h i będzie zabierał 100 pasażerów.

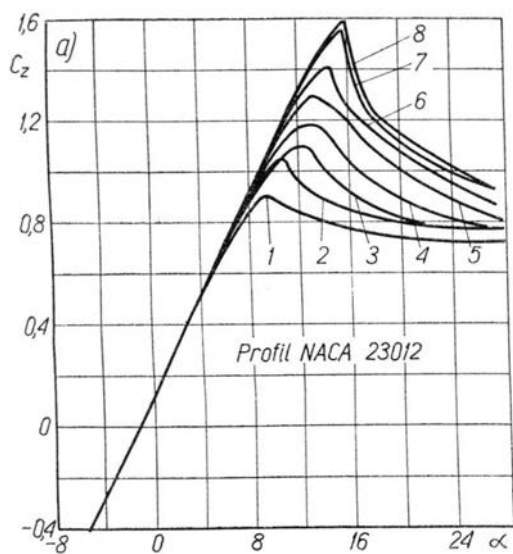
ona również przydatna dla studentów wyższych lat kierunku mechanicznego politechniki oraz dla inżynierów mechaników, którym umożliwi rozszerzenie wiedzy i wyjaśnienie zjawisk, z którymi od strony praktycznej stykają się na co dzień. Należy jeszcze dodać, że bogata bibliografia na końcu każdego z 12 rozdziałów umożliwia rozszerzenie wiedzy z poszczególnych zakresów zastosowań teorii plastyczności. Bogata treść, przejrzystość, staranność opracowania i wydania pozwala uznać tę monografię, za jedną z najcenniejszych pozycji Wydawnictw Naukowych 1967 roku.

A.G.

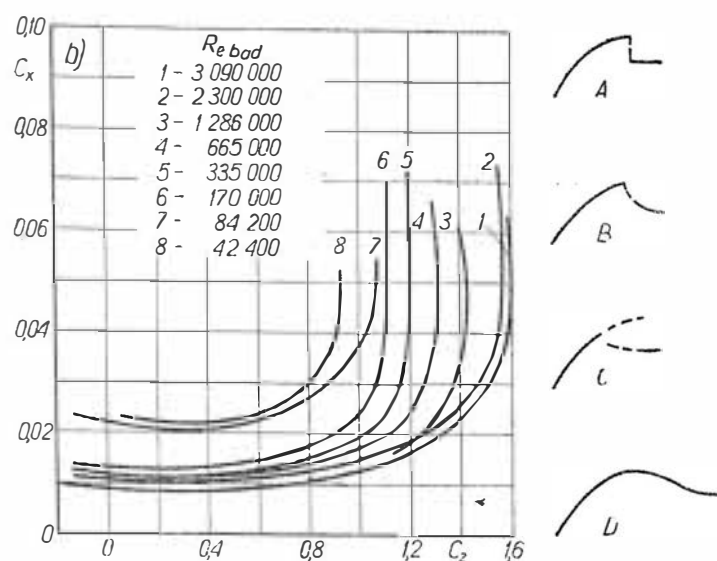
ELEKTROCHIMICZESKAJA OBRABOTKA METALŁOW I WOPROSY TOCZNO-STI W AWIACJONNOM MASZINOSTROJENII. SBORNIK STATIEJ KAFIEDRY „Proizvodstwo dwigatielej letatielnych apparatow”. Trudy, wypusk XXVII. Kujbyszew 1967, str. 180, ark. wyd. 11,25, cena 1 rub. 31 kop.

W książce zebrano opracowania dotyczące elektrochemicznej obróbki stali i stopów przy zagwarantowaniu dokładności wykonania. W poszczególnych opracowaniach przytoczono wyniki badań procesów obróbki elektrochemicznej z nałożeniem drgań ultradźwiękowych elektrody-narzędzia. Opisano metodę obróbki czołowej. Podstawiono nowy system śledzący obrabiarki elektrochemicznej, podnoszący dokładność obrabianej powierzchni. Badania prowadzone dotyczyły głównie zagadnień związanych z wykonaniem elementów silnika turbinowego, a zwłaszcza łopatek turbinowych ze stopów żaroodpornych. Zebrane w książce referaty w ilości 21 obejmują kompleksowo zagadnienia podane w wstępie. Analizy przeprowadzone w zakresie oceny przydatności różnych układów śledzących, a zwłaszcza szeroko potraktowane systemy hydrauliczne umożliwiają rzetelną ich ocenę oraz dokonanie właściwego wyboru w zależności od potrzeb. Całość prac ma charakter użytkowy i może być bezpośrednio wykorzystana przez użytkowników obrabiarek elektrochemicznych. Książkę poleca się inżynierom technologom o specjalności w zakresie obróbek elektrycznych, a także studentom kierunku obrabiarkowego.

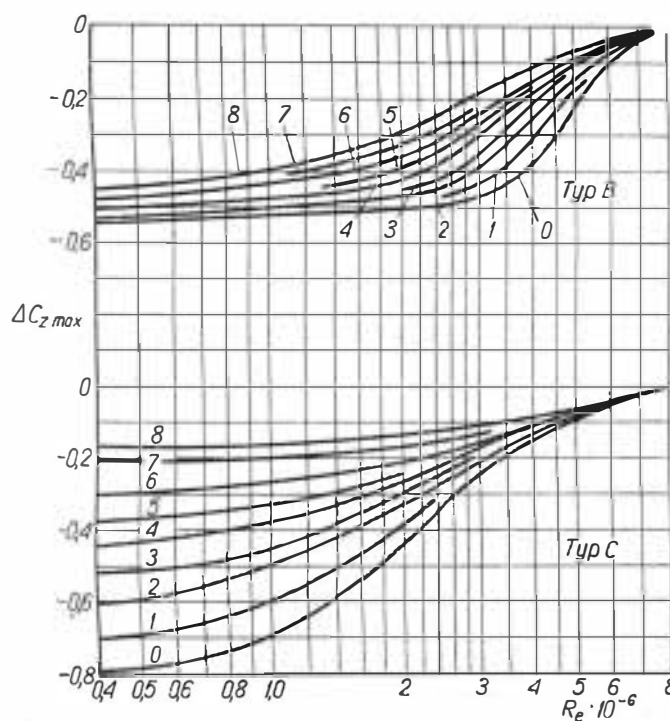
A.G.



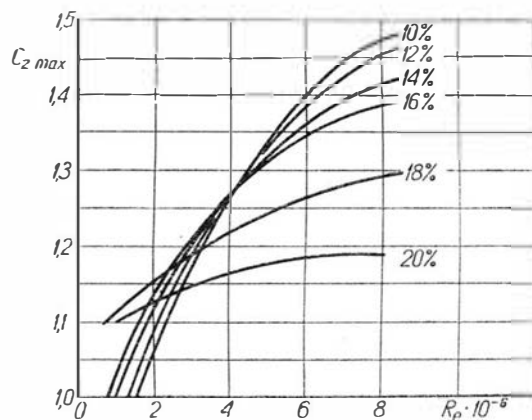
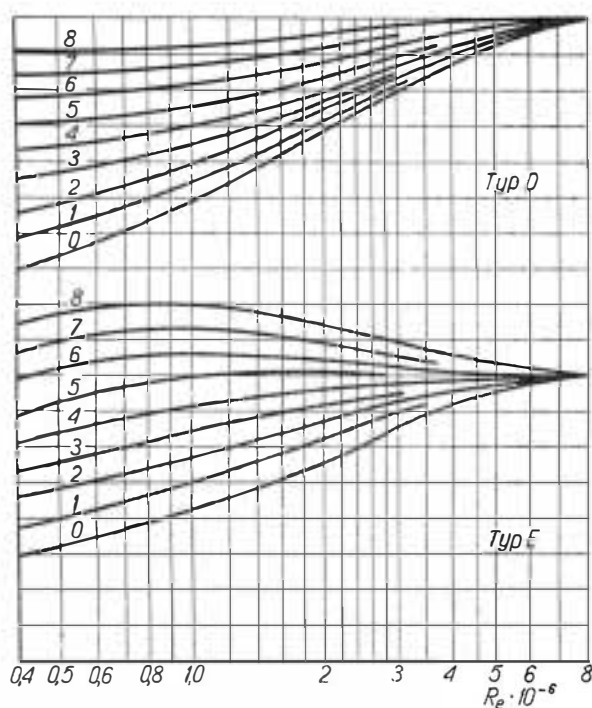
Rys. 1



Rys. 2



Rys. 3



Rys. 4

miarów oraz z przeprowadzonych obliczeń, określa się przyrost $C_z \max$.

Zależność współczynnika $C_z \max$ od Re dla rodziny profili CAGI-B przedstawia rys. 4.

Dcn.

Tabela 2

Profil NACA	$C_z \max$ przy $Re = 8 \cdot 10^6$	Typ zmiany wg wykr. 3	Profil NACA	$C_z \max$ przy $Re = 3 \cdot 10^6$	Typ zmiany wg wykr. 3
Clark Y	1,68	C4	4406	1,32	A
CYH	1,58	C3	4409	1,77	B4
M6	1,51	C3	4412	1,74	C4
			4415	1,72	D4
0006	0,91	A	4418	1,57	E4
0009	1,39	BO	4421	1,41	E5
0012	1,66	CO			
0015	1,66	DO	23006	1,17	A
0018	1,53	EO	23009	1,66	C2
0021	1,48	E1	23012	1,74	D2
0025	1,26	E2	23015	1,73	D2
0030	1,06	—	23018	1,58	E2
			23021	1,50	E2
2212	1,72	C3			
2409	1,62	B2	43012	1,84	D4
2412	1,72	C2	43015	1,76	D4
2415	1,66	D2	43018	1,63	E4
2418	1,53	E2	63012	1,84	D6
			63018	1,63	D7

Pomoce inżyniera prób w locie

Nomogram Krzywej Dnia

oprac. mgr inż. J. Perliński

Dokończenie

