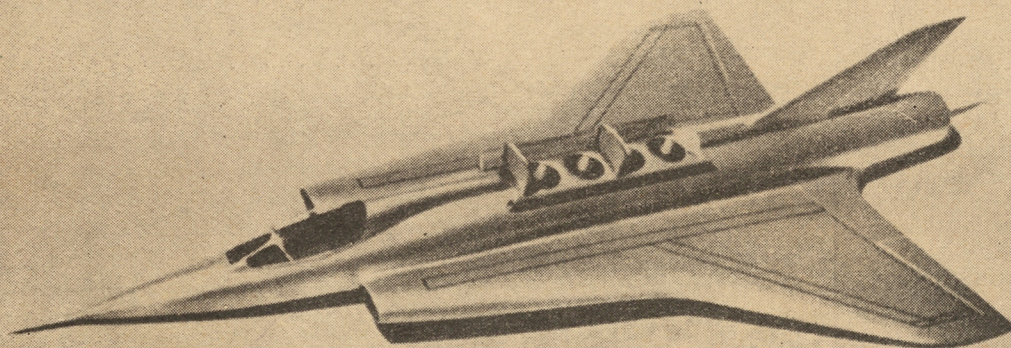


1

# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

STYCZEŃ 1962



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT



# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

## Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń

Zebrał i opracował mgr inż. Z. Łapiński

Jako dalszy ciąg artykułu z poprzedniego zeszytu podajemy wyjaśnienia do wykresów.

Rys. 10. Naprężenia krytyczne dla prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w obu kierunkach (dla  $\frac{a}{b} \leq 1$ ).

Płyta jest sztywno zamocowana wzdłuż boków o długości  $a$  i swobodnie podparta wzdłuż boków o długości  $b$ . Na wykresie

przedstawiono stosunek wielkości  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_0}$  w zależności od  $\frac{\sigma_{xkr}}{\sigma_{ykr}}$  dla różnych wielkości  $\frac{a}{b}$ .

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot E}{3 \cdot (1 - \delta^2)} \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kg/cm}^2$$

(dokończenie na str. 32)

### TREŚĆ

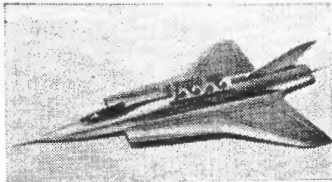
	str.
Zadania kół zakładowych SIMP w 1962 roku . . . . .	1
T. KRÓLIKIEWICZ — Nowe rodzaje celów holowanych . . . . .	2
S. KOŁODYŃSKI — O zagadnieniu bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej . . . . .	3
J. CHOMIAK — Zastosowanie analizy spalin do badania procesów spalania w silnikach turbinowych . . . . .	6
J. FAŁĘCKI — Silniki turbinowe na 24 Salonie Paryskim . . . . .	15
Nowości patentowe — S. MADEYSKI . . . . .	20
Nowości techniczne . . . . .	24
Kronika . . . . .	26
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	27
Spis treści za rok 1961 . . . . .	29
Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”: Z. ŁAPIŃSKI — Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń . . . . .	okł.

### CONTENTS

	page
Tasks of Polish Society of Mechanical Engineers and Technicians in 1962 . . . . .	1
T. KRÓLIKIEWICZ — New types of towed targets . . . . .	2
S. KOŁODYŃSKI — Safety question in aerocommunication . . . . .	3
J. CHOMIAK — Application of exhaust gases analysis in study of combustion processes of turbine engines . . . . .	6
J. FAŁĘCKI — Turbine engines at 24 Paris Show . . . . .	15
Patent News — S. MADEYSKI . . . . .	20
Technical news . . . . .	24
Chronicle . . . . .	26
Aviation Documentation Review . . . . .	27
Index to 1961 volume . . . . .	29
Designer's Data Sheets: Z. ŁAPIŃSKI — Stability of flat and curved plates under effect of various loads . . . . .	on cover

### СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Задания заводских кружков СИМП 1962 года . . . . .	1
T. KRÓLIKIEWICZ — Новые роды буксированных целей . . . . .	2
S. KOŁODYŃSKI — О проблемах безопасности авиационной коммуникации . . . . .	3
J. CHOMIAK — Применение анализа газообразных продуктов сгорания до исследования сгорания в турбинных двигателях . . . . .	6
J. FAŁĘCKI — Турбинные двигатели на 24-ой Парижской авиационной выставке . . . . .	15
Патентные новости — S. MADEYSKI . . . . .	20
Технические новости . . . . .	24
Хроника . . . . .	26
Документационный обзор авиации . . . . .	27
Перечень содержания за 1961 год . . . . .	29
Конструкторские пособия „Авиационной техники”: Z. ŁAPIŃSKI — Устойчивость плоских и искривленных плит подвергнутых действию разных нагрузок . . . . .	обл.



### NASZA OKŁADKA

Samolot szturmowy w układzie „delta” o podwójnym skosie, z czterema silnikami nośnymi i dwuprzepływowym silnikiem napędowym

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

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

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

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Warszawa 1962 r. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 800 egz. Papier ilustr. kl. V, 70 g, 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dziełowa — Zam. 279/A — T-6.



# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVII

STYCZEŃ 1962 R.

ZESZYT 1

## Zadania kół zakładowych SIMP w 1962 roku

Celem zapewnienia wyższego poziomu życia całego naszego społeczeństwa, celem zmniejszenie do minimum potrzeby importu, celem wzrostu znaczenia krajów obozu socjalistycznego — nakreślony został przez Rząd i Partię bardzo ambitny i szeroki plan pięcioletni.

Realizacja napiętych zadań tego planu wymaga ogromnego, zgodnego wysiłku ze strony całego społeczeństwa. Na odcińku przemysłowym — rzutuującym na wszystkie dziedziny korzystające z wyrobów przemysłowych — bardzo poważne obowiązki spadają na inżynierów i techników polskich.

Dowodem zrozumienia tych obowiązków jest cały szereg akcji, prowadzonych przed rozpoczęciem realizacji planu pięcioletniego przez organizacje techników polskich, poczynając od Władz Naczelnych NOT, a kończąc na kołach zakładowych. Akcje te doprowadziły do sformułowania całego szeregu wniosków, których realizacja ma zapewnić wykonanie naczelnego zadania — planu pięcioletniego. Podsumowaniem i sprecyzowaniem tych wniosków zajął się IV Kongres Techników Polskich we Wrocławiu w lutym 1961 roku. Realizacja wniosków kongresowych została przekazana do właściwych ogniw organizacji technicznych lub władz państwowych.

Dowodem doceniania roli inżynierów i techników w realizacji planu 5-letniego były uchwały IV Plenum KC PZPR oraz uchwała Rady Ministrów nr 58/61 z dnia 9.II.61 w sprawie pogłębienia współdziałania między organami państwowymi i stowarzyszeniami technicznymi.

Pierwszy rok realizacji planu pięcioletniego mamy już za sobą, a wyniki osiągnięte w tym okresie stwierdzają możliwość realizacji, a nawet przekroczenia zadań całego planu. Aby wykonanie było pełniejsze i pewniejsze należy wyciągnąć wnioski z dotychczasowych osiągnięć i błędów i przekazać je pod rozważenie do wszystkich komórek realizujących dalsze zadania planu.

Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Mechaników Polskich wraz z wszystkimi jego członkami od pierwszej chwili włączyło się do współpracy w realizacji zadań planu, uzyskując szereg konkretnych osiągnięć.

W dniu 5 grudnia 1961 r. odbyło się plenarne zebranie Zarządu Głównego Stowarzyszenia, w którym wzięli udział wybitni przedstawiciele Rządu i Partii. Obrady poświęcone były omówieniu zadań i kierunków działania Stowarzyszenia. Podkreślono na nich, że rola kół zakładowych SIMP — skupiających około 24 000 inżynierów i techników mechaników — może mieć olbrzymi wpływ na należyte rozwiązanie problemów postępu technicznego w przemyśle, od czego w pierwszym rzędzie uzależniona jest realizacja zadań planu pięcioletniego. W oparciu o uchwały, jakie podjęto na w.w. zebraniu Zarządu, „Zadania kół zakładowych SIMP w 1962 roku” realizowane przez grupy fachowe simpowców dadzą się ująć w następujących punktach:

### 1. W dziedzinie konstrukcji:

- przeprowadzenie przeglądu maszyn i urządzeń produkowanych obecnie przez zakład pod względem spełnienia wymagań stawianych jakości, ekonomii i estetyce wykonania oraz zgłaszanie wniosków odnośnie wycofania z produkcji lub modernizacji typów nie spełniających tych wymagań;
- opracowanie względnie wytypowanie konstrukcji nowych maszyn i urządzeń, które by spełniały w najwyższym stopniu współczesne wymagania;
- zgłaszanie na podstawie analizy wniosków stosowania w nowych konstrukcjach w jak najszerszym zakresie: części i zespołów znormalizowanych lub unifikowanych, części o wysokim stopniu technologiczności, części odpowiedzialnych, obliczonych przy stosowaniu właściwego współczynnika bezpieczeństwa, części wykonywanych z krajowych tworzyw sztucznych, części z materiałów o wysokich własnościach mechanicznych, części zabezpieczonych racjonalnie przed korozją itp.;

- zgłaszanie wniosków, uwzględniających stosowanie w jak najszerszym zakresie automatycznej kontroli działania i obsługi konstruowanych maszyn i urządzeń.

### 2. W dziedzinie technologii:

- propozycje wprowadzania nowoczesnych i oszczędnych metod przeróbki i obróbki materiałów;
- szczegółowa analiza nowych konstrukcji pod względem technologiczności, wysuwanie konkretnych wniosków zwiększających technologiczność do konstruktorów i technologów;
- propozycje pełnej lub częściowej automatyzacji procesów produkcyjnych;
- propozycje mechanizacji robót ciężkich i pracochłonnych;
- wykorzystanie w jak najszerszym zakresie projektów usprawnień i wynalazków zgłoszonych przez pracowników.

### 3. W dziedzinie gospodarki materiałowej:

- przeprowadzenie analizy zużycia materiałów pod względem ilościowym i jakościowym na produkowane części i zgłaszanie konkretnych wniosków zapewniających oszczędności materiału;
- przeprowadzenie analizy obiegu materiałów w zakładzie i wskazanie sposobów zapobiegania nadmiernemu ich zużyciu lub niszczeniu;
- przeanalizowanie asortymentu materiałów stosowanych w produkcji i działach pomocniczych oraz wskazanie możliwości likwidacji gatunków i wymiarów półwyrobów nie uzasadnionych względami ekonomicznymi.

### 4. W dziedzinie produkcji:

- zgłaszanie wniosków usprawniających organizację produkcji;
- przeprowadzenie analizy możliwości produkcyjnych zakładu i zgłaszanie wniosków, umożliwiających zwiększenie tych możliwości bez stosowania inwestycji;
- analiza planów inwestycyjnych oraz wskazanie zbędnych inwestycji względnie zagadnień niedostatecznie doinwestowanych;
- zgłaszanie wniosków na temat specjalizacji produkcji poszczególnych zakładów.

### 5. W dziedzinie podnoszenia kwalifikacji

- organizowanie kursów specjalistycznych dla inżynierów i techników, przy mniejszych ilościach — dla grupy zakładów danej branży;
- organizowanie konferencji naukowo-technicznych dla inżynierów i techników grupy zakładów danej branży;
- przedstawianie kandydatów na kursy specjalistyczne, organizowane przez oddziały lub Zarząd SIMP-u;
- organizowanie wycieczek krajowych i zagranicznych do zakładów, instytucji i na wystawy, które zapewniają poznanie nowych metod konstrukcji lub produkcji;
- wskazanie tematyki i organizowanie kursów dokształcających dla pracowników produkcyjnych;
- ściśła opieka nad klubami techniki i racjonalizacji;
- propaganda czytelnictwa książek technicznych i prasy technicznej wśród załogi zakładu;
- opieka nad nowymi i młodymi pracownikami technicznymi w zakładzie.

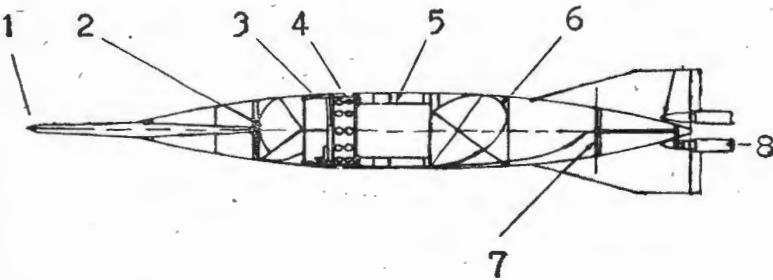
### 6. W zakresie łączności organizacyjnej:

Utrzymanie ścisłego kontaktu z zarządem sekcji branżowej i zarządem oddziału celem wzajemnego przekazywania sobie planów pracy i osiągnięć mogących znaleźć zastosowanie w innych zakładach.

Jak wynika z powyższego zestawienia, zadania kół zakładowych SIMP są bardzo liczne i wszechstronne. Umożliwiają one członkom kół przyczynienie się — w sposób najbardziej odpowiadający ich zainteresowaniom — do realizacji zakładowego planu postępu technicznego w ramach planu pięcioletniego.

## Nowe rodzaje celów holowanych

Rękaw strzelecki, jakkolwiek szeroko jeszcze stosowany do szkolenia w strzelaniu, nie ma tak wielkiego znaczenia jak dawniej, gdy prędkość jego holowania była porównywalna z prędkością samolotów bojowych. Nowocześniejszym rozwiązaniem jest cel holowany, zbliżony kształtem do samolotu, o większej prędkości holowania niż prędkość rękawów strzeleckich. Jednak i tego rodzaju cele o prędkości ok. 700 km/h okazały się niewystarczające. Znalazły więc zastosowanie cele swobodnie latające w postaci zminiaturyzowanych samolotów wyposażone we wzmacniacze echa radiolokacyjnego, co pozwala na symulację nawet bombowców. Cele te produkowane są w różnych wariantach o różnej prędkości. Nie są związane z samolotem holującym, są zdalnie lub programowo sterowane, co pozwala na sprawdzanie celności pocisków kierowanych, działających z większej odległości. Cele te jednak są kosztowne, zastosowanie ich wymaga specjalnie wyposażonych poligo-

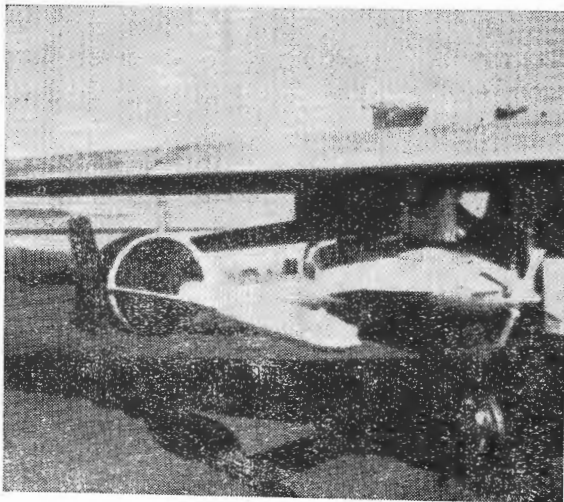


Rys. 1. Przekrój celu naddźwiękowego DF-6MFC. 1 - zaczep; 2 - reflektor kątowy przedni; 3 - odbiornik (UKF) komend wypuszczenia dymu i zapalania źródeł promieniowania; 4 - urządzenie dymotwórcze; 5 - reflektor kątowy środkowy; 6 - reflektor kątowy tylny; 7 - antena; 8 - źródła promieniowania

nów. Należy tu nadmienić, że koszt przeciętnego nowoczesnego celu zdalnie kierowanego wynosi 70 do 100 tysięcy dolarów.

Z tego też powodu opracowywane są w dalszym ciągu nowe konstrukcje celów holowanych, które — jakkolwiek związane z samolotem i mające węższy zakres zastosowań — miałyby dostatecznie dużą prędkość, byłyby prostsze i tańsze w eksploatacji i nie wymagałyby specjalnych urządzeń naziemnych.

W ostatnim okresie wprowadzone zostały do eksploatacji nowe konstrukcje celów holowanych o prędkości przewyż-



Rys. 2. Cel DF-4RC umieszczony pod skrzydłem samolotu North American F-100C „Super Sabre” łącznie z urządzeniem do holowania DXL-4A

szej prędkości celów holowanych starszego typu oraz dłuższej lince holowniczej. Cele te mają kształt opływowej ubrzechwionej bomby.

Przykładem takiego celu może być francuski cel „Javelot”. Startuje podrywany z ziemi za pośrednictwem odpowiednio rozłożonej linki, o którą holujący samolot zacze-  
 za pomocą haka, podobnego do stosowanych w samolotach

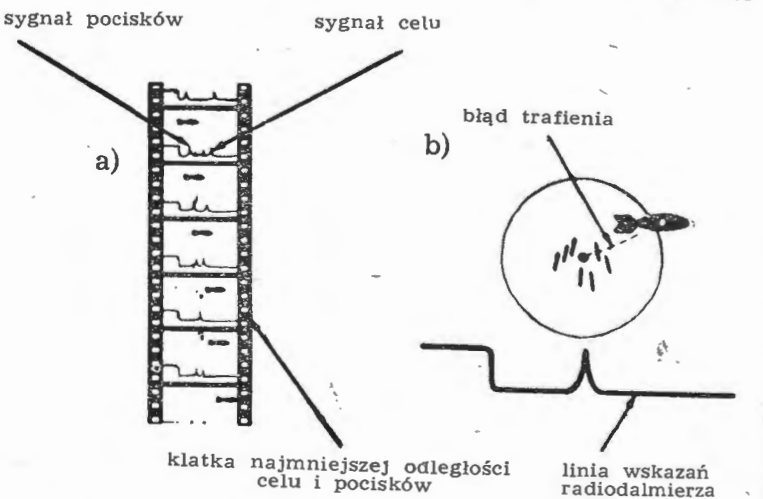
eksploatowanych na lotniskowcach. Samolot, po zaczepieniu — wznosi się, a cel podrywany jest w górę ze specjalnego wózka. Cel ma kształt wydłużonego cygara, wyposażony jest w akustyczny licznik trafień i reflektory wzmacniające echo radiolokatora. Nylonowa linka ma długość: 1500 m. Cel jest odzyskiwany na spadochronie.

Opisany cel „Javelot” holowany jest na stosunkowo krótkiej lince holowniczej. Odmienne skonstruowane są cele wytwórni amerykańskiej Del Mar. Holowane są na dłuższej lince rozwijanej i zwijanej podczas lotu. Samolot holujący startuje i ląduje z celem.

Cele firmy Del Mar mają kształt opływowy, są ubrzechwione i wyposażone w reflektor kątowy, który odbija sygnały radiolokatora i wzmacnia je, przez co odbicie zbliżone jest do tego, jakie daje wielosiłnikowy samolot bombowy. Radiolokator samolotu myśliwskiego pozwala na wykrycie takiego celu z odległości około 30 km, a radiolokator naziemny — z odległości 240 km. Cel Del Mar holowany jest na lince o długości około 10 km przez samolot myśliwski lub myśliwsko-bombowy, przy czym całe urządzenie podwieszane jest na standardowych zamkach podwieszenia bomb. Samolot holujący wymaga niewielkich modyfikacji. Cele Del Mar przeznaczane są do stosowania przez jednostki w ich własnym programie szkolenia bez potrzeby uciekania się do przebazowania na specjalnie wyposażone poligony.

Wyróżnić należy dwa typy celów Del Mar: poddźwiękowe, serii DF-4 i naddźwiękowe, serii DF-6. Najprostsza jest wersja DF-4R wyposażona w prosty reflektor kątowy. Ciężar tego celu wynosi około 8 kg, długość około 2,5 m. Te same rozmiary posiada wersja DF-4RC, lecz wyposażona jest w trzyczęściowy reflektor kątowy, odbijający promieniowanie radiolokatora w zakresie 360°. Wersja DF-4MFC wyposażona jest ponadto w cztery źródła promieniowania (podczerwone). Źródła te, umieszczone na czterech brzechwach celu, zapalane są na komendę albo z samolotu holującego, albo z samolotu wykonyującego zadanie lub też z ziemi, za pośrednictwem sygnału radiowego, odbieranego przez niewielki odbiornik UHF, znajdujący się na celu. Zależnie od rodzaju komendy mogą się zapalać po jednej świecy, po dwie albo cztery naraz. Czas palenia źródła promieniowania wynosi 70 sek.

Wersja DF-6MFC jest najnowszą wersją naddźwiękową. Długość jej wynosi 3,35 m przy ciężarze około 32 kg. Cel



Rys. 3. Pomiar błędów trafienia za pomocą urządzenia radiowo-optycznego. Na klatkach filmu (rys. 3a) fotografowany jest przelot celu i pocisków rakietowych. Równocześnie fotografowana jest linia z impulsami wskazującymi odległość celu i odległość wystrzelonych pocisków od samolotu przechwytyjącego. Klatka, na której impulsy odległości celu i pocisków się pokrywają (rys. 3b), wskazuje równą odległość pocisków i celu od samolotu i można na niej pomierzyć błąd trafienia

może być holowany do prędkości odpowiadającej  $M = 1,5$ . Umieszczone na czterech brzechwach celu klapki są tak ustawione, że nadają mu ruch obrotowy, którego prędkość zależy od prędkości holowania i wzrasta o 0,2 obr/min na każdy km/h. Cel wykonany jest z tworzywa sztucznego wzmocnionego włóknem szklanym. Trzyczęściowy re-



flektor, znajdujący się w centralnej części celu, wykonany jest z tworzywa piankowego, pokrytego folią aluminiową. Cel DF-6MFC wyposażony jest — podobnie jak DF-4MFC oraz dodatkowo — w wytwornicę czarnego dymu. Wytwornica ta składa się z dwóch dysków, z których każdy ma 12 ładunków proszku, wyrzucanych kolejno w ciągu jednej minuty na sygnał radiowy. Na sygnał następny opróżnia się drugi dysk. Opróżnianie dysków i zapalenie świec może być zsynchronizowane. Wyrzucanie proszku powoduje wytworzenie dymu ułatwiającego wykrycie celu na granicy jego widzialności.

Urządzenia do holowania opisanych celów zbliżone są kształtem do zbiorników podwieszanych i umieszczone na standardowych zamkach pod skrzydłem samolotu myśliwskiego lub myśliwsko-bombowego. Do holowania celu DF-4MFC przeznaczone jest urządzenie DXL-4A.

Do holowania celu DF-6MFC stosowane jest urządzenie DXL-6A o ciężarze 200 kg. Zasobnik, w którym znajduje się urządzenie do nawijania i rozwijania linki holowniczej, zaopatrzony jest w wysięgnik podtrzymujący cel, gdy linka jest zwinięta. Przy starcie wysięgnik znajduje się w położeniu poziomym, po starcie przechodzi do położenia pionowego, aby zmniejszyć wpływ turbulencji wywołanej przez skrzydło na zachowanie się celu na początku rozwijania i na końcu zwijania linki holowniczej. Bęben z linką napędzany jest za pomocą czterołopatkowej turbinki powietrznej o przestawianych łopatkach, umieszczonej na przedzie zasobnika. Moc turbinki zależy od prędkości samolotu i przy prędkości 400 km/h wynosi jeszcze 12 KM. Liczba obrotów, od której zależy prędkość nawijania, zależy od kąta nastawienia łopatek. Przy normalnej liczbie obrotów 5500 obr/min prędkość nawijania i rozwijania wynosi 360 m/min (przy pustym bębnie) i 560 m/min (przy pełnym bębnie).

Maksymalna dopuszczalna liczba obrotów wynosi 6500 obr/min, przy przekroczeniu tej liczby włącza się automatycznie hamulec elektryczny ograniczający liczbę obrotów. Do holowania stosowana jest struna stalowa o różnej średnicy, od której uzależniona jest prędkość holowania. Od grubości linki holowniczej zależy jej długość, która może być nawinięta na bębnie. Przy grubości 1,3 mm długość linki wynosi 6,4 km, przy grubości 1,2 mm — 10,4 km. W kabine pilota samolotu holującego znajdują się: ręczka włączania i wyłączania turbiny oraz zmiany jej obrotów (nastawienia łopatek), wskaźnik kąta łopatek, wskaźnik obrotów turbinki, wskaźnik długości linki oraz wyłącznik światła ostrzegawczego na celu.

Urządzenie błędu trafienia umieszczone jest na samolocie wykonującym zadanie bojowe. Jest to urządzenie radiowo-optyczne, występujące w dwóch wersjach. Wersja D-100A jest konstrukcją przystosowaną do podwieszenia pod skrzydłem, wersja D-100B przystosowana jest do montowania wewnątrz. Na 16 mm taśmie filmowej fotografowany jest obraz przelatującego celu oraz wystrzelonych pocisków rakietowych, na drugiej połowie — wskazania radiodalmierza. Wskazania radiodalmierza, przeniesione z lampy oscyloskopowej, obrazuje linia, na której zaznaczone są impulsy: wystrzelenia pocisków, odległości pocisków i odległości celu. Impulsy odległości celu i pocisków w miarę wzrastania odległości pocisków od samolotu zbliżają się do siebie. Klatka, na której impulsy pokrywają się, określa równą odległość celu i pocisków rakietowych. Na podstawie odległości pocisków od środka celu, wyznaczonej z fotografii (druga część klatki) za pomocą kilku przymiarów skalowanych, określony zostaje błąd trafienia. Opisane cele mogą być również wyposażone w liczniki trafień, umieszczone na celu.

Mjr rez. — pilot STEFAN KOŁODYŃSKI

656.7.05

## O zagadnieniu bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej

*Drukujemy cykl artykułów opartych na materiałach Sympozjum Bezpieczeństwa Lotu, opublikowanych w Journal of the Royal Aeronautical Society w czerwcu 1960 r. Sympozjum to dotyczyło lotnictwa komunikacyjnego, zaś zagadnienie bezpieczeństwa lotu zostało rozpatrzone z punktu widzenia konstrukcji, obsługi pokładowej, obsługi naziemnej itp. Ujęcie problematyki jest niejednokrotnie specyficzne dla stosunków zachodnich, tym niemniej uważamy, że będzie interesujące dla czytelników polskich.*

### Wstęp

Pod pojęciem bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej należy rozumieć te wszystkie czynniki, które pozwalają pasażerom i załodze przetrwać w normalnej kondycji zdrowia cały okres czasu od momentu wejścia na pokład samolotu przed startem — do chwili opuszczenia go po wylądowaniu. Bezpieczeństwo to zapewnić musi konstrukcja samolotu i przeprowadzone próby przed dopuszczeniem do eksploatacji, prawidłowy pilotaż podczas użytkowania oraz właściwa kontrola, obsługa i konserwacja sprzętu.

### Bezpieczny projekt

W pierwszym rzędzie sam projekt samolotu musi wzbudzać poczucie zaufania u pasażerów i załogi we wszystkich fazach i warunkach lotu. „Bezpieczeństwo projektu” nie tylko jest wynikiem działalności głównych projektantów i zespołów konstrukcyjnych, lecz obejmuje również charakterystykę i warunki techniczne sprzętu, dotrzymanie zgodności parametrów oraz serię lotów doświadczalnych, mających na celu ulepszenie konstrukcji.

Inżynier i technik, zatrudnieni przy projektowaniu i budowie nowej jednostki, mają tendencje do zacieśnienia się tylko do zagadnień swego biura, mogą więc przypisywać drugorzędne znaczenie warunkom zdatności do lotów użytkowych i problemom bezpieczeństwa. Projektant, który nie będzie miał możliwości praktycznego zapoznania się z codzienną działalnością linii lotniczych „podróżując po świecie” — może ograniczać się do analizowania jedynie tego co dostrzeżać na stole kreślarskim. W niektórych przypad-

kach niechętnie powtarza się konstrukcję prototypu, w innych nie upewnia się czy przyjęta koncepcja zrealizuje się w praktycznym rozwiązaniu.

Z bezpieczeństwem lotu ściśle wiąże się łatwość kontroli, obsługi i konserwacji sprzętu. Utrudniony lub niemożliwy dostęp jest następstwem złego zaprojektowania.

Z dotychczasowych rozważań wynika postulat, aby w każdym biurze konstrukcyjnym działała samodzielna „sekcja bezpieczeństwa projektu”.

### Założenia projektowe

Założenia do projektu stanowią podstawę do oceny samolotu w typowych warunkach eksploatacji. Poszczególne parametry uzgadnia się zazwyczaj z przyszłym użytkownikiem przed podpisaniem umowy, a za dotrzymanie założeń odpowiada konstruktor. Niekorzystne odchylenia w zakresie 10% mogą spowodować kary konwencjonalne. Wśród wielu warunków, których dotrzymanie gwarantuje konstruktor, zasługują na wzmiankę następujące:

- tolerancja 30% dla prędkości w locie poziomym przy określonym ciężarze samolotu,
- tolerancja rzędu 150 m dla długości startu i lądowania (przy uwzględnieniu pewnego zakresu wysokości przy wznoszeniu się samolotu po starcie),
- zachowanie stateczności dokoła wszystkich osi o określonych warunkach prób,
- określona tolerancja na ciężarze konstrukcji,
- dopuszczalny poziom hałasu.

Niezależnie od założeń projektowych ustalonych przez biuro konstrukcyjne, sprzęt musi spełniać warunki posta-



wione przez przyszłego użytkownika. Dopasowanie projektu do tych ostatnich kosztuje dużo czasu i wysiłku technicznego, tym więcej, że nie mogą być pominięte wymogi związane z własnościami lotnymi oraz bezpieczeństwo projektu.

Dla nowo budowanych samolotów nie zawsze istnieją gotowe przepisy, modyfikowanie zaś samolotu na skutek opracowania ich już po zaawansowaniu robót, może być zbyt kosztowne, a często niezadawalające. Dla dobra projektowanego sprzętu należy z pełną świadomością przyjąć jeden z tych kierunków. Nie wolno jednak warunków zgodności do lotu traktować jako czystą formalność, gdyż bezpieczeństwo lotu musi być udowodnione i zagwarantowane. Nasuwa się tu koncepcja najlepszego rozwiązania, polegająca na opóźnieniu wydania świadectwa sprawności technicznej do czasu uzyskania takiego doświadczenia na nowym typie samolotu, aby można było sformułować warunki najwłaściwsze. Obok warunków zgodności do lotu dla nowego typu samolotu, konstruktor powinien rozważyć — od strony bezpieczeństwa lotu — następujące pozycje: osiągi samolotu, pilotaż, strukturę, zespół napędowy i wszystkie układy.

Osiągi nowego typu samolotu będą odpowiadały użytkownikowi, o ile będzie dostateczny zapas bezpieczeństwa: przy starcie, przy początkowym wznoszeniu, przy nabieraniu wysokości na trasie, dla prędkości na wysokości podróżnej, przy przechodzeniu z wysokości, przy podchodzeniu do lądowania i lądowaniu. W to należy włączyć przerwanie pracy jednego lub dwóch silników. Wiele parametrów można obliczyć, jednakże własności należy zademonstrować w locie przed dostawą samolotu do eksploatacji.

W zakres wymogów bezpieczeństwa lotu wchodzi również odpowiednie instrukcje dla załóg, dostarczane razem z samolotem.

Jeśli samolot — według opinii pilotów — jest posłuszny we wszystkich fazach i warunkach lotu, świadczy to o tym,

Tabela I

Grupa podstawowa	Ilość sprawdzonych pozycji
Osiągi	30
Pilotaż	146
Pomiary naprężeń strukturalnych	72
Ciśnieniowość	15
Odladanie	13
Paliwo	36
Pilot automatyczny	64
Elektryczność	45
Radio	40
Zespół napędowy i Pomiary naprężeń śmigieł	50
Razem	511

że konstruktor w znacznej mierze zapewnił bezpieczeństwo sprzętu. Dla uzyskania świadectwa sprawności technicznej sprawdza się około 150 pozycji w czasie próbnych lotów na samolocie komunikacyjnym, zaś projekt kabiny załogi musi zapewnić swobodę pracy we wszystkich normalnych i awaryjnych warunkach lotu.

Jak długo samolot posiadać będzie silniki napędzane paliwem, tak długo będzie ryzyko pożaru, i podobnie — póki w silniku będą części wirujące, póty będzie możliwość mechanicznego uszkodzenia. Należy więc zapewnić odpowiednią instalację przeciwpożarową i prawidłową pracę silników — nawet w najgorszych warunkach użytkowania.

Ciśnieniowe kabiny wprowadziły potrzebę lekkich struktur z odpowiednim zapasem wytrzymałości oraz problem zmęczenia materiałów. Dla udowodnienia bezpieczeństwa przeprowadza się długie i kosztowne próby na ziemi, odpowiadające warunkom, zachodzącym podczas eksploatacji.

Tylko czas wykaże, czy ostatnie rozwiązanie konstrukcyjne według zasady „fail safe”\*, gruntownie zbadane na ziemi, zapewni taki zapas bezpieczeństwa, aby był on nagrodą za wszystkie wysiłki włożone w bezpieczeństwo projektowe.

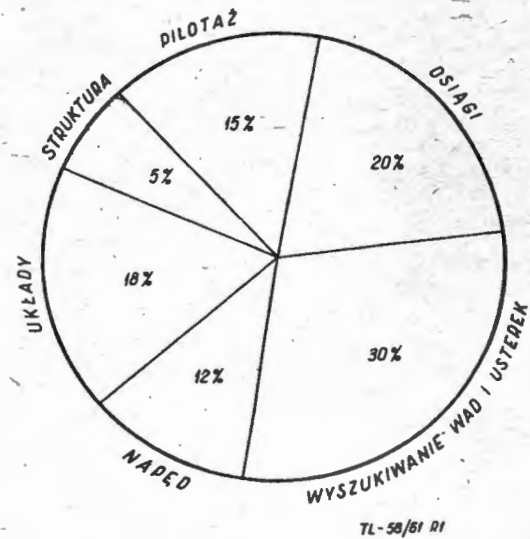
\* Konstrukcja według zasady „fail safe” zapewnia w przypadku, gdy jeden z członów złożonej struktury zostanie uszkodzony, przejęcie obciążenia przez inny człon. Taka konstrukcja nie zawsze wymaga stuprocentowego zapasu bezpieczeństwa, lecz wyżej wymieniona zasada wprowadza pewien typ struktury lub takie uszeregowanie członów, które będzie kompensować straty powstałe wskutek uszkodzenia jakiegokolwiek człona (przyp. tłumacza).

Niezawodność dla większości układów sprawdza się laboratoryjnie przed kompleksową próbą, przeprowadzaną na prototypie.

Łatwość obsługi i konserwacji tych układów również warunkuje bezpieczeństwo projektów.

### Udowodnienie bezpieczeństwa projektowego

Niezależnie od wielkości włożonego wysiłku ze strony biura konstrukcyjnego dla zapewnienia bezpieczeństwa projektowego, należy je zawsze udowodnić. Koszty nowego



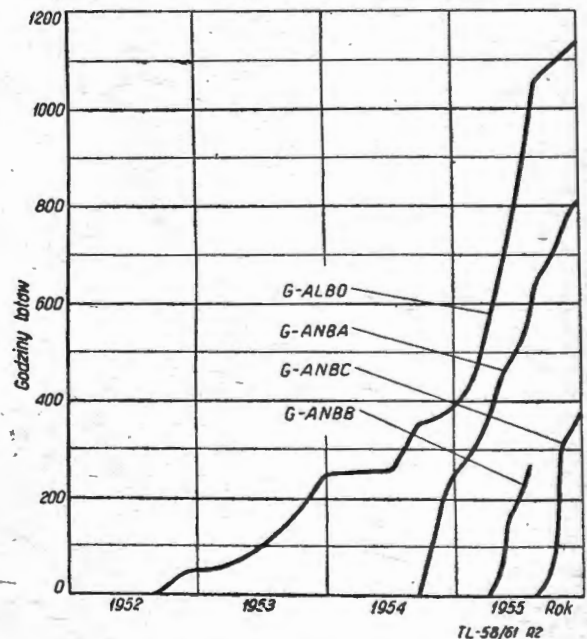
TL-58/61 R1

Rys. 1. Próby w locie samolotu Britannia 100 dla uzyskania świadectwa sprawności technicznej

typu samolotu oraz czas przeznaczony na jego budowę ograniczają zakres działalności konstruktora, a i przyszły użytkownik również chce możliwie prędko eksploatować samolot.

Jak wspomniano poprzednio, większość prób z wyposażeniem i układami przeprowadza się na ziemi w zespołach laboratoryjnych i w warunkach jak najbardziej zbliżonych do rzeczywistych w locie. Są one tańsze od prób w locie.

Czas lotów doświadczalnych fabrycznych jest za krótki, aby można było wykryć wszystkie usterki i ewentualne wady, które mogą zaistnieć podczas eksploatacji. Dobiera się więc — o ile możliwości — wyposażenie i części wypróbowane już na innych samolotach. Loty „na ulepszenie konstrukcji” mają na celu upewnienie się, że samolot odpowiada zasadniczym warunkom i wymaganiom technicznym. Loty takie poważnie przyczyniają się do zwiększenia bezpieczeństwa, o ile ich przebieg będzie starannie kontrolowany, a uzyskane informacje będą właściwie wykorzystane przez biuro projektowo-konstrukcyjne.



TL-58/61 R2

Rys. 2. Czas lotów na samolotach Britannia 100 do chwili uzyskania świadectwa sprawności technicznej



Omawiane loty mają na celu:

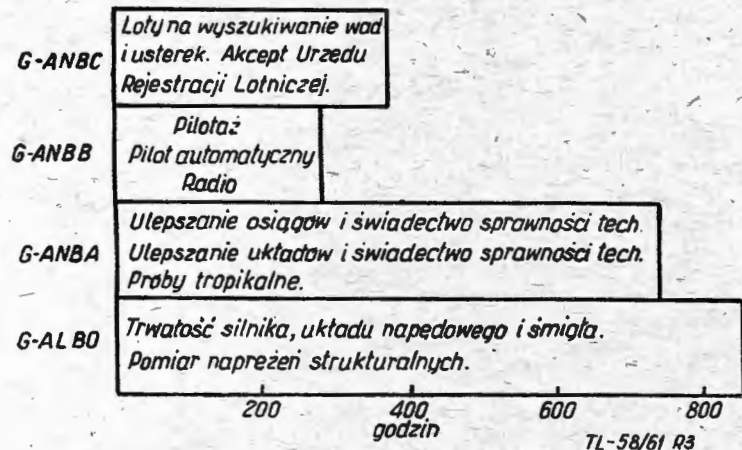
- wykazać, że specyfikacja projektowa jest zrealizowana,
- udowodnić zgodność z warunkami zdolności do lotu i przestrzeganie wymagań bezpieczeństwa projektowego oraz dostarczyć danych dla dokumentacji, jak np. instrukcji pilotażu, czy przepisów użytkowania i obsługi,
- zapewnić niezawodność samolotu i jego wyposażenia oraz sprawdzić łatwość obsługi i konserwacji.

W tabeli I wyszczególniono pozycje prób w locie samolotu Britannia 100 dla uzyskania świadectwa sprawności technicznej.

Nie należy utożsamiać ilości sprawdzonych pozycji z ilością przeprowadzonych prób. W grupie „osiągi” sprawdzono zaledwie 30 pozycji w czasie równym 20% ogólnie zużytego na próby, jak to podaje rys. 1.

Na rysunku 2 podano lata prób oraz czas wylatany na czterech samolotach użytych do prób sprawności technicznej. Na 2300 godzin wylatanych przed wydaniem tego świadectwa, 1000 godzin przypada na próby sprawności technicznej. Grupy prób w wylatanych godzinach przedstawiają się jak na rys. 3, a propozycje na przyszłość podano na rys. 4.

Największą trudność sprawia projektantowi udowodnienie, że samolot osiągnie wysoki poziom niezawodności podczas eksploatacji i nie będzie podatny na wypadki lotnicze. W lotach na ulepszenie konstrukcji wykrywa się najzłośliwsze usterki, a sto do dwustu godzin lotów przeznaczonych na wyszukiwanie wad i usterek stanowi raczej symbol wobec koniecznych dziesiątków tysięcy godzin. Dlatego alternatywa podana na rys. 4 wydaje się słuszna. Obejmuje ona próby na „hamowni latającej” w ramach 450 godzin przez 9 miesięcy (po 50 godzin miesięcznie). Na pierwszym prototypie 630 godzin lotów na ulepszenie konstrukcji po 30 godzin przez 21 miesięcy i następnie 300 godzin po uzyskaniu świadectwa sprawności technicznej w celu spraw-



Rys. 3. Czas lotów na ulepszenie konstrukcji od października 1954 r. do uzyskania świadectwa sprawności technicznej w grudniu 1955 r.

dzenia wykonanych modyfikacji. Drugi prototyp, o pełnym wyposażeniu pokładowym, powinien być wykończony w cztery do pięciu miesięcy po pierwszym i użyty wyłącznie do prób sprawności technicznej, obejmujących 750 godzin (po 50 godzin przez 15 miesięcy).

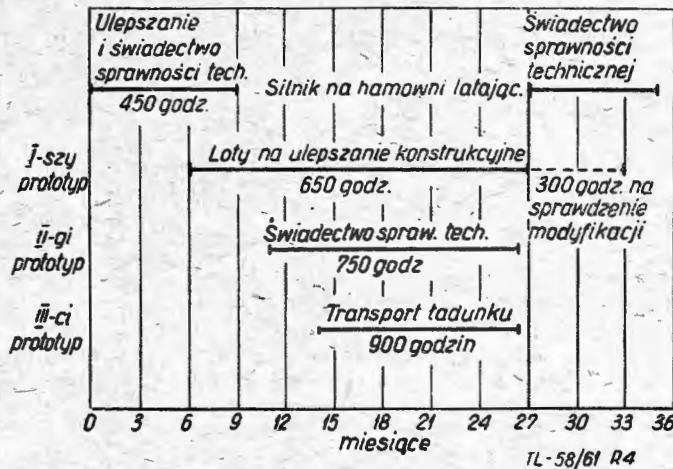
Wreszcie trzeci prototyp należy wydzierżawiać liniom lotniczym do przewozu ładunku w warunkach eksploatacyjnych pod nadzorem konstruktora. Proponuje się wylatać na nim 900 godzin przez 12 miesięcy (po 75 godzin miesięcznie) we wszystkich klimatach i porach roku.

#### Niezawodność użytkowa i bezpieczeństwo

Doświadczenie wskazuje, że w lotnictwie komunikacyjnym okoliczności sprzyjające powstaniu wypadku są nie mniej — lecz raczej więcej ważne, aniżeli same wypadki. Wynika to stąd, że przyczyny większości wypadków tkwią

w serii zaistniałych przypadków, pojedynczo drobnych, lecz właśnie zbiorowo powodujących wypadek. Można przytoczyć taki teoretyczny splot okoliczności:

- załoga wypoczywała, jednak nie spała w godzinach nocnych w kraju, z którego rozpoczęła lot,
- kapitan samolotu w czasie lotu nie czuł się dobrze,
- przygotowując samolot do lotu źle obsłużono pewien szczegół wyposażenia, gdyż był do niego trudny dostęp,
- w czasie lotu wspomniany element funkcjonował wadliwie, a kapitan z powodu złego samopoczucia i niewy-



Rys. 4. Próby w locie samolotów komunikacyjnych przed oddaniem do eksploatacji (projekt)

godnego urządzenia kabiny popełniał błędy, na skutek których powstało większe uszkodzenie konstrukcji, — ten zbieg okoliczności spowodował, że samolot przymusowo lądował.

W czasie eksploatacji samolotu konstruktor według potrzeby udziela informacji i pomocy technicznej, poza tym porównuje dane eksploatacyjne z danymi doświadczalnymi, które uzyskał podczas lotów samolotu, przed uzyskaniem świadectwa sprawności technicznej. Wskazane jest, aby współpracownicy konstruktora odbywali praktyki w czasie eksploatacji samolotu przez użytkownika. Wzbogaci to ich doświadczenie, tak bardzo potrzebne przy projektowaniu nowych typów samolotów.

Na ogół linie lotnicze chętnie udzielają informacji o pracy i zachowaniu się swoich samolotów, jednakże konstruktor ma wiele trudności w przeprowadzaniu analizy tych danych i udostępnieniu ich swoim pracownikom w takiej formie, aby mogły być w pełni wykorzystane przy modyfikowaniu samolotów i w przyszłej pracy konstruktorskiej.

Za większe modyfikacje powinni odpowiadać konstruktor i ustalać ich zakres z uwzględnieniem strony finansowej. Konieczne jest przy tym pełne porozumienie pomiędzy konstruktorem a użytkownikiem samolotu co do trybu postępowania przy wprowadzaniu zmian niezbędnych dla bezpieczeństwa lotu.

#### Podsumowanie i wnioski

W artykule tym starano się podać trudności konstruktora w zbudowaniu samolotu, który by miał dobrą ocenę z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu, z czym wiąże się wzrost nasilenia przewozu powietrznego. Dla użytkownika jest to zazwyczaj ważniejsze, aniżeli zwiększenie prędkości.

Pasażerom zależy przede wszystkim na bezpieczeństwie, umiarkowanych opłatach i wygodach. Można twierdzić, że nie przywiązują wagi do zwiększania istniejących prędkości samolotów komunikacyjnych, na pewno zaś nie zgodziliby się na to kosztem bezpieczeństwa lotu. Należy więc opierać się pokusie zwiększania prędkości lotu kosztem bezpieczeństwa. Samolot linii lotniczych powinien stać się dla podróżujących powszednim środkiem komunikacyjnym bez jakichkolwiek obaw o osobiste bezpieczeństwo.



# Zastosowanie analizy spalin do badania procesów spalania w silnikach turbinowych

Znajomość składu chemicznego spalin pozwala w pełni określić stan procesów spalania. W pracy przedstawiono współczesne metody i narzędzia analizy spalin przystosowane do badania komór spalania silników turbinowych, które mogą reprezentować całą klasę najbardziej skomplikowanych procesów spalania w strumieniu powietrza. Omówiono zasady pracy i szczegóły wielu urządzeń badawczych, dających różne dokładności, problemy odbioru reprezentatywnych próbek i ich obróbki chemicznej oraz przykłady zastosowania analizy spalin. Przystosowanie podanych metod do badania innych urządzeń spalających nie stwarza większych trudności.

## 1. Wstęp

Komora spalania silnika turbinowego wyposażona w wysokociśnieniowy wtryskiwacz wirowy jest niewątpliwie przykładem jednego z najtrudniejszych urządzeń spalających, jakie zna współczesna technika. Obok bowiem problemów zwykłych dla heterogenicznych procesów spalania, które w niej występują, powszechne zastosowanie turbin gazowych w lotnictwie narzuca konieczność budowania komór stosunkowo bardzo małych o wysokiej sprawności, posiadających szeroki zakres statecznego spalania i pracujących w warunkach bardzo dużych obciążeń. Zbudowanie poprawnie działającej komory tego typu, bez intensywnych badań, które powinny określić lokalne warunki spalania i parametry przepływu, jest niemożliwe. Znajomość składu chemicznego czynnika roboczego wraz z bardzo łatwym pomiarem ciśnień pozwala w pełni określić wszystkie niezbędne wielkości. Pomimo że spalanie paliwa w komorze jest w zasadzie procesem chemicznym, dotychczas podstawą badań komór spalania były pomiary ciśnień i temperatur, pozwalające określić strukturę przepływu w komorze i sprawność spalania. Dyskusja ograniczeń metod badawczych, opartych na pomiarze temperatury, nie jest celem niniejszego artykułu, ponieważ jednak z nich właśnie wynika konieczność stosowania analizy spalin, nie od rzeczy będzie je wymienić.

a. *Dokładność.* Dokładny pomiar temperatury w obszarze spalania, do którego prawie wyłącznie używa się dotychczas termoelementów, jest poważnym problemem. Między spoiną termoelementu a otoczeniem występuje bowiem intensywna wymiana ciepła przez promieniowanie i przewodnictwo, którą trudno jest wyeliminować lub uwzględnić za pomocą odpowiednich poprawek, sama zaś spoina termoelementu uśrednia nieprawidłowo znaczne fluktuacje temperatury występujące w obszarach spalania, a poza tym może być stabilizatorem płomienia i katalizatorem reakcji spalania [lit. 1]. Nawet gdy za pomocą podwójnie ekranowanych termoelementów z odsysaniem uda się pomierzyć temperaturę czynnika możliwie najdokładniej, to — nie mówiąc już o zniekształceniu przepływu, jakie daje dość duża w tym przypadku sonda — błędy pomiaru będą nie mniejsze jak 1,5—2%. Tam, gdzie niezbędna jest maksymalna dokładność, przy pomiarach sprawności, ze względu na bardzo nierównomierny rozkład temperatury na wylocie z komory oraz błędy w określaniu ogólnego współczynnika nadmiaru powietrza, błąd pomiaru tą metodą osiąga wartości 5—8%.

b. *Charakter strat spalania.* Pomiar temperatur wykazuje wprawdzie wielkość strat w komorze, lecz nie mówi o ich strukturze i pochodzeniu.

c. *Zastosowania.* W układach heterogenicznych temperaturę tą metodą pomierzyć nie można, a w miejscach, gdzie przekracza ona 1850 °C pomiar jest bardzo trudny. Niemożliwe jest także określenie lokalnego współczynnika nadmiaru powietrza na podstawie pomiaru temperatury.

Dotychczas wymieniono tylko wady metody badania procesów spalania opartej na pomiarze temperatury, jej pełna dyskwalifikacja byłaby jednak niesłuszna. W rękach doświadczanego personelu metoda ta, chociaż nie przysto-

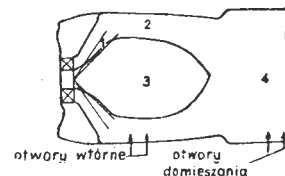
sowana do niektórych pomiarów i wykrywania niewielkich zmian w procesach jako stosunkowo szybka i prosta, pozostaje jednym z najskuteczniejszych narzędzi rozwoju komór spalania.

## 2. Uwagi podstawowe

Przyjętą za podstawę rozważań komorę, jak i każdy techniczny proces spalania, podzielić można na 4 podstawowe strefy (rys. 1):

1. Stożek paliwa, składający się z kropel paliwa o wielkiej prędkości.
2. Strefę spalania pierwotnego, gdzie występuje spalanie przy bardzo wysokich temperaturach.
3. Strefę recyrkulacji, w której produkty spalania poruszają się w kierunku przeciwnym do kierunku przepływu głównego w celu zmieszania z wchodzącą mieszanką i jej zapłonu.
4. Strefę zmieszania, w której produkty strefy 2 i 3 zostają zmieszane z powietrzem w celu obniżenia temperatury czynnika.

Strefę pierwszą stanowi w zasadzie płynne paliwo zmieszane z niewielką ilością gazów. Jak dotychczas, poza mało

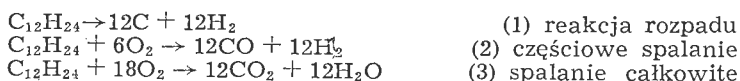


Rys. 1. Schemat komory spalania przedstawiający 4 podstawowe strefy; 1 — stożek paliwa; 2 — strefę spalania pierwotnego; 3 — recyrkulacji; 4 — zmieszania

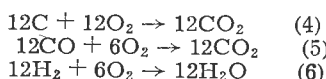
skutecznymi próbami określenia stosunku fazy ciekłej i parowej w powstającej mieszance, badań tej strefy za pomocą analizy spalin nie przeprowadzano. W strefie spalania i recyrkulacji poszukiwane są informacje o rozkładzie paliwa, temperaturze gazów, sprawności spalania i współczynnika nadmiaru powietrza. Dokładność nie jest tu rzeczą ważną, ani też łatwą do otrzymania, gdyż pobranie reprezentatywnej próbki jest bardzo trudne. Poprzez analizę gazów na wyjściu z komory spalania realizowane jest podstawowe zadanie analizy — określenie sprawności spalania z możliwie wysoką dokładnością (dochodzącą do ~0,5%)

Paliwem używanym w silnikach turbinowych jest w zasadzie nafta, a więc kompleksowa mieszanina różnych węglowodorów, którą określić można w przybliżeniu wzorem  $C_{12}H_{24}$ . Proces spalania może być przedstawiony wtedy za pomocą następujących równań:

### Równania pierwotne



### Równania wtórne

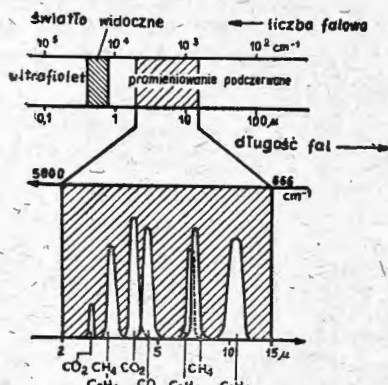






Wszystkie powyższe równania stanowią oczywiście jedynie bardzo uproszczony schemat skomplikowanych i wielostopniowych reakcji, których dokładny przebieg jest jeszcze w ogóle nie znany. Największą sprawność spalania równą 1 otrzymuje się wtedy, gdy jedynymi produktami spalania są dwutlenek węgla i para wodna.

W dzisiejszych komorach proces spalania nie jest nigdy teoretycznie zupełny. Oznacza to, że pewna część ciepła, które doprowadza się do komory, nie zostaje w niej wy-



Rys. 2. Widma adsorpcyjne CO, CO<sub>2</sub>, CH<sub>4</sub> i C<sub>2</sub>H<sub>2</sub> w zakresie podczerwieni

dzielona. Ta właśnie część ciepła określona jest jako strata spalania. Do powstania strat przyczynia się kilka czynników, z których najważniejsze są:

- przerwanie reakcji zachodzących w strefie pierwotnej przez doprowadzenie powietrza obniżającego temperaturę;
- powolne lub opóźnione spalanie, wywołane zwykle przez złe mieszanie w strefie pierwotnej i objawiające się na ogół występowaniem długiego płomienia. W tym przypadku nastąpi także zwiększenie wpływu doprowadzenia powietrza wtórnego, które przerwie reakcje spalania we wcześniejszej fazie.

Powyższe dwa czynniki wywołują obecność produktów częściowego spalania w spalinach;

- niewystąpienie zapłonu części paliwa lub produktów reakcji pierwotnych i częściowego rozpadu, co może być spowodowane złymi warunkami mieszania w strefie pierwotnej i wpływem ścianek.

Czynnik ten spowoduje dodatkowe wystąpienie w gazach wylotowych paliwa nie spalonego.

Dokładna analiza chemiczna spalin turbinowych silników odrzutowych wykazała, że w spalinach spotyka się następujące składniki zdolne do dalszego utleniania:

- 1) Węglowodory (nie spalone paliwo, paliwo częściowo rozłożone pod wpływem temperatury itp., w tym przeważnie metan).
- 2) Tlenek węgla.
- 3) Wodór.
- 4) Przejściowe produkty spalania — aldehydy, kwasy organiczne, nadtlenki (przede wszystkim kwas mrówkowy HCOOH i formaldehyd HCHO).
- 5) Węgiel.

Zawartość tych składników określa wielkość strat lub stadium procesów spalania.

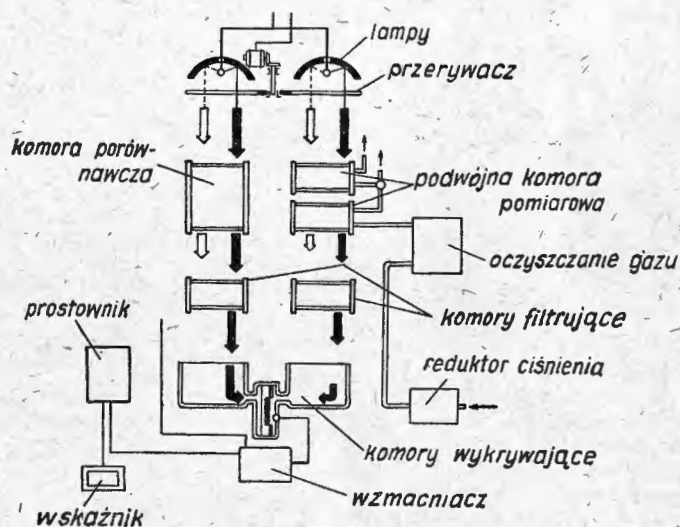
### 3. Metody analizy stosowane do określania składu gazów

W chwili obecnej, z uwagi na szybkość i wygodę, do analizy spalin używa się wyłącznie metod fizycznych, wobec czego w niniejszym artykule nie będą omawiane metody chemiczne przedstawione w starszej literaturze [lit. 2, 3, 4].

Pełną charakterystykę próbki otrzymać można przez zmierzenie zawartości CO<sub>2</sub>, CO, H<sub>2</sub>, O<sub>2</sub> oraz paliwa w postaci ciekłej i parowej, z danych tych bowiem mogą być określone sprawność spalania, lokalny współczynnik nadmiaru powietrza, temperatura i warunki spalania w danym punkcie. Z powodu braku miejsca opis metod stosowanych do określania stężeń ograniczono do podania ich zasad bez wchodzenia w szczegóły.

### 3.1. Analizator na promieniowanie podczerwone

Spośród gazów, występujących w spalinach, własności adsorpcyjne w zakresie promieniowania podczerwonego posiadają CO<sub>2</sub>, CO i różne węglowodory gazowe, przy czym w zasadzie analizatory na podczerwień stosuje się do określenia zawartości CO<sub>2</sub>, CO, CH<sub>4</sub> i C<sub>2</sub>H<sub>4</sub>, których widma adsorpcyjne pokazano na rys. 2. Schemat analizatora przedstawiono na rys. 3. Przerzywane za pomocą wirującego wiatraczka (~7 Hz) promieniowanie podczerwone przechodzi przez dwa równoległe układy komór i przyjmowane jest w komorze wykrywającej. Komora ta składa się z dwu identycznych elementów rozdzielonych za pomocą sprężystej membrany, która stanowi jedną z płytek kondensatora, i zawierających składnik, którego zawartość należy określić w dużym, jednakowym w obu elementach — stężeniu. Przerzywane promieniowanie podczerwone powoduje zmienne nagrzewanie i chłodzenie gazu w elementach komory wykrywającej, przy czym przewidziane są środki zapewniające zrównoważenie natężenia promieniowania wyjściowego dla obu układów komór. Wprowadzenie do komory pomiarowej, znajdującej się w jednej z kolumn, gazu pochłaniającego to samo pasmo promieniowania podczerwonych co gaz w komorze wykrywającej powoduje osłabienie energii w danym pasmie, a więc pojawienie się oscylacji membrany i wskazań. Oznaczenie zawartości danego składnika zostało w ten sposób sprowadzone do pomiaru zmian pojemności kondensatora. Im więcej danego czynnika znajduje się w gazie badanym, tym więcej adsorbuje on promieniowanie, tym mniej promieniowania dochodzi do komory wykrywającej, tym większa jest różnica ciśnień w obu komorach wykrywających i tym większe są mierzone oscylacje pojemności kondensatora. W przypadku, gdy w gazie poddanym analizie występują składniki, których widma adsorpcyjne zawierają te same lub zbliżone długości fal (np. CH<sub>4</sub> i C<sub>2</sub>H<sub>4</sub> rys. 2), wskazania aparatu nie zależą jednoznacznie od zawartości składnika, którego stężenie jest określane, i wtedy przed lub za komorą porównawczą i pomiarową zastosować należy komory filtrujące, w których pochłaniane są pasma promieniowania odpowiadające czynnikiem, jaki trzeba wyeliminować. Okresowe przerywa-



Rys. 3. Analizator na promieniowanie podczerwone

nie promieniowania podczerwonego ma na celu wytworzenie w obwodzie kondensatora łatwego do wzmocnienia prądu zmiennego i zabezpieczenie komór przed nagrzaniem, co zwiększa dokładność pomiaru.

Do wzorcowania aparatury używa się na ogół próbek gazu o dokładnie określonym składzie. Czulość aparatury waha się dla różnych gazów, a dla danego gazu może być kształtowana przez zmianę długości komór i wzmocnienie sygnałów. Dla rozszerzenia stosowności aparatury używa się wielosegmentowych komór pomiarowych, stwarzających możliwość stopniowej regulacji długości, a więc pracy na kilku zakresach zawartości i dokładności. Na rys. 3 przedstawiono schemat aparatu z podwójną komorą pomiarową.

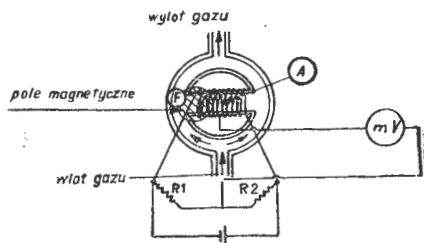
Do ustawienia zera potrzebne jest powietrze oczyszczone z pary wodnej, CO i CO<sub>2</sub>, to znaczy takie jak w komorze porównawczej. Oczyszczanie przeprowadza się środkami chemicznymi. Wskazania analizatora nie są uzależnione



od wydatku przepływu czynnika, zależą natomiast od temperatury. Każdy aparat powinien być wyposażony w termostat.

### 3.2. Analizatory termokonduktometryczne

Podstawę zastosowania analizatorów termokonduktometrycznych do określania składu spalin stanowi możliwość selektywnego dopalania katalitycznego różnych węglowodorów oraz CO i H<sub>2</sub>, a także silnie zróżnicowane wartości współczynników przewodnictwa cieplnego powietrza CO<sub>2</sub> i H<sub>2</sub>. Zasadniczym elementem tego rodzaju analizatorów są cztery nagrzewane oporniki połączone w mostek Wheat-



Rys. 4. Analizator paramagnetyczny

stone'a. Dwa z oporników umieszczone są w czynniku porównawczym, pozostałe dwa w komorach, do których mogą dyfundować gazy poddawane analizie. Gdy wszystkie oporniki znajdują się w tym samym gazie mostek jest zrównoważony, kiedy jednak do komory pomiarowej dostanie się gaz o innym współczynniku przewodności lub też zdolny do spalania katalitycznego, temperatura i oporność dwu oporników zmienia się i mostek zostaje wytrącony z położenia równowagi. Przez pomiar prądów niezrównoważenia mogą być określone zmiany temperatury oporników, które są funkcją składu spalin, a więc i ich skład. Gdy temperatura oporników będących katalizatorami przewyższa 600 °C dopaleniu ulegną wszystkie produkty niepełnego spalania i wskazania analizatora będą proporcjonalne do wartości opalowej spalin, to znaczy wykażą całkowitą wielkość strat spalania. Jeżeli temperatura katalizatora jest niższa od 600 °C metoda ta może być selektywna dla różnych określeń. Przy temperaturze oporników poniżej 300 °C spośród wszystkich składników gazów spalinowych dopala się jedynie H<sub>2</sub> i CO. Analizatory termokonduktometryczne bywają na ogół stosowane jedynie do określania zawartości CO<sub>2</sub> i H<sub>2</sub> drogą wykorzystania własności ich przewodnictwa cieplnego oraz CO i H<sub>2</sub> przez dopalenie. Ponieważ rozdzielenie wzajemnego wpływu na wskazania CO<sub>2</sub> i H<sub>2</sub> oraz CO i H<sub>2</sub> jest niemożliwe, dla określenia zawartości któregośkolwiek z nich drugi należy wyeliminować z gazu metodami chemicznymi.

W celu zapewnienia wysokiej dokładności przyrządu niezbędne jest dokładne utrzymanie napięcia mostku, temperatury elementów pomiarowych, które muszą być umieszczone w komorze termostatycznej, oraz przedsięwzięcie wszystkich środków zapewniających stabilność zera. Należy także bardzo starannie regulować prędkość przepływu, temperaturę i ciśnienie gazu przepływającego przez komory pomiarowe.

### 3.3. Analizatory magnetyczne

Jedynym składnikiem spalin, posiadającym własności paramagnetyczne, jest tlen. Analizator mierzy w zasadzie wydatek gazu przepływającego przez rurkę A w kierunku pola magnetycznego (rys. 4), wielkość którego zależy od zawartości tlenu. Rurka A ogrzewana jest przez dwa identyczne oporniki połączone ze sobą szeregowo i włączone w mostek Wheatstone'a. Przepływ gazu przez rurkę powoduje zmianę temperatury pierwszego opornika, a ogrzanie na-

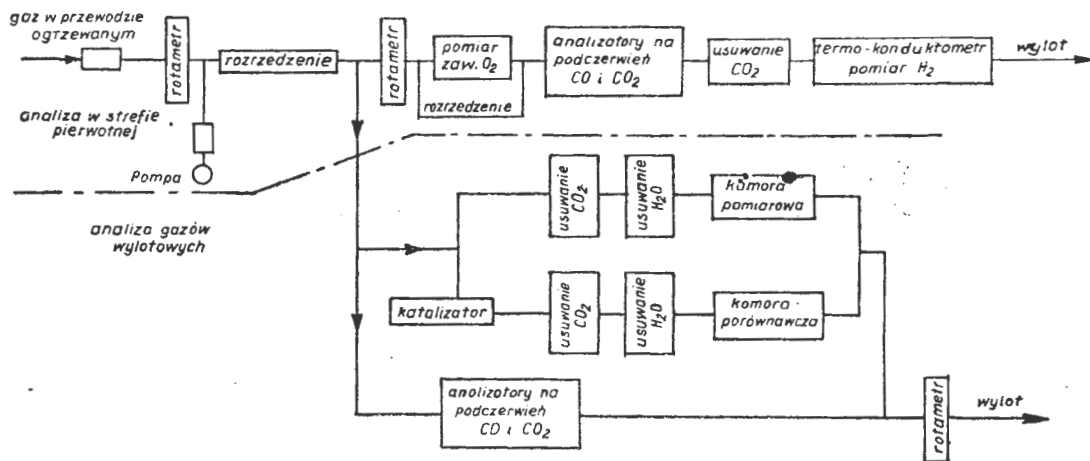
stępne. Wynikające stąd zmiany oporów wytrącają mostek z położenia równowagi. Ponieważ siły paramagnetyczne zależą od temperatury czynnika, stosuje się jej kompensację na ogół za pomocą termistora.

## 4. Schematy analizy

Jak już wspomniano, ogólnie rzecz biorąc, istnieją dwa rodzaje zadań, które realizuje się za pomocą analizy spalin; przy pomiarze sprawności spalania zasadniczym celem jest uzyskanie wysokiej dokładności pomiaru średniej zawartości niewielu składników, na ogół tylko CO<sub>2</sub> i CO na wylocie z komory, przy analizie strefy pierwotnej — szybkie uzyskanie wszechstronnych danych o zawartości niespalonego paliwa, CO<sub>2</sub>, CO, H<sub>2</sub> i O<sub>2</sub> w danym miejscu. Oba zadania zrealizować można, zależnie od środków, jakie stoją do dyspozycji, przez bardzo różny układ analizatorów, przy czym ogólną zasadą jest dążenie do uzyskania analizy szybkiej i ciągłej ze względu na wysoki na ogół koszt ruchu urządzeń badawczych i konieczność przeprowadzania bardzo wielu analiz.

### 4.1. Schematy rozwinięte

Schemat pełnego zestawu analizatorów, przystosowanego do wszechstronnej analizy spalin, podany w [lit. 5] przedstawia rys. 5. Do określenia zawartości obu tlenków węgla zastosowano analizatory na podczerwień pracujące na długościach fal od 1,5 do 4,5 μ. Pewne, niewielkie przekrycie widm adsorpcyjnych CO i CO<sub>2</sub> eliminowano przez zastosowanie filtrów. W układzie tym użyto 4 analizatorów na podczerwień — 2 do przeprowadzania analizy w strefie pierwotnej, 2 do pomiarów sprawności spalania. Te ostatnie wyposażono w komory zapewniające pracę na różnych zakresach zawartości i z różną czułością oraz wzorcowano przed każdym pomiarem. Dla zwiększenia dokładności określenia zawartości CO<sub>2</sub> zastosowano następujące zakresy pomiarowe: 0—2, 2—4,5, 4,5—6, 5—7,5% CO<sub>2</sub>. Do pracy w strefie pierwotnej użyto analizatorów o niezmiennym zakresie pomiarowym, obejmującym największe możliwe zawartości CO<sub>2</sub> i CO. Oznaczeń zawartości wodoru dokonywano za pomocą analizatorów termokonduktometrycznych, opartych na wykrywaniu zmian współczynnika przewodnictwa cieplnego, w których elementami wykrywającymi były druciki niklowe o średnicy 0,032 mm, pracujące przy temperaturze około 180 °C. Oporniki porównawcze dla pomiarów w strefie pierwotnej umieszczono w powietrzu. Zawartość wodoru w gazach wylotowych w zasadzie nie przekracza 0,2%, wobec czego do pracy w tym obszarze wy-



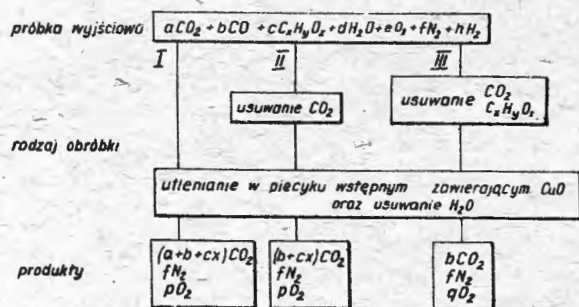
Rys. 5. Układ analizatorów przystosowany do wszechstronnej analizy spalin

magana jest bardzo wysoka czułość przyrządu. Ponieważ miernik reaguje na zmiany przewodnictwa cieplnego gazów, a więc także na ich ciężar molekularny, jakiegokolwiek zmiany w składzie gazu, inne niż zmiana zawartości wodoru, mogą także wpływać na pomiar. Wpływ CO<sub>2</sub> można łatwo wyeliminować przez pochłanianie, jednak przy wzroście zawartości CO<sub>2</sub> spada w gazach zawartość O<sub>2</sub> i wynikająca stąd zmiana stosunku O<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> równoważna jest stosunkowo pokaźnej zawartości wodoru. Dla kompensacji tej zmiany zastosowano analizator, w którym przewodność



cieplną gazów spalinowych zawierających wodór, porównywano z przewodnością tych samych gazów po jego usunięciu. Usunięcia wodoru dokonywano za pomocą dopalania katalitycznego przez 20% katalizator palladowy na tlenku glinu, który utlenia także CO na CO<sub>2</sub>.

Linia porównawcza, jak to pokazano na rys. 5, zawiera piecyk katalityczny, po którym umieszczono chlorek magnezu i tlenek sodu odpowiednio dla usunięcia pary wodnej i dwutlenku węgla, wywołujących zakłócenia w pomiarze. Na linii pomiarowej znajdują się jedynie pochłaniacze. Przy użyciu powyższej metody możliwe jest wykrycie 0,01% H<sub>2</sub> z wystarczającą dokładnością. Zawartość nie spalonego paliwa i różnego rodzaju produktów krakowania



Rys. 6. Schemat chemicznej obróbki gazów spalinowych, przystosowanej do jednego analizatora termokonduktometrycznego

określano przez ich pełne utlenienie w piecu katalitycznym (siatka platynowa + 30% katalizator platynowy na glince) i pomiar wywołanego tym przyrostu zawartości dwutlenku węgla.

Przy pracy w strefie pierwotnej spotyka się często mieszanki o współczynniku nadmiaru powietrza mniejszym od jedności, które przed dopalaniem należy rozrzedzić tlenem lub powietrzem: Stopień rozrzedzenia określa się za pomocą stosunku (CO + CO<sub>2</sub>) przed i po rozrzedzeniu. Jeżeli tlen dozjuje się w taki sposób, aby osiągnąć maksymalną zawartość CO<sub>2</sub> po dopaleniu, to pomiar ilości domieszanej jest niepotrzebny.

Zawartość tlenu w spalinach mierzono za pomocą analizatora paramagnetycznego. W skład aparatury wchodzi jeszcze: pompy, rotometry, manometry, zawory oraz połączenia zwykle i ogrzewane, zapewniające właściwą regulację ruchu urządzenia. Jak widać, tego rodzaju urządzenia jest bardzo kosztowne i mogą sobie na nie pozwolić jedynie laboratoria bardzo zasobne.

#### 4.2. Schematy uproszczone

W naszych warunkach znacznie bardziej interesujące są metody oparte na jednym lub co najwyżej dwu analizatorach powszechnie dostępnych i stosunkowo tanich, umożliwiające uzyskanie wyników nieco mniej dokładnych lub nawet tylko porównawczych, ale wystarczających do rozwoju urządzeń spalających.

Podstawą wszystkich metod najprostszych jest pomiar zawartości dwutlenku węgla połączony z przekształceniem próbki początkowej, pozwalający uzyskać z tego pomiaru dodatkowe informacje. Najbardziej rozwinięty proces tego rodzaju obróbki, przystosowany do jednego analizatora termokonduktometrycznego, przedstawiono według [lit. 6] na rys. 6. W skład procesu wchodzi:

1. Pełne utlenianie próbki wyjściowej, dostarczające informacji o współczynniku nadmiaru powietrza w danym miejscu.
2. Wyeliminowanie zawartości CO<sub>2</sub> z próbki i jej dopalenie. Uzyskuje się w ten sposób dane o stratach wywołanych przez niepełne spalanie elementów zawierających węgiel.
3. Usunięcie z próbki obok CO<sub>2</sub> także i węglowodorów i jej dopalenie. Można w ten sposób określić zawartość CO w spalinach.

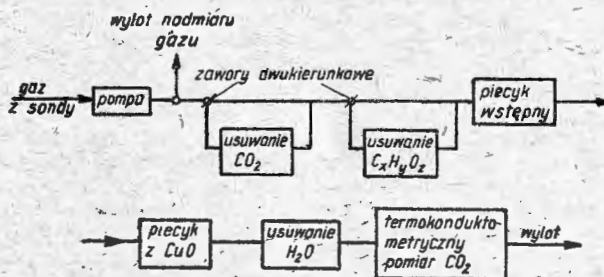
Z odejmowania poszczególnych wyników uzyskuje się dodatkowe dane o zawartości węglowodorów i CO<sub>2</sub> w próbce. Schemat urządzenia do analizy przedstawiono na rys. 7; w jego skład obok analizatora wchodzi jeszcze dwa piecyki, kilka urządzeń adsorpcyjnych i pompy. Zadaniem pierwszego piecyka jest dopalenie dowolnego składnika spalin za pomocą tlenu zawartego w próbce wyjściowej. Uzyskuje się to w rurce irydo-platynowej, którą przez

przepływ prądu ogrzewano do temperatury 1600 °C. Proces dopalania zakończony zostaje w drugim piecyku, dostarczającym dodatkowego tlenu niezbędnego do dopalania zupełnego, składającym się z rurki wypełnionej siatką z tlenku miedzi, utrzymywanej w temperaturze 700 °C. Parę wodną usuwano z gazów bezpośrednio przed analizatorem za pomocą granulowanego chlorku magnezu. Dwutlenek węgla pochłaniano stosując Askarit (handlowa mieszanina stałego NaOH i azbestu). Do wyeliminowania węglowodorów stosowano węgiel aktywowany. Wszystkie przewody i urządzenia, przez które przepływa gaz, utrzymywano w temperaturze przewyższającej temperaturę kondensacji jakiegokolwiek składnika (poza wodą) i dość niskiej na to, aby zapobiec zachodzeniu jakiegokolwiek reakcji chemicznej. Rozpuszczalność CO<sub>2</sub> w skondensowanej wodzie można pominać. Podobny schemat analizy zastosować można do analizatora na podczerwień. W tym przypadku uniknąć można pośredniego pomiaru zawartości dwutlenku węgla w próbce wyjściowej, sam zaś pomiar jest dokładniejszy.

Powyższa metoda posiada dwie dość istotne wady. Pierwszą z nich jest to, że nie wykrywa się za jej pomocą zawartości wodoru w spalinach, drugą — stosunkowa powolność, wynikająca z zastosowania jednego analizatora na końcu długiej i wielokrotnie rozgałęzionej drogi gazów. Dla uniknięcia pomiaru zawartości wodoru w gazach zaproponowano [lit. 2, 3, 7] stosowanie uproszczonego założenia; że straty, wywołane przez niepełne spalanie wodoru, są proporcjonalne do strat wywołanych przez tlenek węgla. Zasada ta znalazła potwierdzenie w wielu eksperymentach, gdzie skład gazu był przez szczegółową analizę chemiczną sprawdzany, dając dopuszczalnie małe błędy przy współczynnikach nadmiaru powietrza większych od 1.

Jeszcze prostsze urządzenie do analizy spalin przedstawiono w [lit. 8]. Składa się ono z dwu analizatorów na podczerwień, do mierzenia zawartości CO<sub>2</sub>, jeden bezpośrednio w próbce, drugi — po całkowitym dopaleniu wszystkich zdolnych do dalszego utleniania elementów spalin. Ta bardzo szybka metoda pozwala na określenie rozkładów współczynników nadmiaru powietrza i dwutlenku węgla wewnątrz układów spalających oraz stosunków teoretycznych zawartości CO<sub>2</sub> do rzeczywistości występujących, które charakteryzują stadium procesów spalania, a przy analizie gazów wylotowych dostarczają danych porównawczych o sprawności spalania.

Inne uproszczone urządzenia do analizy, które zaliczyć można do średniej klasy, przedstawiono w pracy [lit. 7]. W skład tego urządzenia wchodzi dwa analizatory na podczerwień do pomiaru zawartości CO<sub>2</sub> i CO, układ piecyków do pełnego utleniania próbki i różnorodny zespół pomocniczy zamontowane razem w przewoźny układ. Dla zorientowania się w szczegółach połączeń urządzenia przedstawiono na rys. 8 jego pełny schemat. Piecyk wstępny pracujący przy temperaturze 1100 °C, ogrzewany jest za pomocą niskonapięciowych oporników kantalowych. Rurka o średnicy 25 mm, którą przepływają przez piecyk gazy spalinowe, wykonana jest ze stali żaroodpornej, jej wnętrze wypełnione jest krótkimi odcinkami rurek o mniejszej



Rys. 7. Schemat uproszczonego urządzenia do analizy spalin

średnicy, między którymi znajduje się siatka platynowa. Drugi piecyk stanowi rurka kwarcowa, ogrzewana do 850 °C, wypełniona siatką z tlenku miedzi. Siatka ta oddzielona jest od kwarcu warstwą papieru azbestowego. Zespół chłodzenia, przeznaczony do wywołania kondensacji wszystkich par paliwa, może pracować przy dużych wydatkach gazu (50 l/h) i niskim ciśnieniu bez zablokowania przez odkładający się w nim lód w ciągu 1—2 godzin. Zespół składa się z rurki miedzianej o średnicy 25 mm i długości 100 mm, w której znajdują się 3 filtry: na wlocie sekcja filtrów siatkowych, dalej dwie sekcje 2—3 i 1—2 mm wiorów kwarcowych. Gaz dostaje się do tego elementu po

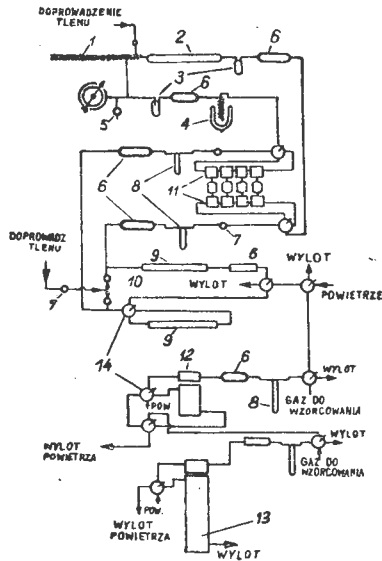


przebiegu przez rurkę o średnicy 10 mm i długości 200 mm, zwiniętą w spiralę. Całe urządzenie znajduje się w kąpieli ze stałego CO<sub>2</sub> (-78°C). Do wymuszenia przepływu przez urządzenie do analizy użyto zespołu pomp membranowych. Pompy połączone są w ten sposób, że mogą pracować niezależnie od siebie lub być wyłączone, gdy przeprowadza się badania na urządzeniach pracujących przy ciśnieniach podwyższonych.

Całkowita zawartość CO<sub>2</sub>, a więc i współczynnik nadmiaru powietrza, mierzona jest po wstępnym dopaleniu próbki wyjściowej w piecyku pierwszym i jednym z następujących procesów:

- dalszym dopalaniu nad tlenkiem miedzi przy 850°C,
- ponownym przepuszczeniem przez piecyk pierwszy i zmierzeniu sumy CO<sub>2</sub> i CO,
- ponownym przepuszczeniu przez piecyk pierwszy po uprzednim dodaniu takiej ilości tlenu, aby zawartość CO<sub>2</sub> była maksymalna.

Powyższą obróbkę próbki zastosować można także po usunięciu kondensatu. Uzyskana w ten sposób zawartość CO<sub>2</sub> pozwala na obliczenie współczynnika nadmiaru powie-



Rys. 8. Schemat przepływu gazu przez urządzenie do analizy spalin średniej klasy. 1. Ogrzewany przewód od sondy. 2. Piecyk z katalizatorem platynowym. 3. Osadnik. 4. Zespół chłodzenia. 5. Zawór bezpieczeństwa. 6. Osuszanie. 7. Zawór regulacyjny. 8. Przepływomierz. 9. Drugi piecyk. 10. Zawory wyłączające. 11. Pompy. 12. Analizator na podczerwień dla CO<sub>2</sub>. 13. Analizator na podczerwień dla CO. 14. Zawór wielokierunkowy.

trza odnośnie elementów gazowych w spalinach, a stąd — oraz z pomiaru poprzedniego — zawartości par paliwa w spalinach. Zawartość CO<sub>2</sub> i CO w próbce wyjściowej mierzy się bezpośrednio po ochłodzeniu próbki, które przeprowadza się dla zapobieżenia kondensacji w analizatorach. Zawartość wodoru ustala się obliczeniowo posługując się założeniem, że w spalinach nie ma węglowodorów gazowych.

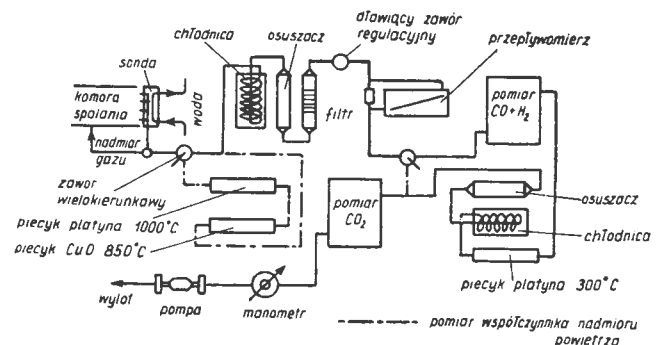
Na koniec opisane zostanie urządzenie do analizy spalin wykonane w Instytucie Lotnictwa w Warszawie do badań procesów spalania, a szczególnie sprawności spalania; wydaje się, że urządzenie to jest stosunkowo najprostsze i najtańsze, a jednocześnie dość dokładne. Urządzenie to oparte zostało na dwu analizatorach termokonduktometrycznych: jeden do pomiaru zawartości CO<sub>2</sub>, drugi do oznaczenia sumy stężeń CO + H<sub>2</sub>, metoda ich wspólnego dopalania na druciku platynowym o temperaturze 300°C.

W urządzeniu tym uzyska się zadowalającą, z uwagi na planowane zadania — wyższą od 2‰ — dokładność określenia sprawności i pomiarów w strefie pierwotnej dla całego zakresu spotykanych w silnikach turbinowych współczynników nadmiaru powietrza przy oznaczaniu zawartości CO<sub>2</sub> z dokładnością  $\pm 0,05\%$  CO<sub>2</sub> w zakresie zawartości 5—10‰ CO<sub>2</sub> i 0,1‰ CO<sub>2</sub> przy zawartości CO<sub>2</sub> większej od 10‰ oraz dokładności analizy CO + H<sub>2</sub> 0,05‰. Do wykonania analizy posiadano przemysłowe analizatory firmy Sadir-Carpentier o dokładności  $\pm 0,1\%$  CO<sub>2</sub> i  $\pm 0,1\%$  CO + H<sub>2</sub>, a więc nieco tylko wyższej od produkowanych w kraju.

Ze względu na to, że strona elektryczna analizatorów i zasada pomiarów nie mogą być źródłem błędów przy od-

powiednim wycechowaniu, dla podniesienia dokładności analizy należało w pierwszym rzędzie zwiększyć dokładność pomiaru prądów niezerównoważenia mostków analizatorów, proporcjonalnych do zawartości analizowanego czynnika w spalinach. Dla spełnienia tego warunku analizatory przebudowano. Zmieniono sposób zasilania z prądu zmiennego 110 V na prąd stały 6 V dla analizatora CO<sub>2</sub> i 12 V dla analizatora CO + H<sub>2</sub> w celu wyeliminowania zmian napięcia w sieci, które posiadają bardzo istotny wpływ na wskazania. Dodatkowo z analizatora CO<sub>2</sub> wyeliminowano opór włączony szeregowo w układ galwanometru, otrzymując dla napięcia na mostku 3 V, dwukrotnie zwiększenie wskazań, a dla napięcia 2 V wskazania odpowiadające zawartości dwutlenku węgla w spalinach. Wzorcowania analizatora dokonano za pomocą gazów spalinowych, uzyskanych drogą spalania mieszanek o różnych współczynnikach nadmiaru powietrza. Otrzymana w ten sposób dokładność bezwzględna analizatora w zakresie użytkowym, tzn. dla zawartości powyżej 5‰ CO<sub>2</sub>, wynosiła 0,05‰ CO<sub>2</sub> na skali 2:1 i 0,1‰ CO<sub>2</sub> na skali 1:1. Tak więc, dokładność względna oznaczania zawartości CO<sub>2</sub> w całym zakresie pracy przewyższała 1‰ i zawierała się w granicach 0,5—1‰.

W celu uzyskania wyższej dokładności określenia zawartości CO + H<sub>2</sub> przy niezmiennym zakresie pomiarowym — obok dawnego schematu elektrycznego analizatora — wprowadzono przez przełącznik możliwość przerwania obwodu bocznikującego galwanometr, uzyskując znaczne zwiększenie wskazań. Zmiany napięcia na mostku analizatora w tym przypadku nie wywołują prawie żadnych zmian we wskazaniach. Wynika to stąd, że efektywność dopalania CO przy temperaturze 300°C na platynie jest już pełna [lit. 9]. Przy wyższych temperaturach opornika uzyskuje się jedynie intensywniejsze chłodzenie prowadzące do błędów w oznaczeniach. Wzorcowania analizatora CO + H<sub>2</sub> dokonano za pomocą mieszaniny powietrza z tlenkiem węgla. Metodę porównawczą stanowiła metoda określenia zawartości tlenku węgla za pomocą J<sub>2</sub>O<sub>5</sub>. Zwiększenie zakresów pracy analizatorów wywołało oczywiście pogorszenie stateczności ich zerowego położenia, które w trakcie dłuższych pomiarów należy kilkakrotnie sprawdzać. Istotnym warunkiem, jaki należy spełnić w celu otrzymania dokładnych wyników analizy, jest staranne utrzymanie parametrów przepływu stosowanych w czasie wzorcowania analizatorów, szczególnie zaś ciśnienia, temperatury i ilości czynnika przepływającego przez analizatory. Eliminację wpływu wodoru na pomiar zawartości CO<sub>2</sub> uzyskiwano przez dopalenie wodoru i CO przed analizatorem CO<sub>2</sub> na siatce platynowej w temperaturze 300°C. Schemat połączenia analizatorów przy pomiarze przedstawia rys. 9. Gaz z sondy przechodzi przez chłodnicę wodną i rurkę z granulowanym MgCl<sub>2</sub>, gdzie zostaje odwodniony, następnie przez filtr, zawór dławiący, przepływomierz do analizatora CO + H<sub>2</sub> i dalej przez piecyk dopalający CO i H<sub>2</sub>, drugi zespół odwadniający do analizatora określającego zawartość CO<sub>2</sub>, a stąd do pompy i atmosfery. Ciśnienie w układzie mierzy się za analizatorem CO<sub>2</sub>. Wydatek gazu, przepływającego przez



Rys. 9. Schemat urządzenia do analizy spalin, opartego na dwu analizatorach termokonduktometrycznych

urządzenie (rzędu 25 l/h), określony jest przez dokładny pomiar (za pomocą manometru pochyłego) spadku ciśnienia na rurce kapilarnej.

Przy pomiarze współczynnika nadmiaru powietrza do całkowitego dopalania składnika spalin, zdolnych do dalszego utleniania tuż za sondą, stosuje się 2 piecyki rurowe o średnicy rurki 10 mm. Jeden, pracujący przy temperaturze 1000°C z katalizatorem w postaci siatki platynowej i drugi, wypełniony tlenkiem miedzi, ogrzewanym do temperatury 850°C.

Za pomocą powyższego układu można więc określić współczynnik nadmiaru powietrza, zawartość par paliwa i innych węglowodorów w próbce oraz straty wywołane przez elementy gazowe spalin CO i H<sub>2</sub>, czyli można przeprowadzać zarówno analizę w strefie pierwotnej, jak i pomiar sprawności spalania. Podwójna skala przyrządów pozwala na uzyskanie zarówno wysokiej dokładności, jak i odpowiednio szerokiego zakresu pomiarów. Poważną wadą urządzenia jest jego duża bezwładność. Czas jednego oznaczenia wynosi 5–8 minut.

### 5. Pobieranie próbek gazów

Niezbędnym warunkiem dokładnego określenia sprawności jest otrzymanie reprezentatywnej próbki do analizy. Niewłaściwie pobrana próbka gazu prowadzi do błędów, przekraczających znacznie błędy analizy. Problem właściwej próbki posiada dwa równie ważne elementy:

1. Z chwilą wejścia gazu do elementu pobierającego powinny ustać natychmiast wszystkie procesy chemiczne, to znaczy nie można dopuścić do tego, aby w urządzeniu pobierającym następowało dopalanie.

2. Pobrana próbka powinna posiadać średni skład spalin.

Rozwiązanie postawionego zagadnienia uzyskuje się przez: a) nagłe ochłodzenie próbki, b) odpowiednią konstrukcję elementu pobierającego lub wymieszanie całej ilości spalin. Najczęściej stosowane są następujące metody pobierania próbek:

1. Pobiera się próbki za pomocą szeregu chłodzonych rurek, rozmieszczając je równomiernie na całej powierzchni wylotowej. Jeżeli pobrany w ten sposób gaz miesza się następnie, to próbka w zasadzie nie przedstawia prawie żadnej wartości, gdyż ilość gazu pobrana z poszczególnych miejsc nie jest proporcjonalna do ilości czynnika przepływającego przez dany obszar.

2. Pobiera się próbki z szeregu miejsc na wyjściu z komory spalania, analizuje osobno, mierzy rozkład wydatku i według niego oblicza się średni skład. Ten sposób pomiaru jest bardzo niewygodny ze względu na czas, który jest konieczny do jego realizacji.

3. Jedną z najpopularniejszych metod jest pobranie gazu za pomocą szeregu chłodzonych rurek o wspólnym odprowadzeniu. Można zbadać reprezentatywność takiej próbki. Niech  $\rho$  i  $c$  stanowią gęstość i prędkość w dowolnym punkcie strumienia na wylocie, a  $G_s$  wydatek pobieranego w tym punkcie gazu. Warunkiem reprezentatywności próbki jest wtedy:

$$G_s = k \rho c$$

czyli proporcjonalność ilości odbieranego gazu w danym miejscu do lokalnego wydatku przepływu. W przypadku, gdy próbka gazu jest odsysana i chłodzona, wydatek pobierany w danym miejscu jest niezależny od lokalnej gęstości i prędkości przepływu.

$$G_s = k \rho_0 c_0$$

Próbka nie przedstawia więc średniego składu gazu. Jeżeli do pobierania próbki wykorzystuje się napór dynamiczny strumienia z chłodzeniem przed zmieszaniem próbki, to:

$$G_g = k \sqrt{\frac{P_d}{\gamma_0}} \cdot \rho_0 = k \sqrt{\frac{1}{2} \frac{\rho c^2}{g \rho_0}} \rho_0 = k \sqrt{\frac{1}{2g} \rho c^2} \sqrt{\rho_0} = k_1 \frac{\rho c}{\sqrt{\rho_0}}$$

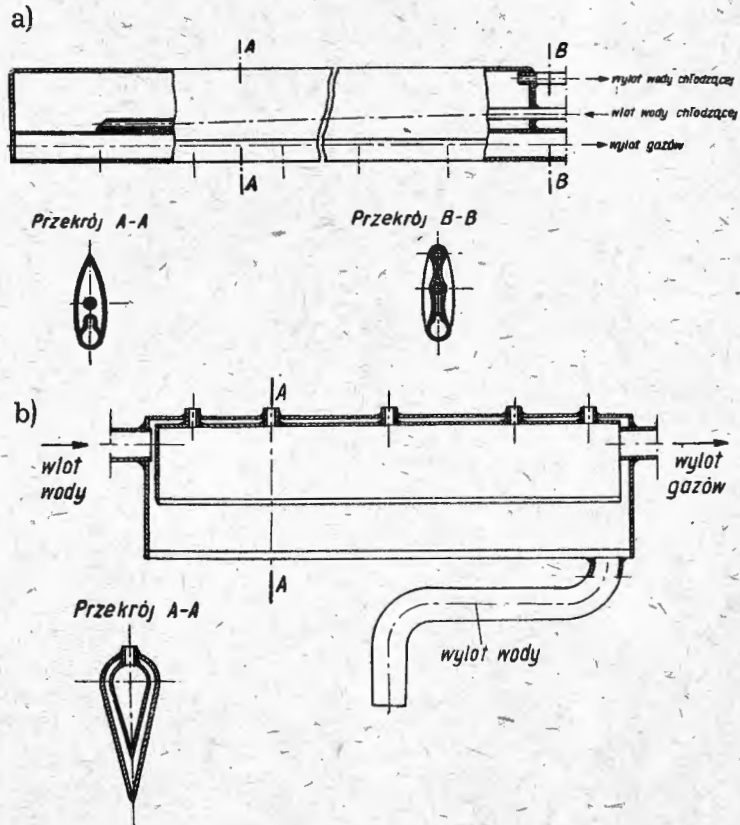
gdzie  $P_d$  jest ciśnieniem dynamicznym w strumieniu.

Tego rodzaju urządzenie daje próbkę bardziej zbliżoną do średniej, jednak o większym udziale gazów o mniejszej gęstości, czyli ze stref o wyższej temperaturze. W przypadku wykorzystania ciśnienia dynamicznego i zmieszania próbki przed ochłodzeniem

$$G_s = k \sqrt{\frac{1}{2g} \rho c^2} \sqrt{\rho} = k_2 \rho c$$

i warunek uzyskania reprezentatywnej próbki jest spełniony.

Zrealizowanie tego sposobu pobrania próbki jest rzeczą trudną. Bardzo dokładne rezultaty otrzymać można za pomocą urządzenia jak na rys. 10a. W tej konstrukcji otwory, przez które odbywa się wlot gazu, wywiercone są w nie ochłodzonej części wzdłuż rurki pobierającej próbkę. Przy wyższych temperaturach ten sposób pobierania próbki jest niekorzystny ze względu na zbytne rozgrzewanie się przedniej części sondy. W tym przypadku należy stosować sondy jak na rys. 10b, gdzie występuje pewne niewielkie ochłodzenie pobieranych gazów. Ze względu na istnienie dużych gradientów stężenia na wylocie z komór spalania, element pobierający powinien znajdować się w ruchu jednostajnym tak, by gaz był pobierany kolejno ze wszystkich miejsc przekroju wylotowego z komory. Bardzo interesująca jest metoda polegająca na odbieraniu próby gazu za pomocą pojedynczej rurki, pokrywającej ruchem podobnym do ruchu promieni katodowych w lampie telewizyjnej całą



Rys. 10. Sondy do odbioru reprezentatywnej próbki, wykorzystujące ciśnienie dynamiczne gazu; a) do pracy przy temperaturach poniżej 900 °C; b) do pracy w temperaturze wysokiej

przekrój wylotowy z komory [lit. 10]. Oczywiście, zrealizowanie takiego sposobu pomiaru jest bardzo trudne pod względem konstrukcyjnym. Gdy w strumieniu wylotowym znajdują się krople nie spalonego paliwa, co zdarza się często przy spalaniu paliw ciężkich, reprezentatywną próbkę uzyskać można jedynie przez pobranie gazu z lokalną prędkością przepływu, wtedy bowiem gaz wnika całkowicie w otwór pobierający i ilość kropli w pobranej próbce jest dokładnie ta sama co w strumieniu wnikałym do urządzenia pobierającego.

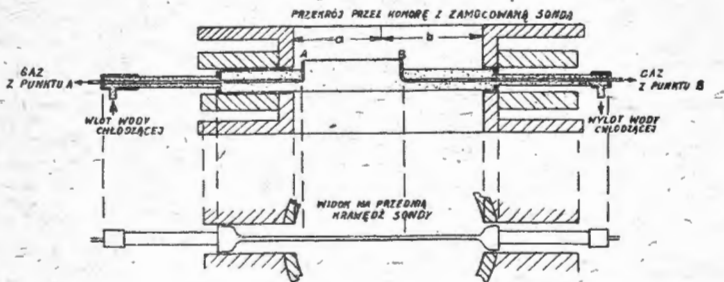
Metoda ta nie daje oczywiście próby reprezentatywnej dla całego strumienia. Jeżeli skład gazu w przekroju wylotowym komory jest bardzo niejednorodny, jedyną metodą uzyskania próbki o składzie średnim stanowi staranne wymieszanie całej ilości gazu opuszczającego silnik i odsysanie próbki w dowolnym miejscu po wymieszaniu. Żeby uniknąć dopalania w czasie mieszania konieczne jest nagłe oziębienie spalin przy wejściu do mieszalnika, co uzyskuje się przez wtrysk wody. Szczególne trudności spotyka się przy pobieraniu próbki ze strefy pierwotnej ze względu na występujące tam wysokie temperatury, duże ilości nie spalonego paliwa i węgla oraz znaczne gradienty składu. Sonda, obok wystarczającej sztywności zapewniającej pracę przy dużych prędkościach, ciśnieniach i temperaturach, nie powinna wywoływać zakłóceń przepływu w analizowanym gazie. Dla małych komór stosuje się sondy o średnicy dochodzącej zaledwie do 6 mm. Jako materiałów do sond używa się stali żaroodpornej i stopów Nimonic. Ponieważ



temperatury w tej strefie przekraczają często 1600 °C, sondy muszą być bezwarunkowo chłodzone. Przy ciśnieniach gazu poniżej 2,5 kG/cm<sup>2</sup> do chłodzenia wystarczy woda z rurociągu o średnim ciśnieniu 4 kG/cm<sup>2</sup>, dla wyższych ciśnień stosować należy dodatkową pompę wodną.

Najczęściej występującym uszkodzeniem sondy nie są uszkodzenia mechaniczne, lecz zatkania dróg gazowych, które z tego względu należy robić możliwie duże. Dla otrzymania reprezentatywnej próbki ze strefy pierwotnej należy zachować izokinetyczne warunki odbioru. W większości przypadków jednak ze względu na trudności ustalenia tych warunków i zmienne wydatki gazu do analizy warunki te nie są spełnione. Przykład poprawnej sondy do odbioru próbek lokalnych przedstawiono na rys. 11.

Chłodzony od wewnątrz korpus sondy o kształcie opływowym zawiera dwie rurki ze stali nierdzewnej do odbioru gazu, wychodzące na zewnątrz w punktach A i B. Rurki



Rys. 11. Sonda do odbioru próbek lokalnych. Otwory A i B używane są do odbioru gazu odpowiednio w zasięgu promieni a i b

przy wyjściu tworzą część bocznej powierzchni szerszego nieco elementu sondy, którego długość równa jest promieniowi komory. Za pomocą tego urządzenia można pobierać próbki z dowolnego punktu na średnicy komory, a szczególnie z punktów przylegających do jej ścian. Odpowiednią sztywność sondy zapewnia obustronne zamocowanie, które pozwala jednocześnie na zabudowanie sondy równomiernie blokującej przepływ wzdłuż całej średnicy komory. Dla zapobieżenia kondensacji elementów próbki stosuje się chłodzenie sondy za pomocą pary wodnej i ogrzewanie przewodów do temperatury około 230 °C. Stwierdzono, że już przy tej temperaturze ustają wszystkie reakcje chemiczne. Przewody wykonuje się z rurki ze stali nierdzewnej o średnicy wewnętrznej do 5 mm, ogrzewanej nawiniętym na niej drutem oporowym w koszulce szklanej, przy czym całość znajduje się w koszulce neoprenowej.

## 6. Przykłady pomiarów przeprowadzanych za pomocą analizy spalin

Bezpośrednio z analizy spalin uzyskuje się informacje o składzie gazów w danym miejscu, a więc szeroki obraz procesów spalania. Zakres pomiarów i opracowanie wyników w pełni zależy od celu eksperymentu, nie może więc zostać ujęte jakimś uniwersalnym opisem. W niniejszym rozdziale przedstawione zostaną wobec tego jedynie pewne pomiary typowe oraz mniej oczywiste, a więc takie, które każdorazowo powinny wejść w skład eksperymentu i takie, które mogłyby zostać pominięte.

### 6.1. Pomiar sprawności spalania

Szereg typowych składów gazów na wyjściu z komory spalania przedstawiono w [lit. 2]. Względny wpływ na straty poszczególnych produktów niezupełnego spalania zmienia się znacznie w zależności od warunków pracy komory, i tak na przykład węglowodory dla warunków zapewniających wysoką sprawność występują w ilościach pomijalnych, w innych zaś są decydującym składnikiem strat; zaś stosunek zawartości tlenu węgla do wodoru zmienia się od 15 do 1,55. Ogólnie można jednak powiedzieć, że decydujący wpływ na straty posiadają nie spalane węglowodory, tlenek węgla i wodór. Straty wywołane obecnością węgla w spalinach nie przekraczają w zasadzie 0,1%. Przy pracy normalnej nie stwierdzono występowania nadtlenu. Zawartość kwasu mrówkowego i formaldehydu wywołuje straty w większości przypadków poniżej 0,1%. Nawet w przypadku niskiej sprawności spalania, kiedy wartość ta dochodzi do 0,3%, można ją z powodzeniem pominąć. Przybliżoną strukturę strat, wywołanych przez różne czynniki, w zależności od sprawności spalania przedstawia rys. 12.

Dla ułatwienia przeprowadzania najczęstszego obliczenia, jakie trzeba wykonywać w czasie analizy, przedstawiony zostanie przykład obliczenia sprawności spalania. Niech zawartość objętościowa CO, CO<sub>2</sub>, nie spalonych węglowodorów (wyrażonych przez zawartość CO<sub>2</sub> po ich dopaleniu) i H<sub>2</sub> wynosi odpowiednio a, b, c i d. Rozważając dla prostoty objętość gazów równą 22,4 litra, otrzyma się następujące udziały ciężarowe: CO —  $\frac{28}{100} a$ , CO<sub>2</sub> —  $\frac{44}{100} b$ , CO<sub>2</sub> z wę-

glowodorów —  $\frac{44}{100} c$  i H<sub>2</sub> —  $\frac{2}{100} d$ , stąd całkowity ciężar

węgla =  $\frac{12(a + b + c)}{100}$  i paliwa =  $\frac{12(a + b + c)}{100} (1 + h)$ ,

gdzie h jest ciężarowym stosunkiem H/C paliwa. Podobnie

ciężar nie spalonego paliwa =  $\frac{12c}{100} (1 + h)$  (zakładając, że

nie spalonym paliwem są węglowodory). Jeżeli k<sub>p</sub>, k<sub>H</sub>, k<sub>CO</sub> stanowią odpowiednio ciepła spalania paliwa, wodoru i tlenku węgla [cal/G], to wtedy straty spalania określone będą przez:

$$\zeta = \frac{2dk_H + 28ak_{CO} + 12c(1+h)k_p}{12(a+b+c)(1+h)k_p}$$

przy czym — oczywiście — sprawność spalania  $\eta = 1 - \zeta$ .

Przy wszystkich pomiarach sprawności spalania za pomocą analizy spalin istnieje konflikt między dokładnością i szybkością oznaczeń. Jak już powiedziano, dla zwiększenia szybkości można pominąć bez znacznego obniżenia dokładności, oznaczenie ilości wodoru lub założyć, że straty wywołane przez wodór stanowią stałą część (t) strat, wywołanych przez CO. Sprawność oblicza się wtedy według zależności:

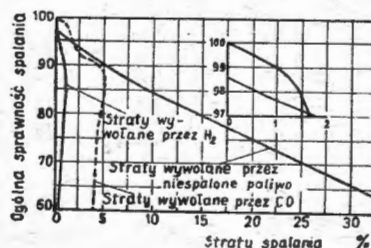
$$\eta = 1 - \frac{28a(1+t)k_{CO} + 12c(1+h)k_p}{12(a+b+c)(1+h)k_p}$$

Niekiedy, gdy szybkość jest najważniejsza, jak to często bywa w praktyce, zamiast określenia rzeczywistej sprawności mierzy się tak zwaną sprawność przez CO [lit. 2, 4, 8], którą zdefiniować można następująco:

$$\eta_c = \frac{\text{rzeczywista zawartość CO}_2 \text{ w spalinach}}{\text{zawartość CO}_2 \text{ przy spalaniu bez strat}}$$

z określenia  $\eta_c$  uzyskuje się informacje, że część paliwa nie została spalona na CO<sub>2</sub>. Istnieją dwie skrajne możliwości:

1. Paliwo, którego niepełne spalanie wykazuje niższą od teoretycznej zawartości CO<sub>2</sub> w spalinach, przechodzi przez



Rys. 12. Zależność strat spalania wywołanych przez CO, H<sub>2</sub> i nie spalone paliwo od ogólnej sprawności spalania

komorę spalania w postaci C<sub>n</sub>H<sub>m</sub>. Wtedy oczywiście  $\eta_c = \eta$  (linia 1 rys. 13).

2. Nie ma w spalinach resztek paliwa o postaci C<sub>n</sub>H<sub>m</sub> i obniżenie sprawności wynika z niepełnego spalania paliwa na 2a) CO + H<sub>2</sub>, przy czym zawartość CO = H<sub>2</sub>, 2b) CO + H<sub>2</sub>O, lub na CO + H<sub>2</sub>O (linia 3).

Zależność  $\eta = f(\eta_c)$  dla wymienionych przypadków przedstawiono na rys. 13 (linie 2 i 3 odpowiednio). Przy danym  $\eta_c$ ,  $\eta$  może się zawierać między liniami 1 i 3 z rys. 13, czyli w znacznym obszarze. Na rys. 13 naniesiono kilka linii rzeczywistej zależności  $\eta$  od  $\eta_c$ . Linia 4 dla spalania benzyny w typowej komorze spalania przy  $\alpha = 3$  i wtryskiwaczu wysokociśnieniowym. Linia 5 dla spalania nafty w małej komorze z wtryskiwaczem niskociśnieniowym.

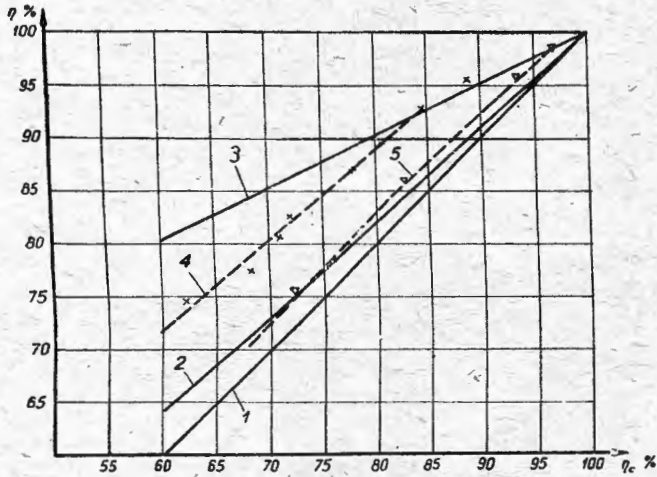
## 6.2. Pomiar temperatury gazów spalinowych

Jak widać, wyniki pomiarów nie są rozrzucone przypadkowo w obszarze dowolności, a wyraźnie uporządkowane. Analiza większej ilości danych doświadczalnych przynosi podobne rezultaty. Pomiar  $\eta$  przez  $\eta_c$  jest więc dla danego urządzenia zawsze jednoznaczny, czyli może być używany przy badaniach porównawczych komór spalania.

Dokładność, jaką uzyskuje się za pomocą analizy spalin, zależy od:

- 1) dokładności pomiaru zawartości poszczególnych składników, szczególnie CO,  $C_nH_m$  i  $H_2$ ,
- 2) reprezentatywności próbki.

Rozważmy najpierw pomiar sprawności  $\eta = 0,99$  przy współczynniku nadmiaru powietrza  $\alpha = 4$ . Niech jedynym



Rys. 13. Zależność sprawności spalania od sprawności przez  $CO_2$ . W spalinach występują jedynie: 1) nie spalane paliwo, 2)  $H_2$  i CO, przy czym zawartość  $H_2 = CO$ , 3) CO +  $H_2O$ . Zależności doświadczalne dla różnych urządzeń. 4) benzyna  $\alpha = 3$ , wtryskiwacz wysokociśnieniowy, 5) nafta  $\alpha = 3$ , wtryskiwacz niskociśnieniowy

składnikiem strat w tym przypadku będzie CO, wtedy 1% strat odpowiada zawartości 0,075% CO. Tę zawartość CO pomierzyć można z dokładnością  $\pm 7\%$ , co odpowiada błędowi pomiaru sprawności  $\pm 0,1\%$ . Ponieważ wartość sprawności na wyjściu z komory będzie w tym przypadku wahać się w granicach 98,9—99,1%, błąd w reprezentatywności próbki może być pominięty i ostateczna dokładność pomiaru wyniesie  $\pm 0,1\%$ .

Przy sprawności poniżej 98,5% dokładność pomiarów spada. W spalinach może już wtedy wystąpić nie spalane paliwo, które należy utlenić. Powstający w czasie utleniania dwutlenek węgla musi być zmierzony w obecności dużych ilości dwutlenku już istniejącego i dlatego konieczne jest zastosowanie metody różnicowej. Dokonuje się 2 odczytów, jednego na zawartość dwutlenku bezpośrednio w próbce i drugiego — po dopaleniu paliwa. Mimo że zawartość bezwzględna dwutlenku nie jest istotna, to jednak błędy analizy są już duże. W zakresie sprawności  $\sim 93\%$  niezbędne jest określenie ekwiwalentu do 4% strat, wywołanych obecnością nie spalonego paliwa. Przy  $\alpha = 4$  odpowiada to po dopaleniu zawartości 0,14%  $CO_2$ . Stosując analizator o zakresie 2—4%  $CO_2$  z odczytem na skali o 100 podziałkach, z możliwością określenia każdego odczytu z dokładnością  $\pm 0,25$  podziałki, uzyskuje się błąd  $\pm 7\%$ , co odpowiada odczytowi sprawności z błędem  $\pm 0,3\%$ . Wartość sprawności spalania na wylocie będzie już zmieniać się od 88 do 98%, wobec czego sposób pobierania próbki zaczyna być bardzo istotny. Odchylenia w reprezentatywności próbki dochodzą do  $\pm 0,5\%$ , a więc ostateczna dokładność pomiaru wyniesie  $93 \pm 0,8\%$ .

Jeżeli nie stosuje się przewodów ogrzewanych, znaczne błędy wyniknąć mogą z kondensacji w nich paliwa.

Współczynnik nadmiaru powietrza określa się podobnie jak sprawność. W pierwszym rzędzie należy tu obliczyć ze składu paliwa zawartość  $CO_2$  po spalaniu mieszanki stechiometrycznej  $CO_{2s}$  oraz ustalić całkowitą zawartość  $CO_2$  w próbce  $CO_{2c}$  przez jej zupełne dopalenie, wtedy

$$\alpha = \frac{CO_{2s}}{CO_{2c}}$$

Jeżeli przyjąć, że proces spalania przebiega adiabatycznie, co w urządzeniach podobnych do komór spalania silników turbinowych jest zachowane z dużą dokładnością ze względu na bardzo duże natężenie spalania przy niewielkich stratach przez ścianki, to za pomocą analizy spalin obliczyć można temperaturę gazów spalinowych. Równanie bilansu cieplnego dla 1 kg paliwa jest następujące:

$$i_g = \eta w + i_o$$

gdzie:

- $i_g$  — entalpia gazów spalinowych
- $w$  — dolna wartość opałowa paliwa
- $i_o$  — entalpia mieszanki paliwo-powietrze

$$i_o = \alpha li + i_p$$

gdzie:

- $l$  — teoretycznie niezbędna ilość powietrza do spalania 1 kg paliwa
- $i$  — entalpia powietrza
- $i_p$  — ciepło wniesione z-paliwem.

$$i_g = l(\alpha - \eta) i_{pt} \frac{c_w}{c_w + p} (1 - \eta) i_{tu} + (l + 1) \eta i_{nc} + \frac{p}{c_w + p} i_{to} (1 - \eta)$$

gdzie:

- 1)  $l(\alpha - \eta) i_{pt}$  — ciepło uchodzące z powietrzem nie uczestniczącym w reakcjach chemicznych lecz nagrzanym do temperatury końcowej,

- 2)  $\frac{c_w}{c_w + p} (1 - \eta) i_{tu}$  — ciepło unoszone przez nie spalone węglowodory nagrzone do temperatury końcowej,

$\frac{c_w}{c_w + p}$  — część węglowodorów nagranych do temperatury końcowej w całej ilości nie spalonego paliwa,

$i_{tu}$  — entalpia nie spalonych węglowodorów w temperaturze końcowej,

- 3)  $(l + 1) \eta i_{nc}$  — ciepło unoszone przez produkty spalania,
- $i_{nc}$  — entalpia produktów spalania w temperaturze końcowej,

- 4)  $\frac{p}{c_w + p} i_{to} (1 - \eta)$  — ciepło unoszone przez nie spalone paliwo nagrzone do temperatury wrzenia  $t_0 = 96^\circ C$ ,

$i_{to}$  — entalpia ciepłego paliwa przy  $t = 96^\circ C$ ,

$\frac{p}{c_w + p}$  — część paliwa nie odparowanego w ogólnej zawartości nie spalonego paliwa.

Bilans cieplny jest więc następujący:

$$\alpha li + i_p + \eta w = l(\alpha - \eta) i_{pt} + \frac{c_w}{c_w + p} (1 - \eta) i_{tu} + \frac{p}{c_w + p} i_{to} (1 - \eta) + (l + 1) \eta i_{nc}$$

Zamieniając  $i$  w prawej części bilansu iloczynami  $C_n t$ , gdzie  $C_n$  oznacza odpowiednie średnie ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu (od  $0^\circ C$  do  $t^\circ C$ ) otrzymuje się:

$$\alpha li + i_p + \eta w = l(\alpha - \eta) C_{pt} t + \frac{c_w}{c_w + p} (1 - \eta) C_{tu} t + (l + 1) \eta C_{nc} t + \frac{p}{c_w + p} i_{to} (1 - \eta)$$



Wzór ten użyć można do obliczania temperatury końcowej metodą kolejnych przybliżeń.

Sposób postępowania jest następujący:

Obliczamy lewą stronę równania bilansu, zakładamy temperaturę końcową, wg założonej wielkości przyjmujemy  $C_n$  i stąd obliczamy pierwsze przybliżenie temperatury końcowej. Według tej temperatury określamy drugie przybliżenie  $C_n$  itd.  $C_n$  określa się z tablic i wykresów np. [lit. 11], tablice 56, 326, 90, 94.

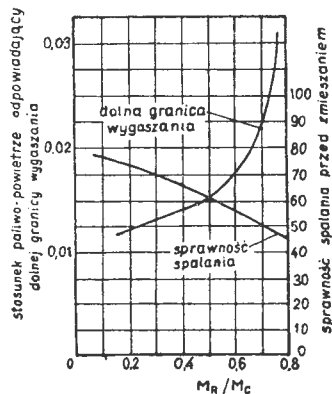
Ze względu na to, że błędy pomiaru temperatury za pomocą analizy spalin określone są wyłącznie dokładnością aparatury, a wyeliminowane zostają błędy wynikające ze skomplikowanych zjawisk, wymiany ciepła i oddziaływań między miernikiem, spalinami, ściankami i otoczeniem, wywołane obecnością nie odparowanego paliwa oraz ze względu na to, że mierzy się temperaturę bardzo wysoką, pomiar temperatury tą metodą bywa często stosowany do wzorcowania innych, specjalnych urządzeń termometrycznych.

### 6.3. Zastosowanie analizy spalin do pomiarów w strefie pierwotnej

#### 6.3.1. Strefa recyrkulacji.

Zadaniem strefy recyrkulacji jest przeniesienie ciepła wraz z produktami spalania do przodu komory spalania w celu zmieszania z wchodzącą mieszanką i jej zapłonu. Dzięki istnieniu silnej strefy recyrkulacji komory spalania pracować mogą w szerokim zakresie ciśnienia, prędkości przepływu i współczynnika nadmiaru powietrza. Stateczność pracy komory spalania lotniczego silnika turbinowego posiada wielkie znaczenie: ważne jest, by płomień utrzymywał się w niej w warunkach nagłych przyspieszeń na dużych wysokościach lotu i był odporny na wpływy chłodzące, wywołane przez obfity deszcz lub warunki wysokościowe.

Rozsądne wydaje się założenie, że dla polepszenia pracy komory należy skierować do przodu maksymalną ilość ciepła, a więc, że w recyrkulacji powinna uczestniczyć jak największa ilość powietrza. Na rys. 14 przedstawiono charakterystykę pracy komory, w której zmieniano wydatek recyrkulacji. Ilość recyrkulujących gazów określono stosunkiem  $M_R/M_C$ , gdzie  $M_R$  jest wydatkiem recyrkulacji na zimno, a  $M_C$  — całkowitym wydatkiem przepływu przechodzącego przez strefę pierwotną. Rysunek wykazuje, że w tym przypadku silny przepływ zwrotny jest niekorzyst-



Rys. 14. Wpływ wydatku recyrkulacji na sprawność spalania i dolną granicę wygaszania

ny, ponieważ znacznie obniża sprawność spalania przed zmieszaniem i zmniejsza zakres statecznego spalania. Analiza spalin wykazała, że skład recyrkulujących gazów ze wzrostem  $M_R/M_C$  pogarszał się, to znaczy gazy te wykazywały gorszą sprawność spalania i były znacznie zimniejsze. Na rys. 15 porównano wpływ właściwej i przebogaczonej strefy recyrkulacji na sprawność przed zmieszaniem. Widać znaczne jej zwiększenie przy właściwej strefie recyrkulacji. Do określenia współczynnika nadmiaru powietrza posługiwano się stosunkiem  $CO/CO_2$ , który rośnie bardzo szybko przy  $\alpha > 1$ .

Interesujące jest, że komory spalania współczesnych turbinowych silników lotniczych posiadają silnie wzbogaconą strefę recyrkulacji, chociaż ogólny współczynnik nadmiaru powietrza w strefie pierwotnej utrzymuje się w pobliżu 1,7. Związane jest to przede wszystkim z łatwiejszym roz-

ruchem na wysokości tego rodzaju komór. Ponieważ strefa recyrkulacji jest w zasadzie przebogaczone, występują tam niewielkie ilości tlenu i skład gazu określony jest reakcjami równowagi woda—gaz.

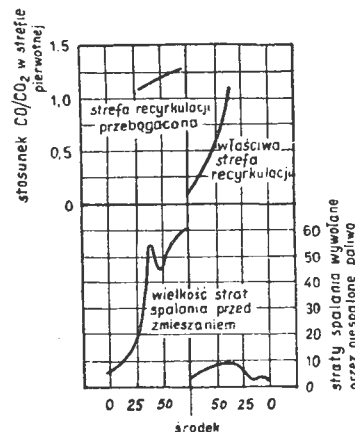
Interesujące jest rozważenie stosunku  $CO/H_2$ . Rezultaty analizy dają na ogół wielkości 1,5—2,5. Z ich porównania z wielkościami teoretycznymi wyciągnąć można wnioski o charakterze mieszania na granicy strefy recyrkulacji [lit. 5].

#### 6.3.2. Strefa reakcji.

Strefa reakcji stanowi walcowy obszar wokół strefy recyrkulacji. Teoretyczną prędkość spalania na jednostkę objętości określić można za pomocą równania Arrheniusa,

$$\frac{dC_f}{dt} = zC_o C_f \exp(-E/RT) T^{3/2} p^2$$

gdzie  $C_f$  i  $C_o$  są lokalnymi stężeniami paliwa i tlenu,  $t$  — czasem,  $z$  — współczynnikiem częstości zderzeń,  $T$  i  $p$  —



Rys. 15. Wpływ składu gazów recyrkulujących na sprawność spalania

lokalną temperaturą i ciśnieniem,  $E$  — energią aktywacji, a  $R$  — stałą gazową.

Całkując w stosunku do czasu:

$$\ln C_f = z C_o \exp(-E/RT) T^{-3/2} p^2 t + \ln B$$

gdzie  $B$  jest stałą całkowania.

Gdy  $t=0$ ,  $C_f$  równe jest wyjściowej ilości paliwa  $C_F$ ,

stąd

$$\ln \frac{C_f}{C_F} = z C_o \exp(-E/RT) T^{-3/2} p^2 t$$

stąd:

$$\ln(1 - \eta) = k t,$$

gdzie  $k$  określić można jako współczynnik czasu reakcji.

Po określeniu  $k$  łatwo obliczyć współczynnik prędkości reakcji paliwa  $K$  z zależności:

$$\ln \frac{kT^{3/2}}{C_o p^2} = -E/RT = \ln K;$$

#### 6.3.3. Strefa mieszania.

Swego czasu zakładano, że w strefie mieszania następuje przerwanie wszystkich reakcji nie zakończonych przed tą strefą; badania za pomocą analizy spalin wykazały, że pogląd tego rodzaju jest błędny. Przy ciśnieniu absolutnym ponad 2  $kG/cm^2$ , prędkości reakcji w komorze spalania, pracującej przy współczynniku nadmiaru powietrza  $\alpha=4$ , wystarczają do jej zakończenia w strefie mieszania.

## 7. Wnioski końcowe

W artykule przedstawiono całość problemów związanych z badaniem procesów spalania za pomocą analizy spalin i niektóre rezultaty, jakie można uzyskać przez jej zastosowanie. Chociaż inwestycje niezbędne do zbudowania aparatury odpowiedniej klasy oraz czas konieczny do otrzymania pełnego obrazu procesu spalania są duże, jest chyba oczywiste, że w długofalowych pracach nad problemami spalania głębokie zrozumienie przebiegu procesów, które uzyskać można za pomocą analizy spalin, jest także uzasadnione ekonomicznie.

### LITERATURA

1. Własow K. P., Kokuszkin N. W. — Ob oszibkach pri izmierenii temperatury plamieni w potokie pri pomoszczi termopar, Izwestia A.N.O.T.N. 8/1957
2. Lloyd P. — Determination of Gas-Turbine Combustion-Chamber Efficiency by Chemical Means. Transactions of the ASME. May (No 5) 1948

3. Reingold L. — Recherches-sur la combustion dans les reacteurs par analyse des gaz. La Recherche Aeronautique, Janvier 1948
4. Richards L. J., Street J. C. — The Measurement of Gas Turbine Combustion Efficiency by Gas Analysis, The Aeronautical Quarterly August 1949
5. Toone B., Arkles F. — The Application of Gas Analysis to Combustion Chamber Development, Seventh Symposium (International) on Combustion 1959, London But. Scient. Publ.
6. Neuman P. K. i inni — A Simplified Combustion Analysis System, Journal of the American Rocket Society. July—August 1953
7. Holderness F. H., Macfarlane J. J. — The Continuous Flow Instrumental Analysis of Flame Gases, Seventh Symposium (International) on Combustion 1959, London But. Scient. Publ.
8. Rappeneau J. — Mesure du rendement des chambres de combustion de turbo-reacteur, par dosage de l'anhydride carbonique contenu dans les gaz d'echappement, La Recherche Aeronautique, 1951
9. Hill E. F. i inni — Catalysts Reduce Hydrocarbons in Automobile Exhaust Gas, SAE Journal January 1958
10. Friedman R., Carlson E. R. — A Polar-Coordinate Survey Method for Determining Jet-Engine Combustion-Chamber Performance, NACA Technical Note 3566, September 1955
11. Wukalowicz M. L., Kirilin W. A. — Termodynamicheskie swoiwstwa gazow, Masziz 1953

Mgr inż. JULIAN FAŁĘCKI

621.438 : 621.45 (064)

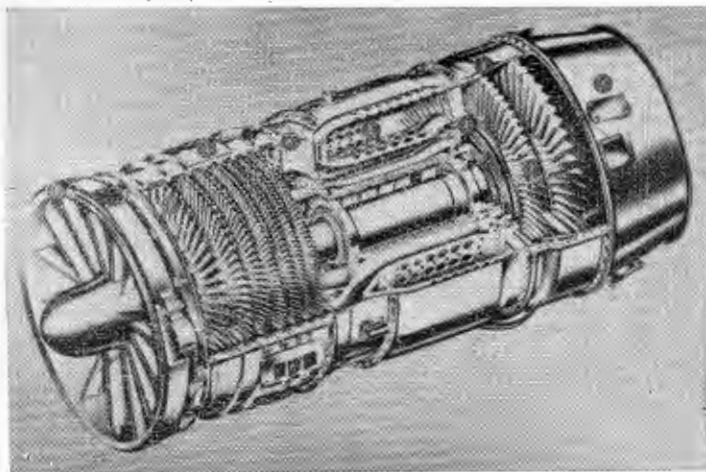
## Silniki turbinowe na 24 Salonie Paryskim

### Silniki odrzutowe

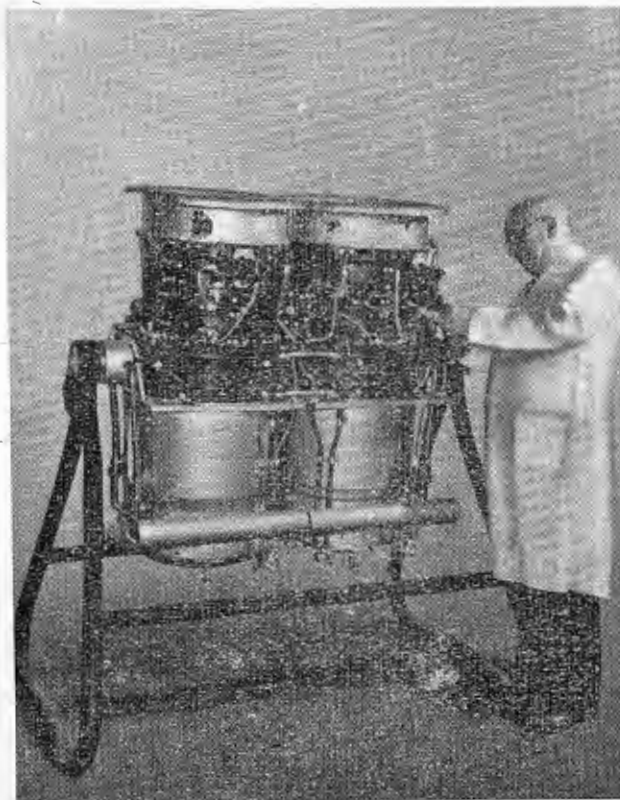
Spośród silników odrzutowych tylko kilka pokazano po raz pierwszy. Większość stanowiły typy wystawiane już przy innych okazjach oraz opisywane w prasie. Niektóre, jak na przykład „Avon” lub „Atar”, przeszły wieloletni rozwój i w obecnej formie mało przypominają swoje prototypy. Przepracowały one tysiące godzin w czasie prób oraz użytkowania i to posiada pierwszorzędne znaczenie, zwłaszcza w lotnictwie komunikacyjnym. Stąd ich obecność na wystawie.

Poza dwoma eksponatami — BMW 8026 i Marbore II — wystawiono silniki o ciągu średnim (rzędu 1000 kG) oraz dużym. Pokazano dwa silniki nośne i najnowszy General Electric CJ 132, wywodzący się od silnika J 85, o ciągu 1380 kG i stosunku ciągu do ciężaru 10,3 : 1, oraz nieco starszy Rolls-Royce RB 108 o stosunku 8,1 : 1. Warto w tym miejscu dodać, że znajdujący się obecnie w budowie silnik nośny Rolls-Royce RB 162 (prawdopodobnie dwuprzepływowy) rozwija ciąg 16 razy większy od ciężaru.

Jako przykład nowoczesnej konstrukcji może służyć silnik amerykański General Electric — CJ 610. Stanowi on cywilną wersję silnika J 85. Silnik J 85, napędzający między innymi myśliwiec Northrop N 156 F, jest tak mały, że oglądając go odnosi się wrażenie, iż jest to zmniejszony model, a nie oryginał. Zbudowanie małego i lekkiego silnika stało się możliwe dzięki wykorzystaniu doświadczeń w konstrukcji i wytwarzaniu bardzo małych, wysokosprawnych sprężarek osiowych, stosowanych w silnikach śmigłowych tejże firmy (T 58). CJ 610-1 rozwija ciąg 1290 kG przy ciężarze 161 kG (stosunek ciągu do ciężaru 8 : 1). Zużycie paliwa 0,99 kG/kGh, długość silnika 1010 mm,



Rys. 1. Przekrój silnika odrzutowego General Electric CJ 610. Nie pokazano agregatów silnikowych, które są umieszczone pod korpusem wlotowym i sprężarką

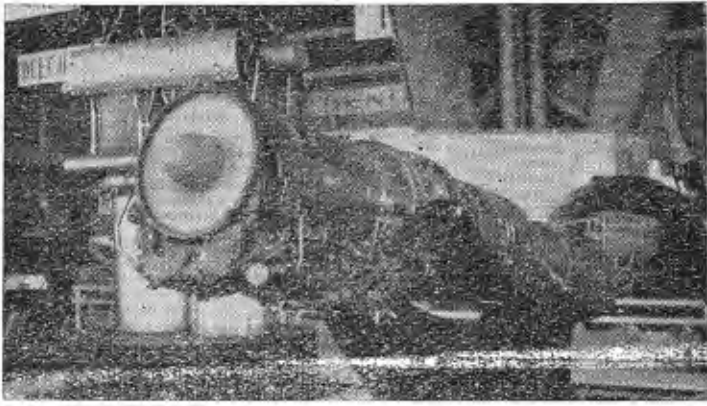


Rys. 2. Para silników nośnych Rolls-Royce RB 108. Dwie pary wytwarzają siłę nośną przy starcie i lądowaniu samolotu Short SC 1

średnica 450 mm, wydatek powietrza 19,9 kG/sek. Sprężarka osiowa ośmiostopniowa, pierścieniowa komora spalania, turbina dwustopniowa. Wirnik łożyskowany jest na trzech łożyskach, prędkość obrotowa 16 500 obr/min. Pierwsze silniki produkcyjne przewidziane są na rok 1962. Zamówiono go do napędu samolotów dyspozycyjnych — Aero Commander 1121, SAAC-23 i B 101 C. Cena 45 000 dol.

Z wystawionych silników, silnik nośny RB 108 dorównywał silnikowi CJ 610 stosunkiem ciągu do ciężaru. Firma Rolls-Royce zajmuje się od dłuższego czasu urzeczywistnieniem koncepcji pionowego startu, podanej przez Griffitha, a polegającej na zastosowaniu kilku lub kilkunastu silników nośnych, wyłączanych w locie poziomym. Silniki takie muszą być oczywiście jak najłżejsze. Przy budowie RB 108 wykorzystano doświadczenia z konstrukcji „krótkożyciowego” silnika „Soar”. RB 108 rozwija ciąg 912 kG przy ciężarze 112 kG. Charakteryzuje się też bardzo dobry-

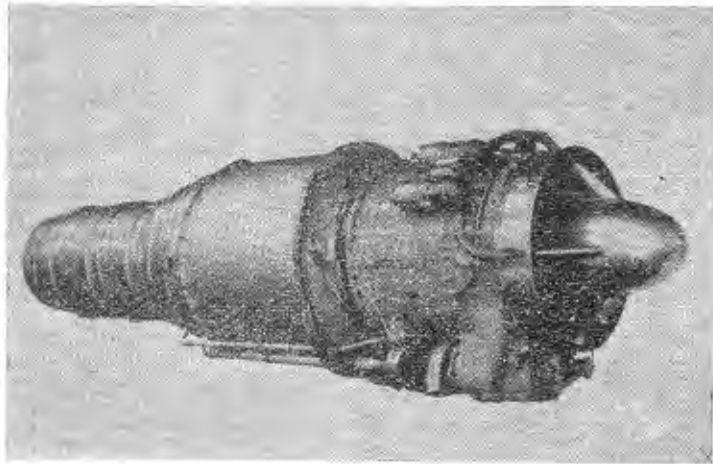




Rys. 3. Silnik odrzutowy Rolls-Royce RB 145 z dopalaczem

mi przyspieszeniami, niezbędnymi przy pracy silnika nośnego. Zwraca uwagę troska o lekkość konstrukcji, na przykład brak podziału wzdłużnego korpusu sprężarki. Sprężarka jest zaopatrzona w upusty otwierane w czasie rozruchu (rozruch sprężonym powietrzem) oraz przy pracy na ziemi na małych prędkościach obrotowych. Silnik nie ma wyprowadzenia mechanicznego napędów, agregaty silnikowe napędzane są sprężonym powietrzem, wpuszczanym ze sprężarki. Wirnik, podparty na trzech łożyskach, napędza jedynie nadajnik obrotomierza, dający sygnał do elektronicznego układu sterującego silnikiem. W dążeniu do uproszczenia konstrukcji zastosowano układ olejenia z całkowitą utratą, chociaż w czasie prób używano też układu zamkniętego. RB 108 zastosowano do napędu samolotu doświadczalnego Short SC 1, demonstrowanego w locie w czasie pokazów. Cztery silniki (pochylane), umieszczone po dwa, wytwarzają siłę nośną, piąty — dostarcza ciąg.

Wersja, pochodna silnika RB 108, to silnik RB 145, o ciągu 1247 kG, pokazany po raz pierwszy na Salonie. W odróżnieniu od poprzedniego, napęd agregatów odbywa się na drodze mechanicznej (agregaty przymocowane są do silnika), a układ olejowy jest w obiegu zamkniętym.

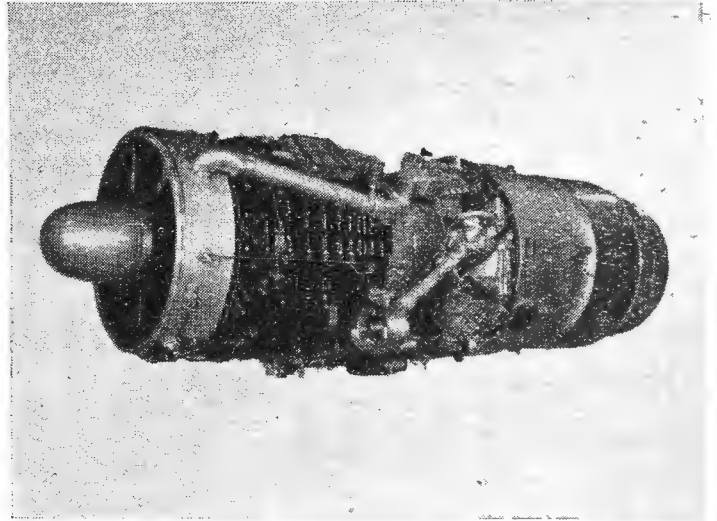


Rys. 4. Silnik odrzutowy Bristol Siddeley „Orpheus” 803

Silnik Bristol Siddeley „Orpheus” odznacza się bardzo prostą konstrukcją i łatwą obsługą, przy dobrym stosunku ciągu do ciężaru. Jest to jeden z nielicznych silników z wirnikiem podpartym na dwu łożyskach. Siedmiostopniowa sprężarka, wykonana ze stopów Al, połączona jest cienkościennym, cylindrycznym wałem o dużej średnicy, z jednostopniową turbiną. Łożyska umieszczone są przed sprężarką i za turbiną. Komora spalania jest typu pierścieniowo-dzbanowego, przy czym łopatki kierownic turbiny stanowią jedną całość z komorami spalania. Czas pracy do remontu 200 h dla Mk 701 i 150 h dla Mk 803; docelowo przewiduje się czas 400 h. Osiągi: BOr. Mk 803 — ciąg 2270 kG, ciężar 378 kG (stosunek 6:1), zużycie paliwa 1,08 kG/kGh, długość 2440 mm, średnica 823 mm. Silniki „Orpheus” pracowały około 7000 h w locie. Mk 701 napędza myśliwiec Folland Gnat, Mk 803 — szturmowiec G 91. Wersja rozwojowa, znajdująca się obecnie w próbach BOr. 12 ma rozwijać 3090 kG ciągu przy ciężarze 670 kG i zu-

życiu paliwa 0,967 kG/kGh. Z uproszczonym dopalaczem, ciąg — 3700 kG. Średnica bez zmiany.

Jeden z silników Rolls-Royce „Avon” był wystawiany w dwu wersjach: wojskowej RB 146, o ciągu 7400 kG, z dopalaczem, używanej między innymi w naddźwiękowym myśliwcu Mirage III i w wersji cywilnej RA 29/6. Wersja RA 29 („Avon” 524) używana jest do napędu samolotów pasażerskich „Comet” i „Caravelle”. Ciąg — 4770 kG przy ciężarze 1510 kG i wymiarach: długość 3170 mm i średnica 1050 mm. Zwraca uwagę bardzo niskie zużycie paliwa — 0,775 kG/kGh. Sprężarka 16-stopniowa, komora mieszana, pierścieniowo-dzbanowa, z ośmioma wtryskiwaczami, turbina trzystopniowa. Odmiana RA 29/6, przeznaczona do napędu „Caravelle” VI, rozwija ciąg 5530 kG. Dla zwiększenia ciągu startowego dysza wylotowa jest dwupołożeniowa. Odmiana ta ma sprężarkę 17-stopniową. Najbardziej godną uwagi cechą jest czas pracy, wynoszący 2600 h do remontu. Jest on w ogromnej mierze wynikiem doświadczeń



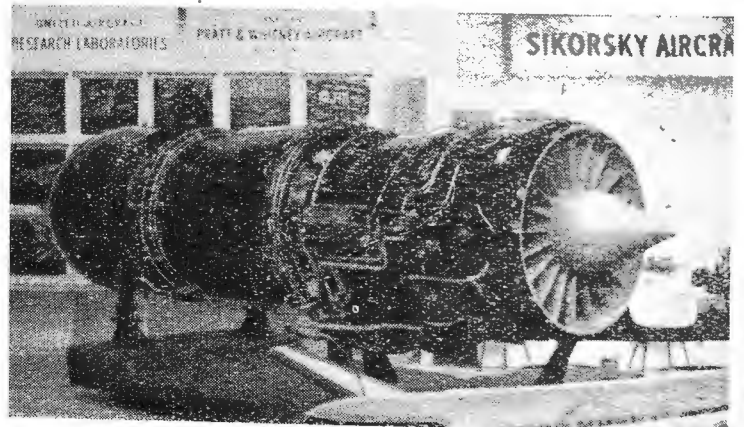
Rys. 5. Silnik odrzutowy Rolls-Royce „Avon” (cywilny) RA 29

eksploatacyjnych, które obejmują 3,5 mln. godzin pracy w powietrzu „Avonów” wojskowych i 6 mln. godzin pracy cywilnych silników turbinowych Rolls-Royce.

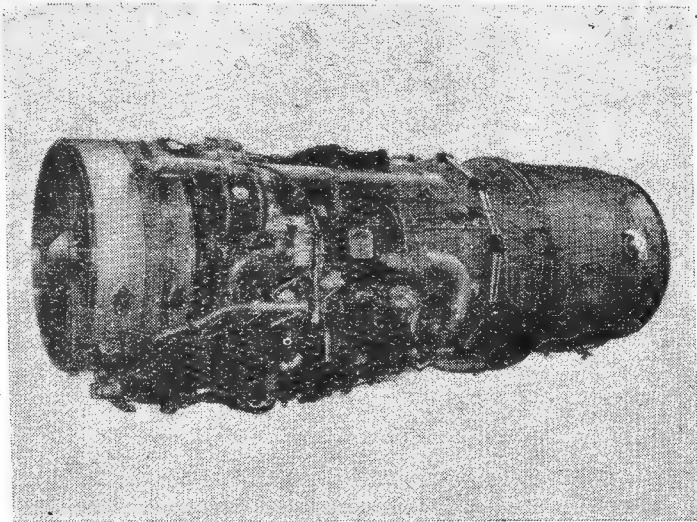
Największy z silników turbinowych, wystawianych na Salonie, był naddźwiękowy JT 11 firmy Pratt and Whitney. Jest to wersja cywilna ogromnego silnika J 58, przeznaczonego do pracy przy prędkości odpowiadającej  $Ma=3$  i rozwijającego ciąg rzędu 18 000 kG z dopalaniem. JT 11 rozwija 10 400 kG ciągu (14 500 kG z dopalaniem) i jest proponowany do napędu „Super Caravelle”. Ciężar silnika 3175 kG, średnica — 1372 mm, długość 5717 mm. Zużycie paliwa przy dopalaniu — 1,8 kG/kGh.

Najmniejszy silnik to BMW 8026, o ciągu 50 kG, zużyciu paliwa 1,04 kG/kGh i ciężarze 38 kG, przeznaczony do napędu motoszybowców.

Oprócz wyżej wymienionych, firma Bristol Siddeley wystawiła silniki „Olympus” i „Viper” 11, General Electric — przekrój z obracającym się wirnikiem silnika J 79, o ciągu 7200 kG (z dopalaniem), napędzającego między innymi bom-



Rys. 6. Silnik odrzutowy Pratt and Whitney JT 11. Widoczny kulisty dopalacz



Rys. 7. Silnik dwuprzepływowy Rolls-Royce „Conway”

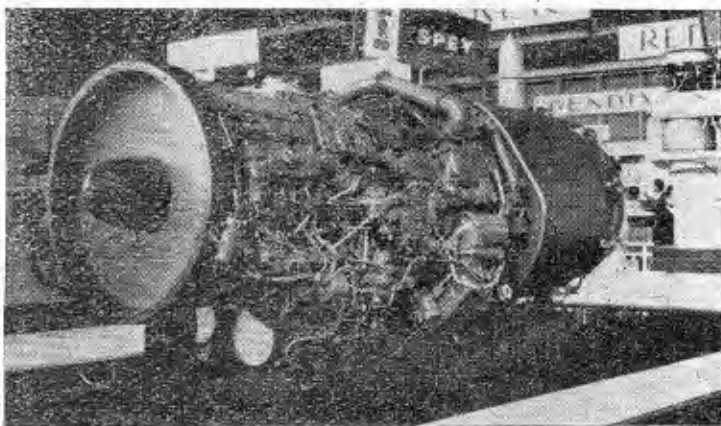
bowiec „Hustler” i myśliwiec „Starfighter”, SNECMA - silnik „Atar”, Turbomeca silnik „Marbore” IV, o ciągu 480 kG i ciężarze 140 kG, oraz Pratt and Whitney — makiety silnika J 58 i model silnika JT3C-6.

### Silniki dwuprzepływowe

Wystawiono silniki dwuprzepływowe obu znanych odmian, to jest upustowe i wentylatorowe; te ostatnie z wentylatorem umieszczonym z przodu lub z tyłu. Za wyjątkiem silnika CF 700 reprezentowane były ciągi duże. Do najciekawszych należał silnik nośno-napędowy Bristol Siddeley BS 53 „Pegasus”. Niestety, poza schematem konstrukcyjnym — nie ujawniono bliższych danych tego silnika.

Firma Rolls-Royce pokazała silnik „Conway” Mk 505 (Co.12) wraz z gondolą, uciszaczem i odwracaczem ciągu, stosowany do napędu samolotu Boeing 707—420 oraz najnowszy RB.163 „Spey”.

Conway jest pierwszym ze zbudowanych silników upustowych. Zgodnie z poglądami Rolls-Royce’a stosunek wy-



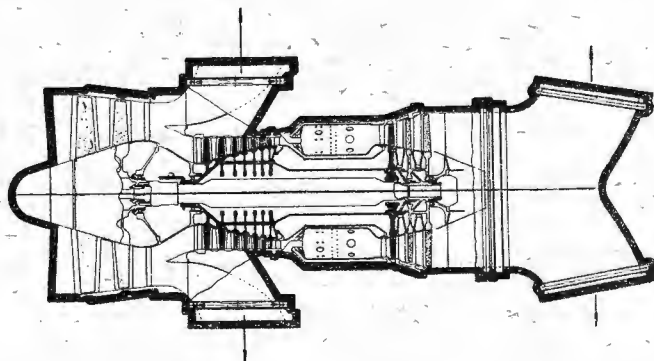
Rys. 8. Silnik dwuprzepływowy Rolls-Royce RB 163 „Spey”

datku strumienia zimnego do strumienia gorącego jest niezbyt duży i wynosi 0,3. Konstrukcja przedstawia się następująco: sprężarka o sprężu 14,4 podzielona na dwa zespoły: siedmiostopniowy niskiego ciśnienia oraz dziewięciostopniowy — wysokiego ciśnienia, każdy napędzany oddzielną turbiną, nie związane mechanicznie. Za sprężarką niskiego ciśnienia upuszczane jest powietrze łączące się z gazami wylotowymi zaraz za turbiną niskiego ciśnienia. Komora ciśnieniowa typu mieszanego z 10 rurami żarowymi. Turbina wysokiego ciśnienia napędzająca sprężarkę wysokiego ciśnienia jest jednostopniowa, turbina niskiego ciśnienia — dwustopniowa. Ciąg 7940 kG, zużycie paliwa 0,725 kG/kGh, ciężar 2060 kG. Średnica 1065 mm, długość 3452 mm.

Doświadczenia z eksploatacji „Conwaya” (300 000 godzin w locie) wykorzystano przy konstrukcji silnika RB 163 „Spey”. Silnik ten ma napędzać znajdujący się w budowie samolot pasażerski de Havilland „Trident”. „Spey” jest rów-

niez dwuprzepływowym silnikiem upustowym o układzie dwuwałowym. Stosunek wydatków wynosi 1,0 i jest — zdaniem Rolls-Royce’a — optymalny dla tego rodzaju i zastosowania silników. Warto tu dodać, że na dobór tego stosunku ma wpływ wiele czynników i stąd rozbieżności w poglądach między poszczególnymi wytwórcami. Sprężarka o sprężu 16,8 ma cztery stopnie niskiego ciśnienia i dwa naście stopni wysokiego ciśnienia, turbiny dwustopniowe. Komora spalania o dziesięciu rurach żarowych. Średnica 940 mm, długość 2790 mm, ciężar 997 kG. Przewiduje się wersję wojskową.

Silnik Bristol-Siddeley BS 53 „Pegasus”, zastosowany w samolocie Hawker P. 1127, jest silnikiem nośno-napędowym. Kierunek siły ciągu pochodzącej od strumienia zimnego (z wentylatora dwustopniowego) i gorącego, może być zmieniany do położenia pionowego, dając wtedy siłę nośną, lub też nieco poza pion w celu hamowania drogą obrotu dwu par dysz wylotowych. Geometria kanałów jest tak dobrana, że wektor siły przechodzi przez stały punkt w pobliżu środka ciężkości. Zastosowanie silnika nośno-napędowego umożliwia zrealizowanie pionowego startu przy użyciu pojedynczego silnika. Na tym polega wyższość nad koncepcją Griffitha. Poza tym przestawianie dysz upraszcza próby silnika na ziemi, zmniejsza kurz, nie niszczy na-

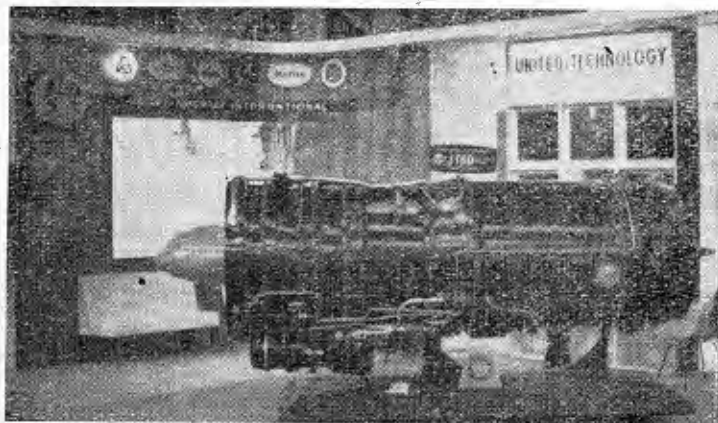


Rys. 9. Schemat silnika dwuprzepływowego nośno-napędowego Bristol Siddeley BS 53 „Pegasus”

wierzchni. Z drugiej strony, przy samolocie poddźwiękowym do lotu poziomego potrzebny jest znacznie niższy ciąg niż przy starcie, więc zdławiony silnik pracuje nieekonomicznie. Dopiero długotrwała eksploatacja może odpowiedzieć na pytanie, który z wyżej wymienionych systemów i w jakich warunkach — jest lepszy.

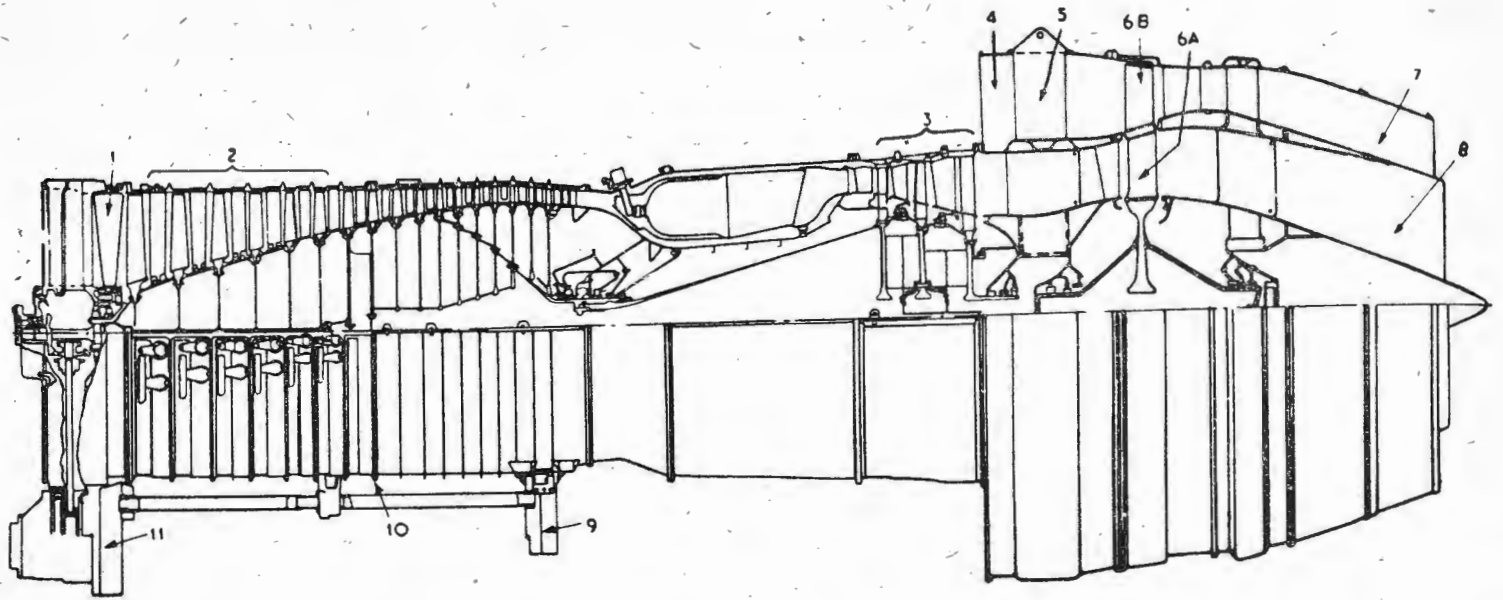
„Pegasus” jest dwuprzepływowym silnikiem wentylatorowym o układzie dwuwałowym. Dwustopniowy wentylator (stanowiący jednocześnie pierwsze dwa stopnie sprężarki) napędzany jest dwustopniową turbiną. Dalsze siedem stopni sprężarki napędza jednostopniowa turbina wysokiego ciśnienia. W celu zmniejszenia momentu giroskopowego wirniki obracają się przeciwniebieżnie. Jako silnik dwuprzepływowy „Pegasus” jest około 15 db cichszy od silnika odrzutowego o takim samym ciągu. Firma Bristol Siddeley, przy finansowej pomocy amerykańskiej, przeprowadza próby nad zastosowaniem dopalania w zimnym strumieniu celem wykorzystania silnika do samolotu naddźwiękowego.

Nowym silnikiem amerykańskim, wystawionym w formie makiety, jest JT8D firmy Pratt and Whitney. Silnik ten znajduje się obecnie w próbach i ma być gotowy na po-

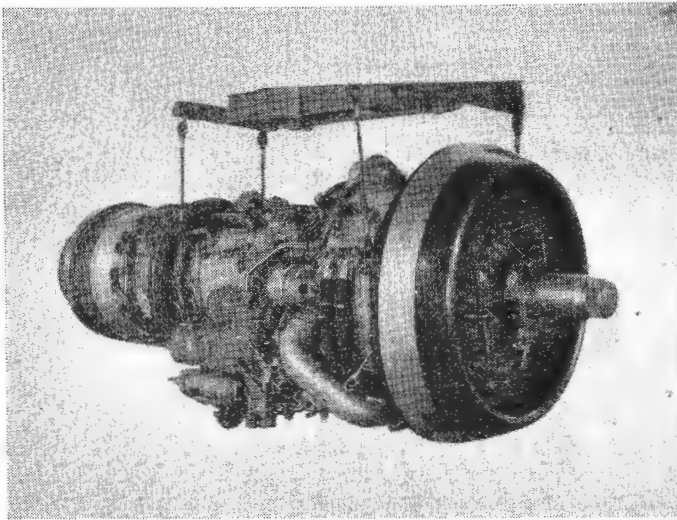


Rys. 10. Silnik dwuprzepływowy Pratt and Whitney JT8D

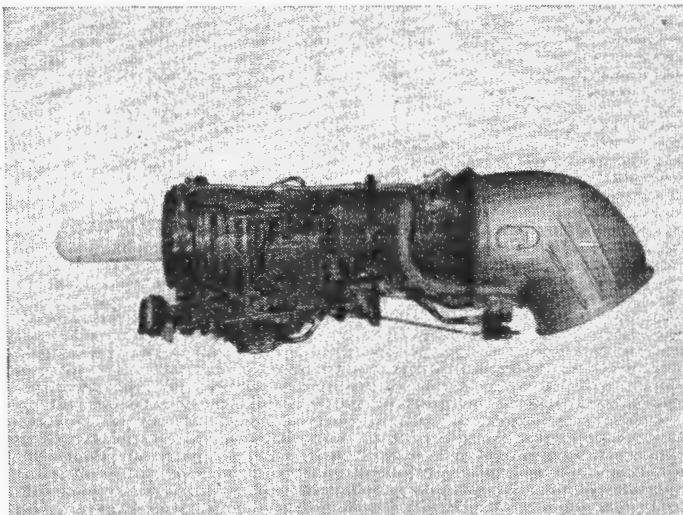




Rys. 11. Schemat silnika wentylatorowego General Electric CJ 805-23

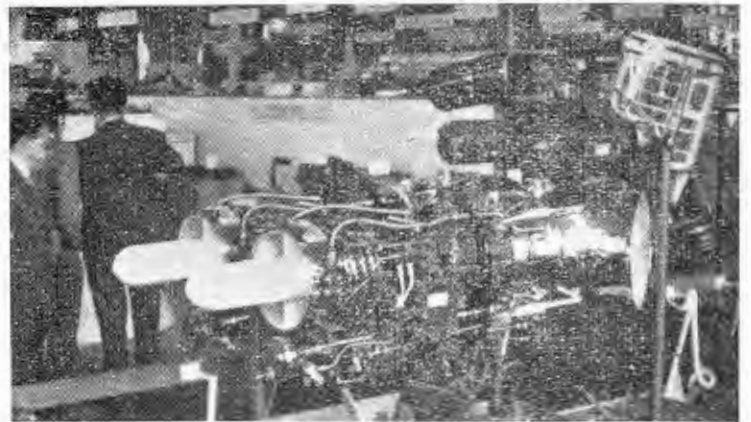


Rys. 12. Silnik turbinowo-śmigłowy Rolls-Royce „Tyne”



Rys. 13. Silnik De Havilland „Gnome” bez przekładni

czątku 1963 roku. Jest to dwuprzepływowy silnik wentylatorowy o układzie dwuwałowym. Przy konstruowaniu wykorzystano rozwiązanie zastosowane uprzednio w silnikach odrzutowych JT3 i JT4. Dużo zespołów, między innymi sprężarkę, wykonano ze stopów tytanu. Stosunek wydatków 1,1. Sprężarka o sprężu 15,5 ma sześć stopni niskiego ciśnienia (w tym dwustopniowy wentylator) i siedem wysokiego ciśnienia. Turbina wysokiego ciśnienia ma jeden

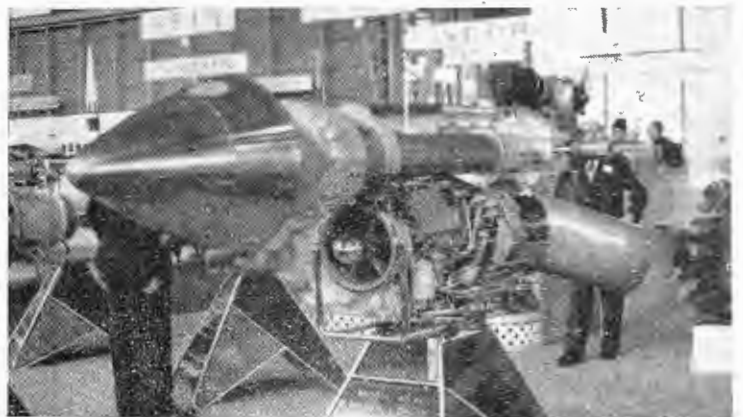


Rys. 14. Sprężony silnik śmigłowy De Havilland „Gnome”

stopień, niskiego — trzy. Komora spalania mieszana z dziewięcioma rurami żarowymi. Ciąg 6350 kG, zużycie paliwa 0,64 kG/kGh, średnica 1140 mm, ciężar 1353 kG.

Pratt and Whitney wystawiał również przekrój silnika dwuprzepływowego wentylatorowego JT3D o ciągu 8150 kG.

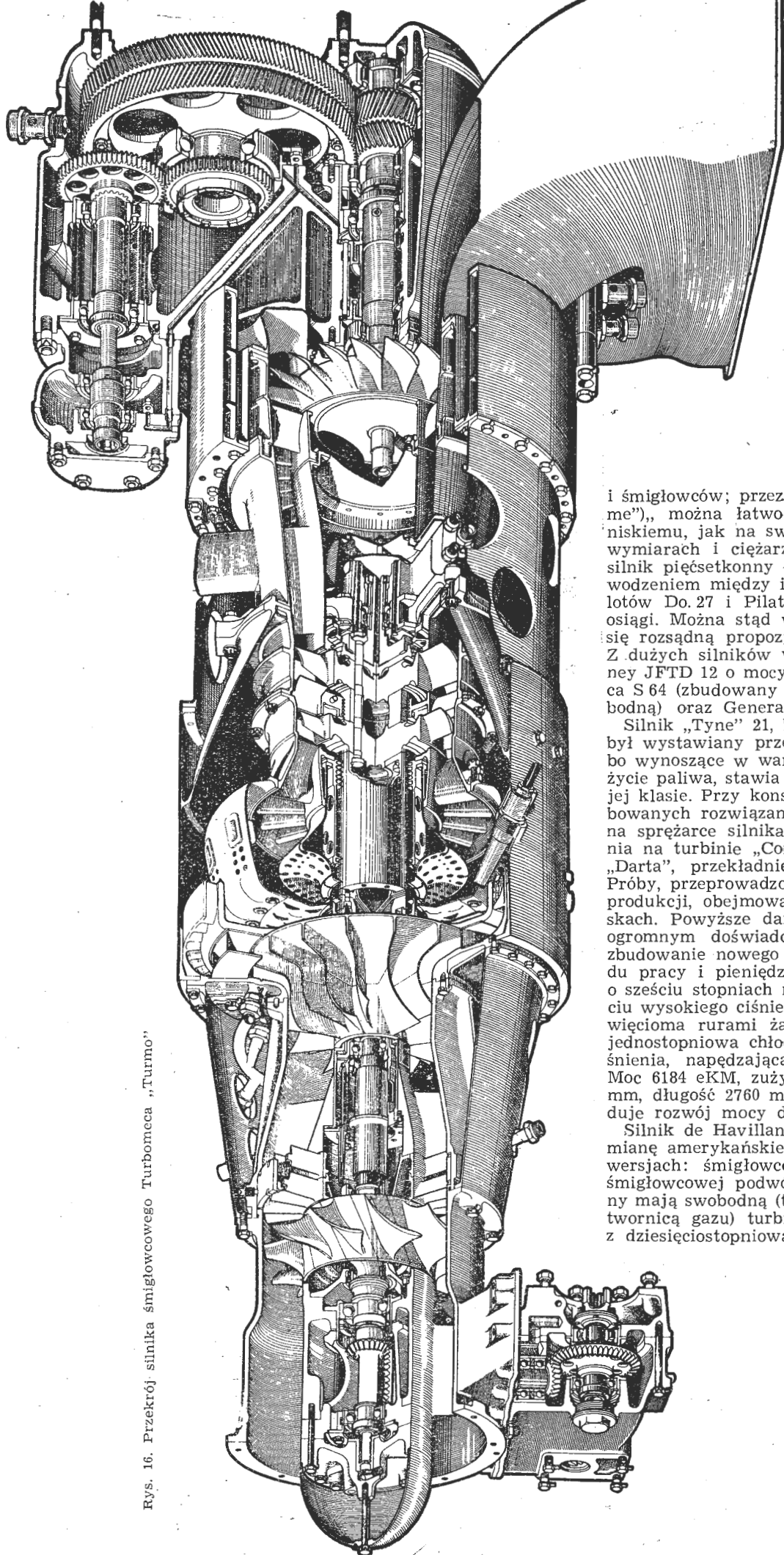
Silnik firmy General Electric CJ 805-23 jest przedstawicielem silników wentylatorowych z wentylatorem umieszczonym z tyłu silnika. Powstał on z silnika CJ 805, będącego cywilną wersją J 79, drogą dodania obracającej się niezależnie



Rys. 15. Turbinowy silnik śmigłowy Turbomeca „Turmo” III D

niezależnie turbiny, wyposażonej w piętrowe łopatki, których zewnętrznie piętro tworzy wentylator. Osiemdziesiąt procent części jest jednakowe z częściami silnika CJ 805. Średnica zewnętrzna wirnika wynosi 1240 mm, prędkość obrotowa 363 m/sek. Silnik jest jednowałowy ze sprężarką 17-stopniową (spręż 13), trzystopniową turbiną i komorą mieszana o dziesięciu rurach żarowych. Ciąg 7300 kG, zużycie paliwa

Rys. 16. Przekrój silnika śmigłowego Turbomeca „Turmo”



0,575 kG/kGh, średnica 1346 mm, długość 3530 mm, ciężar 1690 kG. Służy do napędu samolotu komunikacyjnego Convair 990, przy czym zaopatrzone jest w odwracacz ciągu.

Oprócz wyżej wymienionego silnika, firma General Electric wystawiła silnik wentylatorowy CF 700 o ciągu 1920 kG, zbudowany w oparciu o silnik J 85.

### Silniki śmigłowe i śmigłowcowe

Ponieważ wiele silników wystawiano w wersji śmigłowej i śmigłowcowej, obie grupy zostaną opisane wspólnie.

Stosunkowo najwięcej pokazano silników klasy 1000 KM. Na silniki takie jest duże zapotrzebowanie do samolotów

i śmigłowców; przez sprzężenie dwóch silników (np. „Gnome”), można łatwo uzyskiwać jednostki większe. Dzięki niskiemu, jak na swoją moc, zużyciu paliwa, przy małych wymiarach i ciężarze, bardzo korzystnie przedstawiał się silnik pięćsetkowy — „Astazou” II. Zastosowano go z powodzeniem między innymi w wersjach turbinowych samolotów Do 27 i Pilatus „Porter”, znacznie poprawiając ich osiągi. Można stąd wnioskować, że silniki turbinowe stają się rozsądną propozycją również w klasie mocy średnich. Z dużych silników wystawiono „Tyne’a”, Pratt and Whitney JFTD 12 o mocy 4050 KM, służący do napędu śmigłowca S 64 (zbudowany z silnika JT 12 z dodaną turbiną swobodną) oraz General Electric T 64 o mocy 2650 KM.

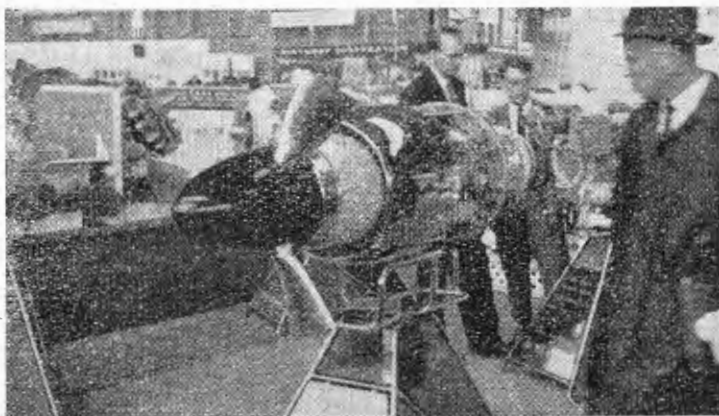
Silnik „Tyne” 21, budowany według licencji Rolls-Royce, był wystawiany przez firmę Hispano-Suiza. Bardzo niskie, bo wynoszące w warunkach przelotowych 175 G/eKWh zużycie paliwa, stawia ten silnik na czołowym miejscu w swojej klasie. Przy konstrukcji zespołów oparto się na wypróbowanych rozwiązaniach, i tak: sprężarka wzorowana jest na sprężarce silnika „Conway”, turbina wysokiego ciśnienia na turbinie „Conwaya”, niskiego ciśnienia na turbinie „Darta”, przekładnię wzorowano na przekładni „Darta”. Próby, przeprowadzone na 18 prototypach przed podjęciem produkcji, obejmowały 9000 h w locie i 12 000 h na stojakach. Powyższe dane świadczą o tym, że nawet przy ogromnym doświadczeniu, jakim dysponuje Rolls-Royce, zbudowanie nowego silnika wymaga bardzo dużego nakładu pracy i pieniędzy. Silnik ma sprężarkę dwuzespołową o sześciu stopniach niskiego ciśnienia (spręż 3,5) i dziewięciu wysokiego ciśnienia (spręż 3,9). Komora spalania z dziewięcioma rurami żarowymi. Turbina wysokiego ciśnienia jednostopniowa chłodzona powietrzem, turbina niskiego ciśnienia, napędzająca jednocześnie śmigło, trzystopniowa. Moc 6184 eKM, zużycie paliwa 196 G/sKWh, średnica 1097 mm, długość 2760 mm, ciężar 975 kG. Rolls-Royce przewiduje rozwój mocy do 10 000 KM.

Silnik de Havilland „Gnome”, stanowiący licencyjną odmianę amerykańskiego T 58 (CT 58), wystawiano w trzech wersjach: śmigłowcowej H 1000, śmigłowej P 1200 oraz śmigłowcowej podwójnej — 2 × H 1200. Wszystkie odmiany mają swobodną (to jest nie związaną mechanicznie z wytwornicą gazu) turbinę napędową oraz wytwornice gazów z dziesięciostopniową sprężarką osiową, pierścieniową komorą spalania i dwustopniową turbinę.

Zbudowanie sprawnej sprężarki osiowej na tak mały wydatek i o wynikających stąd bardzo krótkich łopatkach ostatnich stopni, należy uznać za bardzo poważne osiągnięcie. Ekonomiczna produkcja małych, bardzo dokładnych łopatek wymagała opracowania specjalnej metody. W efekcie osiągnięto lekki i sprawny silnik. W konstrukcji zwrócono uwagę na ułatwienie eksploatacyjne takie, jak: możliwość wymiany pojedynczych łopatek wirnika sprężarki bez rozbierania wirnika i możliwość wymiany ło-



patek turbiny parami, bez konieczności ponownego wyważania wirnika. W silniku zastosowano elektrohydrauliczny system sterowania; współpracujący z przelicznikiem elektronicznym. Układ ten zapewnia automatyczny rozruch i utrzymuje stałą (wybraną) prędkość turbiny napędowej. Prędkość obrotowa wytwornicy zmienia się z obciążeniem. H 1000 rozwija moc 1050 KM + 65 kG ciągu (1175 KM przez 2,5 min.). Zużycie paliwa 290 G/KMh, ciężar 193 kG, prędkość obrotowa końcówki napędowej — 6000 obr/min. H 1200 rozwija moc 1250 KM + 69 kG ciągu (1350 KM przez 2,5 min.). Zużycie paliwa 283 G/KMh, ciężar 200 kG, prędkość obrotowa końcówki napędowej — 6000 obr/min. P 1200 rozwija moc 1150 KM + 66,6 kG ciągu, prędkość obrotowa śmigła 1236 lub 1413 obr/min. Zużycie paliwa 294 G/KMh, ciężar 286 kG. Znaczna różnica ciężaru wynika z konieczności stosowania wału przenoszącego napęd do przodu oraz



Rys. 17. Turbinowy silnik śmigłowy Turbomeca „Astazou” II

drugiej przekładni. Czas pracy do remontu 600 h, przewidziany docelowo — 2000 h. Cena silnika CT 58 (odpowiednik H 1000) 69 000 dol.

O ile wyżej opisywane silniki stanowią przykład szczytowych osiągnięć w dziedzinie wytwarzania, o tyle silnik Turbomeca „Turmo” III imponuje prostotą konstrukcji. Warto przy tym zwrócić uwagę, że osiągnięte wyniki są podobne. Silnik „Turmo” III jest silnikiem ze swobodną turbiną, przy czym wytwornica gazu nosi cechy wspólne dla wszystkich silników wytwórni Turbomeca. Wytwornica ma sprężarkę o jednym stopniu osiowym i jednym odśrodkowym, pierścieniową komorę spalania, z charakterystycznym dla firmy Turbomeca odśrodkowym wtryskiwaczem paliwa, i dwustopniową turbinę.

Silnik śmigłowcowy „Turmo” III C rozwija moc startową 1200 KM przy prędkości obrotowej końcówki napędowej 5400 obr/min. Zużycie paliwa 290 G/KMh, ciężar 206 kG. Czas pracy do remontu 750 h. (w końcu 1961 roku osiągnięte 1200 h). Trzy silniki „Turmo” III C napędzają śmigłowiec „Frelon”.

Silnik śmigłowy „Turmo” III D rozwija moc startową 1165 KM przy prędkości obrotowej śmigła 1200 obr/min i ciężarze 315 kG. Przeniesienie napędu do przodu wykonano podobnie jak w silniku „Gnome”. Odmiana przeznaczona dla samolotów krótkiego startu Breguet 941 i 942 jest zaopatrzona w wyjście napędu wałów synchronizujących; w napędzie umieszczone jest sprzęgło wolnego biegu.

Trzeci przedstawiciel klasy tysięcykonnej Turbomeca, „Bastan” IV, jest silnikiem jednowałowym, to znaczy śmigło napędzane jest tą samą turbiną co sprężarka. Oprócz wersji śmigłowej zastosowano go jako zdwojony do napędu śmigłowca S 58. Układ silnika jest następujący: sprężarka i komora spalania jak w wytwornicy gazu silnika „Turmo” III. Do turbiny dodano trzeci stopień oraz podparto ją dodatkowym łożyskiem. Z przodu przekładnia obiegowa o przełożeniu 1 : 18,49. Moc równoważna startowa 1000 eKM, zużycie paliwa 273 G/eKMh, ciężar 222 kG. W stanie gotowym do zabudowy na płatowiec, to jest z osprzętem, gondolą i śmigłem ciężar wynosi 369 kG. Czas pracy do remontu 750 h. Średnica zewnętrzna z obudową 750 mm. „Bastan” IV napędza samoloty MS „Epervier”, SA „Vultigeur”, MD „Communaute” i inne.

Oprócz wymienionych, firma Turbomeca wystawiła silnik „Astazou” II o mocy 552 KM, ciężarze 123 kG i zużyciu paliwa 266 G/eKMh. Model „Special” rozwija 595 KM. Kanadyjska firma Pratt and Whitney pokazała przekrój 500-konnego silnika PT 6.

Wytwornica sprężonego powietrza FIAT 4700 służy do napędu śmigłowca FIAT 7002. Składa się ona z wytwornicy gazu napędzającej swobodną turbinę, sprzęgniętą ze sprężarką dostarczającą sprężonego powietrza do ciśnieniowego napędu wirnika. Wytwornica gazu składa się z jednostopniowej sprężarki odśrodkowej, komory spalania typu mieszanego i jednostopniowej turbiny. Wirnik łożyskowany jest na dwu łożyskach. Moc równoważna 530 KM, ciężar 120 kG, wydatek sprężonego powietrza 3,4 kG/sek, spręż 3.

Także Turbomeca wystawiła wytwornicę sprężonego powietrza „Aquitanie” — opartą na zespołach silnika „Astazou” II.

Z silników nielotniczych wymienić należy turbinę morską, typ 240, której model w skali 1/4 przedstawiła firma General Electric. W turbinie tej wytwornica gazu stanowi silnik odrzutowy CJ 805. Moc 18 000 KM przy 5500 obr/min, ciężar 2990 kG.

Jednym z najmniejszych eksponatów była turbina BMW 6012. Silnik ten może znaleźć zastosowanie do napędów pomocniczych. Moc maksymalna 90 KM, ciężar 45 kG, prędkość obrotowa końcówki napędowej 3000–8000 obr/min, zużycie paliwa przy mocy maksymalnej 578 G/KMh, średnica 380 mm. Paliwem może być nafta, benzyna lub olej napędowy.

Na zakończenie warto wspomnieć o bardzo ciekawym eksponacie jaki stanowiła przekładnia znanego turbinowego silnika śmigłowego Bristol Siddeley „Proteus”. Przekładnia ta pracowała 6451 godzin bez śladów nadmiernej zużycia zębów. Wynik ten jest o tyle godny uwagi, że przekładnie silników turbinowych dużych mocy są jednymi z najbardziej obciążonych zespołów.

## NOWOŚCI PATENTOWE

opracował mgr inż. S. Madeyski

Patent polski nr 35903

Klasa 42 o, 19

**SPOSÓB POMIARU PRĘDKOŚCI PRZEPŁYWÓW CIECZY PRZEZROCZYSTYCH ZA POMOCĄ PULSUJĄCEGO BARWNIKA I ŚWIATEŁA BŁYSKOWEGO**

Instytut Aerodynamiczny Politechniki Warszawskiej, Warszawa, Polska.

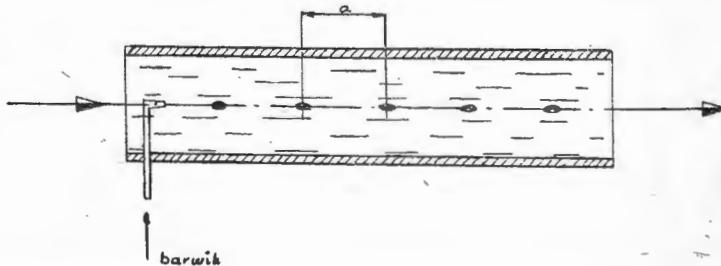
Twórca: Zbigniew Smólski

Patent trwa od dnia 19 października 1951 r.

Opublikowany dnia 1 marca 1954 r.

Sposób według omawianego patentu służy do badania prędkości przepływu poszczególnych strug w dowolnych punktach przekroju przewodu rurowego o przezroczystych ściankach, zarówno gazów jak i cieczy. W strumień przepływającego płynu wprowadza się za pomocą cienkiego przewodu, możliwie jak najmniej zakłócającego badany przepływ, barwnik w postaci krótkich wstrzyków (pulsów), od-

bywających się ze stałą i znaną częstotliwością, dobraną zależnie od zakresu prędkości badanego przepływu. Rurę tę oświetla się światłem lampy błyskowej o błyskach trwają-



cych 1/1000 sekundy, powtarzających się z częstotliwością równą częstotliwości pulsów barwnika. Uzyskuje się wówczas efekt stroboskopowy, przedstawiony na rysunku.

Plamy barwnika będą pozornie stały nieruchomo w odległości „a”, dające się zmierzyć miarką liniową. Prędkość przepływu w badanym przekroju uzyska się po przemnożeniu tej wielkości przez częstotliwość pulsów.

W przypadku cieczy stosuje się barwnik lub powietrze, w przypadku zaś gazów bezbarwnych, jako barwnik stosuje się dym, pył lub skondensowaną parę (mgłę).

Przy zastosowaniu omawianego sposobu istnieje możliwość wykorzystania w bardzo wielkim zakresie badanych prędkości, gwarantująca bezpośrednio i dokładność odczytań oraz brak jakiegokolwiek histerezy wskazań. Sposób ten może być zastosowany do badań przepływów w przewodach rurowych, do badań przepływów i opływów w tunelach wodnych i aerodynamicznych, do pomiarów prędkości przepływu w instalacjach klimatyzacyjnych i wentylacyjnych oraz do pomiarów prędkości strug opływających w dowolnym punkcie powierzchni samolotu w locie.

Patent polski nr 40055

Klasa 42 o, 19

### STROBOFOTOGRAFICZNY SPOSÓB OKREŚLANIA PRĘDKOŚCI WZORCOWYCH PRZEPLÝWÓW CIECZY I GAZÓW

Instytut Aerodynamiczny. Politechniki Warszawskiej, Warszawa, Polska.

Twórca: mgr inż. Zbigniew Smólski

Patent trwa od dnia 15 marca 1956 r.

Patent dodatkowy do patentu nr 35903.

Opublikowany dnia 10 lipca 1957 r.

Sposób według omawianego patentu stanowi rozszerzenie sposobu według patentu głównego nr 35903, omówionego powyżej.

W badany strumień cieczy lub gazu wprowadza się ciało stałe, na przykład kulkę szklaną o lustrzanej powierzchni, kulkę celulozową, kulkę z balzy, waty lub papieru, o ciężarze możliwie małym w stosunku do koniecznej sztywności tak, aby okres czasu i długości drogi, w jakich nastąpi zrównanie prędkości przepływającego ośrodka i unoszonego ciała, były możliwie krótkie. Unoszone ciało, zwane wskaźnikowym, o dobrze odbijającej promienie świetlne powierzchni, oświetlone jest światłem błyskowym o regulowanej, ustabilizowanej i znanej częstotliwości błysków oraz fotografowane na pojedynczej kliszy. Prędkość określa się z fotografii szeregu kolejnych faz ruchu ciała wskaźnikowego, zrobionych na tej samej kliszy.

W odniamie sposobu według patentu określa się kolejne położenia swobodnie spadającego ciała wskaźnikowego, na przykład kuli w ośrodku nieruchomym. Z chwilą zrównania się sił grawitacyjnych, działających na wymienione ciało, z siłami oporu ośrodka, w którym to ciało spada, prędkość spadającego ciała osiągnie wartość stałą prędkości granicznej, dającą się określić z fotografii w sposób omówiony powyżej. Ciało to, o znanej prędkości granicznej, wprowadza się do strumienia poruszającego się w kierunku pionowym z dołu do góry i przepływ reguluje się tak, że ciało wskaźnikowe zawisnie nieruchomo. Dla każdej żądanej prędkości można dobrać odpowiednie co do ciężaru i wymiarów ciało.

Patent polski nr 38598

Klasa 48 d, 2/10

### SÓL ODŁUSZCZAJĄCA

Związek Branżowy Spółdzielni Chemiczno-Mineralnych, Katowice, Polska

Twórcy: inż. Witold Olszewski, inż. Edward Pławner i inż. Tadeusz Inwald

Patent trwa od dnia 30 listopada 1954 r.

Opublikowany dnia 15 marca 1957 r.

Przy odłuszczeniu przedmiotów metalowych, przed dalszą obróbką i zabezpieczeniem przed korozją stosowano preparaty zawierające duże ilości cyjanku sodu lub cyjanku potasu, dochodzące do 20%. Preparaty te były silnie toksyczne, praca z nimi w temperaturze 80—95°C była bardzo niebezpieczna i szkodliwa dla zdrowia pracowników. Proces odłuszczenia wymagał specjalnych urządzeń wentylacyjnych, co podrażało koszty eksploatacyjne. Zastosowane cyjanki są artykułami o wysokiej cenie.

Sól według patentu omawianego nie zawiera żadnych składników trujących, opary są nieszkodliwe dla zdrowia pracowników, roztwory nie są żrące ani parzące nawet w dużych stężeniach. Sól ta może być stosowana nie tylko

dla stali i żelaza, lecz także do odłuszczenia innych metali, jak cynk, aluminium i jego stopy.

Omawiana sól do odłuszczenia metali stanowi mieszaninę węglanu sodowego ( $\text{Na}_2\text{CO}_3$ ), szkła wodnego o gęstości około 40°Bé, wodorotlenku sodowego ( $\text{NaOH}$ ), fosforanu trójsodowego ( $\text{Na}_3\text{PO}_4$ ) oraz mydła żywicznego. Szczególnie dobrze nadaje się do odłuszczenia, gdy posiada skład: węglanu sodowego — 50%, szkła wodnego — 30%, wodorotlenku sodowego — 10%, fosforanu trójsodowego — 9,6% oraz mydła żywicznego — 0,4%.

W celu odłuszczenia żelaza i stali 10 kG soli należy rozpuścić w 100 litrach wody. Proces odłuszczenia należy przeprowadzać w temperaturze 90 do 100°C, czas trwania odłuszczenia od 10 do 20 minut, w zależności od stopnia zaśluzowania przedmiotów. Dla cynku, aluminium i jego stopów odpowiednio: 5 kG soli w 100 l wody, temperatura — 60 do 70°C, czas — 3—4 minut.

Patent polski nr 38999

Klasa 46 g, 2/06

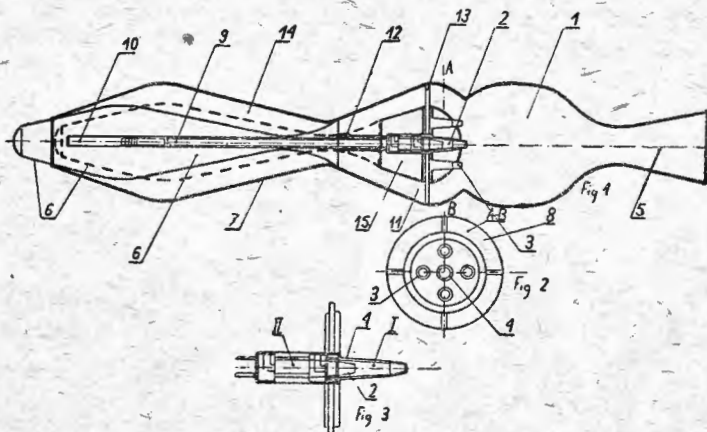
### SPRZEŻONY SILNIK RAKIETOWO-STRUMIENIOWY

Czesław Wawrzyniak, Wrocław, Polska

Patent trwa od dnia 12 lipca 1954 r.

Opublikowany dnia 20 marca 1956 r.

Silnik strumieniowy potrzebuje do rozruchu dużej prędkości postępowej, dlatego do startu i wznoszenia aż do osiągnięcia wymaganej prędkości stosuje się zazwyczaj silnik raketowy, współpracujący z silnikiem strumieniowym. Taki sprzężony silnik pracuje w pierwszej fazie jako silnik raketowy, w drugiej zaś — jako strumieniowy. Znane silniki sprzężone wykazują szereg wad, których usunięcie



ma na celu silnik według omawianego patentu.

Silnik według patentu posiada elementy wspólne, jak komora spalania 1, dysza wylotowa 5 oraz wtryskiwacze 2, 3 i 4, które działają zarówno w okresie pracy silnika jako raketowego, jak i jako strumieniowego. Wtryskiwacze te są osadzone na płycie 8 w obudowie 15, połączonej z korpusem za pomocą rurek 13, służących do doprowadzania paliwa. Wokoło tej obudowy utworzony jest pierścieniowy kanał 11, który jest zamykany od przodu suwakiem 6. Gdy silnik pracuje jako raketa suwak ten jest ustawiony w położeniu wskazanym na fig. 1 linią ciągłą, przy czym zamyka on od przodu zarówno wlot do silnika jak i komorę 1. Gdy silnik osiągnie dużą prędkość postępową to ciśnienie wywołane tą prędkością oddziałuje na czołową powierzchnię suwaka 6 i przesuwają go do tyłu przeciw działaniu amortyzatora 10, wbudowanego do trzonu 9 i wyregulowanego na pewne określone ciśnienie. Po uzyskaniu przez suwak 6 położenia wskazanego na fig. 1 linią kreskową odsłania się wlot do silnika i pierścieniowy kanał 14 w dyfuzorze 7, tak że silnik może pracować jako silnik strumieniowy. Gdy silnik pracuje jako raketa, wtryskiwacz 2 ustawiony w osi silnika, pokazany w położeniu II na fig. 3, dozują dopływ czynnika utleniającego doprowadzanego do silnika. Paliwo zaś doprowadza się zewnętrznym pierścieniem 4, leżącym wokoło wtryskiwacza 2 oraz wtryskiwaczami 3. Po przesunięciu się suwaka 6 do tyłu, połączone z nim trzpieniem 12 przesuwne elementy wtryskiwacza 2, przesuwają się do położenia I na fig. 3, odcinając dopływ czynnika utleniającego i dozując dopływ dodatkowego paliwa potrzebnego w razie zwiększenia mocy silnika, gdy ilość dostarczanego przez normalne wtryskiwacze 3 paliwa okaże się zbyt małą.



Patent polski nr 39381

Klasa 75 c, 5/01

### SPOSÓB WYTWARZANIA NIEMETALICZNYCH POWŁOK NA METALACH

Hermann Rosemann, Drezno, Niemiecka Republika Demokratyczna

Patent trwa od dnia 2 maja 1955 r.

Opublikowany dnia 12 lutego 1957 r.

Sposób według omawianego patentu polega na wytworzeniu na narażonym na korozję przedmiocie metalowym powłoki ochronnej masą, do wykonania której stosuje się mieszaninę gumy twardej syntetycznej i perlonu w stosunku 4:1. Masę tę umieszcza się na powierzchni przedmiotu przez zanurzenie, spryskiwanie lub rozsmarowanie, następnie poddaje się suszeniu w ciągu 60 minut na powietrzu i utwardza się (wulkanizuje) w piecu w temperaturze od 140 do 350 °C, najkorzystniej 220 °C w ciągu od 40 do 90 minut.

Jako szczególnie korzystna okazała się masa powłokowa o składzie: 7 części ciężarowych pyłu perlonowego, 4 cz. cięż. fenolu, 29 cz. cięż. pyłu twardej gumy, 7 cz. cięż. etylenu, 4 cz. cięż. antragenu, 7 cz. cięż. ksylenu, 9 cz. cięż. kaolinu, 29 cz. cięż. tlenku żelaza, 27 cz. cięż. siarki, 7 cz. cięż. dwusiarczku czterometylotiuramidowego, 2 cz. cięż. fenylotetylo-dwutiotkarbaminianu cynkowego, 1,2 cz. cięż. dwufenyloguanidyny, 4 cz. cięż. glejty ołowianej.

Powłoka odznacza się bardzo dobrą wytrzymałością mechaniczną, jest odporna na działanie wody morskiej i licznych kwasów i ługów, na przykład kwasu siarkowego o gęstości 1,28, 6% kwasu solnego, ługu potasowego, 8% ługu sodowego; jest ona odporna na zmiany temperatury od mrozu do gorąca.

Powłoka ta może być nakładana w kilku warstwach, przy czym między każdorazowym nałożeniem masy powłoki jest niedozwolone suszenie uprzednio nałożonej warstwy w ciągu 60 minut w celu uwolnienia jej od wilgoci.

Sposób według omawianego patentu stosowany jest do zbiorników metalowych dla przemysłu spożywczego i chemicznego. Nadaje się on również do umocowywania rozluźnionych pierścieni łożyskowych w ich gniazdach tak, że zbytchna staje się wymiana wyrobionych łożysk.

Patent polski nr 39532

Klasa 46 a<sup>9</sup>, 18

### PALIWOWA POMPA WTRYSKOWA DLA SILNIKÓW SPALINOWYCH Z ZAPŁONEM ISKROWYM

Inż. Sławomir Peszkowski, Głowno, Polska

Patent trwa od dnia 23 listopada 1955 r.

Opublikowany dnia 15 marca 1957 r.

Pompa wtryskowa według omawianego patentu jest pompą o obrotowym ruchu tłoka w postaci stożkowej tarczy, osadzonej na skośnym wykorbieniu wału napędzającego. Tarcza ta wyciska paliwo z elastycznych komór roboczych, rozmieszczonych wokół osi wału na prostopadłej do tej osi płaszczyźnie obudowy. Jednocześnie tarcza zamyka samoczynnie w odpowiednich momentach połączone z komorami roboczymi kanały przelewowe, regulując w ten sposób moment początku i końca wtrysku oraz ilość wtryskiwanego paliwa.

W dwudzielnej obudowie 1 osadzony jest w łożyskach 2 i 3 wał 4 ze skośnym wykorbieniem 5, na którym za pośrednictwem łożyska 6 osadzona jest obrotowo stożkowa tarcza tłocząca 7. Kąt wierzchołkowy tej tarczy jest mniejszy od kąta 180° o podwójny kąt skoku wykorbienia 5 tak, że w każdym położeniu tarczy jedna z jej tworzących jest równoległa do wskazanej powyżej płaszczyzny obudowy. Na płaszczyźnie tej są wokół osi wału 4 rozmieszczone komory robocze w liczbie zależnej od liczby suwów silnika, liczby cylindrów, stosunku liczby obrotów wału pompy do liczby obrotów wału silnika oraz czasu trwania wtrysku. Każda komora robocza 8 składa się z dwóch płyt elastycznego tworzywa, na przykład gumy odpornej na działanie benzyny, ewentualnie przekładanej tkaniną lub plastyfikowanego polichloroku winylu, trwale połączonych z sobą w miejscach oznaczonych na fig. 2 przerwany kreskowaniem. W ten sposób tworzy się właściwa komora robocza 9 i kanał przelewowy 10, połączone ze sobą w okolicy otworów a i b, wykonanych tylko w płacie łączącym komorę roboczą z zbiornikiem paliwa lub pompą zasilającą, bez pomocy jakiegokolwiek zaworu zwrotnego. Otwór a służy do połączenia wnętrza komory roboczej z zbiornikiem paliwa lub pompą zasilającą, bez pomocy jakiegokolwiek zaworu zwrotnego. Otwór b służy do połączenia wnętrza komory z wtry-

skiwaczem za pośrednictwem zaworu odcinającego dowolnej budowy. Drugi płat tworzący komory jest połączony trwale z powierzchnią tarczy tłoczącej.

W płaszczyźnie obudowy 1 w pierścieniowym wyjęciu jest umieszczony pierścień sterujący 11 zaopatrzony na swej powierzchni we wklęsłości sterujące c, widoczne na fig. 3. Pierścień 11 daje się nastawiać obrotowo, w kie-

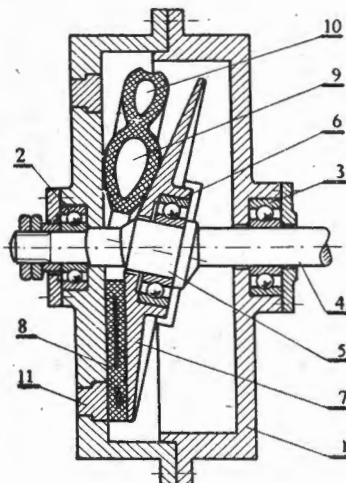


fig. 1

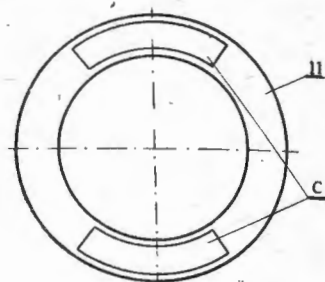


fig. 3

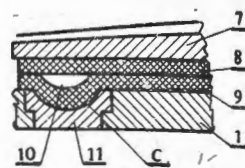


fig. 4

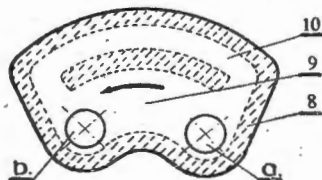


fig. 2

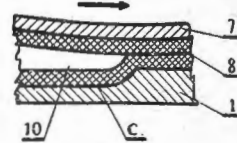


fig. 5

TL-82/61

runku zgodnym lub przeciwnym do obrotu wału 4 pompy. Pozwala to na przyspieszenie lub opóźnienie początku wtrysku oraz ilości paliwa wtryskiwanego, ponieważ zmienia się wówczas moment zaciśnięcia kanału przelewowego 10.

Patent polski nr 39882

Klasa 42 i, 10/20

### SPOSÓB POMIARU ILOŚCI CIEPŁA PRZENOSZONEGO PRZEZ CZYNNIK RUROCIĄGIEM I URZĄDZENIE DO WYKONYWANIA TEGO SPOSUBU

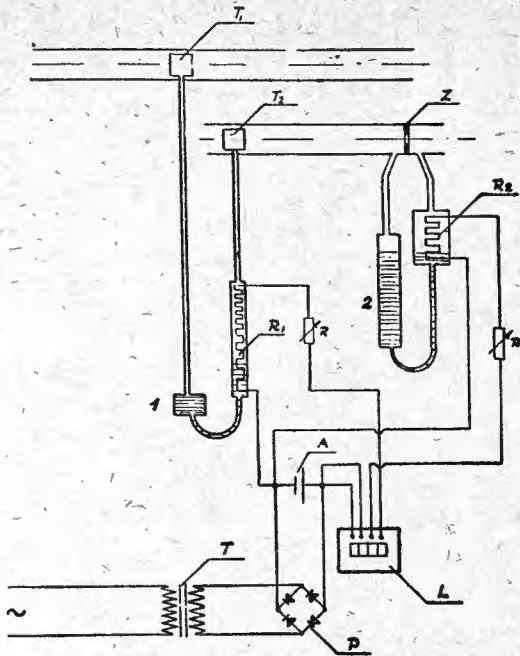
Mgr inż. Piotr Wójcik, Warszawa, Polska

Patent trwa od dnia 17 marca 1956 r.

Opublikowany dnia 5 sierpnia 1957 r.

Sposób według omawianego patentu polega na tym, że pomiar różnicy temperatur i pomiar ilości czynnika odbywa się przez zmiany oporów ( $R_1$  i  $R_2$ ), powstałych wskutek zmian czynnej długości oporów słupów rtęci i natężenie prądu w obwodzie termometru gazowego jest proporcjonalne do różnicy temperatur, a natężenie prądu w obwodzie manometru różnicowego jest proporcjonalne do ilości przepływającego czynnika. Obwody elektryczne termometru gazowego i manometru różnicowego, zasilane równolegle ze źródła prądu o stałym lub prawie stałym napięciu, podłączone odpowiednio do uzwojeń licznika elektrodynamicznego — sprawiają, że liczba obrotów tarczy licznika jest proporcjonalna do ilości ciepła.

Urządzenie omawiane składa się z różnicowego termometru gazowego z umieszczonymi w rurociągach czujnikami  $T_1$ ,  $T_2$ , połączonymi rurką ze zbiorniczkiem 1 wypełnionym rtęcią. W części rurki po stronie czujnika temperatury niższej  $T_2$  znajduje się drucik oporowy  $R_1$ , którego czynna długość jest zmieniana przez zmianę położenia menisku słupa rtęci, zależnie od różnicy temperatur. W obwód oporu  $R_1$  są włączone: opór regulacyjny  $R$ , jedno z uzwojeń licznika elektrodynamicznego  $L$  i źródło prądu stałego  $A$ . Ponadto urządzenie jest wyposażone w dyszę zwykłą lub Venturiego i manometr różnicowy 2 z rtęcią, w którym po stronie niższego ciśnienia znajduje się opór  $R_2$ , którego czynna długość jest zmieniana przez zmianę menisku słupa rtęci tak, że natężenie prądu płynącego przez ten opór jest



proporcjonalne do wydatku czynnika. W obwód oporu  $R_2$  są włączone: opór regulacyjny  $R_1$ , drugie uzwojenie licznika i źródło prądu  $A$ , doładowywane buforowo w sposób ciągły przez transformator  $T$  i prostownik  $P$  prądem z sieci.

Patent polski nr 39985

Klasa 42 i, 10/20

#### CIEPŁOMIERZ CAŁKUJĄCY

Mgr inż. Piotr Wójcik, Warszawa, Polska

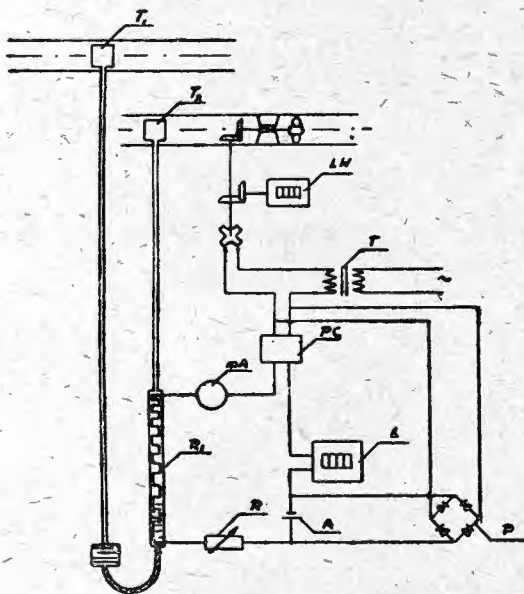
Patent trwa od dnia 17 marca 1956 r.

Patent dodatkowy do patentu nr 39882.

Opublikowany dnia 2 września 1957 r.

Ciepłomierz całkujący według omawianego patentu stanowi rozszerzenie rozwiązania omówionego powyżej patentu głównego nr 39882.

Ciepłomierz całkujący



Pomiar wydatku odbywa się za pomocą wodomierza LW, którego styki przez przełącznik czasowy PC zwierają obwód elektryczny miernika różnicy temperatur, w którym

jest opór  $R_1$  termometru gazowego, miliamperomierz  $mA$ , licznik magnetoelektryczny lub elektrolityczny  $L$ , akumulator  $A$  i opór regulacyjny  $R$ . Akumulator  $A$  jest doładowywany buforowo przez prostownik  $P$  ze stabilizatorem napięcia i transformatorem  $T$  zasilanym z sieci. Ciepłomierz może być zasilany z sieci prądu elektrycznego przez prostownik  $P$  ze stabilizatorem napięcia i transformatorem  $T$ .

Ciepłomierz działa w ten sposób, że przez odpowiednie dobranie oporu  $R_1$ , przez zmianę położenia menisku słupa rtęci tak, że natężenie prądu w obwodzie jest proporcjonalne do różnicy temperatur, częstość zaś zwarcie tego obwodu jest proporcjonalna do liczby obrotów wiatraczka wodomierza  $LW$  czyli do wydatku. Praca prądu w obwodzie lub liczba obrotów tarczy licznika magnetoelektrycznego  $L$  jest proporcjonalna do ilości ciepła, jeżeli przełącznik  $PC$  przerwie prąd w obwodzie po stałe jednakowo długim czasie od chwili powstania impulsu wywołanego przez styki wodomierza, krótsze od czasu, w którym nastąpi kolejny impuls.

Patent polski nr 40251

Klasa 8 b, 31/04

#### SPOSÓB WYTWARZANIA ŻAROODPORNEJ TKANINY METALIZOWANEJ

Kazimierz Rożek, Gliwice, Polska

Patent trwa od dnia 19 czerwca 1956 r.

Opublikowany dnia 16 listopada 1957 r.

Znane są metalizowane tkaniny żaroodporne, których jedna lub obie strony materiału są pokryte warstwą proszku aluminiowego, natryskiwanego za pomocą pistoletu lub innego urządzenia.

Według sposobu, będącego przedmiotem omawianego patentu, uzyskuje się znacznie lepsze wyniki, jeżeli tkaninę — po naniesieniu na nią w dowolny sposób sproszkowanego aluminium — poddaje się następnie walcowaniu.

Robocza odzież ochronna wykonana tym sposobem z takiej tkaniny chroni robotnika lepiej, aniżeli odzież wykonana z tkanin metalizowanych ale niewalcowanych.

Patent polski nr 40287

Klasa 12 i, 10

#### SPOSÓB WYTWARZANIA LUMINESCENCYJNIE I ANALITYCZNIE CZYSTEGO FLUORKU WAPNIOWEGO

VEB Leuchtstoffwerk Bad Liebenstein, Bad Liebenstein,

Niemiecka Republika Demokratyczna

Twórca: Emil Guthel

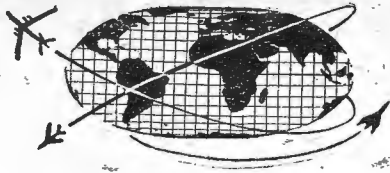
Patent trwa od dnia 8 sierpnia 1955 r.

Opublikowany dnia 5 grudnia 1957 r.

Sposób według omawianego patentu dotyczy wytwarzania fluorku wapniowego luminescencyjnie i analitycznie czystego, używanego przede wszystkim jako składnik substancji świecących halofosforanowych.

Fluoryt, służący jako materiał wyjściowy, dostępny w sprzedaży w postaci drobno zmielonego proszku z zanieczyszczeniami  $Fe$ ,  $Mn$ ,  $Co_2$  i  $SiO_2$ , jak również ze śladami  $Cu$  i  $Mg$ , wymaga praktycznie tylko usunięcia zanieczyszczeń, aby odpowiadać wymaganej analitycznej i luminescencyjnej czystości. Handlową mączkę fluorytową wysypuje się w małych ilościach, mieszając, do gorącego ( $80^\circ C$ ) 10% -ego technicznego kwasu solnego. Kwas węglowy, związany z metalami stanowiącymi zanieczyszczenie, ulatnia się, metale ciężkie zaś, znajdujące się w postaci tlenków lub węglanów, rozpuszczają się w kwasie solnym. Dwutlenek krzemu uchodzi jako czterofluorek krzemu. Po jednogodzinnym traktowaniu roztwór kwasu solnego zastępuje się świeżym roztworem. Po półgodzinnym traktowaniu tym roztworem kwasu solnego zastępuje się go destylowanym kwasem solnym przez około pół godziny, powtarzając tę czynność dopóki kwas wykazuje bodaj ślady  $Fe$ . Na koniec oczyszczony fluorek wapniowy przemycywa się gorącą wodą, zmieniając ją tak długo, dopóki woda zawierać będzie ślady jonów chloru. Wreszcie fluorek wapniowy praży się w temperaturze  $600^\circ C$  w celu usunięcia ewentualnych organicznych zanieczyszczeń, zwłaszcza kawałków drewna i temu podobnych.





# NOWOŚCI TECHNICZNE

## PIERWSZY LOT DOŚWIADCZALNEGO SAMOLOTU HANDLEY PAGE H.P.115

17 sierpnia 1961 roku odbył się pierwszy lot doświadczalnego samolotu Handley Page H.P.115. Lot trwał 31 minut. Jak już pisano w „Nowościach” samolot ma służyć do przebadania stateczności i sterowności szybkich samolotów na małych prędkościach lotu, występujących przy starcie,



podchodzeniu do lądowania i lądowaniu. Samolot jest zaopatrzone w skrzydło „delta” o małym wydłużeniu i o wyjątkowo dużym skosie krawędzi natarcia. Silnik, Bristol Siddeley „Viper” 9 o ciągu 910 kG, jest zbudowany na ogonowej części kadłuba. Rozpiętość samolotu wynosi około 6 m, długość — około 13,5 m. W. K.

## PROJEKT SZYBKIEGO ŚMIGŁOWCA

Wytwórnia Sikorsky rozpoczęła prace nad projektem szybkiego śmigłowca z pięciopłatowym wirnikiem napędzanym dwoma silnikami turbinowymi General Electric T 58. Śmigłowiec będzie mógł transportować ładunek o ciężarze 2T z prędkością maksymalną 336 km/h i z prędkością przelotową 324 km/h. Bez ładunku prędkość maksymalna ma wynosić 361 km/h, a zasięg 3860 km. Z ładunkiem 1815 kG zasięg spada do 241 km, przy prędkości przelotowej 324 km/h.



Śmigłowiec będzie miał kadłub o kształtach aerodynamicznych, chowane podwozie, osłoniętą głowicę wirnika i klasyczne usterzenie, na którym będzie umieszczone śmigło ogonowe. W. K.

## SAMOLOT Z GOLENIAMI PODWOZIA ZE SZTUCZNEGO TWORZYWA

Szwedzka wytwórnia lotnicza AB Malmoe Flyindustri zastosowała na lekkim samolocie turystycznym MFI-10 podwozie z golemi wykonanymi z żywicy poliestrowej wzmocnionej włóknem szklanym. Próby lądowania, prze-



prowadzone z tego typu podwoziem, wykazały, że sztuczne tworzywo posiada lepsze własności tłumienia uderzeń niż dotychczas stosowane amortyzatory. Przede wszystkim zmniejsza ono twarde odbicie przy lądowaniu, a kołowanie samolotu odbywa się bez wstrząsów, które mogą powodować uszkodzenia przyrządów pokładowych. W.K.

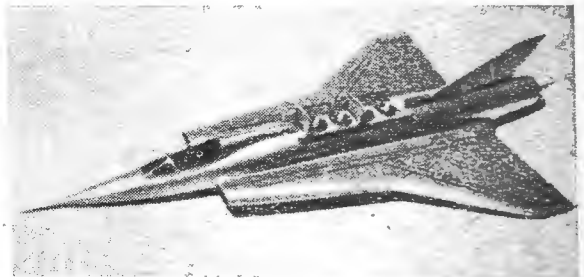
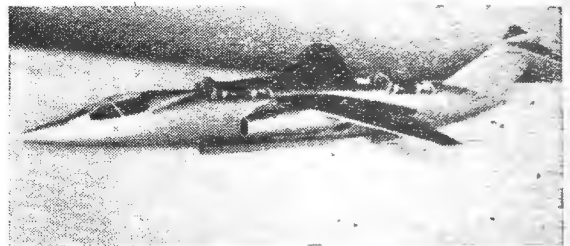
## „PODUSZKOWIEC” FIRMY VICKERS - ARMSTRONGS

Firma Vickers-Armstrongs Ltd. buduje wspólnie z firmą Hovercraft Development Ltd. „poduszkowiec” o ciężarze 10 T, który będzie mógł poruszać się nad falami o wysokości około 60 cm i nad obszarami błotnistymi. „Poduszkowiec” ma zabierać 24 pasażerów lub ładunek o ciężarze 1800 kG, a jego zasięg przy maksymalnej prędkości ma wynosić 145 km. Do napędu wentylatorów i śmigieł przewiduje się zastosowanie czterech silników turbinowych Blackburn „Turmo” o mocy 360 KM każdy. Wymiary: długość 16 m, szerokość 7,6 m, wysokość 5,4 m.

W opracowaniu znajduje się również większy pojazd o ciężarze 110 T, prędkości 130—150 km/h i wysokości unoszenia 90 cm. Długość pojazdu ma wynosić 52 m, ciężar własny 61 T, ciężar ładunku i paliwa 49 T. W. K.

## PERSPEKTYWY ROZWOJU SILNIKÓW NOŚNYCH

Na ostatniej wystawie w Farnborough, na stoisku wytwórni Rolls-Royce pokazano modele samolotów pionowego startu wyposażonych w silniki nośne. Obok samolotu transportowego z silnikami nośnymi umieszczonymi w dwóch gondolach skrzydłowych można było oglądać mode-



le samolotów szturmowych: jeden, ze skośnym skrzydłem, był zaopatrzone w cztery silniki nośne, zabudowane parami przed i za komorą bombową, i w dwa silniki napędowe umieszczone z boków kadłuba; drugi, w układzie „delta” o podwójnym skosie, miał cztery silniki nośne i dwuprzepływowy silnik napędowy. W. K.

## TURBINOWY SILNIK EJEKTOROWY

Wytwórnia silników Napier zainteresowała się nowym układem silnika turbinowego zaproponowanym przez L. G. Crampa. Układ ten polega na zastąpieniu klasycznej turbiny, napędzanej gorącymi gazami z komory spalania, turbiną powietrzną, pracującą w strumieniu powietrza, którego przepływ jest zwiększony, na zasadzie zjawiska eiekcji, przez strumień gazów uchodzących z dyszy komory spalania. Wieniec łopatkowy turbiny jest osadzony na obwodzie wieńca łopatkowego sprężarki i pracuje w zewnętrznym kanale silnika. Podobnie jak w zwykłym tur-

binowym silniku odrzutowym, tak i w silniku ejektorowym część energii gazów opuszczających komorę spalania jest wykorzystywana do napędu turbiny, ponieważ jednak odbywa się to z większymi stratami niż w klasycznym silniku, sprawność obiegu musi być niższa.

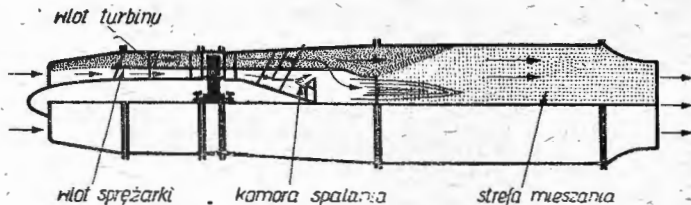
Zalety nowego układu silnika:

1) gazów spalinowych nie trzeba „rozcieńczać” zimnym powietrzem, ponieważ turbina nie pracuje w strumieniu gorących gazów;

2) zmniejszenie długości silnika;

3) wyeliminowanie ciężkiego wału zespołu wirującego;

4) długość płomienia w komorze spalania nie ma znaczenia, ponieważ nie wpływa ona, jak to ma miejsce w zwykłych silnikach turbinowych, na długość silnika.



Przeprowadzone przez firmę Napier wstępne obliczenia wykazały, że zakres stosowania silnika ejektorowego byłby ograniczony ze względów ekonomicznych oraz że w warunkach statycznych moc turbiny nie wystarczałaby do napędu sprężarki, w związku z czym istniałaby konieczność połączenia silnika ejektorowego z pomocniczym silnikiem rakietowym. Przy przydźwiękowych prędkościach lotu turbinowy silnik ejektorowy miałby osiągać porównywalne z osiągnięciami silnika strumieniowego.

W. K.

#### MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO ROCKETDYNE F-1

Zespół napędowy Rocketdyne F-1, składający się z ośmiu silników H-1, stanowi obecnie pierwszy stopień rakiety „Saturn” i ma ciężar 680 000 kg; jako drugi stopień służy sześć silników Pratt and Whitney RL-10-A3 z wodorem jako paliwem i o ciągu łącznym 40 700 kg. Rakieta ta ma wynieść na orbitę okołoziemską trzyosobowy pojemnik „Apollo”, którego czas lotu ma wynosić dwa tygodnie.

Rakieta „Saturn”, zdolna do umieszczenia statku „Apollo” na orbicie obejmującej swym zasięgiem księżyc, miałaby pierwszy stopień wyposażony w dwa zespoły napędowe F-1, drugi stopień — w cztery silniki Rocketdyne J-2 (silniki na wodór) i trzeci stopień — w sześć silników RL-10-A3. Za pomocą tej rakiety będzie można wyrzucić na księżyc ciężar 13 600 kg.

Rozważa się również możliwość zastosowania ośmiu zespołów F-1 (łączy ciężar 5 450 000 kg) jako pierwszego stopnia rakiety „Nova”. Drugi stopień stanowiłyby dwa zespoły F-1 (ciężar 1 360 000 kg), a trzeci stopień — cztery silniki J-2 (ciężar 363 000 kg). Rakieta ta będzie mogła wynieść ciężar 160 000 kg na orbitę okołoziemską lub nadać ciężarowi 50 000 kg prędkość ucieczki.

W. K.

#### URZĄDZENIA DO KATAPULTOWANIA PILOTA PRZY DUŻYCH PRĘDKOŚCIACH LOTU

Przy dużych naddźwiękowych prędkościach lotu nie wystarczają zwykle wyrzucane fotele z uchwytami na ramiona i nogi pilota i staje się konieczne katapultowanie pilota w pojemniku. Firma Lockheed otrzymała zamówienie na opracowanie pojemnika, który mógłby być stosowany na wysokości 30 000 m i przy prędkości lotu odpowiadającej  $Ma=4$ . Zlecenie obejmuje wykonanie pięciu modeli aerodynamicznych o naturalnych wymiarach oraz sań rakietowych, na których będzie można przeprowadzić próby pojemników.

Projekt przewiduje następujący cykl katapultowania: najpierw wysuwają się z pojemnika trzy stateczniki w kształcie klinów, następnie pojemnik zostaje wyrzucony za pomocą ładunku o czasie spalania 0,5 sek; na wysokości 4500 m otwiera się spadochron, który sprowadza pojemnik na ziemię.

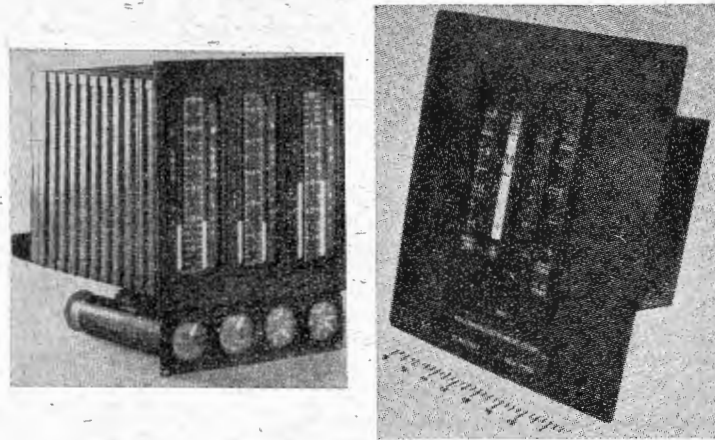
Pojemnik będzie wykonany w przeważnej części z tytanu i ma znaleźć zastosowanie w latach 1965—68.

W. K.

#### WSKAŹNIKI POKŁADOWE Z PIONOWYMI SKALAMI

Liczne amerykańskie rozwiązania wskaźników pokładowych pozwalają przypuszczać, że konwencjonalne tablice

pokładowe ulegną wkrótce znacznym przemianom. Chodzi mianowicie o zastąpienie wskaźników okrągłych wskaźnikami z podłużnymi, pionowymi skalami. Tego rodzaju wskaźniki zastosowano już na samolotach Republic F-105, Convair F-106 i Grumman A2F-1 „Intruder”. Do samolotu „Intruder” wytwórnia General Electric wyprodukowała zwarty zespół wskaźników do kontroli pracy obu silników. Na trzech pionowych skalach (zdjęcie górne) odczytuje się dla obu silników prędkość obrotową, temperaturę gazów



wylotowych i wydatek paliwa. Ciśnienie oleju i spręż pokazują, oddzielnie dla każdego silnika, okrągłe wskaźniki umieszczone pod wskaźnikami pionowymi.

Firma Kollsman Instrument Corporation zbudowała podobny zespół wskaźników (zdjęcie dolne) przedstawiających liczbę Macha lotu, kąt natarcia, przyspieszenie, prędkość wznoszenia i wysokość lotu.

Główną zaletą opisanych wskaźników jest możliwość szybkiego, bezbłędnego odczytania i porównania wskaźników.

W. K.

#### KOMORA DO BADAŃ AKUSTYCZNYCH

Wytwórnia North American Aviation zbudowała w Los Angeles komorę do badań akustycznych, która umożliwia poddawanie próbek materiału dźwiękom o natężeniu 170 db (odpowiada to natężeniu hałasu wytwarzanego przez 54 000 pięciolampowych odbiorników radiowych pracujących na pełnej mocy). Hałas w komorze jest tak duży, że wytworzone przez niego ciepło może zapalić materiał izolacyjny z włókna szklanego. Dzięki dobrej izolacji dźwiękowej na zewnątrz laboratorium słychać tylko lekki szmer. W laboratorium można badać próbki o wymiarach  $180 \times 760$  cm, przy czym natężenie hałasu można zmieniać od zera do 170 db, częstość — od 50 do 10 000 c/sec, temperatura — od  $-73$  do  $650$  °C. Można przeprowadzać badania akustyczne, zmęczeniowe i próby na drgania. Komora została zbudowana w celu umożliwienia prób elementów konstrukcyjnych naddźwiękowego bombowca strategicznego B-70 „Valkyrie”, ale ma również służyć do badań przyszłych statków kosmicznych.

W. K.

#### ULTRAWYTRZYMAŁE MATERIAŁY

Firma General Electric pracuje nad materiałami, których wytrzymałość w wysokich temperaturach przekracza trzy — do czterokrotnie wytrzymałość dotychczas znanych stopów o dużej wytrzymałości. Chodzi tu między innymi o połączenie aluminium z wiskerami korundu (wiskery są to pojedyncze kryształy w kształcie włókien), a celem jest uzyskanie stosunku wytrzymałości na rozciąganie do ciężaru właściwego 15 230 m w temperaturze  $1090$  °C. Wiskery otrzymuje się przez wygrzewanie czystego aluminium w temperaturze  $1200-1650$  °C w atmosferze wodoru i pary wodnej, przy czym aluminium wyparowuje i utlenia się. Tlenek aluminium (korund) osadza się w postaci pojedynczych kryształów — wiskerów. Są one wyjątkowo wytrzymałe na rozciąganie. Wiskery sortuje się następnie według gatunku i wielkości i łączy z aluminium. Łączenie może odbywać się albo przez zalewanie stopionym metalem, albo przez spiekanie ze sproszkowanym aluminium.

W przyszłości firma ma przeprowadzić podobne próby również ze stalą i stopami żaroodpornymi.

W. K.



# KRONIKA

## XVII/XXX Jubileuszowy Walny Zjazd Delegatów SIMP



Jubileusz XXX Zjazdu SIMP zbiegł się z 50-leciem powstania Koła Mechaników w Stow. Techników Polskich i 35-leciem istnienia SIMP. Było to wielkie święto październikowe naszego Stowarzyszenia. Jubileusz ten 245 delegatów oddziałów i kół SIMP uczciło trzydniową pracą, uwieńczoną ważnymi uchwałami końcowymi.

Jubileuszowy Walny Zjazd odbywał się pod protektoratem wicepremiera P. Jaroszewicza oraz szeregu osobistości reprezentujących Rząd, Partię, Naukę i Wojsko Polskie.

Ciężar gatunkowy Zjazdu podkreślała obecność 3 ministrów oraz kierownika Wyd. Ekonomicznego KC PZPR. Przybyły też delegacje stowarzyszeń inżynierskich ze Związku Radzieckiego, NRD, Węgier, Jugosławii i W. Brytanii.

Pierwszy dzień obrad rozpoczął minister Przemysłu Ciężkiego inż. Fr. Waniółka, wygłaszając referat na temat perspektywicznego rozwoju przemysłu budowy maszyn do 1980 r. Zadania, które postawi przed mechanikami nadchodzące 20-lecie, są olbrzymie. Wymienimy kilka liczb z krzywej wzrostu, która postawi Polskę obok najbardziej uprzemysłowionych krajów świata (Czechosłowacja, NRF, Francja).

Sześciokrotnie wzrośnie produkcja energii elektrycznej, 3,5 raza — stali surowej.

Produkcja przemysłu maszynowego i elektroniczno-elektrycznego zwiększy się 7,5 raza, zaś eksport przemysłu maszynowego 2 razy. Produkcja maszyn rolniczych wzrośnie 4-, a ciągników 10-krotnie (dojdziemy tu od liczby 318 ha/ciągnik, do wskaźnika światowego 36 ha/ciąg.). Rozwinie się nowe asortymenty maszyn i urządzeń, eliminujące ciężką pracę człowieka; stworzy obrabiarki specjalne wieloczynnościowe i liczne linie automatyczne. Szeroko rozwijać się będzie wymiana usług w ramach RWPG.

Plan 5-letni musi stanowić okres przygotowania i studiów. Węzłowym zagadnieniem jest niezbędny wzrost kadry inż.-technicznej. Simpówców musi cechować wysoki poziom fachowy, przedsiębiorczość i pęd do przyswajania nowości.

Min. Lechowicz, jako przedstawiciel Komitetu Drobnej Wytwórczości, wskazał na wielką rolę SIMP przy planowanej w pięcioleciu dynamice wzrostu produkcji metalowej od 8 do 12 miliardów zł rocznie, która ma być realizowana jedynie przy 7% wzroście zatrudnienia.

Z 50-letnią pracą społeczną mechaników polskich i roli SIMP w rozwoju przemysłu zapoznał zebranych prof. Brach. Stowarzyszenie od 37 członków w 1926 r. i 1170 — w 1938 r., doszło obecnie do 23 614 osób. Właśnie technikom zawdzięcza się, że 9-krotny wzrost produkcji ubiegłego 10-lecia uzyskano przy 3-krotnym zwiększeniu zatrudnienia.

Symbolem docenienia społecznej roli simpówców było przemówienie przedstawiciela Zw. Zaw. Metalowców w imieniu 1/2 miliona zrzeszonych pracowników przemysłu maszynowo-elektrycznego.

Nadszedł uroczysty moment wręczenia nagród SIMP za postęp techniczny oraz honorowych odznak NOT i SIMP, po czym pierwszy dzień Zjazdu zakończyło przemówienie prezesa NOT, min. Rumińskiego.

Podkreślił on zasługi naszego Stowarzyszenia, przede wszystkim w zakresie szkolenia: 112 kursów zorganizowanych w 1960 r. — to jest wielkie osiągnięcie.

W drugim dniu Zjazdu przewodniczący Zarządu Głównego, prof. Brach, zapoznał delegatów z osiągnięciami SIMP w czasie 1,5-roczonej kadencji Zarządu. Już wzrost liczebności członków jest imponujący: dla inżynierów wyniósł 40% — do 9239, dla techników 33% — do 11 816 osób. Ogółem przybyło 5890 członków! Liczebność ta stawia SIMP na pierwszym miejscu wśród stowarzyszeń zrzeszonych w NOT. Jest ona dowodem nie tylko sprawności organizacyjnej Stowarzyszenia i jego żywotności, ale przede wszystkim dowodem oceny celowości jego pracy i korzyści, jakie daje swym członkom. W tymże czasie ilość członków zbiorowych wzrosła do 285. Z różnorodnych form pracy stowarzyszeniowej należy na pierwszym miejscu postawić prace w kierunku podnoszenia kwalifikacji zawodowych. Gdy do 112 wymienionych kursów doda się zorganizowanie w 1960 r. 10 konferencji, 26 narad i 1324 odczyty z 54 450 słuchaczami — to widać jak szeroki zasięg fachowy i ilościowy objęła działalność SIMP. Praca jest prowadzona przez 33 oddziały terenowe i 788 kół zakładowych oraz 20 sekcji. W działalności swej Stowarzyszenie posiada pełne poparcie Rządu i Partii, czemu dała wyraz uchwała Rady Ministrów nr 58/61. Sygnalizuje się coraz ściślejszą współpracę kół SIMP z administracją państwową, przemysłową i gospodarczą oraz Zw. Zawodowcami i organizacjami partyjnymi.

Po sprawozdaniach Komisji Rewizyjnej i Sądu Koleżeńskiego odbyła się dyskusja, 30 mówców poruszyło szereg problemowych zagadnień, które znalazły później oddźwięk w uchwałach i wnioskach. Wiele dyskutowano o szkoleniu i kadrach. Szkolenie SIMP tylko w 24% objęło kursy inżynierskie, reszta dotyczyła kursów przygotowawczych na politechnikę wzgl. rzemieślniczych. Jednak uczenie nie są w możliwości prowadzić te kursy. Za 7—10 lat przewiduje się deficyt 20 tys. inżynierów, a dziś stan jest taki, że np. w Gdańsku na 25 katedrach brak jest profesorów. Niedobrze również przedstawia się dziedzina prac badawczych, które zresztą porzucane są przez źle uposażonych naukowców. W przemyśle brak technologów. Analiza przeprowadzona w Czechosłowacji wykazała, że na 100 robotników jest obecnie 6 konstruktorów i 3 technologów (w tym tylko 2 pracowników koncepcyjnych), przy czym stosunek pierwszy do drugich wynosi 2:1. Założenia CSRS na koniec planu 5-letniego przewidują podwojenie tych liczb. Wyniki akcji odczytywanej nie są wielkie, gdyż wypadła 0,2 odczytu na Koło w roku. Czytelnictwo pracy technicznej przedstawia się kompromitująco: wielkie zakłady abonują jeden egzemplarz periodyka!

Czasopismo „Technika Lotnicza” — spośród 10 simpowskich — ma najmniejszy nakład 950 egz. (w prenumeracie ulgowej 108, w zagranicznej — 150 egz.), dopłata wynosiła 200 tys. zł rocznie. Niektóre branże, np. chłodnictwo — nie mogą uzyskać swego organu z powodu braku papieru.

Dokończenie dyskusji i udzielenie absolutorium dla Zarządu Głównego — przypadły już na trzeci dzień obrad.

Punkt porządku dziennego dotyczący zmian Statutu SIMP obudził duże zainteresowanie delegatów z uwagi na nader podstawowe nowelizacje. § 10 uzupełniono tekstem, ustalającym, że członkami zwykłymi SIMP mogą zostać „osoby, posiadające uznanie w kraju dyplomy... a których praca jest związana z realizacją celów i działalności Stowarzyszenia”. Sformułowanie to ma w szczególności duże znaczenie dla Sekcji Lotniczej, gdyż obecnie simpowcami mogą być pracownicy innych branż, związanych z lotnictwem jak: elektrycy, chemicy, ekonomiści itp.

§ 34 przewiduje obecnie, że walne zjazdy delegatów odbywać się będą nie co roku, lecz co dwa lata. Ponadto powiększono ilość członków Zarządu do 15. Zmiany te uchwalono jednogłośnie.

Oklaskami powitano wnioski o przyjęcie na członków honorowych profesorów: I. Bracha z Oddz. Warszawskiego i Z. Ciechanowskiego z Oddz. Krakowskiego.

Na przewodniczącego Zarządu Głównego wybrano prof. dr. Zb. Muszyńskiego; w skład Zarządu weszli m.in. min. Waniółka, pos. Jabłkiewicz, płk Sułkowski. Wśród delegatów do Rady Głównej NOT widnieją nazwiska profesorów: Bracha, Bukowskiego, Tymowskiego.

Na koniec przyjęto uchwały i wnioski. Wśród nich ważniejsze są następujące:

1. Udoskonalenie istniejącej technologii powinno stanowić podstawowe zadanie w zakresie postępu technicznego.
2. Instrukcjami technologicznymi należy objąć metodykę i operacje kontrolne.
3. Należy rozszerzyć udział przeróbki plastycznej, postulując równocześnie stworzenie niezbędnej bazy produkcyjnej.
4. Obowiązkiem kół SIMP jest czuwanie nad realizacją zobowiązań kooperacyjnych, bowiem ten kierunek działalności zakładów ma zasadniczy wpływ na wykonanie państwowych planów gospodarczych.
5. Należy uintensywnić prace normalizacyjno-typizacyjne, gdyż mają one podstawowe znaczenie dla przemysłu. W szczególności należy przyspieszyć normalizację w dziedzinie tworzyw sztucznych.
6. Zachowując dotychczasową działalność SIMP w zakresie szkolenia zawodowego, należy organizować specjalistyczne doszkaltanie inżynierów i techników.
7. Postuluje się zwrócić uwagę MPC na konieczność zwiększenia w resorcie specjalizacji zakładów w celu zaopatrywania rynku w normalia, narzędzia i części zamienne.
8. Należy przyspieszyć prace w zakresie uporządkowania zawrotnictwa branżowego.
9. Inżynierskie studia zawodowe należy uzupełnić wykładami z organizacji, socjologii i psychologii pracy.
10. Komitet Współpracy z Zagranicą powinien popierać i realizować możliwości przynależenia członków SIMP do Międzynarodowych Stowarz. Specjalistycznych.
11. Dla stworzenia zachęty w opanowaniu języków obcych należy przyznać odpowiednie dodatki do uposażenia.
12. Zarząd Główny SIMP wyłoni zespół roboczy dla opracowania regulaminów działalności wszystkich ogniw Stowarzyszenia.

Z.

## ERRATA

W artykule mgr inż. Rajperta „Hałas wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania” (zesz. 11/61) w podpisie pod rys. 1 oraz na str. 277, szpalta lewa, 10 wierszod góry, powołano się na samolot Boeing 707. Rysunek tego samolotu będzie zamieszczony jako rys. 20 w następnym artykule tegoż Autora pt. „Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców”.

# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚROBEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XII

WARSZAWA, STYCZEŃ 1962 r.

ZESZYT 1

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

## HYDROAEROMECHANIKA

1\* 531.787.621.317.39.629.135 ILot

Perry M. A.: Measuring pressure fluctuations in flight. Pomiar w locie zmienności ciśnień. Brit. Comm. a. Electronics, 1961, t. 8, nr 4 s. 266—270, rys. 7, ods. 3.

Cienkie skrzydła samolotów wojskowych i szybkich naddźwiękowych samolotów komunikacyjnych często doznają oddzielenia laminarnej warstwy przyściennej przy krawędzi natarcia, co w pewnych okolicznościach powoduje trzępotanie i drgania skrzydła. Artykuł opisuje technikę pomiarową zastosowaną dla wyznaczenia wzbudzonych naprężeń i ich analizy.

R. Witkowski

2\* 629.135.423.073:533.6.013.415 ILot

Langdon G. F., Neale M. C.: An analysis of the lateral-directional stability and control of the single-rotor helicopter. Analiza stateczności kierunkowo-bocznej i sterowności śmigłowca jednowirnikowego. ARC Rep. a. Mam., nr 3149, 1960 (maj 1958), s. 29, rys. 19, ods. 11.

Teoretyczne rozważania na temat stateczności bocznej i kierunkowej typowego jednowirnikowego układu śmigłowca i porównanie otrzymanych wyników z wynikami prób w locie. Przy układaniu równań ruchu przyjęto założenie małych zakłóceń, co pozwoliło na zastosowanie równań liniowych. Część pracy poświęconą jest metodzie obliczania pochodnych aerodynamicznych, niezbędnych dla analizy stateczności. Rozpatrzono reakcję śmigłowca na zakłócenia zewnętrzne, ruchy sterownicze i zmiany pewnych parametrów, jak np.: wysokości. Wynikiem analizy jest stwierdzenie trzech postaci ruchu: dwóch aperiodycznych i jednego ruchu drgającego.

R. Witkowski

3\* 533.69.042:533.6.013.422 ILot

Molyneux W. G.: Wind tunnel flutter tests on an M-plan-from wing. Doświadczenia tunelowe nad flatterem skrzydła o obrysie M. ARC Cur. Pap., nr 509, 1960, (grudz. 1958), s. 21, rys. 13, ods. 2.

Wykonano doświadczenia w tunelu o małej prędkości z otwartą przestrzenią pomiarową dla otrzymania skutków zmiany parametrów bezwładności gondoli w zagięciu skrzydła na flatter o obrysie M. Wyniki wskazują, że dla szczególnego skrzydła badanego masa gondoli może być dopuszczalna aż do 0,8 wartości dla skrzydła (gondola w zagięciu), bez wyraźnego wpływu na flatter oraz, że w ogólności korzystniejsze jest raczej tylne położenie środka ciężkości gondoli. Niższe prędkości flatteru związane są ze symetrycznymi stopniami swobody kadłuba.

J. Niko

4\* 533.665 ILot

Forster C. A., Southgate A. C.: The difference function approach to the overall aerodynamics of guided missiles. Zastosowanie metody funkcji różnicowej w zagadnieniach aerodynamiki pocisków sterowanych. J. Royal Aeronaut. Soc., grudz. 1960, t. 64, nr 600, s. 753—753, rys. 12, ods. 1.

Wyznaczenie sił i momentów aerodynamicznych, działających na pocisk sterowany kombinowanymi wychyleniami powierzchni sterowych, wymaga przeprowadzenia badań tunelowych pocisku przy bardzo dużej ilości kombinacji wychyleń sterów. Metoda funkcji różnicowej, znajdująca zastosowanie w pociskach o układzie całkowicie symetrycznym (krzyżowym) pozwala znacznie zmniejszyć ilość dmuchań, sprządzając badania do pomiaru sił i momentów na pocisku wyposażonym tylko w dwie powierzchnie sterowe. Metoda funkcji różnicowej opiera się na założeniu, że efekt dowolnej kombinacji wychyleń powierzchni sterowych można uzyskać przez superpozycję efektów wychyleń poszczególnych sterów, przy czym efekt wychylenia pojedynczego steru jest sumą efektu bezpośredniego i interferencji na 2 powierzchniach przyległych (leżących w płaszczyźnie prostopadłej).

J. Sandauer

## ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

5\* 629.13.012:539.4 ILot

Ustałość samolotowych konstrukcji. Zmęczenie konstrukcji samolotów. Moskwa, 1961, D, s. 500, rys. 294, tabl. 38, ods. 305. Tłum. z ang. „Fatigue aircraft structures” Edited by A. M. Freudenthal New York, 1956.

Zbiór artykułów poświęconych teoretycznym i doświadczalnym badaniom wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji lotniczych i wyznaczania dopuszczalnego okresu eksploatacji samolotów różnego przeznaczenia. Szczególną uwagę zwrócono na zagadnienie projektowania i badania konstrukcji, w których uszkodzenia zmęczeniowe rozszerzają się powoli i nie doprowadzają ich do katastrofального zniszczenia w locie.

R. S.

6\* 629.136.3:623.417.534.1 ILot

Cox H. L.: Vibration of missiles. Drgania pocisków (raketowych). Aircraft Engineering, styczeń 1961, t. 33, nr 383, s. 2—7, rys. 2, tabl. 1.

W pracy rozpatrzono zagadnienie drgań pocisku w czasie lotu z przyspieszeniem. Rozpatrzono przypadek swobodnych drgań giętych oraz przypadek wymuszonych siłą harmoniczną drgań giętych. Zapis macierzowy w sposób prosty pozwala uwzględnić zmianę osiowych sił bezwładności wzdłuż pocisku, zmianę sztywności i własności materiałowych powłoki, zmianę masy pocisku, zmianę momentu bezwładności pocisku, zmienność sztywności na ścinanie oraz zmienność rozkładu sił wzbudzących drgania.

Z. Łapiński

7\* 629.13.012:539.433 ILot

Yi-Yuan Yu. Simplified vibration analysis of elastic sandwich plates. Uproszczona analiza drgań sprężystych płyt przekładkowych. J. Aerospace Science, grudzień 1960, t. 27, nr 12, s. 894—900, tabl. 1, ods. 6.

W pracy przedstawiono układ równań różniczkowych, przy pomocy których możemy opisać drgania gięte płyty przekładkowych. Przyjęto, że napięcia w kierunku normalnym od powierzchni płyty mają wartość stałą dla całej grubości płyty oraz że odkształcenia w płaszczyźnie płyty zmieniają się liniowo z grubością płyty. Takie przyjęcie odkształceń umożliwiło uwzględnienie wpływu ścinania w wypełniaczu i pokryciach na częstość drgań własnych. Przedstawiona teoria ma zastosowanie dla bardzo szerokiego zakresu częstości — co jest bardzo ważną zaletą, ale daje za to równania różniczkowe bardzo wysokiego rzędu.

Z. Łapiński

8\* 621—253.5:621.515:539.433 ILot

Armstrong E. K., Stevenson M. A.: Some practical aspects of compressor blade vibration. Niektóre zagadnienia drgań łopatek sprężarki. J. of the Royal Remant. Soc., marzec 1960, t. 64, nr 591, s. 117—139, rys. 18, tabl. 2, ods. 6.

W pracy przedstawiono zależność, na podstawie której można obliczyć maksymalne naprężenie w zamocowaniu łopatki dla podstawowej postaci drgań giętych. Dokonano przeglądu wielkości dopuszczalnych naprężeń od drgań dla łopatek wykonanych z duralu, stali, stopu tytanowego oraz z laminatów z włóknem szklanym. Rozpatrzono i przeanalizowano źródła wzbudzenia drgań w wielostopniowych sprężarkach lotniczych. Wyniki powyższych rozważań i badań zestawiono w tabelach, graficzny przebieg własności przedstawiono na wykresach.

Z. Łapiński

## HAŁAS

9\* 534.83:629.135 ILot

Dyer I., Franken P. A., Ungar E. E.: Noise environments of flight vehicles. Lokalizacja hałasu wywołanego przez statki latające. Noise Control, 1960, t. 6, nr 1, s. 31—40, 51, rys. 12, poz. bibl. 32.

Podano informacje na temat zasadniczych źródeł drgań akustycznych i ich lokalizacji w przypadku lotu ciał w atmosferze. Źródłami tymi są: wpływ strumienia z dyszy silnika, wir turbulenty za tępo zakończonym ciałem, fale uderzeniowe przed ciałem, fale uderzeniowe wywołane krzywizną ścian oraz turbulenta warstwa przyścienne. Podano szacunkowe wartości natężenia drgań akustycznych w wymienionych przypadkach. Omówiono ogólnie stan wiedzy i perspektywy badań na temat zagadnienia.

A. Kowalewicz

## AERODYNY

10\* 629.135.423 ILot

Sibley J. D., Jones C. H.: Some design aspects of tandem rotor helicopters. Pewne aspekty konstrukcyjne śmigłowców układu podłużnego. J. Helicopter Ass. of Great Britain, paźdz. 1959, t. 13, nr 5, s. 225—261, rys. 28, ods. 4.

Dwuczęściowe rozważania na temat zagadnień aerodynamicznych, jakie wyłaniają się przy opracowaniu śmigłowców układu posobnego (tandem). Praca oparta jest na doświadczeniach angielskiej formy Bristol Aircraft Ltd. Omówione są sprawy: osiągow, stateczności, perspektyw rozwojowych, wytrzymałości układów przenoszących moc, rezonansu przyziemnego o tzw. integracji układu sterowania i wirnika. Autorzy dochodzą do wniosku, że nie da się osiągnąć wzrostu prędkości lotu śmigłowców transportowych bez intensywnych studiów i wprowadzenia radykalnych zmian do dzisiejszych form konstrukcyjnych.

R. Witkowski

11\* 629.138.4 ILot

Supersonic transport aircraft. Naddźwiękowe samoloty transportowe. J. Royal Aeronaut. Soc., luty 1961, t. 65, nr 602, s. 75—110, rys. 27, tabl. 9, ods. 3.

Rozważono całokształt zagadnień aerodynamicznych, konstrukcyjnych i napędowych, związanych z projektami naddźwiękowych samolotów transportowych.



12\* 629.13.014.3:629.135.9 ILot  
 Guenne P.: Les trompes, ou l'aile-trompe appliquées an decollage court. „Ejektory“ zastosowane do samolotów krótkiego startu. *Technique et Scien., Aeron., 1960, nr 6, s. 391-396, rys. 13.*  
 Krótki start (na przykład na dystansie 150 metrów) samolotu szybkiego wymaga stosunku ciągu do ciężaru bliskiego 1; dla startu pionowego stosunek ten winien przekraczać 1,2. Aby uniknąć obciążenia samolotu specjalnymi silnikami nośnymi, można starać się wzmocnić chwilowo ciąg silnika napędu normalnego, który byłby zatem zdolny do spełnienia dwóch funkcji, mianowicie napędu i zawisu. Są to urządzenia oparte na zasadzie ejektorów, typu Bertina, które pozwalają uzyskać z silnika ciąg chwilowo wzmocniony podczas startu i lądowania oraz jednocześnie odchyłony o około 90° (w stosunku do poziomu). J. Nikol

### PRZYRZĄDY POKŁADOWE

13\* 629.13.054.6 ILot  
 Klass P. J.: Cryogenic gyro cuts random drift rate. Kriogeniczny giroskop eliminuje błąd zejścia osi. *Aviation Week, 1960, t. 72, nr 5, s. 72-74, rys. 3.*  
 Dzięki wykorzystaniu zjawiska superprzewodności niektórych metali w temperaturach bliskich absolutnemu zeru, firma General Electric opracowała nowy rodzaj elektromagnetycznego zawieszania wirnika giroskopu. Opisano nową koncepcję w zastosowaniu do trzyosiowego giroskopu o ograniczonych pochylniach. Osiągnięto ograniczenie prędkości zejścia osi głównej do wartości 0,0001 stopnia na godz. J. Morawski

14\* 629.13.05 ILot  
 Kinlay W. H.: The information to be displayed on an automatic system in the air. Informacje dostarczane przez automatyczne układy pilotażowo-nawigacyjne. *J. Inst. Navig. 1960, t. 13, nr 1, s. 22-39, rys. 5, poz. bibl. 7.*  
 Rozważania dotyczą zamkniętych układów pilotażowo-nawigacyjnych, w których skład wchodzi urządzenie pokładowe, jak i naziemne. Uwzględniono również czynnik ludzki (pilot-nawigator) jako element przenoszenia informacji. Przedstawiono różne systemy urządzeń i metod z punktu widzenia odciążenia załogi i bezpieczeństwa lotu. J. Morawski

15\* 629.13.05 ILot  
 Wikkenhauser G.: A roller map equipment. Przesuwane mapy taśmowe. *J. Inst. Navig., 1960, t. 13, nr 1, s. 98-105, rys. 4.*  
 Wyposażenie w przesuwane mapy taśmowe ułatwi pilotowi określanie położenia samolotu. Prędkość przesuwu mapy utrzymywana jest synchronicznie z prędkością samolotu względem ziemi, przy czym informacja o tej prędkości otrzymywana jest z dopplerowskiego nawigatora. Opisano dwa modele urządzeń do przesuwania mapy. J. Morawski

### ANTENY

16\* 621.396.676 ILot  
 Scharfman W. E., Morita T.: Power-handling capability of antennas at high altitude. Zdolność zachowania mocy anten na dużych wysokościach. *IRE Internat. Conven. Record., 1960, t. 8, cz. 1, s. 103-114, rys. 15, poz. bibl. 9.*  
 Czynniki, wpływające na wielkość mocy wypromieniowanej przez anteny, znajdujące się na dużej wysokości. Wyjaśniono teoretycznie zjawiska występujące przy przebiciach i podano wyniki doświadczeń prowadzonych na różnych typach anten oraz metody poprawiające zachowanie mocy na dużych wysokościach. Praca dotyczy anten pracujących w pasmach b.w.cz. — u.w.cz. i w zakresie mikrofalowym. K. Kunachowicz

17\* 621.396.676:629.13.018 ILot  
 Leopard G. W.: The flight evaluation of aircraft antenna. Badania anten samolotowych w locie. *IRE Trans. Anten Propagat. 1960, r. AP-8, nr 2, s. 158-166, rys. 20, poz. bibl. 12.*  
 Badanie anten radiokomunikacyjnych i radionawigacyjnych, instalowanych na nowych wzorach samolotów. Wyniki badań w locie porównano z wynikami otrzymanymi przy badaniach modelowych. Rozważania dotyczą anten pracujących na częstotliwościach powyżej 50 MHz. K. Kunachowicz

### MATERIAŁY, WŁASNOŚCI I BADANIA

18\* 662.75 ILot  
 Tlepfizyckeskie svojstwa niekotorych awiacionnych topliw w židkom i gazoobraznom sostajanji. Sbornik statiej pod ried. N.

B. Wagratika. Ciepne własności fizyczne paliw lotniczych w stanie ciekłym i gazowym. Zbiór art. pod red. N. B. Wagratika. *Trudy Mosk. Awiac. Inst. Nr 132, 1961, s. 164, rys. 72, tabl. 83, ods. 73.*

Przytoczono wyniki badań pojemności cieplnej, przewodności cieplnej, gęstości, lepkości, napięcia powierzchniowego i sprężystości par nasyconych oraz ciepła parowania paliw lotniczych w fazie ciekłej i gazowej w szerokim przedziale temperatur. Przytoczono również wyniki badań dyfuzji mieszaniny par niektórych paliw i powietrza w wysokich temperaturach. R. S.

19\* 669.018.45 : 544 ILot  
 Jurczak K., Biłobran S., Jabłońska E., Mizera A., Wierzbicka W.: Metody analizy stopów żarowytrzymałych na osnowie kobaltowej. Warszawa, 1961, Instytut Lotnictwa, D, s. 68, rys. 4, tabl. 30, ods. 20.

Jodometryczna metoda oznaczania kobaltu. Ocena ogólnego odchylenia standardowego i wariacji na podstawie wyników uzyskanych z oznaczania kobaltu we wszystkich próbach stopowych. Potencjometryczna metoda oznaczania chromu. Metoda wagowa i kalorymetryczna oznaczania niklu z dwumetyloglioksymem. Kolorymetryczna metoda oznaczania molibdenu z rodankiem potasu i chlorkiem cynowym. Ocena dokładności i precyzji metod oznaczania chromu, niklu i molibdenu na podstawie wyników analizy syntetycznych wzorców roztworowych oraz prób stopowych.

### WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

20\* 539.4.016:621.923 ILot  
 Podziej A. W.: Isledowanie ostatecznych napriazhenij w dietalach podwierzgnutych szlifowaniu. Badania naprężeń w częściach poddanych szlifowaniu. *Trudy M.A.T.I. nr 129, Isledowanje fiziko-mechaniceskich i ekspluatacionnych svojstw dietalej posle obrabotki. 1960, s. 112-141, rys. 17, ods. 13.*

Autor rozpatruje mechanizm tworzenia się naprężeń: po szlifowaniu — rozciągających i po polerowaniu — ścisających. Rozważania prowadzone na drodze analizy matematycznej w oparciu o model doświadczalny z określonymi warunkami brzegowymi. Rozważania te doprowadziły do określenia wpływu poszczególnych parametrów obróbki na stan i wielkość naprężeń podpowierzchniowych. Według wyprowadzonych zależności, można określić na drodze analitycznej krzywą rozkładu naprężeń wraz z głębokością warstwy o naprężeniach przekraczających granice plastyczności. A. Gołędzinowski

21\* 629.13.002:621.753.39:621.774.03 ILot  
 Optical spar-viewer. Przyrząd optyczny do kontroli dźwigarów. *Aircraft Prod. 1961, t. 23, nr 6, s. 209-212, rys. 5.*

Kontrola wewnętrznych kształtów w długich przedmiotach stanowiła zawsze poważną trudność w technologii. Opracowano własną — metodę kontroli wnętrza dźwigara śmigłowca. Polega ona na wprowadzeniu do wnętrza przedmiotu pryzmatu obracalnego z oświetlaniem i obserwowaniu go z drugiej strony, za pomocą teleskopu. Przedmiot przesuwany jest w stosunku do unieruchomionego wzdłużnie pryzmatu. Zewnętrzny wskaźnik urządzenia pokazuje aktualne położenie obserwowanego miejsca. Zamieszczone schematy pozwalają na zorientowanie się w sposobie działania, jak również konstrukcji tego urządzenia. Przyjeta tu metoda może służyć z powodzeniem do kontroli wszystkich innych przedmiotów rurowych. A. Gołędzinowski

22\* 629.13.002:661.877:621.891 ILot  
 Molybdenum disulfide. Dwusiarceek molibdenu. *Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 2, s. 57-61, rys. 7, tabl. 2, poz. bibl. 9.*

Możliwości jego użycia, poczynając od operacji obróbczych, gdzie użyty jest w formie chłodziwa, do zastosowań go w eksploatacji elementów ruchowych silnie obciążonych, jak łożyska toczne. W obu przypadkach stwarza poważne korzyści. np. kilkakrotne zwiększenie trwałości narzędzia skrawającego. Poza tym fizyczne podstawy tworzenia osłon (błonek), przy użyciu dwusiarceku molibdenu. A. Gołędzinowski

23\* 629.13.002:621.98 ILot  
 Avro stretcher. Large 250-ton twin-head machine. 250-tonowa obciążarka w przemyśle lotniczym. *Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 6, s. 206-215, rys. 11.*

Nowa obciążarka firmy „Avro“, opisana w artykule, rozwija siłę roboczą do 250 ton dla blach o długości do 50 stóp (ok. 15 m) i grubości do 18 mm ze stopów lekkich. Nadaje się do blach stalowych, a dzięki dodatkowemu wyposażeniu może być użyta do bardziej złożonych i pracochłonnych operacji nie tylko w przemyśle lotniczym, lecz również i okrętowym, samochodowym, kolejnictwie oraz przy formowaniu różnych zbiorników. T. Vorbrodt

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

# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

WYDAWNICTWA NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

## Spis treści za rok 1961

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
<b>Zagadnienia ogólnolotnicze</b>				
	Wchodzimy w nowy plan pięcioletni . . . . .	1-2	1	
W. Sołtyk	Broń raketowa czy samolot? cz. I . . . . .	1-2	2	
	Realizujemy i kontrolujemy wykonanie uchwał IV Kongresu Techników Polskich	3-4	33	
W. Sołtyk	Broń raketowa czy samolot? cz. II . . . . .	3-4	34	
J. Wyganowski	Oceną osiągnięć i własności lotniczych samolotu w świetle wymagań ICAO, cz. I „Technika Lotnicza” miesięcznikiem . . . . .	3-4	52	
		5	65	
J. Wyganowski	Oceną osiągnięć i własności lotniczych samolotu w świetle wymagań ICAO, cz. II	5	70	
	Zaczęliśmy ze sobą rozmawiać — zacznijmy wspólnie działać . . . . .	6	97	
	Pierwszy lot kosmiczny człowieka — triumf nauki i techniki radzieckiej . . . . .	7	129	
	Wprowadzamy na łamy „Techniki Lotniczej” dział terminologii lotniczej . . . . .	8	161	
	XV-lecie przemysłu lotniczego Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej . . . . .	9	193	
J. Kapuściński	Zagadnienia dokładności i zamienności . . . . .	9	194	
S. Kołodyński	Hałas a środowisko ludzkie . . . . .	9	214	
	Pół wieku zorganizowanej działalności mechaników polskich . . . . .	10	225	
R. Orłowski	Plany rozwojowe komunikacji lotniczej w ZSRR . . . . .	10	250	
	Lotnictwo radzieckie — potęgą światową . . . . .	11	257	
J. Jasiewicz	Hydrauliczne wtryskiwacze silników lotniczych . . . . .	11	262	
T. Rajpert	Hałas wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania, cz. I . . . . .	11	275	
Z. Łapiński	Zagadnienie lotu rakiety . . . . .	12	299	
T. Rajpert	Hałas wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania, cz. II . . . . .	12	307	
<b>Aerodynamika i mechanika lotu</b>				
Z. Brodzki	Regulacja strugi w tunelu aerodynamicznym na małe prędkości, cz. I . . . . .	1-2	12	
E. Lewalska	Aerodynamika (cz. II). Opory szkodliwe . . . . .	1-2	okł.	P.K.
Z. Brodzki	Regulacja strugi w tunelu aerodynamicznym na małe prędkości, cz. II . . . . .	3-4	44	
E. Lewalska	Aerodynamika (cz. III). Opory szkodliwe . . . . .	3-4	okł.	P.K.
E. Lewalska	Aerodynamika (cz. IV). Opory szkodliwe . . . . .	5	okł.	P.K.
Z. Brodzki	Smigło „obudowane” jako środek do uzyskania większego ciągu . . . . .	7	130	
E. Lewalska	Wpływ ściśliwości powietrza na opory gondol silników gwiazdowych . . . . .	7	okł.	P.K.
E. Lewalska	Aerodynamika (cz. V). Opory chłodzenia i chłodnic . . . . .	9	okł.	P.K.
<b>Silniki lotnicze</b>				
W. Kordziński	Silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce „Conway” . . . . .	1-2	8	
Z. Łapiński	Pomiar i obliczanie naprężeń od drgań w łopatkach lotniczych turbin spalinowych, cz. I . . . . .	1-2	16	
W. Kordziński	Niektóre szczegóły doświadczalnego silnika z wirującym tłokiem Curtis-Wright	3-4	41	
Z. Łapiński	Pomiar i obliczanie naprężeń od drgań w łopatkach lotniczych turbin spalinowych, cz. II . . . . .	3-4	47	
W. Kordziński	Niektóre szczegóły rozwoju silników Armstrong Siddeley „Sapphire”, cz. I . . . . .	5	67	
W. Kordziński	Niektóre szczegóły rozwoju silników Armstrong Siddeley „Sapphire” (dokończ.).	6	102	
W. Kordziński	Silniki lotnicze na 21 Wystawie w Farnborough . . . . .	7	136	
M. Rabenda	Metoda rozwiązywania układów równań występujących w obliczeniach powłok stożkowych i charakteryzujących się znacznymi różnicami w rzędzie wielkości współczynników przy niewiadomych . . . . .	7	141	
B. Wiślicki	Zależność dokładności spalania paliw do silników turbinowych i strumieniowych od ich składu chemicznego . . . . .	8	171	
S. Szczeciński	Obliczenia wytrzymałościowe kół zębatach przekładni silników lotniczych . . . . .	8	179	
M. Rabenda	Kilka praktycznych zagadnień związanych z określeniem wartości obrotów krytycznych, cz. I . . . . .	9	200	
P. Kwiatkowski	Zastosowanie izotopów promieniotwórczych do pomiaru luzu między wirnikiem i kierownicą turbiny silników turbinowych . . . . .	10	237	
J. Polkowski	Możliwości zwiększenia mocy stopnia turbiny gazowej . . . . .	10	238	
M. Rabenda	Kilka praktycznych zagadnień związanych z określeniem wartości obrotów krytycznych, cz. II . . . . .	10	243	
J. Jasiewicz	Hydrauliczne wtryskiwacze silników lotniczych . . . . .	11	262	



Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
<b>Wytrzymałość</b>				
D. P. Panczowski	Wpływ doboru najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien na stateczność płyt sklejkowych, cz. I	1-2	5	
Z. Łapiński	Pomiar i obliczanie naprężeń od drgań w łopatkach lotniczych turbin spalinowych, cz. I	1-2	16	
D. P. Panczowski	Wpływ doboru najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien na stateczność płyt sklejkowych, cz. II	3-4	37	
Z. Łapiński	Pomiar i obliczanie naprężeń od drgań w łopatkach lotniczych turbin spalinowych, cz. II	3-4	47	
W. Szemplińska-Stupnicka	Statystyczne pomiary dynamicznych obciążeń samolotu w locie	5	81	
J. Chomiak, T. Nowakowski	Obliczanie krążków wirujących z elementami bocznymi przenoszącymi części obciążeń	6	98	
M. Rabenda	Metoda rozwiązywania układów równań występujących w obliczeniach stożkowych i charakteryzujących się znacznymi różnicami w rzędzie wielkości współczynników przy niewiadomych	7	141	
S. Szczeciński	Obliczenia wytrzymałościowe kół zębatych przekładni silników lotniczych	8	179	
M. Rabenda	Kilka praktycznych zagadnień związanych z określeniem wartości obrotów krytycznych, cz. I	9	200	
Z. Łapiński	Wytrzymałość konstrukcji pracujących na zmęczenie	10	226	
M. Rabenda	Kilka praktycznych zagadnień związanych z określeniem wartości obrotów krytycznych, część II	10	243	
Z. Łapiński	Stateczność ściskanych, utwierdzonych, przekładkowych płyt ortotropowych	11	258	
Sz. Pilecki	Statystyczna analiza zmiennych obciążeń zewnętrznych samolotu	12	290	
Z. Łapiński	Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń	12	okł.	P.K.
<b>Technologia i materiałoznawstwo</b>				
S. Szulc, J. Buć	Udział nośny jako kryterium oceny jakości powierzchni	1-2	18	
A. Gołędzinowski	Obróbka zespołu korpusu sprężarki	1-2	22	
S. Szulc, J. Buć	Metody pomiaru mikronośności	3-4	58	
J. Buć, R. Zieliński	Technika sterowania numerycznego obrabiarkami w przemyśle lotniczym	5	85	
A. Rossakiewicz	Przygotowanie powierzchni metali w procesie klejenia, cz. I	6	114	
J. Buć	Gładkość powierzchni, cz. I	6	okł.	P.K.
A. Rossakiewicz	Przygotowanie powierzchni metali w procesie klejenia, cz. II	7	143	
Z. Lewalski	Konstrukcje przekładkowe z wypełniaczami typu ulowego i ich zastosowanie	8	162	
A. Gołędzinowski	Kontrola łopatek, cz. I	8	184	
J. Buć	Gładkość powierzchni, cz. II	8	okł.	P.K.
J. Kapuściński	Zagadnienia dokładności i zamienności	9	194	
A. Didkowski, J. Kieroński	Spawanie łukowe w atmosferach ochronnych	9	204	
A. Gołędzinowski	Kontrola łopatek, cz. II	9	210	
P. Kwiatkowski	Zastosowanie izotopów promieniotwórczych do pomiaru luzu między wirnikiem i kierownicą turbiny silników turbinowych	10	237	
J. Buć, R. Zieliński	Problemy przy wprowadzaniu do produkcji obrabiarek sterowanych numerycznie	10	245	
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych	10	okł.	P.K.
A. Ciszewski, T. Radomski	Spawanie, zgrzewanie i lutowanie stopów magnezu	11	268	
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. II	11	okł.	P.K.
J. Kapuściński	Wpływ parametrów zgrzewania na korozję połączeń zgrzewanych ze stopów lekkich	12	304	
<b>Konstruowanie maszyn latających</b>				
D. P. Panczowski	Wpływ doboru najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien na stateczność płyt sklejkowych, cz. I	1-2	5	
D. P. Panczowski	Wpływ doboru najbardziej korzystnego kąta ułożenia włókien na stateczność płyt sklejkowych, cz. II	3-4	37	
R. Zatwarnicki	Geneza powstawania szybowca SZD-25 „Lis”	5	66	
Z. Lewalski	Konstrukcje przekładkowe z wypełniaczami typu ulowego i ich zastosowanie	8	162	
Z. Łapiński	Wytrzymałość konstrukcji pracujących na zmęczenie	10	226	
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych	10	okł.	P.K.
Z. Łapiński	Stateczność ściskanych, utwierdzonych, przekładkowych płyt ortotropowych	11	258	
Sz. Pilecki	Statystyczna analiza zmiennych obciążeń zewnętrznych samolotu	12	290	
Z. Łapiński	Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń	12	okł.	P.K.
<b>Produkcja</b>				
Zb. Białczyk, R. Kojder	Niektóre zagadnienia ekonomiczne i organizacyjne konstrukcyjnego przygotowania produkcji, cz. I	6	105	
Zb. Białczyk, R. Kojder	Niektóre zagadnienia ekonomiczne i organizacyjne konstrukcyjnego przygotowania produkcji, cz. II	7	149	

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
	<b>Lotnicze słownictwo techniczne</b>			
S. Witkowski	Wprowadzamy na łamy „Techniki Lotniczej” dział terminologii lotniczej	8	161	
	Kilka uwag z dziedziny słownictwa . . . . .	10	250	
	<b>Nowości techniczne</b>	1-2	26	
		3-4	60	
		5	92	
		6	122	
		8	189	
		9	220	
		11	283	
		12	316	
	<b>Z lotnictwa komunikacyjnego</b>			
J. Dobrowolski	Współczesny, międzynarodowy dworzec lotniczy w Warszawie . . . . .	5	89	
S. Kolodyński	Hałas a środowisko ludzkie . . . . .	9	214	
T. Rajpert	Hałas, wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania, cz. I . . . . .	11	275	
T. Rajpert	Hałas, wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania, cz. II . . . . .	12	307	
	<b>Przeglądamy usprawnienia</b>			
	O sprawach patentowych słów kilka . . . . .	5	93	
S. Madeyski	Patenty lotnicze . . . . .	6	118	
S. Madeyski	Polskie patenty lotnicze . . . . .	7	158	
	<b>Na półkach księgarskich</b>	3-4	61	
		5	94	
		6	126	
		9	222	
		10	254	
		11	285	
	<b>Kronika</b>	1-2	27	
		5	94	
		9	222	
		11	285	
	<b>Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa</b>	1-2	29	
		3-4	63	
		5	95	
		6	127	
		7	159	
		8	191	
		9	223	
		10	255	
		11	287	
		12	318	
	<b>Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”</b>			
E. Lewalska	Aerodynamika (cz. II). Opory szkodliwe . . . . .	1-2	okł.	
E. Lewalska	Aerodynamika (cz. III). Opory szkodliwe . . . . .	3-4	okł.	
E. Lewalska	Aerodynamika (cz. IV). Opory szkodliwe . . . . .	5	okł.	
J. Buć	Gładkość powierzchni, cz. I . . . . .	6	okł.	
E. Lewalska	Wpływ ściśliwości powietrza na opory gondol silników gwiazdowych . . . . .	7	okł.	
J. Buć	Gładkość powierzchni, cz. II . . . . .	8	okł.	
E. Lewalska	Aerodynamika (cz. V). Opory chłodzenia i chłodnic . . . . .	9	okł.	
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. I . . . . .	10	okł.	
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. II . . . . .	11	okł.	
Z. Łapiński	Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń	12	okł.	
	<b>Spis treści za rok 1960</b>	1-2	31	



# Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń

(dokończenie z II str. okł.)

Dla zestawionych wielkości płyta zawsze przy wyboczeniu ma tylko jedną półfalę wzdłuż boku o długości  $a$  i tylko jedną półfalę wzdłuż boku o długości  $b$ , z wyjątkiem dla krzywych  $\frac{a}{b} =$

$$= 0,8 \text{ i } \frac{a}{b} = 1,0 \text{ na lewo od punktu przecięcia się tych krzywych,}$$

gdzie płyta przy wyboczeniu ma dwie pół fale wzdłuż boku o długości  $a$  i jedną półfalę wzdłuż boku o długości  $b$ . Każde z przyłożonych naprężeń  $\sigma_x$  i  $\sigma_y$ , jeśli jest naprężeniem ściskającym, musi być mniejsze od naprężenia krytycznego  $\sigma_{kr}$ , obliczonego według rys. 1. Naprężenie  $\sigma_y$  może być naprężeniem ściskającym lub rozciągającym.

Przykład obliczania  $\sigma_{xkr}$  i  $\sigma_{ykr}$ :  
Mamy płytę:  $a = 10 \text{ cm}$ ,  $b = 25 \text{ cm}$ ,  $t = 0,2 \text{ cm}$ ,  $E = 750\,000 \text{ kg/cm}^2$ ,  $\nu = 0,33$  i chcemy, żeby stosunek  $\frac{\sigma_{ykr}}{\sigma_{xkr}} = -0,5$ , to znaczy, że naprężenie  $\sigma_y$  jest naprężeniem rozciągającym (gdyby był znak +,  $\sigma_y$  byłoby naprężeniem ściskającym).

$$\sigma_0 = \frac{\pi^2 \cdot 75 \cdot 10^4}{3(1 - 0,33^2)} \cdot \left(\frac{0,2}{25}\right)^2 = 176 \text{ kg/cm}^2$$

Z wykresu dla danego  $\frac{a}{b} = \frac{10}{25} = 0,4$  i  $\frac{\sigma_{ykr}}{\sigma_{xkr}} = 0,5$  znajduje się sto-

sunek  $\frac{\sigma_{xkr}}{-\sigma_0} = -2,65$ , stąd

$$\sigma_{xkr} = 2,65 \cdot \sigma_0 = 2,65 \cdot 176 = 467 \text{ kg/cm}^2$$

$$\sigma_{ykr} = -0,5 \cdot \sigma_{xkr} = -0,5 \cdot 467 = -233,5 \text{ kg/cm}^2$$

Rys. 11. Naprężenia krytyczne ze względu na wyboczenie płaskiej skośnej płyty ściskanej oblicza się z zależności:

$$\sigma_{kr} = k \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kg/cm}^2$$

Płyta jest sztywno zamocowana na wszystkich czterech krawędziach;  $k$  — współczynnik naprężeń krytycznych zależny od stosunku  $\frac{a}{b}$  i kąta nachylenia płyty  $\alpha$ .

Krzywe odnoszą się do materiałów izotropowych i są wykreślone dla  $\nu = 0,33$ , to jest dla takich materiałów jak dural i stal.

Rys. 12. Naprężenie krytyczne dla ściskanej trapezowej płyty płaskiej. Płyta jest swobodnie podparta na wszystkich czterech bokach.

$$\sigma_{2kr} = k \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kg/cm}^2$$

$k$  — współczynnik naprężeń krytycznych zależny od stosunku  $\frac{a}{b}$  i  $\frac{b_1}{b_2}$  dla różnych wielkości  $\frac{\sigma_{1kr}}{\sigma_{2kr}}$ .

Różnica obciążeń ściskających jest zrównoważona przez naprężenia tnące  $\tau$  rozłożone równomiernie wzdłuż zbiegnących boków płyty. Krzywe odnoszą się do materiałów izotropowych i są wykreślone dla  $\nu = 0,33$ , to jest dla takich materiałów jak dural i stal.

Rys. 13. Naprężenia krytyczne dla płaskiej płyty prostokątnej zginanej i ściskanej (albo rozciąganej).

Płyta jest swobodnie podparta na wszystkich czterech bokach. Naprężenia krytyczne oblicza się z zależności:

$$\sigma_{1kr} = k \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kg/cm}^2$$

Naprężenie  $\sigma_1$  jest zawsze ściskające, naprężenie  $\sigma_2$  może być ściskające lub rozciągające. Dla wielkości  $\frac{a}{b} > \frac{2}{3}$  różnica między  $k$  i  $k_{min}$  jest bardzo mała i praktycznie dla wszystkich wielkości  $\frac{a}{b} > \frac{2}{3}$  zamiast  $k$  można podstawić  $k_{min}$ . Krzywe odnoszą się do materiałów izotropowych i są wykreślone dla  $\nu = 0,33$ , to jest dla takich materiałów jak dural i stal.

Przykład obliczenia  $\sigma_{1kr}$ :

Mamy płytę:  $a = 15 \text{ cm}$ ,  $b = 30 \text{ cm}$ ,  $t = 0,2 \text{ cm}$ ,  $E = 750\,000 \text{ kg/cm}^2$  i na przykład naprężenia są tak rozłożone, że  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1} = -1,2$  (to znaczy,

że  $\sigma_2$  jest naprężeniem rozciągającym, gdyż znak — gdyby był znakiem +, to  $\sigma_2$  byłoby naprężeniem ściskającym). W granicach sprężystości  $\frac{\sigma_{2kr}}{\sigma_{1kr}} = \frac{\sigma_2}{\sigma_1} = -1,2$ .

Z wykresu dla  $\frac{a}{b} = \frac{15}{30} = 0,5$  i  $\frac{\sigma_{2kr}}{\sigma_{1kr}} = -1,2$  znajduje się  $k = 27,2$ , stąd

$$\sigma_{1kr} = 27,2 \cdot 75 \cdot 10^4 \cdot \left(\frac{0,2}{30}\right)^2 = 906 \text{ kg/cm}^2$$

$$\sigma_{2kr} = -1,2 \cdot \sigma_{1kr} = -1,2 \cdot 906 = -1087 \text{ kg/cm}^2$$

Rys. 14. Naprężenia krytyczne dla płaskiej płyty prostokątnej poddanej działaniu równoczesnych naprężeń zginających, ściskających i tnących.

Płyta jest swobodnie podparta na wszystkich czterech bokach. Naprężenie  $\sigma_1$  jest zawsze ściskające, a naprężenie  $\sigma_2$  może być ściskające lub rozciągające.

$\sigma_{1kr}$  i  $\sigma_{2kr}$  — wielkości naprężeń krytycznych, gdy na płytę działają tylko naprężenia  $\sigma_1$  i  $\sigma_2$ , a  $\tau = 0$ . Oblicza się je według zależności z rys. 13.

$\tau_{kr}$  — wielkość naprężenia krytycznego, gdy na płytę działają tylko naprężenia  $\tau$ , a  $\sigma_1 = 0$  i  $\sigma_2 = 0$ .

Oblicza się je według zależności z rys. 2 (krzywa 4). Wykres daje dla różnych wielkości  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1}$  krytyczną wielkość stosunku  $\frac{\sigma_1}{\sigma_{1kr}}$ , przy której płyta ulega wyboczeniu, gdy jest poddana działaniu naprężeń:  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  i  $\tau$ . Albo również odwrotnie — wykres daje kry-

tyczną wielkość  $\frac{\tau}{\tau_{kr}}$ , przy której płyta ulega wyboczeniu, gdy na nią działają zadane naprężenia  $\sigma_1$  i  $\sigma_2$ . W przypadku, gdy kombinacja przyłożonych do płyty naprężeń:  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$  i  $\tau$  daje punkt leżący poniżej krzywej dla danego  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1}$ , to przyłożone naprężenia

nie powodują wyboczenia się płyty. Krzywa  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1} = -1$  może być

używana dla stosunków  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1}$  aż do  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1} = -1,3$  nie dając przy tym dużego błęd:

Przykłady:

1. Na płytę działają naprężenia  $\tau = 180 \text{ kg/cm}^2$ , zaś stosunek naprężeń  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1} = -1,2$  (to znaczy, że  $\sigma_2$  jest naprężeniem rozciągającym, bo znak —). Chcemy znaleźć wielkości  $\sigma_{2kr}$  i  $\sigma_{1kr}$  przy danym  $\tau = 180 \text{ kg/cm}^2$ .

Przyjmuje się płytę:  $a = 30 \text{ cm}$ ,  $b = 24 \text{ cm}$ ,  $t = 0,2 \text{ cm}$ ,  $E = 750\,000 \text{ kg/cm}^2$ .

Z wykresu na rys. 2 (krzywa 4) dla  $\frac{b}{a} = \frac{24}{30} = 0,8$  znajduje się

$$k = 7,1; \text{ z zależności na } \tau_{kr} = k \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 = 7,1 \cdot 75 \cdot 10^4 \cdot \left(\frac{0,2}{24}\right)^2 = 369$$

$$\text{kg/cm}^2, \text{ stąd } \frac{\tau}{\tau_{kr}} = \frac{180}{369} = 0,49.$$

Z wykresu na rys. 14 dla  $\frac{\tau}{\tau_{kr}} = 0,49$  i  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1} = -1,2$  znajduje się  $\frac{\sigma_1}{\sigma_{1kr}} = 0,87$ .

Obecnie należy wyznaczyć  $\sigma_{1kr}$  z wykresu na rys. 13.

Dla  $\frac{a}{b} = \frac{30}{24} = 1,25$  i  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1} = -1,2$  z wykresu na rys. 13 znajduje się

$$k = 26,0, \text{ stąd } \sigma_{1kr} = k \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 = 26 \cdot 75 \cdot 10^4 \cdot \left(\frac{0,2}{24}\right)^2 = 1352 \text{ kg/cm}^2.$$

Stąd płyta, na którą działają naprężenia  $\tau = 180 \text{ kg/cm}^2$ , osiągnie stan naprężeń krytycznych, gdy przyłożą się do niej:

$$\sigma_1 = 0,87 \cdot \sigma_{1kr} = 0,87 \cdot 1352 = 1180 \text{ kg/cm}^2$$

$$\sigma_2 = -1,2 \cdot \sigma_{1kr} = -1,2 \cdot 1352 = -1625 \text{ kg/cm}^2.$$

2. Może być zagadnienie odwrotne, na przykład na płytę działają naprężenia  $\sigma_1 = 200 \text{ kg/cm}^2$  i  $\sigma_2 = 150 \text{ kg/cm}^2$  i należy się dowiedzieć, dla jakiej wielkości  $\tau$  płyta osiągnie stan naprężeń krytycznych. Weźmy tę samą płytę co i w poprzednim przykładzie.

Z wykresu na rys. 13 dla  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1} = \frac{150}{200} = 0,75$  i ponieważ  $\frac{a}{b} = 1,25$ , to

znaczy  $\frac{a}{b} < \frac{2}{3}$ , więc  $k = k_{min} = 4,1$ . Z zależności podanej na rys.

$$13 \text{ oblicza się } \sigma_{1kr} = 4,1 \cdot 75 \cdot 10^4 \cdot \left(\frac{0,2}{24}\right)^2 = 270 \text{ kg/cm}^2 \text{ i } \frac{\sigma_1}{\sigma_{1kr}} = \frac{200}{270} = 0,74.$$

Z wykresu na rys. 14 dla  $\frac{\sigma_1}{\sigma_{1kr}} = 0,74$  i  $\frac{\sigma_2}{\sigma_1} = 0,75$  przez interpolację znajduje się  $\frac{\tau}{\tau_{kr}} = 0,525$ .

(Dokończenie na III str. okł.)

(ciąg dalszy ze str. 32)

Z krzywej 4 na rys. 2 dla  $\frac{b}{a} = \frac{24}{30} = 0,8$  —  $k = 7,1$ , stąd z zależności  $\tau_{kr} = 7,1 \cdot 75 \cdot 10^4 \cdot \left(\frac{0,2}{24}\right)^2 = 369 \text{ kG/cm}^2$ .

Stąd płyta poddana działaniu naprężeń ściskających  $\sigma_1 = 200 \text{ kG/cm}^2$  i  $\sigma_2 = 1,0 \text{ kG/cm}^2$ , osiągnie stan naprężeń krytycznych, gdy przyłoży się do niej naprężenia tnące o wielkości

$$\tau = 0,525 \cdot \tau_{kr} = 0,525 \cdot 369 = 194 \text{ kG/cm}^2$$

Rys. 15. Naprężenia krytyczne płaskiej płyty trójkątnej ściskanej i ścinanej. Naprężenia krytyczne oblicza się z zależności:

$$\sigma_{kr} = k_s \cdot E \cdot \left(\frac{t}{h}\right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

albo z zależności

$$\tau_{kr} = k_f \cdot E \cdot \left(\frac{t}{h}\right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

Współczynniki  $k_s$  i  $k_f$  wzięte z wykresu dają wielkości naprężeń ściskających i tnących odpowiadające korelacji krytycznej wielkości tych naprężeń, to znaczy na przykład dla zadanych naprężeń ściskających z obliczeń otrzymuje się naprężenia tnące, które z naprężeniami ściskającymi powodują osiągnięcie stanu krytycznego przez płytę i na odwrót. Naprężenia tnące o kierunku podanym na rysunku przyjmuje się za dodatnie. Naprężenia tnące o kierunku przeciwnym do podanych na rysunku dają większe wielkości naprężeń krytycznych. Krzywe odnoszą się do materiałów izotropowych i zostały wykreślone dla wielkości  $\nu = 0,33$ , to jest dla takich materiałów jak dural i stal.

PRZYKŁAD:

Należy określić, jak wielkie mogą być naprężenia ściskające, gdy na płytę sztywno zamocowaną na wszystkich krawędziach działają naprężenia tnące  $\tau = 200 \text{ kG/cm}^2$ . Wymiary płyty:  $a = 15 \text{ cm}$ ,  $h = 30 \text{ cm}$ ,  $t = 0,2 \text{ cm}$ ,  $E = 750\,000 \text{ kG/cm}^2$ .

Z podanej zależności jest:

$$k_t = \frac{\tau_{kr}}{E} \cdot \left(\frac{h}{t}\right)^2 = \frac{200}{75 \cdot 10^4} \cdot \left(\frac{30}{0,2}\right)^2 = 6.$$

Ponieważ między stanami naprężeń  $\tau$  i  $\sigma$  jest korelacja krytyczna, to z wykresu dla  $\frac{h}{a} = \frac{30}{15} = 2,0$  i  $k_t = 6$  znajduje się (linia ciągła)  $k_s = 7,2$ , stąd

$$\sigma_{kr} = k_s \cdot E \cdot \left(\frac{t}{h}\right)^2 = 7,2 \cdot 75 \cdot 10^4 \cdot \left(\frac{0,2}{30}\right)^2 = 210 \text{ kG/cm}^2.$$

Rys. 16. Naprężenia krytyczne od ścinania dla zakrzywionej cylindrycznej płyty.

Wszystkie boki płyty są swobodnie podparte. Płyta dla wszystkich podanych przypadków  $\frac{a}{b}$  ma długość większą w kierunku osiowym w porównaniu z długością wzdłuż obwodu. Naprężenia krytyczne oblicza się z zależności:

$$\tau_{kr} = k \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

$R$  — jest promieniem zakrzywionej cylindrycznej płyty

$k$  — jest współczynnikiem naprężeń krytycznych, zależnym od stosunku  $\frac{a}{b}$  i parametru krzywizny  $\frac{R \cdot t}{b}$ .

Rys. 17. Naprężenia krytyczne od ścinania dla zakrzywionej cylindrycznej płyty.

Wszystkie boki płyty są swobodnie podparte. Płyta dla wszystkich podanych przypadków  $\frac{a}{b}$  ma długość większą w kierunku obwodowym w porównaniu z długością wzdłuż osi.

Naprężenia krytyczne oblicza się z zależności:

$$\tau_{kr} = k \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

Rys. 18. Naprężenia krytyczne od ścinania dla zakrzywionej płyty cylindrycznej.

Wszystkie boki płyty są sztywno zamocowane. Płyta dla wszystkich podanych przypadków  $\frac{a}{b}$  ma długość większą w kierunku osiowym w porównaniu z długością w kierunku obwodowym. Naprężenia krytyczne oblicza się z zależności:

$$\tau_{kr} = k \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

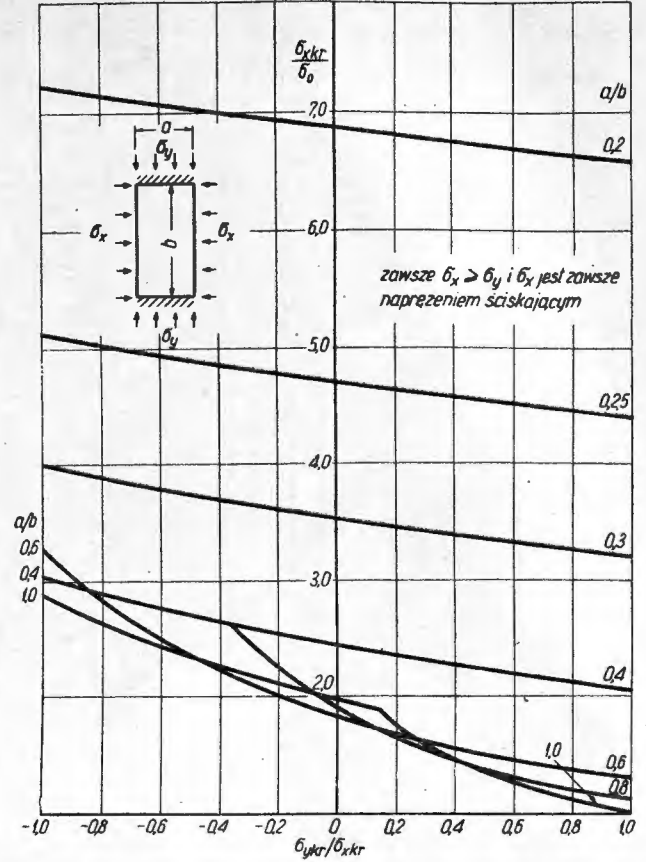
Rys. 19. Naprężenia krytyczne od ścinania dla zakrzywionej płyty cylindrycznej.

Wszystkie boki płyty są sztywno zamocowane. Płyta dla wszystkich podanych przypadków  $\frac{a}{b}$  ma długość większą w kierunku obwodowym w porównaniu z długością w kierunku osi.

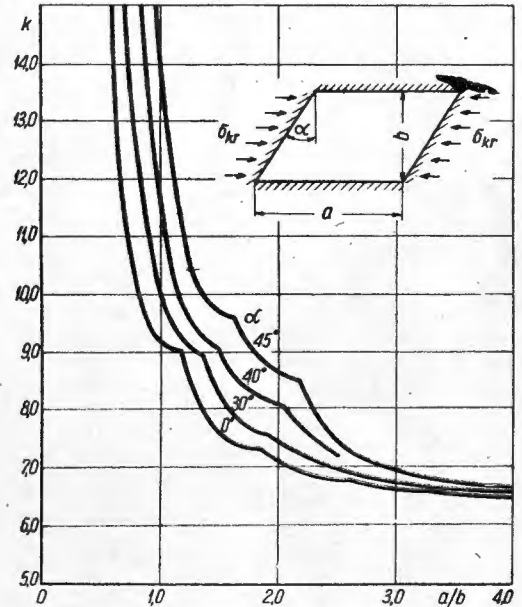
Naprężenia krytyczne oblicza się z zależności:

$$\tau_{kr} = k \cdot E \cdot \left(\frac{t}{b}\right)^2 \text{ kG/cm}^2$$

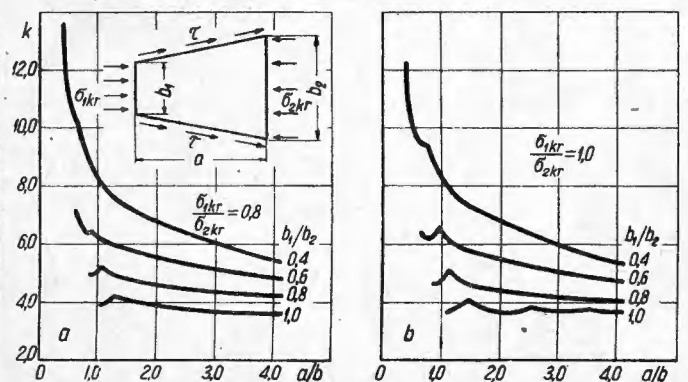
Rys. 10. Naprężenia krytyczne prostokątnej płyty płaskiej obciążonej w oba kierunki (dla  $a/b \leq 1$ ). Płyta sztywno zamocowana wzdłuż boków  $a$ , swobodnie podparta wzdłuż boków  $b$ .



Rys. 11. Naprężenia krytyczne ze względu na wyoboczenie płaskiej skośnej płyty ściskanej. Płyta sztywno zamocowana na wszystkich czterech krawędziach.

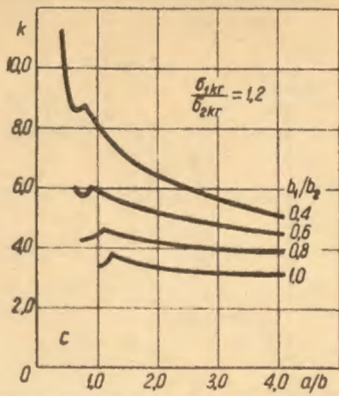


Rys. 12 a, b. Naprężenia krytyczne trapezowej płyty płaskiej. Płyta swobodnie podparta na czterech krawędziach.

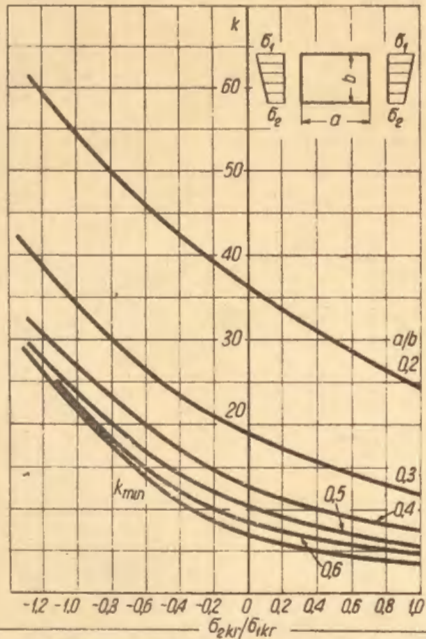




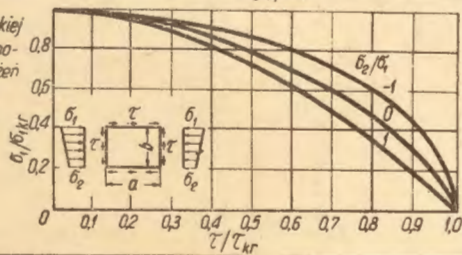
Rys. 12c Napreżenia krytyczne ściskanej trapezowej płyty płaskiej. Płyta swobodnie podparta na czterech krawędziach.



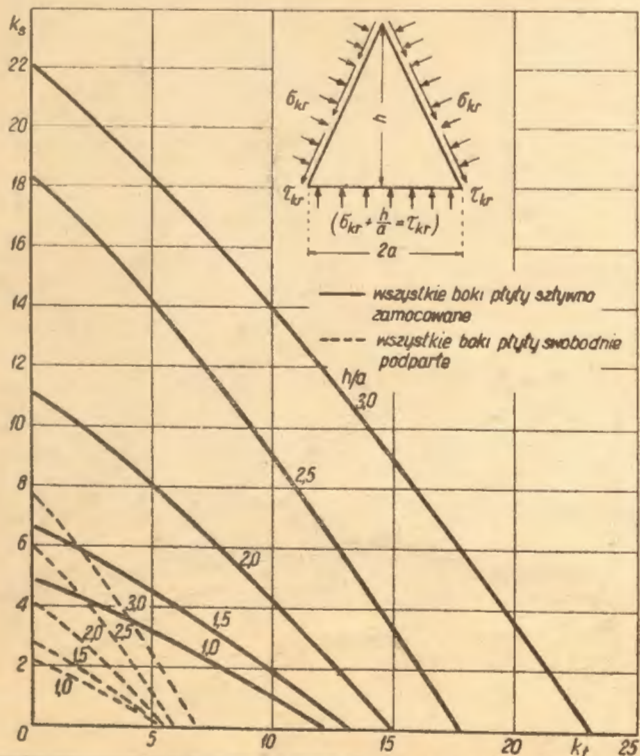
Rys. 13 Napreżenia krytyczne płaskiej płyty prostokątnej zginanej i ściskanej (lub rozciąganej) Płyta swobodnie podparta na czterech krawędziach.



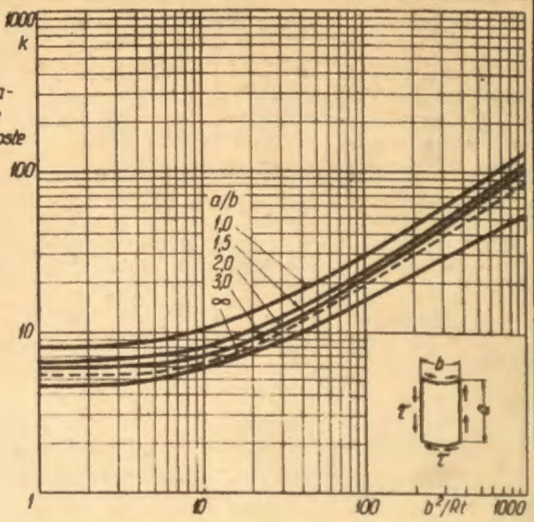
Rys. 14 Napreżenia krytyczne płaskiej płyty prostokątnej pod równoczesnym działaniem naprężeń zginających, ściskających i tnących. Płyta swobodnie podparta na czterech krawędziach



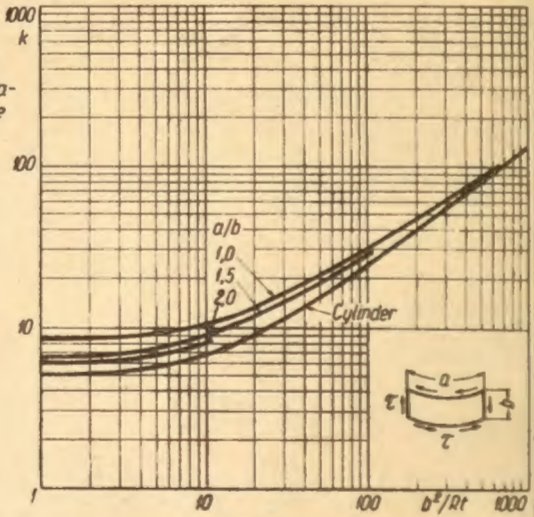
Rys. 15 Napreżenia krytyczne płaskiej płyty trójkątnej ściskanej i ścinanej



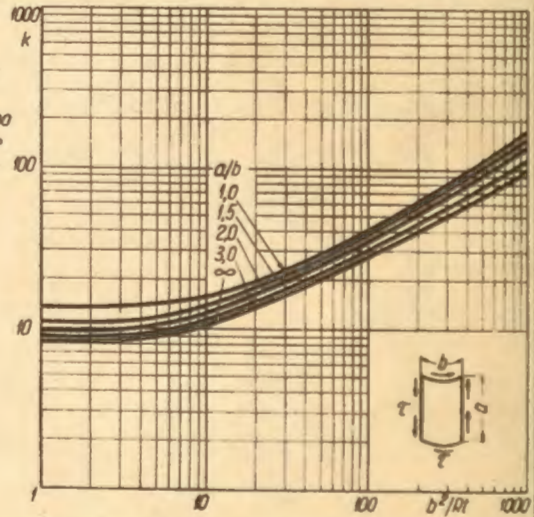
Rys. 16 Napreżenia krytyczne ścinania zakrzywionej cylindrycznej płyty. Krawędzie płyty swobodnie podparte. Krawędzie proste dłuższe od krawędzi krzywych



Rys. 17 Napreżenia krytyczne ścinania zakrzywionej cylindrycznej płyty. Krawędzie płyty swobodnie podparte. Krawędzie krzywe dłuższe od krawędzi prostych.



Rys. 18 Napreżenia krytyczne ścinania zakrzywionej cylindrycznej płyty. Krawędzie płyty sztywno zamocowane. Krawędzie proste dłuższe od krawędzi krzywych.



Rys. 19 Napreżenia krytyczne ścinania zakrzywionej cylindrycznej płyty. Krawędzie płyty sztywno zamocowane. Krawędzie krzywe dłuższe od krawędzi prostych.

