

TECHNIKA LOTNICZA



9

1963

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Opory interferencyjne

Część II

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

Rys.2.12 Na rys.2.12 przedstawione jest zestawienie zależności współczynnika oporu od kąta natarcia dla różnych położen skrzydła względem kadłuba $y/c, x/c=0$. Płat prostokątny NACA0012, kadłub okrągły $\alpha_2=0$

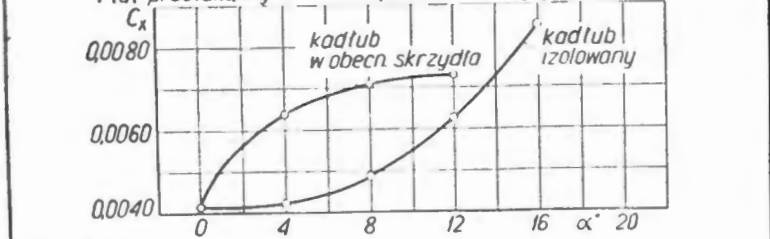


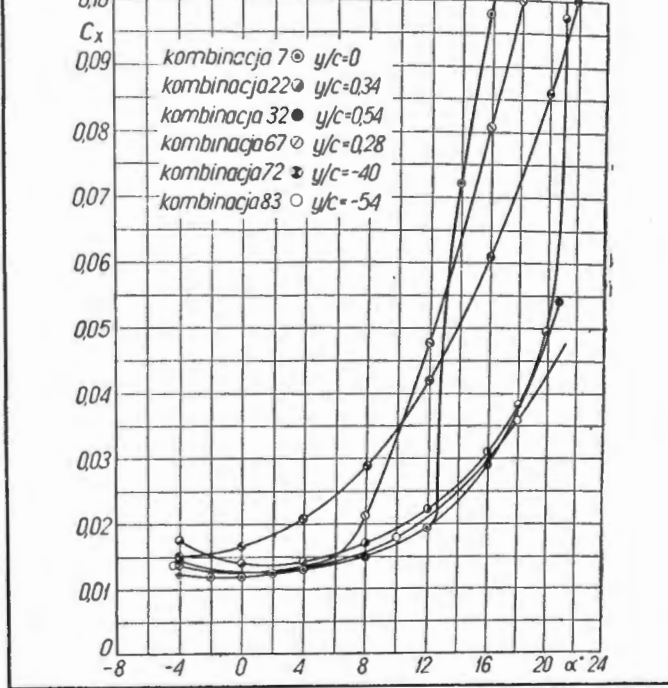
Tabela 2.13

α	-4°	-2°	0°	2°
$y/c=0$ (kombinacja 7)	0,0125	0,0115	0,0115	0,0117
$y/c=0,34$ (komb 22)	0,0175	—	0,0140	—
$y/c=0,54$ (komb 32)	0,0145	—	0,0125	—
$y/c=-0,54$ (komb.83)	0,0130	—	0,0127	—
$y/c=-0,40$ (komb 72)	0,0150	—	0,0170	—
$y/c=-0,28$ (komb 67)	0,0140	—	0,0120	—

Tabela 2.13 c.d

	4°	8°	12°	16°	18°	20°
0,0127	0,0150	0,0200	0,098	—	—	—
0,0145	0,0165	0,0220	0,0305	0,0380	0,0495	—
0,0125	0,0150	0,0197	0,0298	—	0,0480	—
0,0145	0,0170	0,0215	0,0300	—	0,0425	—
0,0210	0,0300	0,0430	0,0615	0,0740	0,0860	—
0,0140	0,0205	0,0425	0,0795	0,1000	—	—

Rys.2.14 Wykres na rys.2.14 lub.2.13 przedstawia zależność współczynnika oporu od położenia skrzydła względem kadłuba y/c przy $x/c=0$. Płat prostokątny NACA0012, kadłub okrągły $\alpha_2=0$



Pomocje konstruktorskie TL-39/63 zeszyt 9/63 okł. II

TREŚĆ ZESZYTU

Nasz jubileusz XV-lecia	str. 229
J. GRZEGORZEWSKI — Przyczynek do metodyki badań komór spalania lotniczych silników turbinowych	230
B. WIŚLICKI — O niektórych zagadnieniach kinetyki procesów chemicznych w komorach spalania lotniczych silników przepływowych	233
T. RAJPERT — Pomiar i analiza hałasu i wibracji dźwiękowej, cz. II	242
Z. HAMAN — Napędy sterów lekkich samolotów odrzutowych	248
Nowości techniczne	253
Z komunikacji lotniczej	258
Pomocje konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — E. LEWALSKA: Opory interferencyjne, cz. II; A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. IV — Stopy żarowytrzymałe z głównym składnikiem kobaltem	okładki



NASZA OKŁADKA
Szwedzkie samoloty myśliwskie SAAB J35 „Draken”

CONTENTS

Editorial	page 229
J. GRZEGORZEWSKI — Contribution to test methods of combustion chambers of aircraft gas turbine engines	230
B. WIŚLICKI — Some problems of kinetics of chemical processes in combustion chambers of aircraft air-breathing engines	233
T. RAJPERT — The measurement and analysis of noise and sound vibration, part II	242
Z. HAMAN — Control drive of light jet aircraft	248
Technical news	253
From communication aviation	258
Designer's data sheets — E. LEWALSKA: Interference drag, part II; A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materials used in aircraft structures, part IV — Heat resisting cobalt based alloys	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

Передовица	Стр. 229
J. GRZEGORZEWSKI — Вклад в методику испытаний камер сгорания авиационных турбинных двигателей	230
B. WIŚLICKI — О некоторых вопросах кинетики химических процессов в камерах сгорания авиационных турбокомпрессорных двигателей	233
T. RAJPERT — Измерения и анализ шума и колебаний звука, часть II	242
Z. HAMAN — Приводы рулей легких реактивных самолетов	248
Технические новости	253
Авиационное сообщение	258
Конструкторские пособия „Авиационной техники” — E. LEWALSKA: Интерференционные сопротивления, часть II; A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Материалы применяемые в авиационных конструкциях, часть IV — Жаропрочные сплавы на основе кобальта	на обложке

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

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 6-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

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



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVIII

WRZESIEŃ 1963 R.

ZESZYT 9

NASZ JUBILEUSZ XV-lecia

W roku bieżącym mija rocznica ważna dla Redakcji i Czytelników naszego czasopisma. Oto przed 15 laty wyszedł pierwszy powojenny zeszyt „Techniki Lotniczej”.

Niech nikogo nie zmyli tekst na stronie tytułowej: „rok XVIII”. Bo historia miesięcznika Sekcji Lotniczej SIMP zaczęła się na kilka lat przed wojną. Wówczas to mgr inż. Jan Tuszyński założył periodyk „Techniczne Nowości Lotnicze”, które w 1938 r. pod nazwą „Technika Lotnicza” stały się organem Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. Dzięki subsydiom przemysłu lotniczego, ówczesna „Technika” mogła realizować ambitny program wydawniczy powiększając objętość, nawiązując kontakty z wytwórniami lotniczymi oraz skupiając autorów o znanych nazwiskach.

Druga wojna światowa przerwała na dziewięć lat działalność ZPIL i żywot jego organu. Dopiero w 1948 r. — z inicjatywy kilkunastu aktywistów lotniczych — powstaje Sekcja Lotnicza przy Stowarzyszeniu Inżynierów i Techników Mechaników Polskich, która postawiła sobie za cel reaktywowanie branżowego czasopisma. Dzięki poparciu finansowemu ówczesnego Dowództwa Wojsk Lotniczych i Departamentu Lotnictwa Cywilnego M. K. — we wrześniu 1948 r. ukazał się pierwszy powojenny zeszyt kwartalnika „Technika Lotnicza”.

W roku 1950 wydawnictwo przejmuje Naczelna Organizacja Techniczna. W tym czasie na miejsce poprzedniego Komitetu Redakcyjnego powołano stałą redakcję, do której weszli koledzy: J. Paczoski (red. naczelny), St. Madeyski, J. Pindera i J. Staszek (wkrótce zamiast dwóch ostatnich weszli R. Lewandowski i St. Lassota).

Od roku 1952 czasopismo wychodzi jako dwumiesięcznik, a od dn. 1 kwietnia 1961 r. przekształcone zostaje w miesięcznik.

Jednak — zanim nadszedł ten sukces — przeszliśmy przez okres rozczarowań i depresji. Na początku 1960 r. groziła bowiem likwidacja działalności wydawniczej. Jednak w wyniku właściwego zrozumienia uchwał IV Plenum KC PZPR, przy poparciu czynników zainteresowanych rozwojem myśli lotniczej w Polsce — Zespół Redakcyjny uzyskał ze strony dyrekcji Wydawnictw Technicznych NOT cofnięcie decyzji i zapewnienie dalszego wydawania czasopisma. W tym też czasie zmienił się skład Kolegium Redakcyjnego: redaktorem naczelnym został kol. S. Sulikowski, jako członkowie weszli koledzy: A. Gołędzinowski, W. Kordziński, St. Lassota i W. Zaremba.

Nowa Redakcja zwróciła się do instytucji odpowiedzialnych za stan i poziom lotnictwa polskiego z prośbą o wypowiedzenie się na temat celowości przejścia „Techniki Lotniczej” na cykl miesięczny. Odpowiedzi były zgodne: T. L. — podobnie jak zagraniczne periodyki tego typu na poziomie inżynierskim — powinna być miesięcznikiem.

Realizacja naszego postulatów została przyjęta przez czytelników z dużym uznaniem. Powstała bowiem możliwość dwukrotnego zwiększenia liczby artykułów i takiego rozmieszczenia tematyki, aby każdy korzystający z czasopisma mógł znaleźć na przestrzeni roku szereg artykułów, bezpośrednio go interesujących. Krótszy cykl

wydawniczy pozwolił też czasopismu — przez druk kroniki, komunikatów itp. — pośredniczyć pomiędzy Sekcją Lotniczą a kołami zakładowymi SIMP.

Gdy minął niepokój o przyszłość — Zespół Redakcyjny przystąpił do reorganizacji czasopisma, kierując się pragnieniem zwiększenia jego użyteczności i poczytności. Przyjęto nowe założenia dla merytorycznego i procentowego udziału materiału redakcyjnego w zeszytach, zmieniono okładkę i układ zeszytu, zwiększono ilość działów stałych, rozszerzono dział nowości i ogólnych wiadomości (na poziomie dostępnym dla każdego pracownika technicznego lotnictwa); wprowadzono notatki z lotnictwa komunikacyjnego. Nawiązano też współpracę z nowymi autorami. Zaczęto wydawać zeszyty specjalne.

Jak nam się udały zamierzenia — niech ocenią czytelnicy.

Porównajmy dwa zeszyty „Techniki Lotniczej”, które dzieli ćwierćwiecze. Nr 1 T. L. ze stycznia 1938 r. posiada 28 str. tekstu i 4 str. ogłoszeń. Wydrukowano w nim następujące artykuły: metody regulacji zużycia paliwa w locie (inż. W. Litwinowicza), drewno w lotnictwie (St. Kazaneckiego), niebezpieczne temperatury dla silnika lotniczego (inż. K. Kamienobrodzkiego i inż. W. Czarnockiego) i liczbowe ujęcie zagadnienia lotu sterowanego w płaszczyźnie pionowej (wg J. Kleinwächtera); ponadto na 4 stronach zamieszczono obszerną kronikę z działalności ZPIL.

Zeszyt 1 ze stycznia 1963 r. przynosi na 32 str. tekstu artykuły: wstępny o dokształceniu kadr technicznych, aktualne problemy w dziedzinie paliw do turbinowych silników odrzutowych (mgr inż. B. Mielnikowej), technika pomiarów wielkości kropli cieczy rozpylonej przez wtryskiwacz (mgr inż. J. Jasiewiczza), nowe osiągnięcia w dziedzinie pokładowych urządzeń radiolokacyjnych (mgr inż. J. Kroszczyńskiego); ponadto zamieszczono nowości techniczne i patentowe, recenzje, kronikę, terminologię, przegląd dokumentacyjny oraz pomoce konstruktorskie.

A jakich autorów potrafiła zwerbować „Technika Lotnicza” na swe łamy w 1938 r.? Odczytujemy wiele znanych nazwisk: profesorów — Witoszyńskiego, Neumarka, Naleszkiewicza; konstruktorów — Grzędzielskiego, Jakiemiuka, Czerwińskiego; organizatora — Z. Cymy...

W czasie naszej 15-letniej działalności redakcyjnej zaszło wiele pomyślnych zdarzeń: ukazały się „Bies”, „M. D. 12”, „Ho. 10” i „Iskra”, odnosiły zwycięstwa „Foka” i „Zefir”, poleciały — „Junak”, „Kos”, „Wilga” i „Tarpan”. Niestety na łamach naszych musieliśmy nieraz zamieścić tragiczne wieści o bliskich nam ludziach lotnictwa, którzy odeszli na zawsze; o niezapomnianych profesorach Witoszyńskim (1948 r.), Huberze (1950), Bieńku (1958) czy — tak niedawno zgąsłym — bohater-skim inżynierze — oblatywaczu Makaruku...

Ostatnio w celu bliźszego dopasowania tematyki artykułów do potrzeb poszczególnych środowisk lotniczych — Redakcja T.L. — wspólnie z Zarządem Sekcji Lotniczej — postanowiła powołać Radę Programową miesięcznika. Rada ta (złożona z przedstawicieli poszczególnych instytucji lotniczych i przemysłu) już w najbliższym czasie rozpocznie swoją działalność.

Redakcji Techniki Lotniczej zależy na zwiększeniu ilości abonentów i poszerzeniu kręgu czytelników. W tym celu — nie poprzestając na apelach — członkowie Redakcji pośredniczą w prenumeracie, pomagają Zakładowi Kolportażu NOT spisując kioski „Ruchu” (znajdujące się w sąsiedztwie cywilnych i wojskowych ośrodków działalności lotniczej).

Lecz orientujemy się dobrze, że najsilniejszym magnesem przyciągającym czytelników jest szczęśliwy dobór artykułów podstawowych. Korzystając więc z tych

szpalt — poświęconych retrospekcji — zwracamy się do czytelników z potrójnym wezwaniem:

- wypowiadajcie się w sprawie zamieszczanego materiału redakcyjnego,
- zgłaszajcie zapotrzebowania na artykuły interesujące, potrzebne Wam lub Waszemu Zakładowi czy Instytucji,
- nadsyłajcie artykuły, poświęcone zagadnieniom nauki i praktyki lotniczej.

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

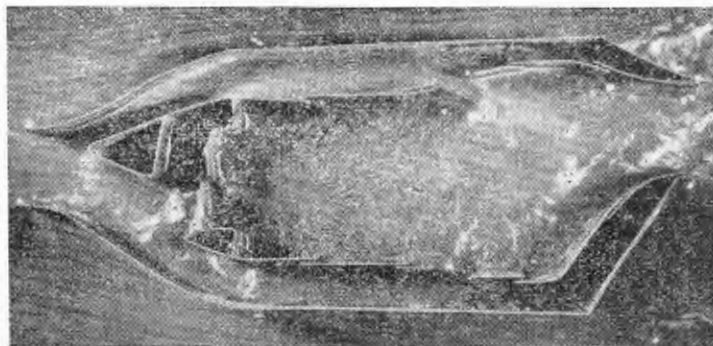
621.438:621.454.056.001,5

Przyczynek do metodyki badań komór spalania lotniczych silników turbinowych

Omówiono metodykę badań komór spalania stosowaną w Ośrodku Silników Instytutu Lotnictwa. Pokrótkie opisano przeprowadzone badania oraz rozmieszczenie przyrządów pomiarowych. Podano sposób rejestracji wyników pomiarów i opracowania wyników badań. Artykuł jest oparty na referacie, wygłoszonym przez autora na Konferencji Naukowej Ośrodka Silników w listopadzie 1962 r. Ponadto stanowi on uzupełnienie do artykułu opublikowanego w 10 zeszytacie „Techniki Lotniczej” z roku 1962 (lit. 1).

Opis przeprowadzonych badań

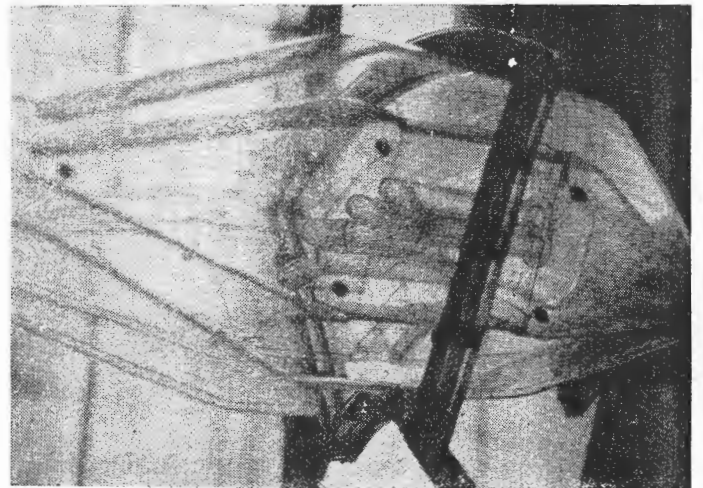
Przedmiotem badań była pierścieniowa komora spalania z odparowaniem paliwa lotniczego silnika turbinowego oraz jej segment o kącie 154° . Przed przystąpieniem do badań właściwych komór przeprowadzono w ograniczonym zakresie niektóre podstawowe badania modeli tych komór, zadaniem których było ustalenie, czy pod względem przepływowym przyjęte rozwiązanie konstrukcyjne zapewnia poprawny przebieg zasadniczych zjawisk. Jednym z takich podstawowych, ale bardzo prostych badań były próby płaskiego modelu komory spalania w tunelu wodnym. Model komory, wykonany z blachy w skali 1:2, umieszczono w strumieniu wody. W celu wyraźnego uwidocznienia przepływu w komorze wodę zabarwiono proszkiem aluminiowym. Przed modelem znajdowała się podziałka, która służyła do określania prędkości przepływu strumienia na wejściu do komory. Prędkość przepływu łatwo oblicza się mając czas naświetlania oraz drogę przebytą w tym czasie przez jakąś stałą cząsteczkę. Ogólny widok modelu komory w tunelu pokazano na rys. 1. Aby na podstawie tych badań można było wyciągnąć jakieś wnioski



Rys. 1

praktyczne, należy zachować warunki podobieństwa hydrodynamicznego dwóch przepływów — rzeczywistego i modelowego, czyli równość liczb Reynoldsa. Aczkolwiek warunki, w których przeprowadzano próby, różniły się od obliczeniowych, pozwoliły jednak zorientować się co do jakościowego przebiegu zjawisk.

Następnie przeprowadzono próby segmentu komory spalania wykonanego z przezroczystego szkła organicznego (rys. 2). Czynnikiem roboczym było powietrze doprowadzane ze sprężarki. W celu wizualizacji przepływu w komorze w najważniejszych jej przekrojach zamocowano na cienkich drucikach krótkie nici jedwa-



Rys. 2

ne. Prędkości przepływu powietrza dobrano w ten sposób, aby zmodelować warunki podobieństwa. Obserwacja przepływu w tunelu wodnym i przezroczystej komorze wykazała, że pod względem jakościowym rozkład prędkości w poszczególnych przekrojach komory jest poprawny.

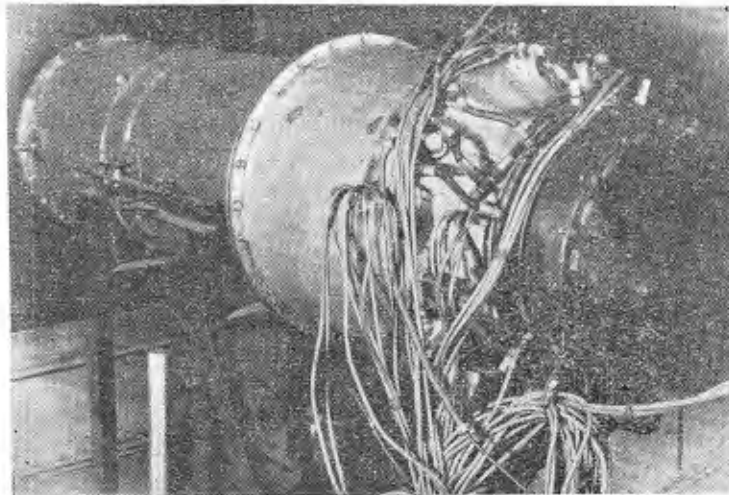
Następnie przystąpiono do badań komory na gorąco, przy czym w pierwszej kolejności przeprowadzono próby w specjalnie wykonanym segmencie, określając granice zapłonu mieszanki dla różnych ciśnień paliwa i wydatków powietrza.

Komora pierścieniowa w wersji stoiskowej była wyposażona w szereg urządzeń pomiarowych, rozmieszczonych w czterech zasadniczych przekrojach, a więc na wejściu do komory, na wejściu do rury żarowej, w kanale powietrza wtórnego oraz na wyjściu z komory. Na wejściu do komory umieszczono dwa ruchome grze-

bienie do pomiaru ciśnienia całkowitego, ustawione względem siebie pod kątem 180°. W każdym grzebieniu znajdowało się sześć rurek. Ciśnienie statyczne na wejściu mierzono jako wartość średnią w czterech punktach, połączonych wspólnym przewodem, na ściankach komory. Rozkład ciśnień całkowitych w kanale powietrza pierwotnego mierzono za pomocą czterech grzebieni stałych po cztery rurki w każdym, a ciśnienie statyczne na ściankach komory. W kanale powietrza wtórnego mierzono rozkład ciśnień dynamicznych za pomocą czterech grzebieni stałych i oprócz tego ciśnienie statyczne w czterech punktach na ściankach komory. W przekroju wyjściowym komory umieszczono cztery grzebienie pomiarowe: dwa do pomiaru temperatur i dwa do pomiaru ciśnień całkowitych. Każdy grzebień termopar mierzył sześć wartości temperatury, a grzebień ciśnień całkowitych — sześć wartości ciśnienia. Ciśnienie statyczne, podobnie jak w poprzednich przypadkach, mierzono na ściankach. Grzebienie termopar w przekroju wyjściowym były przesunięte o 90° względem grzebieni ciśnień całkowitych.

Bardzo często, przy badaniach komór spalania, do oceny jakości procesów spalania stosowane są analizatory gazowe, określające skład chemiczny gazów w dowolnym punkcie przekroju. Na podstawie uzyskanych danych oblicza się współczynnik wydzielania ciepła. Ponieważ jednak celem badań było określenie nie tylko współczynnika wydzielania ciepła, ale również rozkładu temperatur na wyjściu z komory, co jest szczególnie ważne ze względu na obciążenie łopatek turbin, więc jako narzędzia pomiarowe zostały zastosowane grzebienie termopar.

Do określania rozkładu temperatur i ciśnień w komorze, szczególnie w przekroju wyjściowym, potrzebny jest pomiar tych parametrów w dużej ilości punktów. W badanej komorze rozwiązano to w ten sposób, że grzebienie pomiarowe na wejściu do komory i wyjściu z niej wykonano jako ruchome. Grzebienie osadzone są na wspólnym wale, który napędzany jest z kabiny za pomocą przekładni łańcuchowej. Do kontroli kąta obrotu grzebienia służy selsynowy wskaźnik umieszczony na tablicy przyrządów. Na rys. 3 pokazano ogólny widok komory na stoisku. Na komorze widoczne są grzebienie do pomiaru ciśnień powietrza pierwotnego i wtórnego. Obracanie grzebieni umożliwia pomiar temperatur i ciśnień w dowolnym punkcie na obwodzie na danym promieniu.



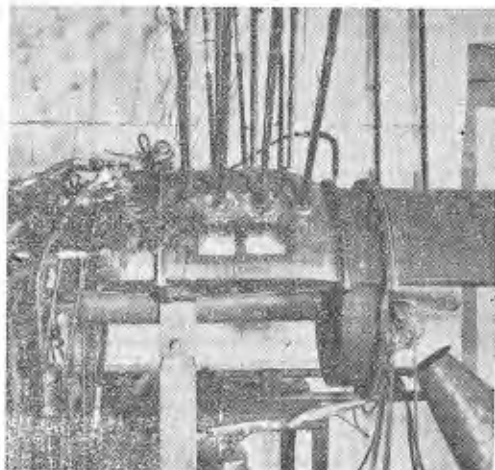
Rys. 3

Powietrze do komory doprowadzane jest z lotniczej sprężarki odśrodkowej napędzanej dwoma silnikami tłokowymi. Do kolektora paliwowego na komorze podłączono 12 podwójnych strumieniowych wtryskiwaczy roboczych, doprowadzających paliwo do odparowywaczy. Osobny kolektor niskociśnieniowy doprowadza paliwo do sześciu wtryskiwaczy rozruchowych. Zapłon odbywał się za pomocą świecy wysokiej energii.

Oprócz badań komory pierścieniowej przeprowadzono również badania na gorąco segmentu tej komory, jednym z zadań których jest sprawdzenie, czy wyniki prób tych komór w zbliżonych warunkach pokrywają się. Zagadnienie to jest o tyle istotne i ważne, że badania komory segmentowej nie wymagają takich dużych wydatków powietrza i paliwa, jak w przypadku komory pierście-

niowej, co oczywiście znacznie obniża koszt badań. Stoisko, na którym badano komorę segmentową, zapewnia wydatek powietrza około 18 kg/sek przy ciśnieniu do 1,2 kg/cm² i temperaturze 45 °C. Taka charakterystyka stoiska umożliwia przeprowadzenie badań komory segmentowej w szerokim zakresie prędkości i wydatków powietrza, zachowując niektóre parametry takie same, jak przy badaniach pierścieniowej komory spalania.

Przy badaniach komory pierścieniowej ograniczono się do pomiaru parametrów powietrza na wejściu do komory i rury żarowej oraz parametrów gazu na wyjściu z komory. Natomiast przy badaniach segmentu przeprowadzono pomiary rozkładu temperatur i prędkości w strefie spalania komory. Temperaturę mierzono za pomocą 12 termopar Pt-PtRh, rozmieszczonych w trzech rzędach wzdłuż komory po cztery termopary w każdym (rys. 4). Takie rozmieszczenie termopar umożliwia również okre-



Rys. 4

ślenie rozkładu temperatur w czterech poprzecznych przekrojach komory. Każda termopara mierzy temperaturę w 12 punktach. Oprócz tego mierzono temperaturę na wyjściu z komory za pomocą ruchomego grzebienia, w którym znajdowało się siedem termopar oraz sześć rurek ciśnienia całkowitego. Pomiar odbywał się co 10° obrotu grzebienia w 12 kolejnych jego położeniach. W ten sposób temperaturę mierzono jednocześnie w 19 punktach w różnych przekrojach komory.

Do określenia rozkładu prędkości wykonano chłodzone sondy do pomiaru ciśnień całkowitych i statycznych. Zamierza się zastosować poza tym sondę do pobierania próbek gazu dla analizatora spalin mierzącego zawartość CO₂ oraz CO + H₂ w gazach. Przewiduje się również użycie analizatora gazów na podczerwień. Za pomocą analizatorów będzie określany skład chemiczny gazów w poszczególnych przekrojach, co umożliwi obliczenie rozkładu współczynnika wydzielania ciepła wzdłuż komory oraz w poszczególnych jej przekrojach. Ponadto pozwoli to na określenie rozkładu temperatur i porównanie go z rozkładem zmierzonym za pomocą termopar. Na podstawie tych badań określi się doskonałość konstrukcyjną komory i wprowadzi ewentualne zmiany konstrukcyjne.

Zapis mierzonych parametrów

W badanej komorze jednoczesny pomiar obejmował 75 wielkości, a w jej segmencie 64 wielkości, co oczywiście stwarzało bardzo poważne trudności w zapisywaniu wyników. Wobec powyższego przystąpiono do prób z fotografowaniem wyników. W danym przypadku był to jedyny dostępny sposób. Zagadnienie rejestracji fotograficznej wyników pomiarów sprowadzało się do odpowiedniego doboru aparatu, materiału fotograficznego oraz oświetlenia całej tablicy. Oczywiście najwydatniejszy jest aparat małoobrazkowy, gdyż umożliwia wykonanie 36 zdjęć przy jednorazowym jego załadunku. Praktyka wykazała jednak, że w danych, konkretnych warunkach, fotografowanie aparatem „Praktina” okazało się zupełnie nieczytelne ze względu na złą świetlną zdolność rozdzielczą błony wskutek różnicy w oświetleniu górnej i dolnej części tablicy. Pozostawał jeszcze aparat kliszowy „Linhow”. Już pierwsze wykonane zdjęcia wykazały, że nadaje się on do fotografowania w tych

warunkach. Po usunięciu odbłasków na galwanometrach, spowodowanych niewłaściwym rozmieszczeniem żarówek oświetlających tablicę, otrzymano zupełnie dobre zdjęcia przy czasie naświetlania 1/5 sek.

Przy badaniach segmentu komory pierścieniowej fotografowanie wyników prób przeprowadzono aparatem „Praktisix”, co przyspieszyło proces fotografowania, ponieważ nie tracono czasu na wymianę kaset. Ponadto zastosowanie tego aparatu umożliwiło użycie krajowych błon, zamiast importowanych klisz.

W pierwszym okresie prób komory wyniki pomiarów odczytywano bezpośrednio z negatywu za pomocą lupy lub epidiaskopu. Jednak obydwa sposoby okazały się zbyt czasochłonne i uciążliwe. Czas wypełnienia jednego kompletu specjalnych protokołów, do których wpisywano wyniki pomiarów, wynosił 20 godzin dla dwóch pracowników, przy czym dodatkową okolicznością, przedłużającą czas wypełniania, była konieczność zamiany temperatury w °C, odczytanej z charakterystyk galwanometru, na °K, potrzebne do obliczeń większości parametrów. W następnym etapie badań skalę galwanometrów przeliczono na °K i w ten sposób uniknięto dodatkowych operacji, przedłużających czas opracowania wyników. Ponadto w celu przyspieszenia odczytywania wyników pomiarów zaczęto wykonywać odbitki o wymiarach 18×24 cm. Dla ułatwienia fotografowania wyników próby przyrządy pomiarowe zgrupowano na wspólnej tablicy manometrów i galwanometrów. Dane, odczytane z innych przyrządów, których nie można było podłączyć do tablicy, nanoszono na niej kredą.

Odczytywanie wyników z takiej odbitki nie nastęca poważniejszych trudności. Fotografowanie pomiarów może być z powodzeniem stosowane w tego rodzaju próbach i nawet przy pewnych usterkach kilkakrotnie skraca czas badań, a tym samym zmniejsza ich koszt w porównaniu z zapisem ręcznym. Czas wypełniania protokołów badań komory pierścieniowej skrócono do 5 godzin (dla dwóch pracowników).

Opracowanie wyników badań

Podstawowymi parametrami — mierzonymi przy badaniach komór spalania — są ciśnienia i temperatury. Pomiar tych parametrów na wejściu do komory nie sprawia trudności, natomiast w strefie spalania i w przekroju wyjściowym zagadnienie właściwego pomiaru wymienionych wielkości komplikuje się z uwagi na wysokie temperatury, narażające elementy pomiarowe aparaty badawczej na uszkodzenie lub zniszczenie. Dodatkowe utrudnienia wynikają z nierównomierności rozkładu temperatur i ciśnień. W związku z tym konieczne jest uśrednienie, dające wynik reprezentatywny. Właściwy sposób matematycznego określenia średniej wartości mierzonego parametru ma istotny wpływ na opracowanie ostatecznych wyników badań. Zagadnienie badań komory pierścieniowej sprowadzało się do określenia jej charakterystyk, przede wszystkim zaś zależności współczynnika wydzielania ciepła od parametrów strumienia na wejściu i wyjściu z komory. Poprawne obliczenie współczynnika wydzielania ciepła wymaga dokładnego pomiaru szeregu parametrów, a szczególnie temperatury gazów na wyjściu z komory. Okoliczność ta zmusza do dokładnego pomiaru temperatury w możliwie dużej ilości punktów, gdyż tylko wtedy można z dużym przybliżeniem obliczyć średnią temperaturę, którą podstawia się do wzoru na współczynnik wydzielania ciepła.

Jednym z najczęściej stosowanych sposobów dokładnego pomiaru temperatury gazów, który zastosowano również w opisywanych badaniach, jest podział przekroju wyjściowego komory na kilka mniejszych — przeważnie o równej powierzchni, gdyż to ułatwia końcowe obliczenia.

Jeśli przez R oznaczyć promień zewnętrzny rury żarowej, to poszczególne promienie dla pól o równej powierzchni można obliczyć z następujących wzorów:

$$r_1 = R \sqrt{\frac{1}{2n}}$$

$$r_2 = R \sqrt{\frac{3}{2n}}$$

$$r_3 = R \sqrt{\frac{5}{2n}} \quad \text{itd.}$$

gdzie: n — ilość pierścieni, na które został podzielony przekrój całkowity.

Na linii środkowej pierścieni, uzyskanych przy podziale przekroju wyjściowego, umieszcza się przyrządy pomiarowe, to znaczy termopary i rurki ciśnienia całkowitego.

Na podstawie obliczonych średnich arytmetycznych temperatur i ciśnień dynamicznych w każdym pierścieniu oblicza się średnią temperaturę masową gazu na wyjściu z komory według poniższego wzoru:

$$T_{sr} = \frac{(P_{d1} T_1)^2 F_1 + (P_{d2} T_2)^2 F_2 + \dots}{\left(\frac{P_{d1}}{T_1}\right)^2 F_1 + \left(\frac{P_{d2}}{T_2}\right)^2 F_2 + \dots}$$

Podobnie oblicza się średnie ciśnienie całkowite:

$$P_{csr} = \frac{\left(\frac{P_{d1}}{T_1}\right)^2 P_{c1} F_1 + \left(\frac{P_{d2}}{T_2}\right)^2 P_{c2} F_2 + \dots}{\left(\frac{P_{d1}}{T_1}\right)^2 F_1 + \left(\frac{P_{d2}}{T_2}\right)^2 F_2 + \dots}$$

gdzie

P_{d1}, P_{d2}, \dots — ciśnienia dynamiczne,
 F_1, F_2, \dots — pola przekrojów poszczególnych pierścieni.

Należy zauważyć, że gdyby rozkład temperatur na wyjściu z komory był bardzo nierównomierny,

np. $\frac{T_{min}}{T_{max}} = 0,5 - 0,6$, wówczas temperatury w każdym

pierścieniu nie można obliczać jako średniej arytmetycznej, gdyż prowadzi to do poważnych błędów. Aby uniknąć tego, trzeba w każdym pierścieniu obliczyć temperaturę średnią masową. W tym celu należy pierścienić podzielić na segmenty i w każdym z nich obliczyć wydatek gazu na podstawie zmierzonej temperatury i ciśnienia dynamicznego. Mając wydatki w poszczególnych segmentach, można obliczyć średnią temperaturę masową w danym pierścieniu, a następnie na podstawie tych temperatur oblicza się średnią temperaturę masową w wyjściowym przekroju komory spalania. W podobny sposób postępuje się przy obliczaniu ciśnień całkowitych.

Można uniknąć bezpośredniego pomiaru temperatur określając średnią temperaturę gazów niezbędną do obliczenia współczynnika wydzielania ciepła metodą wydatków, która polega na pomiarze tylko ciśnienia całkowitego i statycznego i którą opisano w [lit. 2].

Pomimo upraszczających założeń metoda ta daje bardzo zbliżoną wartość średniej temperatury w stosunku do rzeczywistej.

Duży wpływ na dokładność określenia współczynnika wydzielania ciepła ma również dokładność pomiaru wydatku powietrza [lit. 1]. Przy badaniach pierścieniowej komory spalania wydatek powietrza mierzono za pomocą zwężki umieszczonej przed komorą oraz obliczano, w celu porównania z wynikami pomiaru, za pomocą sumowania arytmetycznego wydatków z poszczególnych pierścieni podziałowych w dwóch przekrojach pomiarowych komory. Błąd określenia wydatku nie przekraczał 1,5%.

Przy dużej ilości punktów pomiarowych obliczenia wyników są bardzo pracochłonne i czasochłonne. Na przykład w badanej komorze pierścieniowej, przy obrocie grzebieni pomiarowych, tylko co 30°, dla danego zakresu mierzono 900 wielkości, a w komorze segmentowej jeszcze więcej.

Obliczenie wyników badań, za pomocą zwykłych, ogólnie dostępnych środków, jak suwak logarytmiczny czy arytmetometr, jest mało wydajne i wymaga kilku miesięcy czasu. W związku z tym należy stosować bardziej wydajne sposoby obliczeniowe. Przy opracowaniu wyników omawianych badań korzystano z elektronicznej maszyny

liczącej, na której wykonano prawie wszystkie obliczenia oprócz współczynnika wydzielania ciepła, ponieważ do obliczenia go potrzebna jest wartość ciepła właściwego gazów, którą dla każdego zakresu należało najpierw odczytywać z wykresu, a potem podstawić do wzoru, co utrudniało przebieg obliczeń na maszynie elektronicznej. Dla obliczeń na maszynie elektronicznej dane pomiarów z protokołów fotograficznych wpisywano do specjalnych formularzy przeznaczonych do programowania obliczeń na maszynę elektroniczną. Wyniki obliczeń otrzymano w postaci książek, w których znalezienie odpowiednich danych nie sprawiło trudności. Zastosowanie maszyn matematycznych do obliczeń wyników badań wielokrotnie przyspiesza opracowywanie wyników. Daje ono duże oszczędności czasu i środków finansowych, szczególnie przy znacznej ilości badań komory, w której mogą być wprowadzane różne zmiany, ale przekroje pomiarowe pozostają te same, ponieważ wówczas program obliczeń nie ulega zmianie, a w ogólnych kosztach obliczeń stanowi istotną ich część.

Błąd popełniany przy obliczeniu współczynnika wydzielania ciepła oceniano metodą przedstawioną w [lit. 1].

Błąd ten można również określić za pomocą poniższego wzoru:

$$\delta\eta = K_1\delta G + K_2\delta G_p + K_3\delta t_2 + K_4\delta t_1 + \delta W$$

wyprowadzonego drogą różniczkowania wzoru na współczynnik wydzielania ciepła. Współczynniki wpływu $K_1 = K_2$, K_3 i K_4 wyrażone są następującymi zależnościami:

$$K_1 = K_2 = \frac{\frac{C_{p2}}{C_{p1}} \frac{t_2}{t_1} - 1}{\frac{C_{p2}}{C_{p1}} \frac{1 + \alpha l}{\alpha l} \frac{t_2}{t_1} - 1}$$

$$K_3 = \frac{\frac{C_{p2}}{C_{p1}} \frac{t_2}{t_1}}{\frac{C_{p2}}{C_{p1}} \frac{t_2}{t_1} - \alpha l}$$

$$K_4 = \frac{1}{\frac{C_{p2}}{C_{p1}} \frac{t_2}{t_1} \frac{1 + \alpha l}{\alpha l} - 1}$$

W powyższych wzorach:

- G [kg/sek] — wydatek powietrza,
- G_p [kg/sek] — wydatek paliwa,
- t_1 [°C] — temperatura w przekroju wlotowym komory,
- t_2 [°C] — temperatura w przekroju wylotowym komory,
- W [kcal/kg] — dolna wartość opałowa paliwa,
- C_{p1} [kcal/kg °C] — średnie ciepło właściwe czynnika w przekroju wlotowym,
- C_{p2} [kcal/kg °C] — średnie ciepło właściwe czynnika w przekroju wylotowym,
- α — współczynnik nadmiaru powietrza,
- l [kg/kg] — ciężar powietrza potrzebnego do stechiometrycznego spalania 1 kg paliwa.

Sporządzając wykresy $K_1 = K_2$, K_3 i K_4 w funkcji stosunku t_2/t_1 dla różnych wartości α uzyskuje się pomocnicze dane, dzięki którym upraszcza się obliczenie błędu współczynnika wydzielania ciepła.

Statystycznych metod oceny błędów pomiaru w tym konkretnym przypadku nie można było zastosować, ponieważ w nie zmienionych warunkach i tym samym przyrządem wykonano w danym punkcie tylko jeden pomiar. Gdyby w danym punkcie wykonano kilka pomiarów, wówczas ocena sumarycznego błędu przypadkowego polegałaby na stwierdzeniu, że z danym prawdopodobieństwem błąd pomiaru nie przekroczy określonej wartości.

LITERATURA

1. J. Grzegorzewski: Komory spalania lotniczych silników turbinowych, cz. III, Technika Lotnicza nr 10/1962.
2. J. Jarosiński: Metody pomiarowe służące do oceny stopnia doskonałości komór spalania, Technika Lotnicza nr 7/1962.

Mgr BOGDAN WIŚLICKI

621.454.056:536.46

O niektórych zagadnieniach kinetyki procesów chemicznych w komorach spalania lotniczych silników przepływowych

W artykule omówiono niektóre zagadnienia kinetyki reakcji spalania węglowodorów w komorach spalania lotniczych silników przepływowych. Omówiono kinetykę reakcji łańcuchowych szybkich, reakcji samozapłonu oraz kinetykę reakcji chemicznych w strefie płomienia.

Wykaz oznaczeń

- a — stężenie
- B — liczba zderzeń; stała w równaniu Arrheniusa
- b — stężenie
- C — wielkość stała
- c — stężenie
- c_a — stężenie aktywnych centrów
- c_p — ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu
- D — współczynnik dyfuzji
- c_p — średnie ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu
- E — energia aktywacji
- f — stała szybkość rozgałęziania się łańcuchów reakcji
- g — stała szybkość obrywania się łańcuchów reakcji
- k — stała szybkość reakcji chemicznej

- l — szerokość strefy wstępnego podgrzania
- m — wielkość stała
- n — rząd reakcji chemicznej
- P — współczynnik steryczny
- p — ciśnienie
- Q — efekt cieplny reakcji
- R — stała gazowa
- S — powierzchnia
- T — temperatura bezwzględna
- T_s — temperatura spalania
- T_z — temperatura zapłonu
- u — prędkość rozchodzenia się płomienia
- u_n — normalna prędkość rozchodzenia się płomienia
- V — objętość
- v — prędkość strumienia gazów
- w — szybkość reakcji chemicznej
- w_o — szybkość powstawania aktywnych centrów

- x — głębokość przenikania ciepła; stężenie
- z — stężenie produktów końcowych reakcji powstałych w wyniku przereagowania każdego z aktywnych centrów
- α — współczynnik przenoszenia ciepła
- β — współczynnik proporcjonalności
- γ — wielkość stała
- δ — szerokość strefy płomienia
- δ_0 — szerokość strefy wstępnego podgrzewania
- δ_s — szerokość strefy spalania
- Θ — przedział temperatur
- X — współczynnik przewodnictwa temperaturowego mieszanki paliwowej
- λ — współczynnik przewodnictwa cieplnego mieszanki paliwowej
- ρ — gęstość
- Φ_1 — szybkość wydzielania się ciepła
- Φ_2 — szybkość utraty ciepła
- φ — stała szybkość rzeczywistego rozgałęziania się łańcuchów
- τ — czas
- $\tau_{0,5}$ — okres połówkowy
- τ_{ind} — okres indukcji
- τ_{ogrzew} — czas ogrzewania się mieszanki paliwowej
- τ_s — czas spalania się mieszanki paliwowej

Wstęp

Ujęcie procesów spalania z punktu widzenia kinetyki reakcji chemicznych, przebiegających z dużymi prędkościami, obejmujących reakcje w średnich i wysokich temperaturach (rzędu 2000 °C), reakcje wybuchowe towarzyszące zjawiskom detonacji, nie doczekało się do tej pory w kraju wyczerpującego opracowania. Wydana niedawno monografia S. Witkowskiej [lit. 1], cenne skądinąd opracowanie omawiające szeroko i cytujące szereg prac powojennych, dziedzinę reakcji utleniania węglowodorów oraz ich kinetykę w płomieniu traktuje marginesowo. Monografia A. Wachala [lit. 13], omawiająca między innymi dosyć szeroko chemizm procesów utleniania paliw węglowodorowych, także nie wyczerpuje zagadnienia. Niniejszy artykuł jest ogólnym wprowadzeniem w kinetykę procesów spalania węglowodorów w warunkach spalania w silnikach przepływowych.

Teoria spalania ogarnia tak zjawiska fizyczne jak i chemiczne. Poczynając od teorii flogistonu do teorii reakcji łańcuchowych kinetyki chemicznej spalania, proces spalania rozpatrywano jako rozdział chemii. Dopiero w latach 1930—1940 zaczęto rozpatrywać spalanie jako proces fizyczny związany z przenoszeniem ciepła i masy, przewodnictwem i promieniowaniem cieplnym.

Przy określaniu obszaru spalania, wymiarów płomienia, jego stateczności, decydujące znaczenie posiada aerodynamika układu (turbulentność, przepływ powietrza itp.). Ogólnie, przy spalaniu dyfuzyjnym kinetyka chemiczna to jest szybkość reakcji chemicznej nie ma znaczenia, gdyż intensywność procesu spalania określana jest w tym przypadku prędkością dyfuzji, a dla płomieni o większych rozmiarach — prędkością przemieszania się. W płomieniach powstających przy spalaniu homogenicznych mieszanek paliwowych ogólne problemy są takie same jak w płomieniach dyfuzyjnych, lecz prędkości spalania, w pierwszym rzędzie, określone są prędkością reakcji chemicznych przy zachodzącej dyfuzji aktywnych centrów oraz przenoszeniu ciepła od czoła płomienia.

Obraz spalania, jako procesu chemicznego w silniku przepływowym, w znacznej mierze jest zniekształcony przez zjawiska hydro- i aerodynamiczne, związane ze sposobami przygotowania mieszanki paliwowej oraz wprowadzania powietrza jako utleniacza. Ponieważ wymienione zjawiska w dużym stopniu wpływają, bądź mogą wpływać na efektywność spalania i co za tym idzie na osiągi silnika, zagadnienie kinetyki reakcji chemicznych, określające ich szybkości oraz szereg innych właściwości (np. stałe dysocjacji i równowagi, czasy trwania reakcji chemicznej, stężenia substratów i produktów reakcji w danej chwili itd.), przesunięte zostają na drugi plan.

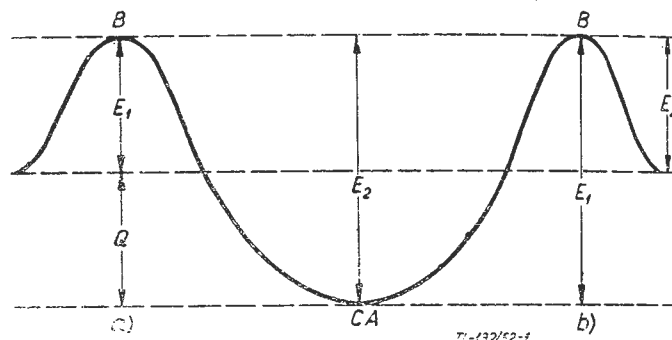
Spojrzenie na proces spalania z chemicznego punktu widzenia nabiera dużego znaczenia w badaniach zajmujących się szybkościami spalania mieszanek paliwowych, ich temperaturami i energiami zapłonu, statecznością spalania, interesującą szczególnie technikę lotniczą, a także w badaniach tzw. zimnego płomienia oraz

spalania w obszarach niskich temperatur. Badania te pozwalają na pośrednie lub bezpośrednie scharakteryzowanie jakości paliwa bądź mieszanki paliwowej oraz przebiegu procesu spalania, a raczej jego warunków wynikających z konstrukcji komory spalania i układu paliwowego. Ponieważ szybkość spalania oraz jej intensyfikacja ograniczone są procesami przenoszenia ciepła i masy, dopiero sumaryczne ujęcie zagadnienia poprzez śledzenie jego kinetyki oraz aero- i hydrodynamiki może wytłumaczyć szereg zjawisk i ustalić ich prawidłowości.

Kinetyka chemiczna reakcji spalania

Proces spalania jest egzotermiczną reakcją przebiegającą w wysokich temperaturach. Kinetyka chemiczna ujmuje te reakcje ilościowo i jakościowo, pozwalając określać wspomniane wyżej wielkości fizyko-chemiczne oraz wysnuwać szereg wniosków na temat mechanizmu reakcji.

Podstawową wielkością charakteryzującą zdolność cząsteczek danego związku do reakcji — ich reaktywność — jest energia aktywacji. Ilość tej energii powinna być wystarczająca do osłabienia bądź zniszczenia wiązania chemicznego substratów reakcji. Wynikiem tego jest możliwe powstanie innych, energetycznie bardziej „dogodnych”, wiązań chemicznych umożliwiających powstanie produktów reakcji. Przemiany energii potencjalnej, zachodzące w czasie reakcji chemicznej, można przedstawić za pomocą wykresu na rys. 1. Na to, żeby zachodziła reakcja chemiczna, cząsteczki powinny po-



Rys. 1

siadać minimalną energią E_1 konieczną do naruszenia odpowiednich wiązań chemicznych. Po uzyskaniu tej energii, a tym samym pokonaniu pewnej bariery energetycznej AB , cząsteczki reagują przekształcając się w produkty końcowe w punkcie C z jednoczesnym wydzielaniem energii. Różnica poziomów energetycznych odpowiadających punktom C i A przedstawia energię aktywacji $E_2 - Q = E_1$. W przypadku, gdy $E_1 < E_2$ (rys. 1a), uzyskany efekt końcowy energetyczny jest dodatni — egzotermiczny, natomiast dla $E_1 > E_2$ (rys. 1b), występuje efekt ujemny — endotermiczny. Różnica energii początkowej i końcowej układu $E_2 - E_1 = Q$ odpowiada ciepłu reakcji. Wyznaczone doświadczalnie energie aktywacji cząsteczek o wiązaniach nasyconych są duże, rzędu 50÷100 kcal. Dla reakcji syntezy H_2O $E = 45$ kcal/mol, dla reakcji cząsteczek o wiązaniach nasyconych z rodnikami, np. CH_3 , OH itp. wartości E są rzędu 10 kcal, natomiast dla reakcji pomiędzy atomami i rodnikami praktycznie $E = 0$ [lit. 1]. W tabeli 1 zestawione są energie aktywacji obliczone za pomocą empirycznego wzoru [1] oraz wyznaczone doświadczalnie dla niektórych reakcji i związków [lit. 2].

Mając na uwadze powyższe dane zrozumiałe jest, że rozpad cząsteczek będzie następował w miejscach najsłabszego energetycznie wiązania, np. C_2H_6 rozpada się na $2CH_3$; rozerwaniu uległo wiązanie $C-C$, na co zużywa się 83 kcal, natomiast nie zachodzi rozpad na C_2H_5 i H , gdyż wartość zużytej energii na rozerwanie wiązania $C-H$ wynosi 98 kcal [lit. 1].

Tabela 1 [lit. 2]

Substancja lub reakcja	H_2	O_2	$\begin{array}{c} \\ -O-H \\ \end{array}$	$\begin{array}{c} \\ -C \\ \end{array}$	$\begin{array}{c} \\ -C=C \\ \end{array}$	Benzyna lub nafta z tlenem
E [kcal/mol]	103	116	85,6	62,8	101	ok. 30

Tabela 2 [lit. 4]
Czasy połówkowe reakcji szybkich

k	P	E/RT	τ [sek]	τ [sek]
10^{11}	1	0	$4 \cdot 10^{-10}$	$4 \cdot 10^{-4}$
10^{11}	10^{-3}	0	$4 \cdot 10^{-10}$	$4 \cdot 10^{-4}$
10^{11}	1	7	$4 \cdot 10^{-7}$	$4 \cdot 10^{-4}$
10^8	10^{-1}	4,6	$4 \cdot 10^{-7}$	0,4
10^8	1	13,8	$4 \cdot 10^{-4}$	0,4
10^5	10^{-4}	11,5	0,4	400
10^5	1	20,7	0,4	400
10^3	10^{-4}	16,1	400	—
10^3	1	23,3	400	—

Obliczenia energii aktywacji są na ogół bardzo skomplikowane. Do tej pory poznano wartości tych energii tylko dla stosunkowo nielicznej grupy reakcji. Przybliżone obliczenia tej energii na podstawie przesłedzenia kinetyki reakcji dla reakcji dwuczasteczkowych, zachodzących według schematu $A + B \rightarrow C + D$, przeprowadza się za pomocą ogólnego wzoru [1].

$$E = 1/4 (E_A + E_B) \quad [1]$$

gdzie E_A i E_B — energie potrzebne do naruszenia wiązań cząsteczek A i B.

Podwyższenie temperatury i ciśnienia zwiększa szybkość reakcji. Tłumaczy się to zwiększeniem chaotycznego ruchu cieplnego cząsteczek, wzrostem ich energii oraz zwiększonym prawdopodobieństwem efektywnych zderzeń pomiędzy nimi. Warunkiem koniecznym jest, aby w momencie zderzenia reagujące ze sobą cząsteczki posiadały wystarczającą ilość energii do naruszenia ich wiązań. Dla reakcji dwuczasteczkowych, zwykle drugiego rzędu, energia aktywacji jest sumą energii kinetycznych dwóch zderzających się cząsteczek.

Szybkość reakcji dwuczasteczkowej drugiego rzędu¹⁾, (w której żadna z cząsteczek nie jest w nadmiarze), typu $A + B \rightarrow C + D$ bądź $2A \rightarrow B$, określa równanie różniczkowe

$$w = \frac{dx}{d\tau} = k_2 (a - x) (b - x), \quad [2]$$

gdzie $a - x$, $b - x$ oznaczają stężenia obydwu substratów w chwili τ (a — stężenie początkowe substratu A, b — substratu B), k_2 — stałą szybkości reakcji drugiego rzędu (indeks 2 przy wyrażeniu k oznacza rząd reakcji). Po scałkowaniu [2] otrzymuje się

$$k_2 = \frac{1}{\tau (b - a)} \ln \frac{a (b - x)}{b (a - x)}, \quad [3]$$

skąd można wyznaczyć x

$$x = a \cdot b \frac{e^{k_2 (b - a) \tau} - 1}{b \cdot e^{k_2 (b - a) \tau} - a} \quad [4]$$

Dla jednakowych stężeń substratów, bądź tych samych cząsteczek, gdy $c = a - x$, równanie [2] przybiera postać

$$w = - \frac{dc}{d\tau} = k_2 c^2 \quad [5]$$

lub

$$w = \frac{dx}{d\tau} = k_2 (a - x)^2 \quad [6]$$

Znak minus we wzorze [5] oznacza ubytek substratów reakcji.

Zależność szybkości reakcji od temperatury określana jest równaniem Arrheniusa, stosowanym zarówno dla reakcji zachodzącej w fazie ciekłej, jak i gazowej

$$\frac{d \ln k}{dT} = \frac{E}{RT^2} \quad [7]$$

¹⁾ Wyrażenie „reakcja dwuczasteczkowa lub drugiego rzędu” określa liczbę cząsteczek biorących istotny udział w reakcji. Liczba ta jest często różna od liczby cząsteczek występujących w równaniu stechiometrycznym reakcji. W dalszej części artykułu określenie reakcja dwuczasteczkowa oznaczać będzie wyłącznie reakcje drugiego rzędu.

stąd szybkość reakcji w oraz stałą k , można wyrazić za pomocą następujących wzorów

$$w = B e^{-E/RT}, \quad [8]$$

$$k = B e^{-E/RT}, \quad [9]$$

$$\ln k = - \frac{E}{RT} - \ln B, \quad [10]$$

przy czym

$$B = \text{const} \sqrt{T}. \quad [11]$$

Wzór [9] jest słuszny, ponieważ stała k określa szybkość reakcji chemicznej w danej temperaturze. Wielkość B ma wymiar cal/mol, jeżeli R posiada wymiar 1,98 cal/mol °K. Mnożnik $e^{-E/RT}$ we wzorze Arrheniusa z punktu widzenia fizyki statystycznej przedstawia ilość cząsteczek o energii większej od E . Stałą B można w pierwszym przybliżeniu przyjąć jako wartość niezależną od temperatury, stąd

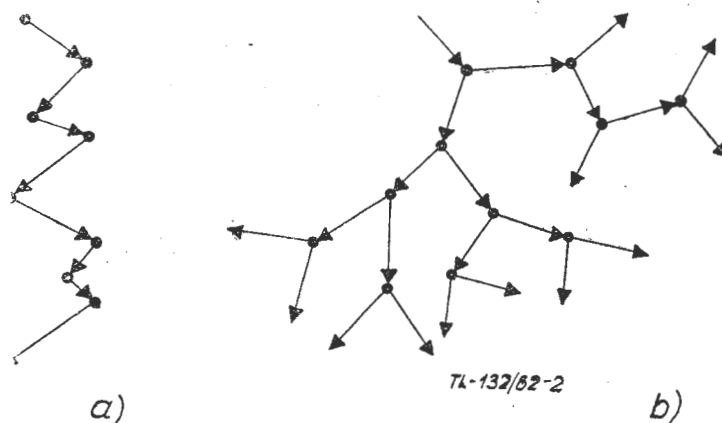
$$\ln k = - \frac{E}{R} \cdot \frac{1}{T} + \text{const}. \quad [12]$$

Z wykresu funkcji $\log k = f(1/T)$, otrzymuje się prostą, której tangens kąta nachylenia określony jest wyrażeniem

$$\text{tg } \alpha = - \frac{E}{R} \quad [13]$$

i pozwala wyznaczać graficznie energię aktywacji²⁾. Wartość E można wyznaczać także za pomocą wyznaczonych doświadczalnie stałych szybkości k_1 i k_2 dla odpowiednich temperatur T_1 i T_2 .

Procesy aktywacji przy zachodzeniu reakcji chemicznych, formalnie dla układu w stanie równowagi termodynamicznej, podlegają prawom rozkładu energii. Jednak dla niektórych typowych reakcji egzotermicznych możliwy jest inny, specjalny mechanizm. W reakcjach tych cząsteczki nowo powstałe, znajdujące się w stanie wzbudzonym, oddają całą swoją energię wyzwoloną w czasie ich powstawania innym, które natychmiast ulegają aktywacji i to o wiele bardziej gwałtownie, niż w normalnym procesie zderzeń. Zapoczątkowują one w ten sposób łańcuchy reakcyjne (rys. 2). W przypadkach szczególnych energiczna początkowa aktywacja może być przyczyną dysocjacji cząsteczek na atomy



Rys. 2

bądź rodniki, które z kolei mogą inicjować długie serie reakcji z wielokrotnie powtarzającym się procesem regeneracji atomów lub rodników. Jak już wspomniano wyżej, atomy i rodniki wymagają do dalszych reakcji znikomej energii aktywacji, czego konsekwencją jest łatwość ich reagowania. Reakcje tego typu noszą nazwę reakcji łańcuchowych. W każdej reakcji łańcuchowej występuje proces inicjujący powstawanie rodników-

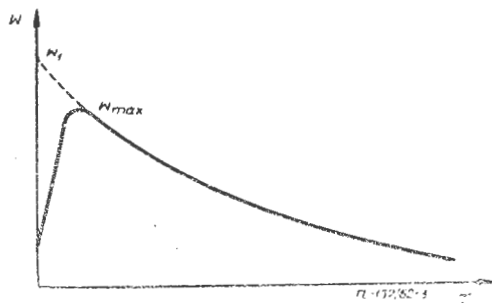
²⁾ Jeżeli wykres $\log k = f(1/T)$ ma kształt linii łamanej lub krzywej, wtedy ma się do czynienia z reakcją bardziej skomplikowaną, składającą się z dwóch lub więcej przebiegających obok siebie procesów.

-propagatorów³⁾. Na przykład przy spalaniu wodoru powyżej 5000 °C powstają rodniki OH; obserwuje się tutaj reakcję łańcuchową, podczas gdy w temperaturach poniżej 500 °C reakcja ta posiada charakter zwykłej reakcji kontaktowej. Reakcja łańcuchowa trwa aż do momentu zerwania łańcucha w wyniku dezaktywacji propagatorów (np. dla spalania wodoru rodników OH).

Cechą charakterystyczną reakcji łańcuchowych utleniania węglowodorów w fazie gazowej jest towarzyszenie tym reakcjom płomienia lub wybuchu, naturalnie w warunkach określonych przedziałami temperatur i ciśnienia, poza którymi przebiegają one powoli lub w ogóle nie zachodzą.

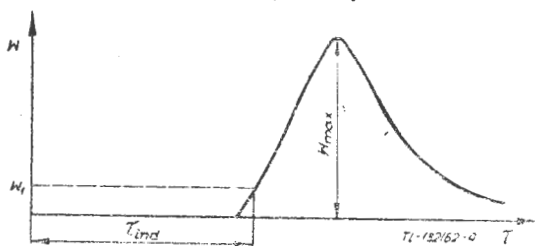
W warunkach występowania, w wyniku reakcji łańcuchowych, zapłonu bądź wybuchu obserwuje się okres indukcyjny, zwany opóźnieniem zapłonu. W czasie trwania tego okresu ilość ciepła wydzielającego się w czasie reakcji przewyższa ilość ciepła odprowadzanego, a stężenie aktywnych centrów osiąga wymaganą wartość. Mieszanina ogrzewa się do temperatury przewyższającej temperaturę zapłonu i następuje gwałtowny wzrost szybkości reakcji, kończący się mniej lub więcej gwałtownym samozapaleniem lub wybuchem.

W reakcjach łańcuchowych o łańcuchach prostych każda aktywna cząsteczka rozpoczyna jeden łańcuch (rys. 2a). Reakcje te charakteryzują się krótkim okresem indukcyjnym, potrzebnym do rozwinięcia łańcucha, po którym zachodzą one powoli ze stopniowo malejącą szybkością, równoległe do zmniejszającego się stężenia substratów (rys. 3), na przykład reakcja fotochemiczna $\text{Cl}_2 + \text{H}_2 \rightarrow 2\text{HCl}$.



Rys. 3

W reakcjach łańcuchowych o łańcuchach rozgałęzionych każda uaktywniona cząsteczka przyczynia się do powstania co najmniej dwóch nowych cząsteczek aktywnych, dzięki czemu łańcuch reakcyjny ulega rozgałęzieniu na kilka nowych łańcuchów reakcyjnych — powstaje pewna liczba nowych aktywnych centrów reakcji (rys. 2b). Przykładem może być proces zachodzący w mieszaninie piorunującej wodoru i tlenu według Habera [lit. 1], a także reakcje utleniania węglowodorów w reakcjach spalania. Jeżeli rozgałęzianie się łańcucha przebiega z odpowiednią szybkością, wówczas — w odróżnieniu od prostych reakcji łańcuchowych — reakcja nie przebiega stacjonarnie, ulegając samorozpędzaniu się i osiągając w bardzo krótkim czasie maksimum szybkości — stan zapłonu lub wybuchu (rys. 4). Siemionow [lit. 3], który stwierdził istnienie



Rys. 4

tego rodzaju reakcji, wykazał, że mogą zachodzić przypadki, w których rozgałęzienie łańcuchów pojawia się w wyniku rozpadu cząsteczek produktów pośrednich na rodniki a nie jako wynik oddziaływania aktywnego centrum pochodzącego z substratu. W tym przypadku czasy samoprzyspieszania określane są szybkościami powstawania rodników z produktów pośrednich. Właśnie ten

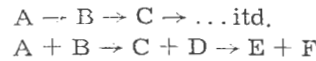
³⁾ Propagatorami mogą być cząsteczki produktu reakcji odpowiednio wzbudzone energetycznie; łańcuchy reakcyjne mogą być inicjowane przez określone rodzaje cząsteczek aktywnych, chemicznie nienasyconych, np. OH.

typ reakcji łańcuchowych, w których rozgałęzienie jest wynikiem rozpadu cząsteczek pośrednich na rodniki, reprezentowany jest w reakcjach spalania węglowodorów. Siemionow nazwał ten typ reakcji „zwyrodniałymi łańcuchowymi wybuchami”.

Przemiany chemiczne, szczególnie w reakcjach spalania, zachodzą na drodze bardziej złożonych transformacji i bardziej różnorodnymi drogami, niż to wynika z końcowego równania reakcji. Mogą one przebiegać według przedstawionych kombinacji:



Układ II nazywany jest sprzężonym, jeżeli druga reakcja równoległa nie zachodzi, gdy nie zachodzi pierwsza, na przykład brak w tym układzie składnika B, który reagując z A jak gdyby katalizował drugą reakcję. Ten typ reakcji nosi także nazwę reakcji konsekwentnych, przebiegając według schematu:



W związku ze złożonym charakterem reakcji spalania węglowodorów ich rząd należy rozpatrywać w odniesieniu do wszystkich reakcji pośrednich, zachodzących w czasie trwania procesu. Naturalnie, decydujący wpływ na ogólną szybkość reakcji będą wywierały te reakcje pośrednie, których szybkość jest największa. Szybkość spalania jest często określana za pomocą sumarycznych makrokinetycznych zależności zgodnie z równaniami [2] i [6], np. dla reakcji $mA + nB + pC \rightarrow m'A + n'B + p'C$.

$$w = -\frac{dc}{dt} = k[A]^m \cdot [E]^n \cdot [C]^p \dots = kc_1^m \cdot c_2^n \cdot c_3^p \dots \quad [14]$$

jeżeli $[A] = c_1, [B] = c_2, [C] = c_3 \dots$

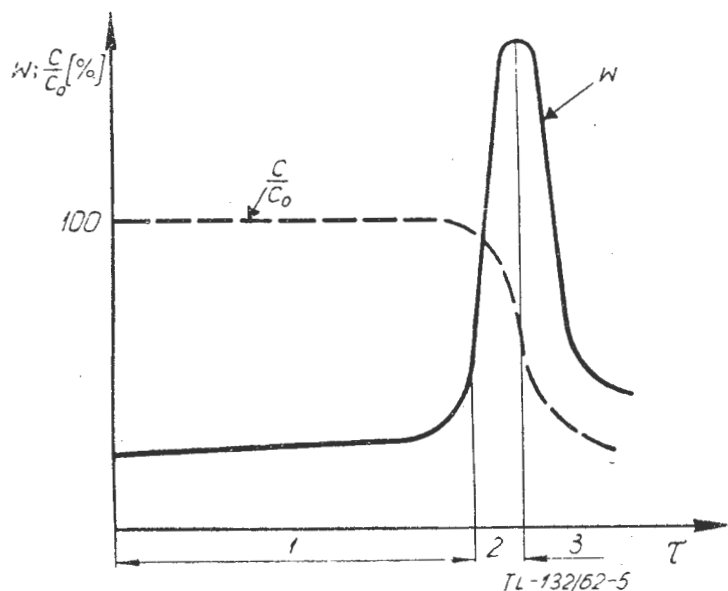
Badając opisaną wyżej reakcję spalania wodoru, przebiegającą według schematu reakcji łańcuchowej rozgałęzionej, stwierdzono charakterystyczny dla tego typu reakcji okres indukcyjny. W okresie tym zachodzi narastanie aktywnych centrów reakcji, wzrost stężenia atomów H. Jeżeli stężenie początkowe H w danym układzie zwiększy się, to okres indukcyjny ulega skróceniu i reakcja przebiega z większą szybkością. Jeżeli zaś, np. w wyniku reakcji rekombinacji atomów H do H_2 , stężenie atomów H maleje, okres indukcyjny rośnie do nieskończoności, szybkość reakcji zanika i przy pewnym stężeniu atomów $\text{H} = c_{H1}$ łańcuchowy samozapłon nie zajdzie. Dla tej reakcji

$$\frac{dc}{dt} \text{H} \sim c_{\text{H}} \quad [15]$$

Zależność szybkości reakcji od czasu, $w = f(t)$, i zależność stężenia od czasu, $c = f(t)$, gdzie c — stężenie jednego z reagentów, rozróżniają reakcje pomiędzy sobą.

Podział reakcji z kinetycznego punktu widzenia, to jest ze względu na ich szybkość, wyodrębnia praktycznie w warunkach zachodzenia tych reakcji (np. ciśnienie i temperatura, kształt oraz tworzywo ścianek naczynia itd.): 1) reakcje biegnące powoli, w których powstawanie produktów reakcji wymaga stosunkowo długiego czasu; 2) reakcje szybkie o bardzo krótkich okresach czasu, w których reagują przeważające ilości substratów; zalicza się do nich reakcje łańcuchowe. Reakcje o łańcuchach rozgałęzionych charakteryzują się bardzo dużym samoprzyspieszeniem. Najczęściej o szybkości reakcji decydują warunki, w których ona zachodzi. Zależność $w = f(t)$ przedstawiona na rys. 3 i 4, podaje przebieg tych reakcji w czasie. Na rys. 5 pokazany jest przebieg reakcji szybkich lub wybuchowych — zmiana stężenia i szybkości w funkcji czasu. Rozróżnia się trzy odcinki czasu, z których pierwszy odpowiada bardzo wolnemu rozwijaniu się reakcji z nieznaczną ilością przereagowanych substratów. Drugi odcinek charakteryzuje się gwałtownym wzrostem szybkości reakcji oraz przereagowaniem większości substratów. W trzecim odcinku obserwuje się gwałtowny spadek szybkości, $w \rightarrow 0$ gdy $t \rightarrow \infty$ oraz przereagowanie pozostałej ilości substratów.

Można rozpatrzyć niektóre zagadnienia reakcji szybkich na przykładzie reakcji dwucząsteczkowej $A + B \rightarrow$ produkty. Równanie kinetyczne tej reakcji przy rów-



Rys. 5

nych stężeniach substratów, zgodnie z równaniami [2] i [6] lub [14], przybierze postać $-\frac{dA}{dt} = k[A][B]$. Dla tej reakcji czas potrzebny do przereagowania połowy substratu — czas połówkowy wyraża się wzorem $\tau_{0,5} = k^{-1} \cdot A_0^{-1}$

gdzie A_0 — stężenie początkowe A. W tabeli 2 zestawione są czasy połówkowe reakcji w zależności od stałych szybkości reakcji, dla których wartości maksymalne przyjmuje się $k = 10^{14} \text{ cm}^3 \text{ mol}^{-1} \text{ sek}^{-1}$. Także zestawione są odpowiednie wartości energii aktywacji E oraz współczynnika sterycznego P^4). Współczynnik ten zmienia się w granicach od 1 do 10^{-4} dla dwóch wartości ciśnienia początkowego (stężenia) składnika A, mianowicie $A_0 = 2,5 \cdot 10^{-5} \text{ moli/cm}^3$ i $A_0 = 2,5 \cdot 10^{-8} \text{ moli/cm}^3$. Odpowiada to ciśnieniom cząstkowym odpowiednio 0,5 i $0,5 \cdot 10^{-3} \text{ atm}$ w normalnych warunkach. Jak widać, przy niewielkiej lub zerowej energii aktywacji, reakcja dwucząsteczkowa w danym przedziale stężeń praktycznie zachodzi z szybkością zbliżoną do detonacji. Pomiędzy tym stężeniem i szybkościami rozciąga się szeroki zakres prawdopodobnych szybkości reakcji. Czas „wygaszania” wzbudzonych atomów nie przekracza na ogół 10^{-8} sek . Rekombinacja jonów zachodzi w przedziałach czasu rzędu 10^{-6} sek . W fali detonacyjnej, przemieszczającej się z prędkością 2000 m/sek, przy grubości strefy reakcji 1 cm czas reakcji wynosi 10^{-5} do 10^{-6} sek . W płomieniach benzenowskich, w których rzeczywista grubość strefy reakcji spalania osiąga kilka dziesiątych milimetra, czas reakcji przy liniowym przepływie gazu z prędkością 100 cm/sek będzie się zawierał w przedziałach 10^{-3} do 10^{-4} sek .

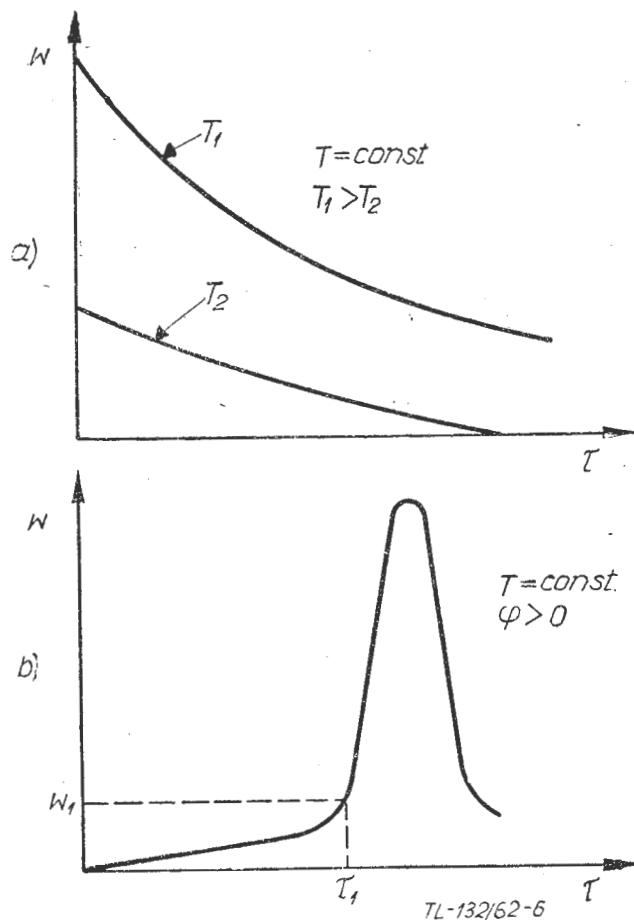
Przyczyną wybuchowego przebiegu zwykłych reakcji jest nagromadzenie się ciepła w układzie reakcyjnym, podczas gdy dla reakcji o łańcuchach rozgałęzionych — nagromadzenie się aktywnych centrów reakcji. Potwierdzone to zostało możliwością doprowadzenia do wybuchu w warunkach izotermicznych (rys. 6).

W praktyce ważne są dwa pierwsze okresy czasu $\Delta\tau_1$ i $\Delta\tau_2$ (rys. 5), które określają główny czas reakcji, a zależą przede wszystkim od warunków i rodzaju reakcji. Przy zróżnicowanych wartościach szybkości bierze się pod uwagę, w zależności od potrzeb, wartości skrajne: największe bądź najmniejsze. Przykładem może być okres indukcyjny, interpretowany jako opóźnienie zapłonu przy spalaniu paliw, gdzie stosunkowo wolno

⁴) P — współczynnik prawdopodobieństwa wchodzący w skład stałej B we wzorach [8] i [9], określający warunki geometryczne i energetyczne aktywnych zderzeń; może przybierać wartości od 1 do 10^{-7} .

przebiegające przedzapłonowe procesy chemiczne często wyznaczają całkowity czas trwania procesu spalania. Procesy zachodzące w czasie właściwego spalania mają tak duże szybkości w porównaniu z procesami przedzapłonowymi, że można je w tym przypadku pominąć.

Technika maszyn cieplnych zainteresowana jest tylko reakcjami pozwalającymi przeprowadzać procesy spalania w krótkim czasie. Czas przebywania cząsteczki w komorze spalania silnika przepływowego może wynosić poniżej 0,01 sek (0,005 do 0,006 sek). W ciągu tego okresu czasu muszą być zakończone procesy przygotowania mieszanki paliwowej oraz proces spalania (przyjmują dla ostatniego przereagowanie 90—97% substratów) [lit. 4]. Takim warunkom mogą odpowiadać tylko reakcje szybkie zachodzące z dużymi przyspieszeniami pod wpływem czynników zewnętrznych.



Rys. 6

Gwałtowne zwiększenie szybkości reakcji chemicznej w mieszance paliwowej, zachodzące pod wpływem czynników fizyko-chemicznych, określa się mianem samozapłonu.

Mechanizm samozapłonu łańcuchowego

Teorie zapłonu łańcuchowego i cieplnego, opracowane przez Siemionowa [lit. 3], stały się podstawą nowoczesnej teorii spalania i wybuchów.

W reakcjach łańcuchowych, do których należy większość reakcji wybuchowych, zależność szybkości reakcji od temperatury w pobliżu temperatury zapłonu jest znikoma i praktycznie nie ma znaczenia. Natomiast po osiągnięciu przez mieszaninę reakcyjną temperatury zapłonu, od momentu rozpoczęcia wybuchu reakcja zachodzi w ciągu tysięcznych części sekundy. Gwałtowne narastanie szybkości jest proporcjonalne do ilości aktywnych centrów „prowadzących” reakcję. Jeżeli przyjmiemy się zależność stężenia aktywnych centrów c_a od czasu, wyrażoną za pomocą wzoru.

$$\frac{dc_a}{dt} = w_0 + fc_a - gc_a, \quad [16]$$

to podstawiając $f - g = \varphi$ do wzoru [16] otrzymuje się

$$\frac{dc_a}{dt} = w_0 + \varphi c_a, \quad [17]$$

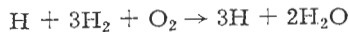
Równanie [17] po scałkowaniu, przy warunku początkowym $c_a=0$, daje wyrażenie na rzeczywiste stężenie aktywnych centrów

$$c_a = \frac{w_0}{\varphi} (e^{\varphi\tau} - 1) \quad [18]$$

Szybkość reakcji łańcuchowej, wyrażona jako szybkość powstawania produktów końcowych, określona jest za pomocą równania Siemionowa

$$w = \frac{zf w_0}{\varphi} (e^{\varphi\tau} - 1) \quad [19]$$

W równaniu tym a oznacza ilość cząsteczek produktów końcowych danej reakcji w wyniku przereagowania każdego z aktywnych centrów, np. dla spalania wodoru



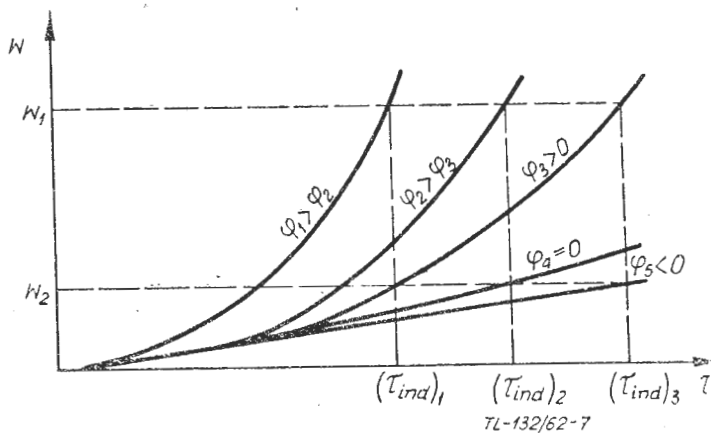
otrzymuje się mnożnik $z=2$, ponieważ reakcja jednego atomu wodoru daje dwie cząsteczki wody.

Zależność stałej szybkości rzeczywistego rozgałęziania się łańcuchów φ od ciśnienia i temperatury $\varphi = f(p, T)$ można określać równaniem potwierdzonym doświadczalnie przez Siemionowa [lit. 3].

$$\varphi = C p^m e^{\gamma/T} \quad [20]$$

gdzie C, m, γ — wielkości stałe.

Na podstawie powyższego rozumowania można przyjmować zależność przebiegu reakcji od udziałów szybkości rozgałęziania się i obrywania łańcuchów, tj. od stałej φ . W miarę podwyższania temperatury wartość φ zmienia znak na dodatni. Dla $\varphi < 0$ szybkość powstawania aktywnych centrów zmniejsza się, a dla $\varphi > 0$ zwiększa się w czasie. Inaczej, rozgałęzianie się łańcuchów zachodzi szybciej od ich obrywania się; reakcja ulega samoprzyspieszeniu i jej szybkość wzrasta wykładniczo. Im większa jest różnica $f-g=\varphi$, tym bardziej wzrasta w . Temperatura, przy której $\varphi = 0$, odpowiada temperaturze krytycznej, poniżej której reakcja łańcuchowa — „łańcuchowy wybuch” — jest niemożliwa. Zależność $w=f(\tau)$ dla różnych wartości φ jest przedstawiona na rys. 7.



Rys. 7

W reakcjach wybuchowych, zachodzących według mechanizmu opisanego wyżej, szybkość powstawania początkowych aktywnych centrów w_0 jest dużo mniejsza od najmniejszej szybkości reakcji w_1 dającej się zaobserwować. W tym przypadku odpowiedni okres indukcji wynosi $e^{\varphi\tau_{ind}}$ i jest dużo większy od 1. Dzięki temu wzór Siemionowa [19] daje się uprościć, określając ostatecznie dokładnie szybkość reakcji łańcuchowej, jako zależność

$$w = \frac{zf w_0}{\varphi} e^{\varphi\tau_{ind}} \quad [21]$$

Dla większych wartości φ , tj. gdy $f \gg g$ szybkość reakcji wyrażona jest szybkością powstawania aktywnych centrów

$$w_1 = w_0 e^{\varphi\tau_{ind}} \quad [22]$$

stąd okres indukcji

$$\tau_{ind} = \frac{1}{\varphi} \ln \frac{w_1}{w_0 z} \quad [23]$$

Zależność τ_{ind} od w_0 i z jest dosyć mała, ponieważ wartości te znajdują się pod znakiem logarytmu, stąd

$$\tau_{ind} = \frac{const}{\varphi} \quad [24]$$

Tak więc przez okres indukcji reakcja zachodzi powoli, z prędkością nie dającą się określić, podczas gdy stężenie aktywnych centrów nieprzerwanie wzrasta (rys. 7).

Mechanizm samozapłonu cieplnego

Jakościowe ujęcie zjawiska wybuchu cieplnego podane zostało przez Vant Hoffa. Dalsze badania tego zjawiska prowadzone przez Siemionowa, następnie Todiesa i Frank-Kamienieckiego [lit. 3, 5, 6], doprowadziły do ilościowego ujęcia.

Matematyczna interpretacja Siemionowa zakładała warunki przechodzenia od stałej szybkości reakcji do narastającej progresywnie szybkości, odpowiadającej warunkom powstania wybuchu. Słuszność założeń Siemionowa opierała się na stwierdzeniu, że ciepło reakcji egzotermicznej wydziela się szybciej od jego strat do przestrzeni otaczającej układ reakcyjny (np. ścianki naczyń) i ogrzewa mieszaninę reakcyjną. Tego rodzaju samoogrzewanie się reakcji przyspieszane jest wykładniczo i prowadzi do nieograniczonego samoprzyspieszenia, kończącego się wybuchem. Ze względu na mniejszą wymianę ciepła z otoczeniem reakcja wybuchowa przebiega lepiej w naczyniach szerokich.

Można rozpatrywać reakcję chemiczną mieszaniny gazowej, zachodzącą w naczyniu; jeżeli ścianki naczyń w momencie początkowym posiadają temperaturę T i ciśnienie p , a w wyniku przebiegu reakcji temperatura mieszaniny ulega zmianie, to według prawa Arrheniusa zmiana temperatury wpływa na szybkość reakcji zgodnie ze wzorem

$$w = B p^n e^{-E/RT} \quad [25]$$

gdzie B — stała, zależna od składu mieszaniny, n — niewielka liczba (całkowita lub ułamkowa), określająca efektywny rząd reakcji.

Szybkość wydzielenia ciepła przez układ reagujący wynosi

$$\Phi_1 = Qw \quad [26]$$

Po podstawieniu [25] do [26] otrzymuje się

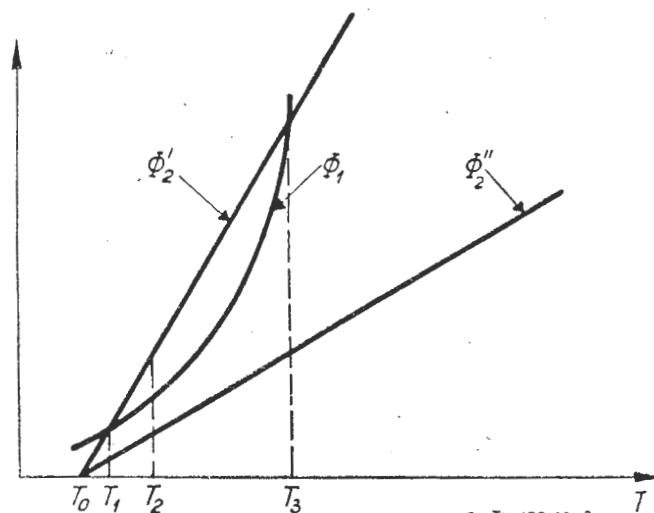
$$\Phi_1 = QBp^n e^{-E/RT} \quad [27]$$

W wyniku przewodnictwa przez ścianki naczyń ilość odprowadzonego ciepła tą drogą wynosi

$$\Phi_2 = a(T - T_0) \frac{S}{V} \quad [28]$$

T_0 i T — temperatury odpowiednio ścianek naczyń (początkowa) i strefy reakcji.

Rys. 8 przedstawia zależność wielkości Φ_1 i Φ_2 od temperatury. Szybkość przewodzenia Φ_2 rośnie liniowo przy wzroście temperatury, podczas gdy szybkość wy-

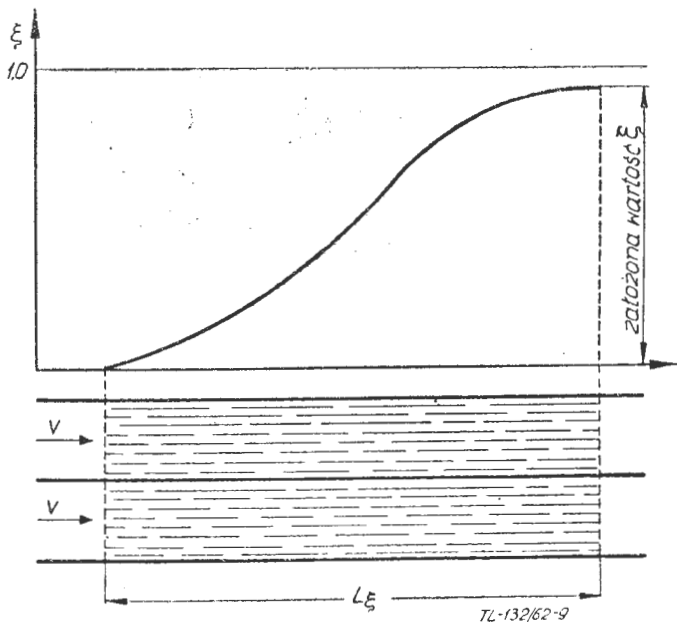


Rys. 8

dzielania ciepła Φ_1 — wykładniczo. Naturalnie, dla temperatury mieszanki paliwowej, równej temperaturze ścianek naczynia, strat ciepłnych nie obserwuje się, lecz w miarę zachodzenia reakcji wydzielające się ciepło powoduje wzrost temperatury o wartości $T - T_0$. Istnieje wartość temperatury T_1 , przy której szybkość utraty ciepła równa jest szybkości wydzielania ciepła w przestrzeni reagującej. W momencie tym nie zachodzi już dalsze zwiększanie się temperatury i szybkości reakcji. W temperaturze reagującego gazu, mniejszej od T_3 , szybkość utraty ciepła Φ_2 będzie większa od szybkości wydzielania ciepła Φ_1 , a temperatura obniży się do wartości T_1 . W przypadku odwrotnym, gdy gaz będzie uprzednio ogrzany do temperatury $T > T_3$, wtedy szybkość wydzielania ciepła wzrasta bardzo szybko i pojawia się zapłon ($\Phi_1 > \Phi_2$). W stałej temperaturze T_0 wzrost ciśnienia i stężenia w mieszaninie reakcyjnej powoduje wzrost szybkości reakcji oraz ilości wydzielonego ciepła. Ponieważ szybkość odprowadzania ciepła jest niezależna od ciśnienia, w związku z tym już przy niewielkich ciśnieniach wydzielanie się ciepła może być większe od jego utraty i reakcja chemiczna będzie zachodziła w temperaturze zbliżonej do temperatury naczynia. Jeżeli zwiększy się ciśnienie, wtedy szybkość reakcji, a więc i szybkość wydzielania ciepła wzrośnie, lecz straty ciepła dla każdej różnicy temperatur pozostaną nie zmienione. Naturalnie, dla każdej określonej temperatury istnieje odpowiednie minimum ciśnienia, przy którym $\Phi_1 = \Phi_2$. Dla wyższych ciśnień, gdy $\Phi_1 > \Phi_2$, szybkość reakcji wzrasta odpowiednio do wzrostu temperatury i następuje wybuch. Reasumując, szybkość reakcji w miarę wzrostu temperatury nieprzerwanie wzrasta i, poczynając od pewnej temperatury, następuje zapłon, jako wynik niedostatecznego odprowadzania ciepła reakcji.

Rozpatrując obydwa mechanizmy samozapłonu w odniesieniu do mieszanek paliwowych należy przyjąć, że zachodzą one równolegle. Wzrost szybkości reakcji, wydzielanie się ciepła i zwiększanie stężenia aktywnych centrów, przy wzrastaniu temperatury, przebiegają równolegle i współzależnie.

Bardzo ważna w praktyce znajomość warunków koniecznych do spalania się mieszanki paliwowej w objętości komory spalania uwarunkowana jest znajomością czasu spalania mieszanki oraz jego zależnością od innych czynników. Zakładając warunki umożliwiające równomierne, w stosunku do przekroju komory spalania, rozrowadzenie mieszanki paliwowej oraz wartość temperatury wystarczającą do wystąpienia samozapłonu, tzn. prowadząc proces w warunkach adiabatycznych i w całej objętości komory spalania, jeżeli znana jest zależność $\tau_s = f(c)$ i prędkość przepływu gazów w , to można wyznaczyć długość komory spalania L_s , potrzebną do spalania określonej ilości mieszanki (rys. 9).



Rys. 9

Czas spalania można wyznaczyć z zależności $c = f(\tau)$. Zależność tę można określić dla reakcji drugiego rzędu

i warunków adiabatycznych z równań szybkości reakcji [8] i wzoru [11].

$$w = \frac{dc_1}{d\tau} = \text{const} \sqrt{T} e^{-E/RT} c_1 \cdot c_2, \quad [29]$$

gdzie c_1 i c_2 — odpowiednie stężenie paliwa i utleniacza.

T i c_2 jako funkcje $c_2 = f(c_1)$ i $T = f(c_1)$ otrzymuje się po odpowiednich przekształceniach [lit. 7] jako zależność

$$T = T_{maks} \left[1 - \frac{c}{c_0} \frac{\Delta T_{maks}}{T_{maks}} \right] = f(c), \quad [30]$$

gdzie $\Delta T = T - T_0$ maksymalny przyrost temperatury w wyniku spalania, a $c_0 - c$ ilość przereagowanych cząsteczek w jednostce objętości.

Podstawiając do wzoru [29] $c_1 = \beta c_2$ (β — współczynnik proporcjonalności), oraz zamiast c_2 i T ich wartości w funkcji c otrzymuje się

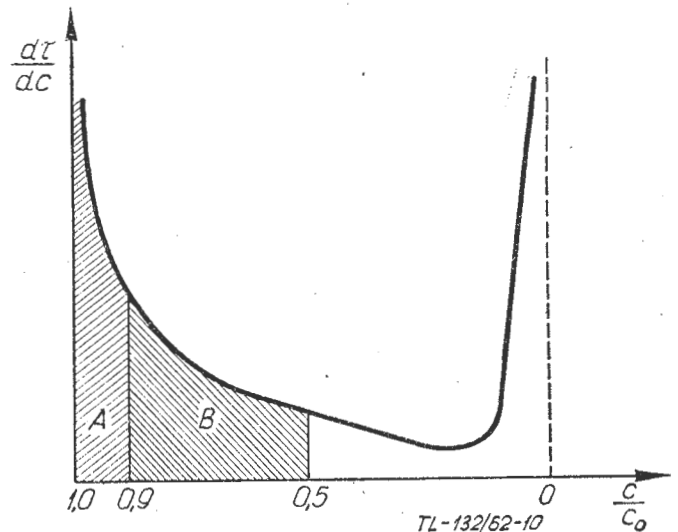
$$w = \text{const} \sqrt{f(c)} e^{-E/Rf(c)} \beta c^2. \quad [31]$$

Zależność [31] pozwala określać zmianę stężenia w czasie za pomocą całkowania graficznego

$$-\frac{dc}{d\tau} = \text{const} \sqrt{f(c)} e^{-E/Rf(c)} \beta c^2 = \text{const} \cdot c_0 \sqrt{f(c)} e^{-E/Rf(c)} \beta \left(\frac{c}{c_0} \right)^2 \quad [32]$$

Prawa strona równania [32] jest zawsze znana dla danego stopnia spalania. Obliczeniowe rozwiązanie [32] przeprowadza się dla różnych wartości $\frac{c}{c_0}$ i oblicza $\frac{d\tau}{dc}$.

Następnie sporządza się wykres zależności $-\frac{d\tau}{dc} = f\left(\frac{c}{c_0}\right)$. Powierzchnia pod otrzymaną krzywą (rys. 10) przedstawia

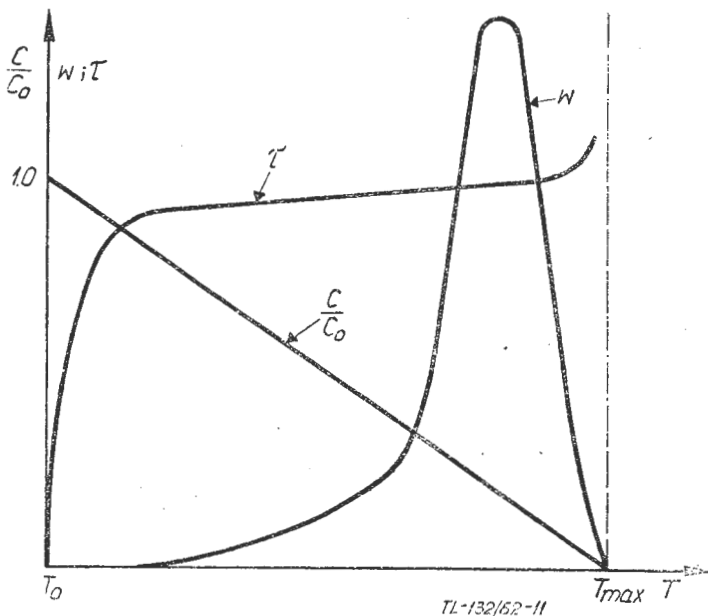


Rys. 10

czas spalania mieszanki. Sposób ten pozwala obliczać zależność $c = f(\tau)$. Na rys. 11 podany jest przebieg powyższych zależności. W tabelach 3 i 4 podane są wartości czasów spalania dla reakcji drugiego rzędu, przy uwzględnieniu omawianych warunków.

Tabela 3 [lit. 7]

Ilość przereagowanej substancji [%]	0,56	1,3	3,6	5,6	56
Podwyższenie temperatury	300—310	310—333	800—900	900—1000	1000—2000
Czas w sek.	$7,5 \cdot 10^{10}$	10^{10}	$3,6 \cdot 10^{-3}$	$6 \cdot 10^{-4}$	$3,7 \cdot 10^{-4}$



Rys. 11

Tabela 4 [lit 8]

Ilość przereagowanej substancji [%]	50	90	97
Czas w sek dla $T_0 = 800$ K	$4,40 \cdot 10^{-3}$	$4,51 \cdot 10^{-3}$	—
Czas w sek dla $T_0 = 1000$ K	$2,9 \cdot 10^{-4}$	$3,1 \cdot 10^{-4}$	$3,6 \cdot 10^{-4}$

Kinetyka reakcji chemicznych w płomieniu

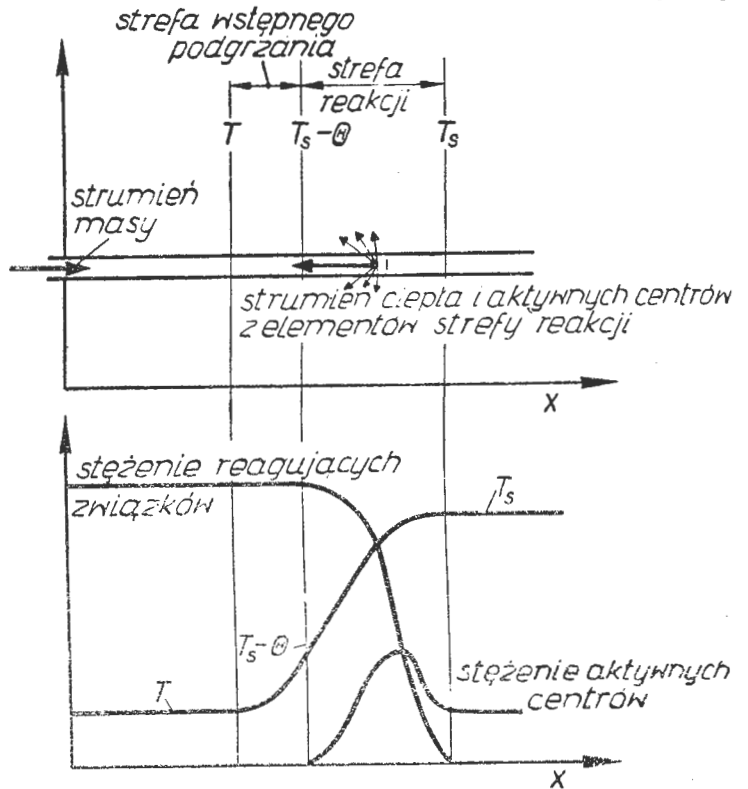
Płomień mieszanki paliwowej przedstawia sobą wydzieloną strefę pomiędzy mieszanką paliwową a produktami spalania, w której występuje przemiana energii chemicznej na cieplną. Strefa ta rozprzestrzenia się od jednej do drugiej warstwy gazu dzięki wymianie ciepła i aktywnych centrów. Charakteryzuje się dużą szybkością reakcji chemicznej oraz dużymi różnicami temperatury i stężeń w porównaniu ze strefami sąsiadującymi i tworzy tak zwane czoło płomienia.

Rozprzestrzenianie się czoła płomienia warunkują procesy przewodnictwa ciepła, zachodzące w kierunku od produktów spalania do mieszanki paliwowej oraz procesy dyfuzji reagujących ze sobą związków chemicznych. Związki te mogą pochodzić z substratów, produktów przejściowych i końcowych produktów spalania. Cząsteczki produktów przejściowych mogą dostarczać aktywnych centrów i dlatego szybkość ich przenoszenia może w dużym stopniu wpływać na szybkość rozprzestrzeniania się płomienia. Znajac stężenie początkowe mieszanki paliwo-utleniacz, oblicza się za pomocą metod termodynamicznych skład produktów spalania. Analizując proces spalania, przebiegający w temperaturach powyżej $1800-2000$ °C, należy uwzględnić dysocjację produktów reakcji, wywołaną dużym natężeniem promieniowania i nierównomiernym rozkładem temperatury w strefie płomienia. Dysocjację należy uwzględnić szczególnie w odniesieniu do cząsteczek trójatomowych produktów spalania.

W miarę trwania reakcji zmienia się stężenie reagentów i temperatura. Zmiany te mają miejsce także w strefie, gdzie przemiany chemiczne nie zachodzą. Skład chemiczny tej strefy ulega zmianie na skutek dyfuzji, a jej temperatura zmienia się w wyniku przewodnictwa cieplnego. Cząsteczki reagujących związków dyfundują ze strefy wstępnego podgrzewania w kierunku strefy spalania. Cząsteczki produktów spalania dyfundują w kierunku przeciwnym. Prędkości dyfuzji mogą się dodawać lub odejmować od prędkości masy mieszanki gazowej; cząsteczki reagujących związków będą poruszały się szybciej od cząsteczek produktów reakcji, dzięki temu mogą się w pewnym stopniu mieszać ze sobą. Stężenie cząsteczek produktów przejściowych reakcji może osiągać maksimum wartości w granicach przedziału $T - T_s$, dzięki czemu cząsteczki mogą dyfundować w obu kierunkach (rys. 12). Współczynniki dyfuzji i przewodnictwa cieplnego mogą posiadać war-

tości podobne, jeżeli ciężary cząsteczkowe substratów i produktów spalania są zbliżone do siebie. Skład i temperatura gazów w płomieniu zmieniają się tak, jak gdyby reakcja chemiczna zachodziła w warunkach adiabatycznych oraz bez wymiany masy z sąsiadującymi warstwami. Można przyjąć, że w strefie płomienia zachowana jest stałość sumy energii cieplnej i chemicznej. Zwiększenie energii cieplnej w wyniku ogrzewania mieszaniny jest kompensowane stratami energii chemicznej na skutek dyfundowania substratów.

Nie wdając się w szereg procesów zachodzących w płomieniu, należałoby wyjaśnić, jaka jest szerokość strefy płomienia, czas przebywania w niej reagujących substancji oraz prędkość rozprzestrzeniania się płomienia lub produktów spalania. Michelson i Mache [lit. 4]



Rys. 12

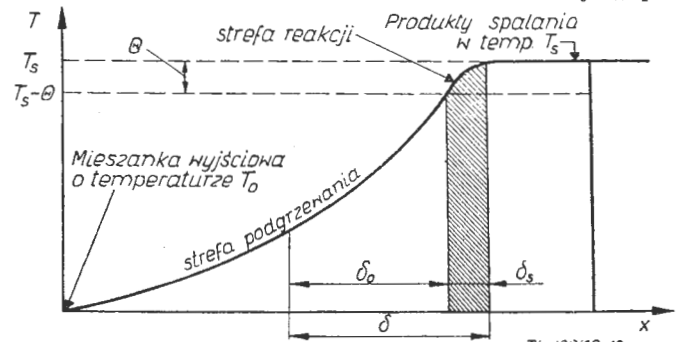
zastosowali do tych celów równanie Hertza, określające falę cieplną przed ogrzaną powierzchnią, poruszającą się ze stałą prędkością w kierunku płomienia

$$T = T_0 + Be^{ux/x} \quad [33]$$

Równanie [33] zastosowane jest dla strefy wstępnego podgrzewania tam, gdzie jeszcze nie zachodzą reakcje chemiczne oraz wydzielanie się ciepła (rys. 13). Szerokość tej strefy wstępnego podgrzewania wyznaczana jest przez odległość, w której nagrzanie wzrasta „e” razy ($e = 2,7$).

$$l = \frac{\lambda}{u} = \frac{\lambda}{c_p \rho u} \quad [34]$$

Zieldowicz [lit. 8] obliczył szerokość strefy płomienia dla najwolniej i najszybciej spalających się związków; dane zestawione są w tabeli 5. Jak wynika z danych tej tabeli, czas przebywania substancji w pło-



Rys. 13

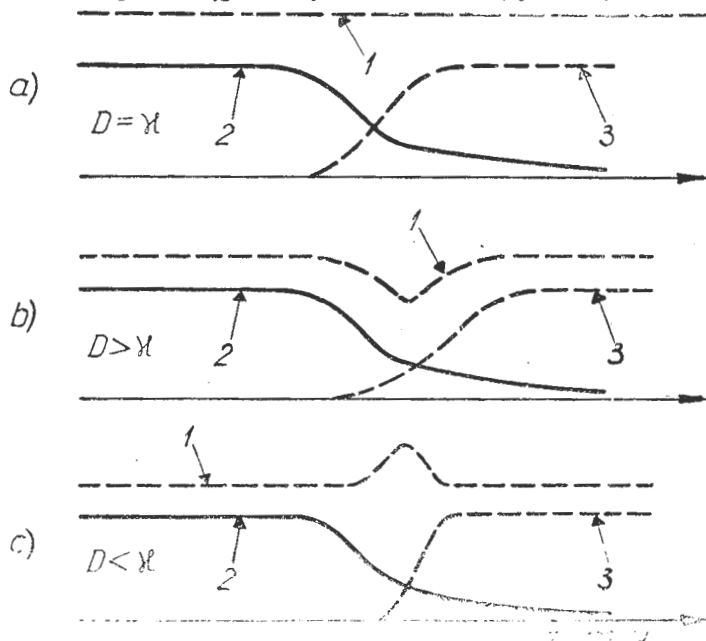
mieniu jest dużo większy od czasu wolnego przebiegu cząsteczki w gazie. Dla gazów w warunkach normalnych (0°C i 760 mmHg) czasy wolnego przebiegu cząsteczek wynoszą dla H₂ ok. 0,6 · 10⁻¹⁰ sek; O₂ ok. 1,5 · 10⁻¹⁰ sek; CO ok. 1,2 · 10⁻¹⁰ sek [lit. 19]. Powyższe dane

Tabela 5 [lit. 8]

Mieszanka paliwowa	Prędkość płomienia u [cm/sek]	Szerokość l [cm]	Czas przebywania l/u [sek]
6% CH ₄ + 94% powietrza	5	0,06	4 · 10 ⁻³
2H ₂ + O ₂ mieszanina piorunująca	1000	0,0003	10 ⁻⁷

potwierdzają pogląd, z którego wynika, że reakcje o dużej energii aktywacji oraz złożonym przebiegu wymagają większej ilości zderzeń na jedno zderzenie prowadzące do reakcji chemicznej.

W warunkach spalania homogenicznego Zieldowicz [lit. 8] zakłada trzy przypadki: 1) $D = u$, to znaczy, że współczynniki dyfuzji i przewodnictwa są sobie równe. Dla zbliżonych wartości ciężarów cząsteczkowych substratów i produktów reakcji wartość D jest bliska rzędem wielkości wartości u ; reakcja przebiega adiabatycznie, rys. 14a; 2) $D > u$, — współczynnik dyfuzji jest większy od współczynnika przewodnictwa cieplnego. Zieldowicz rozpatrywał ten przypadek dla biednych mieszanek wodór-powietrze; wodór dyfunduje z niedopalonych warstw, zasób ciepła osiąga swoje minimum (rys. 14b); 3) $D < u$ — współczynnik dyfuzji jest mniejszy od współczynnika przewodnictwa cieplnego. Przy spalaniu mieszanek związków o dużych ciężarach cząsteczkowych, na przykład benzen-powietrze, ciepło rozprzestrzenia się szybko i w tych warunkach ogrzewanie się mieszaniny przebiega w czasie o wiele krótszym niż dyfundowanie benzenu do strefy płomienia; zasób ciepła osiąga swoje maksimum (rys. 14c).



Rys. 14

Ogrzewanie się substratów reakcji chemicznej w wyniku przewodnictwa ciepła, przy jednoczesnym zmianianiu się składu substratów, spowodowanym dyfuzją z sąsiednich warstw, charakteryzuje przebieg reakcji chemicznych w płomieniu. Szybki wzrost temperatury, znamionujący kinetykę reakcji chemicznych w wysokich temperaturach, wyklucza istnienie stadiów opóźniających podczas gdy przy samozapłonieniu stadia te występują. Są one spowodowane czasem nagromadzenia się koniecznych ilości ciepła oraz aktywnych centrów. W przedziale temperatur od temperatury początkowej T_0 do temperatury T_s następuje równoległe zmiana stężenia reagujących składników. W czole płomienia, w warunkach wzajemnych przemian, wraz ze zmianą stężenia reagentów i temperatury, zmieniają się szybkości reakcji.

Jednym z podstawowych celów w badaniach kinetyki procesów spalania jest ustalenie związku pomiędzy pręd-

kością rozprzestrzeniania się płomienia a szybkością reakcji chemicznej w płomieniu. Dla homogenicznych mieszanek gazowych bada się dokładnie wąską warstwę, w której zachodzi przemiana mieszanki paliwowej w produkty spalania. Reakcje chemiczne w strefie płomienia przebiegają w wąskim przedziale temperatur Θ (rys. 14). Grubość tej strefy δ_s , zwanej chemiczną, jest mniejsza od całkowitej grubości $\delta = \delta_0 + \delta_s$, gdzie δ_0 — strefa wstępnego podgrzewania. Ciepło do strefy podgrzewania doprowadzane jest ze strefy reakcji chemicznych to jest strefy spalania, gdy składniki paliwa dyfundują w kierunku przeciwnym. Mieszanka paliwowa ulega przemianom chemicznym głównie w strefie chemicznej, w przedziale temperatur $T_s - \Theta$. W strefie wstępnego podgrzewania δ_0 , która jest dużo większa, reakcje chemiczne praktycznie nie zachodzą. Ciepło przewodzone z gorącej części płomienia do strefy podgrzewania powinno być równe liczbowo ciepłu niezbędnemu dla ogrzania mieszanki paliwowej w strefie gazowej do określonej temperatury T_z .

$$\lambda \frac{dT}{dx} = u_n \rho_0 c_p (T_z - T_0) \quad [35]$$

gdzie x — głębokość przenikania ciepła.

Przybliżone równanie dla gradientu temperatury w strefie płomienia

$$\frac{dT}{dx} \approx \frac{T_z - T_0}{\delta} \quad [36]$$

Podstawiając [36] do [35] otrzymuje się szerokość strefy płomienia

$$\delta \approx \frac{\lambda}{u_n c_p \rho_0} \quad [37]$$

ponieważ

$$\kappa = \frac{\lambda}{c_p \rho_0} \quad [38]$$

stąd

$$\delta \approx \frac{\kappa}{u_n} \quad [39]$$

Czas potrzebny na ogrzanie mieszanki paliwowej w warstwie δ do temperatury, w której może zachodzić spalanie, można przedstawić w przybliżeniu za pomocą wzoru

$$\tau_{ogrzew} = \frac{\delta}{u_n} = \frac{\kappa}{u_n^2} \quad [40]$$

Z wzorów [39] i [40] wynika, że im większa jest normalna szybkość rozprzestrzeniania się płomienia u_n , tym mniejsza jest grubość warstwy strefy δ i mniejszy czas ogrzewania. Istnieją podstawy do stwierdzeń, w myśl których szybka reakcja chemiczna zachodzi w strefie, gdzie panuje najwyższa temperatura, zbliżająca się do teoretycznej temperatury spalania. Jeśli temperaturę spalania oznaczy się jako T_s , temperaturę początkową T_0 , a przedział temperatury, w którym zachodzi reakcja $T_s - (T_s - \Theta)$, to

$$\Theta = \frac{RT_s^2}{E} \quad [41]$$

Dla wszystkich rzeczywistych procesów spalania $E \gg \gg RT_s$ i $\Theta \ll T_s - T_0$. Ogrzewanie nie spalonego gazu od T_0 do $T_s - \Theta$ odbywa się za pomocą przewodnictwa cieplnego. W strefie podgrzewania wydzielanie ciepła z reakcji chemicznych jest minimalne. Głębokość przenikania ciepła jako funkcję temperatury daje się wyrazić za pomocą równania

$$\frac{dx}{dT} = \frac{\lambda}{u_n c_p \rho_0 (T - T_0)} \quad [42]$$

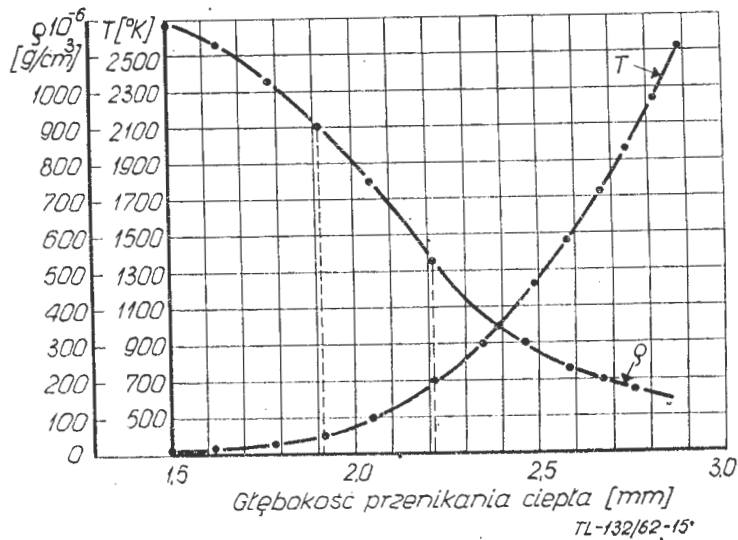
Głębokość przenikania ciepła do strefy przedreakcyjnej Michelson [lit. 8] wyprowadził przez scałkowanie równania [42] przy założeniu stałości λ , c_p oraz u_0 w całym czole płomienia. Rozkład temperatur w strefie podgrzewania gazów, w której szybkość reakcji chemicznej jest jeszcze niewielka, określony jest za pomocą równania

$$T - T_0 = (T_s - T_0) e^{-\bar{c}_p \rho_0 u_n x \bar{\lambda}} \quad [43]$$

Dopuszczając jako granicę strefy ogrzewania powierzchnię, na której podwyższenie temperatury wynosi do 0,01 ($T - T_0$), Damkohler [lit. 8] podaje dla tej strefy grubość określoną w przybliżeniu zależnością

$$x \approx \frac{5 \lambda}{u_n c_p \rho_0} \quad [44]$$

Zaremba i Zieldowicz [lit. 8] badali, opierając się na powyższych danych, posługując się równaniem [44], spalanie metanu w powietrzu. Stwierdzili oni, że gra-



Rys. 15

Mgr inż. TADEUSZ RAJPERT
SITK Warszawa

nica wyraźnej zmiany gęstości nie spalonego gazu odpowiada 400 do 700 °K (rys. 15). Przeprowadzone przez nich badania struktury płomienia za pomocą fotografii cieniowej potwierdziły wywody Michelsona i autorów, dotyczące cieplnej teorii spalania gazów.

Badania czoła płomienia mają duże znaczenie praktyczne ze względu na możliwość rozwiązywania problemów intensyfikacji oraz pełności spalania mieszanek paliwowych, szczególnie w warunkach stacjonarnych.

LITERATURA

1. Witkowska S. — Kinetyka chemiczna, wyd. PWN, Warszawa, 1962 r.
2. Nałbadjan A. B., W. W. Wojewodskij — Mechanizm okislenia i gorenia wodoroda, AN ZSSR, 1949 r.
3. Siemionow N. N. — Ciepłoty reakcji, Moskwa, Gostoptechizdat, 1934 r., Uspiechi fiz. nauk, 24, 433/1940 r.
4. Prociesy gorzenia, I. d. Fizyko-Matematycznej Litieratury, Moskwa, 1961 r. Combustion Processes, Princeton University Press, 1956 r.
5. Todies C. M. — Z. Fiz. Chim., 4, 71/1933 r., 13, 868, 1954/1939 r., 14, 1026, 1447/1949 r.
6. Frank-Kamieniecki D. A. — Difuzje i ciepłopieredacza w chemiczkiej kinetyce, Izd. AN ZSSR, 1947 r.
7. Zujew W. S., Skubaczewskij L. S. — Kamiery zgorzenia wozdusznno-reaktywnych dwigatielej, Moskwa, 1958 r.
8. Szaułow J. Ch., Liernier M. O. — Gorzenie w żidkostonych rakietych dwigatielej, Moskwa, Oborongiz, 1961 r.
9. Kiriejew W. A. — Kurs fizycznej chemii, Moskwa, Goschizdat, 1951 r.
10. Frost A. A., Pearson R. G. — Kinetics and mechanism, New York, 1953 r.
11. Mullins E. P., Peuner S. S. — Explosions, detonations, flamability and ignition, London, New York, 1959.
12. Chitrin L. N. — Fizyka gorzenia i wzyrwa, Izd. Moskowskovo Uniwiersitieta, 1951 r.
13. Wachal A. — Materiały pędne i oleje silnikowe, wyd. MON, 1959 r.

534.83

Pomiar i analiza hałasu i wibracji dźwiękowej

Część II

4. Pomiary i analiza hałasów słyszalnych

Technicy i fizycy obecnie dążą do obiektywnego i jednoznacznego dokonywania pomiarów i liczbowego oceniania mierzonych dźwięków. Coraz częściej reprezentowany jest pogląd, że natężenie dźwięków i hałasów dla celów praktycznych można mierzyć z mniejszą dokładnością. Jednak powinno się zawsze oceniać je tą samą wartością, aby technicy, fizycy, lekarze i inni ze wszystkich państw mogli prowadzić między sobą porównania dokonanych prac i wyciągać odpowiednie wnioski. W tym celu ujednolicono i znormalizowano określenie hałaśliwości różnych źródeł, częściowo rezygnując z absolutnej naukowej i technicznej dokładności. Przez takie rozwiązanie, z praktycznego punktu widzenia, nie ponosi się żadnej szkody, gdyż przez znormalizowanie pomiarów, które fizycznie nie są całkowicie dokładne, uzyskiwane wyniki mogą być wszędzie wykorzystane.

Wszelkie rodzaje hałasu, jak np. przemysłowego (industrial noise, machine noise), komunikacyjnego (traffic noise, aircraft noise) i występującego w sferze życia codziennego (w mieszkaniach, zakładach pracy, biurach itp. — building noise) powinny być mierzone, sklasyfikowane oraz w prosty sposób ocenione. Z uwagi na potrzeby normalizacji powinny być ustalone możliwe graniczne wartości hałaśliwości w skali międzynarodowej i odpowiednimi aktami normatywnymi wprowadzone w poszczególnych państwach do stosowania i przestrzegania. Interesujące są przede wszystkim try grupy procesu oddziaływania dźwięków i hałasów:

- możliwość uszkodzenia narządów słuchu przez działanie dźwięków i hałasów,
- zmniejszenie się możliwości swobodnego porozu-

mienia przy pomocy mowy w czasie oddziaływania hałasów,

— ogólna uciążliwość hałasu utrudniająca ludziom pracę, zmniejszająca wydajność i wypoczynek w czasie przeznaczonym na spacer, rozrywkę itp.

Dla tych trzech przypadków są różne skale i różne wartości graniczne. W celu jednolitego oceniania poziomu hałasu dla wspomnianych trzech przypadków Międzynarodowa Komisja Normowania (International Standard Organization — ISO) zaproponowała trzy zasadnicze sposoby pomiaru i oceny.

Pierwsza metoda jest bardzo prymitywna i wykonywana bez stosowania sprzętu pomiarowego. Polega ona na prowadzeniu rozmowy o normalnym natężeniu głosu. Odstęp pomiędzy dwiema osobami prowadzącymi rozmowę wynosi 30 cm. Gdy prowadzona rozmowa jest słyszalna przez obie osoby, pomimo oddziaływania hałasu, to poziom jego natężenia jest poniżej granicy szkodliwości.

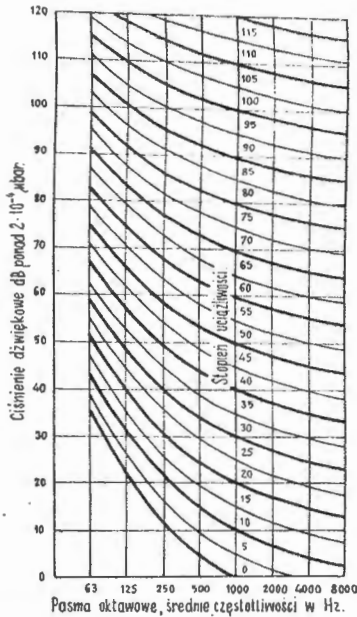
Przy określeniu drugiego stopnia oceny hałasu można posługiwać się względnie prostymi przyrządami pomiarowymi. Jest to metoda obiektywnego pomiaru natężenia głosu. Polega ona na tym, że ustala się poziom energii dźwiękowej przy uwzględnieniu częstotliwości.

Po wprowadzeniu drugiej metody istniały kontrawersje odnośnie krzywej oceny. Jednakże nastąpiło tu pewne ujednolicenie. W Niemczech (NRD i NRF) do takich pomiarów poziomu głośności są używane DIN-phon, przy których posługuje się — w zależności od wysokości mierzonego wskaźnika — trzema różnymi krzywymi oceny. W innych państwach (Polska, ZSRR, Dania i inne) używa się również trzech różnych krzywych oceny, które są oznaczone jako A, B i C. Jednakże ostatnio istnieje tendencja przeprowadzania pomiarów według ustalonej krzywej oceny A. Krzywa ta przyjmuje się również w Niemczech i należy liczyć się z tym, że w ciągu kilku najbliższych lat, niemieckie DIN-phon

znikną i powszechnie będzie stosowana krzywa oceny A — wyniki oznaczane są dB(A). Przy przejściu na ogólnie obowiązującą ocenę dB(A) można będzie w przyszłości uniknąć wielu trudności wynikających z obecnie stosowanych krzywych oceny.

Należy zauważyć, że DIN-phon w zasięgu pomiędzy 30 i 60 dB (krzywa oceny 2) jest praktycznie identyczny z dB(A), podczas gdy przy wartościach powyżej 60 dB (krzywa oceny 1) DIN-phon praktycznie pokrywa się z dB(B).

Trzecia metoda prowadzenia badań hałasu przewiduje przeprowadzenie prostej analizy częstotliwości w pasmach oktawowych. W metodzie tej zostają pomierzone w każdym pasmie częstotliwości nie wywartościowane wielkości dB. W dalszym przebiegu procesu badawczego otrzymywany z pomiarów wykres rejestracyjny wskaźników w poszczególnych pasmach częstotliwości, obejmujący nie wywartościowane wielkości dB — zestawia się w wykresie zbiorczym, który z kolei porównuje się z międzynarodowymi krzywymi oceny hałasu — Noise Rating Curves. Krzywe te, nazywane krzywymi NR, przedstawione na rys. 17, wyglądają podobnie jak krzywe oceny lub krzywe równej głośności (cz. I, rys. 8).



Rys. 17. Międzynarodowa krzywa oceny hałasu (Noise Rating Curves)

Noise Rating Curves są określane również wartościami liczbowymi w ujęciu tabelarycznym. Krzywe te są lekko wyokrąglone, różnią się pomiędzy sobą i podobnie do krzywych równej głośności, przy niższych częstotliwościach są nieco bardziej strome. Wykorzystywane są one przede wszystkim do klasyfikacji i normalizacji hałasów dopuszczalnych.

Wszelkie pomiary akustyczne w zasadzie sprowadzają się do wyznaczenia wielkości ciśnienia fali dźwiękowej, względnie ustalenia częstotliwości drgań badanego dźwięku. Najważniejszymi przyrządami służącymi do tych celów są generatory akustyczne i głośniki wytwarzające pożądany dźwięk oraz mikrofony, wzmacniacze i analizatory, za pomocą których dokonuje się pomiarów dźwięków oraz ich analizy. Wyniki uzyskiwanych pomiarów mogą być odczytywane bezpośrednio ze skali miernika wychyłowego, lub rejestrowane za pomocą specjalnych przyrządów. Poniżej omówiono najważniejsze przyrządy oraz ich zastosowanie przy pomiarze, analizie i rejestracji hałasów słyszalnych.

a. Przyrządy do pomiarów poziomu natężenia i głośności hałasów. Pomiarów i badań hałasu dokonuje się za pomocą metod i przyrządów subiektywnych i obiektywnych.

Przy metodzie subiektywnej dokonuje się pomiaru poziomu głośności hałasu. Metoda ta polega na tym, że stosując przyrząd pomiarowy, nazwany fonometrem, przez porównanie badanego dźwięku lub hałasu z czystym tonem o określonej częstotliwości, wyznacza się poziom jego głośności. Linijka przedstawiona na rys. 1 (cz. I) jest źródłem badanego dźwięku. Obserwator jednym uchem odbiera badany dźwięk (jak to przedstawiono na rys. 1), natomiast do drugiego ucha przykłada słuchawkę, połączoną z generatorem dźwięku

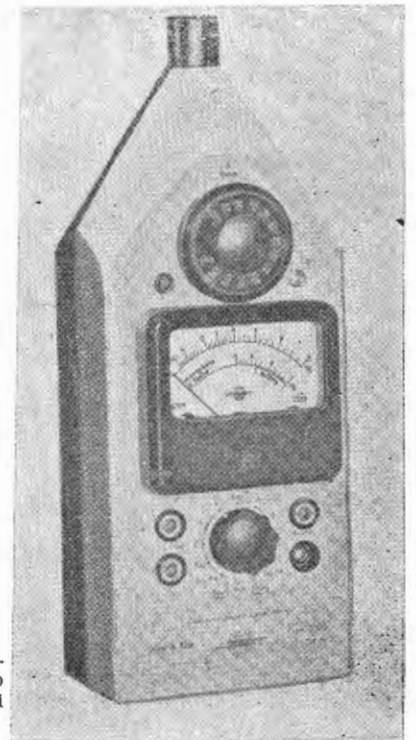
o odpowiedniej częstotliwości. Za pomocą wbudowanego w fonometr regulatora natężenia obserwator reguluje poziom dźwięku wzorcowego, aż do uzyskania równomiernego odczucia głośności dźwięku badanego i dźwięku wzorcowego, pochodzącego z generatora. Po uzyskaniu równomiernej głośności odczytuje poziom głośności badanego dźwięku w fonach.

Cechą charakterystyczną metody pomiaru subiektywnego, nazywanej również metodą fonometryczną, jest możliwość uzyskiwania wielkości bezpośrednio charakteryzujących stopień oddziaływania badanego dźwięku na ucho ludzkie. Jednakże fonometr używany do pomiarów w metodzie subiektywnej posiada cechy ujemne, do których należy zaliczyć przede wszystkim to, że proces samego pomiaru jest dosyć złożony i wymaga sporo czasu oraz to, że rezultaty pomiarów są zależne od charakterystyk słuchu każdego z operatorów. Dlatego też metoda pomiaru subiektywnego i służąca do tego aparatura pomiarowa są praktycznie nie stosowane, z wyjątkiem pomiarów naukowo-badawczych.

Powszechnie stosowana jest metoda pomiaru obiektywnego, wykonywanego za pomocą przyrządów nazwanych precyzyjnymi miernikami natężenia dźwięków, lub za pomocą specjalnego zestawu przyrządów pomiarowych.

Powracając do rys. 1 trzeba sobie wyobrazić, że dokonuje się badania natężenia dźwięku, wysyłanego przez wprawioną w ruch drgający linijkę metodą obiektywnego pomiaru. W poprzedniej metodzie obserwator odbierał badany dźwięk nie uzbrojonym uchem, podczas gdy w metodzie pomiaru obiektywnego — ucho zastąpiono przez mikrofon o szerokiej skali częstotliwości roboczych. Drgania elektryczne, powstające w mikrofonie, są przekazywane do urządzeń, gdzie podlegają wzmocnieniu. Po wzmocnieniu, drgania elektryczne przekazywane są z kolei na specjalny blok, składający się z szeregu urządzeń, w którym formują się charakterystyki czułości przyrządu, zbliżone do częstotliwości krzywych równej głośności. Przy użyciu aparatury służącej do pomiarów obiektywnych, eliminuje się porównywanie dźwięków badanych z dźwiękami wzorcowymi o odpowiedniej częstotliwości drgań i całkowicie uniezależnia się od właściwości słuchu operatora.

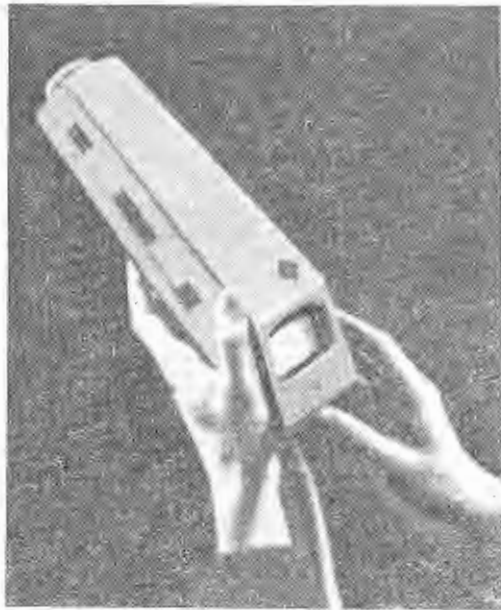
Na rysunku 18 przedstawiono tranzystorowy precyzyjny miernik natężenia dźwięku firmy Brüel & Kjaer typu 2203. Jest to przyrząd przenośny, zasilany bateryjnie, przystosowany do pracy w zakresie temperatur od -10°C do $+60^{\circ}\text{C}$ (wartości graniczne temperatur — poza bateriami — od -20°C do $+90^{\circ}\text{C}$). Za pomocą tego przyrządu można dokonywać pomiarów natężenia dźwięku w zakresie 22 dB(A) — 134 dB z zachowaniem zaleceń IEC dzięki możliwości przełączenia na charakterystyki znormalizowane — A (DIN2), B (DIN1) i C



Rys. 18. Precyzyjny miernik natężenia dźwięku (typ 2203) duńskiej firmy Brüel & Kjaer

oraz charakterystykę liniową. Charakterystyki częstotliwościowe tego miernika są następujące: mikrofon 20 Hz-15 Hz ± 1 dB, 20 Hz-18 kHz ± 2 dB, wzmacniacz ± 1 dB w zakresie 20 Hz. Używany jest mikrofon pojemnościowy z wtórnikiem katodowym oraz wzmacniaczem mikrofonowym. Temperatura graniczna pracy mikrofonów jest rzędu $+150^{\circ}\text{C}$ o stabilności 0,01 dB/ $^{\circ}\text{C}$.

Na rysunku 19 przedstawiono przenośny tranzystorowy precyzyjny miernik natężenia dźwięku firmy Rohde & Schwarz typu EZLT. Przyrząd ten służy do pomiaru poziomu ciśnienia dźwiękowego w granicach 30—120 dB



Rys. 19. Miernik natężenia dźwięku EZLT niemieckiej firmy Rohde & Schwarz

(ponad $2 \cdot 10^{-4}$ μbar) lub poziomu głośności w granicach 30—120 DIN-phon, dla dźwięków o zakresie częstotliwości 30—1250 Hz. Przedstawiony na rys. 19 miernik, w odróżnieniu od miernika przedstawionego na rys. 18, posiada bezpośrednio wbudowany mikrofon pojemnościowy. Szybkość wybierania poszczególnych wskazań przyrządu wynosi 250 μsek . Miernik EZLT posiada podstawę o wymiarze 75 \times 85 mm, długość 305 mm i waży 1 kg.

Na rysunku 20 przedstawiono przenośny precyzyjny miernik natężenia dźwięku również firmy Rohde & Schwarz, typu EZGN, z przenośnym mikrofonem, połączonym z miernikiem za pomocą kabla. Miernik ten przystosowany jest do pomiarów ciśnienia akustycznego w granicach 0,005—1000 μbar z dokładnością ± 2 dB w paśmie częstotliwości 50—5000 Hz i ± 3 dB w paśmie częstotliwości 5000—12 500 Hz, natężenia głośności w granicach 30—134 DIN-phon z dokładnością tolerancji dla pomiaru hałasów komunikacyjnych, przewidzianych normą DIN 5045 i głośności w granicach 1—320 son,



Rys. 20. Precyzyjny miernik natężenia dźwięku, typu EZGN firmy Rohde & Schwarz

przy zastosowaniu w czasie pomiaru specjalnego filtra sonowego. Wszelkich pomiarów przy użyciu miernika EZGN można dokonywać dla dźwięków o częstotliwości drgań w granicach 30 Hz — 12,5 kHz.

Na rysunku 21 przedstawiono przenośny tranzystorowy precyzyjny miernik natężenia dźwięku, zasilany bateryjnie, firmy Dawe Instruments Limited, typu 1400 E.

Miernik ten jest przystosowany do pomiarów odpowiadających wymaganiom IEC. Za pomocą wspomnianego przyrządu można dokonywać pomiarów poziomu natężenia dźwięku w granicach 24—140 dB. Miernik ten, o wymiarach 210 \times 145 \times 95 mm, waży 1,8 kg.

W Polsce opracowano i wykonano sonometr w Zakładzie Akustyki i Teorii Drgań Uniwersytetu Poznańskiego, mierniki poziomu głośności typu Fb-5 i MPG-5 w Zakładzie Elektroakustyki Politechniki Warszawskiej i precyzyjny miernik poziomu głośności typu PE-1 w Zakładzie Badania Drgań Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN. Precyzyjny miernik poziomu głośności typu PE-1 jest przystosowany do charakterystyk wynikających z IEC i posiada zakres pomiaru 30—130 dB. Jest on przyrządem lampowym, zasilanym bateryjnie.

b. Przyrządy do analizy hałasów. Przedstawione precyzyjne mierniki poziomu natężenia hałasu określają średnie wielkości ogólnej energii dźwiękowej hałasu wywoływanego przez badane źródło.

W niektórych przypadkach, w odniesieniu do prostych źródeł hałasu, uzyskane wyniki pomiarów są wystarczające do ogólnej oceny hałasu i określenia niezbędnych dróg do jego osłabienia. W przypadku bardziej złożonych źródeł hałasu, do których zalicza się między innymi silniki samolotów turboodrzutowych i turbośmigłowych, ogólne dane są niewystarczające do opracowania skutecznych form i środków osłabienia hałasu co najmniej do norm hałasów dopuszczalnych. W celu wykrycia głównych składowych częstotliwości hałasu i — w oparciu o to — ustalenia możliwych metod jego osłabienia jest konieczne określenie widm akustycznych



Rys. 21. Miernik natężenia dźwięku, typu 1400 E, angielskiej firmy Dawe Instruments Limited

w poszczególnych pasmach częstotliwości. Można dokonać tego drogą automatycznej analizy badanego hałasu przy pomocy analizatorów lub filtrów.

Działanie analizatorów różnych typów oparte jest na zjawiskach: interferencji drgań lub wzmocnienia rezonansowego. Do analizatora doprowadzone są badane hałasy w postaci zmiennego napięcia z mikrofonu odbierającego badany hałas. Analizator stanowi specjalny blok elektryczny, który przy danym nastrojeniu wzmacnia lub przepuszcza drgania tylko ściśle określonej częstotliwości, a więc innymi słowy mówiąc, analizator jest to urządzenie odbierające drgania w bardziej lub mniej wąskim paśmie częstotliwości. Strzałka wychyłna urządzenia wyjściowego wskazuje wielkość energii dźwiękowej w poszczególnych pasmach częstotliwości. Wszyst-

kie drgania o częstotliwościach większych lub mniejszych od częstotliwości pasma przepuszczanego przez analizator nie są wzmacniane lub też są zatrzymywane i dlatego nie są przyjmowane przez przyrząd wyjściowy. Pokręcając pokrętle, wyskalowanym odpowiednio do przepuszczalności w poszczególnych pasmach częstotliwości, analizator przestraja się na właściwe częstotliwości i następują wskazania energii dźwiękowej dla każdego położenia pokrętła. Przez pokręcenie pokrętle od najniższych pasm częstotliwości do najwyższych, określa się kolejne wielkości energii dźwiękowej występujące w oddzielnych pasmach częstotliwości, wydzielone z ogólnego widma hałasu. Należy nadmienić, że im mniejsza jest szerokość pasma częstotliwości, nazywana często pasmem przepuszczalności analizatora, tym dokładniej określa się wielkość poszczególnych składowych hałasu oraz ogólną postać jego widma, przy czym im węższe przepuszczania, tym większy wymagany jest czas na przeprowadzenie analizy hałasu.

W przypadku konieczności ustalenia trudno wykrywalnych częstotliwości składowych w widmie akustycznym badanego hałasu (określenie mikrostruktury widma), korzysta się z pomocy analizatora, opartego na zasadzie wykorzystania heterodynowego przekształcenia drgań. Analizator typu heterodynowego z wąskim i stałym pod względem wielkości pasmem przepuszczania nadaje się tylko do analizy dźwięków stacjonarnych.

Hałasy wywoływane przez liczne agregaty, w tym również niektóre odmiany silników samolotowych, posiadają często ciągłe widmo bez wyraźnie wydzielonych składowych tonów. W tych przypadkach, w celu opracowania właściwych metod osłabienia hałasu, nieodzowne są takie środki zapobiegawcze, które będą tłumiły wywołany hałas w kilku stosunkowo szerokich zakresach częstotliwości. Do określenia wspomnianego zakresu wystarczy ustalić średnie ciśnienia dźwiękowe w poszczególnych, kolejno rozmieszczonych pasmach częstotliwości widma hałasu. Można dokonać takiej analizy hałasu przez zastosowanie filtrów elektrycznych.

Filtry elektryczne są skonstruowane tak, że przepuszczają one tylko te drgania, których częstotliwość znajduje się w określonych granicach. Wyróżniamy następujące typy filtrów:

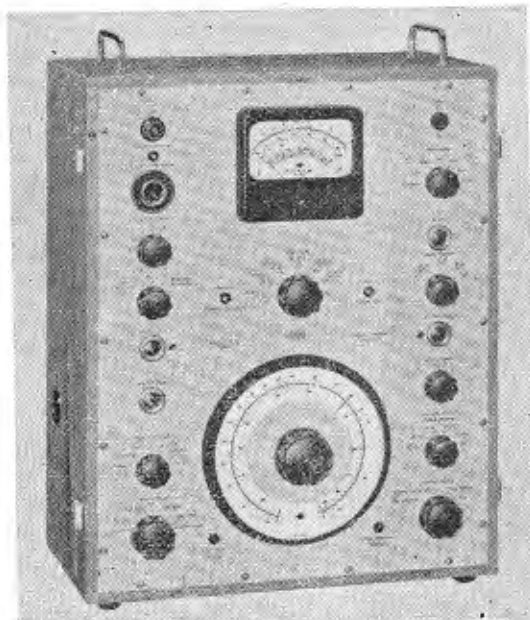
- niskiej częstotliwości,
- wysokiej częstotliwości,
- pasmowe,
- oktawowo.

W praktyce pomiarowej najczęściej spotykane są filtry oktawowo, składające się z ośmiu filtrów pasmowych. Zakres przepuszczania poszczególnych filtrów odpowiada szerokości pasma równego jednej oktawie. Zazwyczaj przyjmuje się następujące wydzielenie oktaw: 50—100, 100—200, 200—400, 400—800, aż do 6400—12800 Hz lub często 37,5—75, 75—150, 150—300, 300—600 aż do 4800—9600 Hz. W licznych przypadkach okazuje się, że poszczególne składowe widma akustycznego zawierają się wewnątrz pasma oktawowego i wówczas ich wykrycie jest niemożliwe. W celu stworzenia możliwości uzyskania większej precyzji pomiarów są skonstruowane filtry półoktawowo i filtry o szerokości pasma równej $1/3$ oktawy. Te ostatnie są najbardziej odpowiednie do przeprowadzenia analiz hałasów przemysłowych.

Na rysunku 22 przedstawiono wygląd zewnętrzny analizatora częstotliwości firmy Brüel & Kjaer, typu 2107, zawierającego wzmacniacz pomiarowy i wzmacniacz rezonansowy, który może być zastosowany w układzie analizującym lub zaporowym. Analizator ten posiada sześć zakresów częstotliwości od 20 Hz do 20 kHz, przestrajanych płynnie.

Na rysunku 23 pokazano wygląd zewnętrzny analizatora tercjowo-oktawowego również firmy Brüel & Kjaer, typu 2121, wyposażonego we wzmacniacz pomiarowy oraz 11 filtrów oktawowych i 33 filtry tercjowe. Częstotliwości środkowe wynoszą 31,5 Hz—31,5 kHz (filtry oktawowo) oraz 25 Hz—25 kHz (filtry tercjowe). W analizatorze tym przełącznik filtrów sterowany jest zdalnie, elektrycznie.

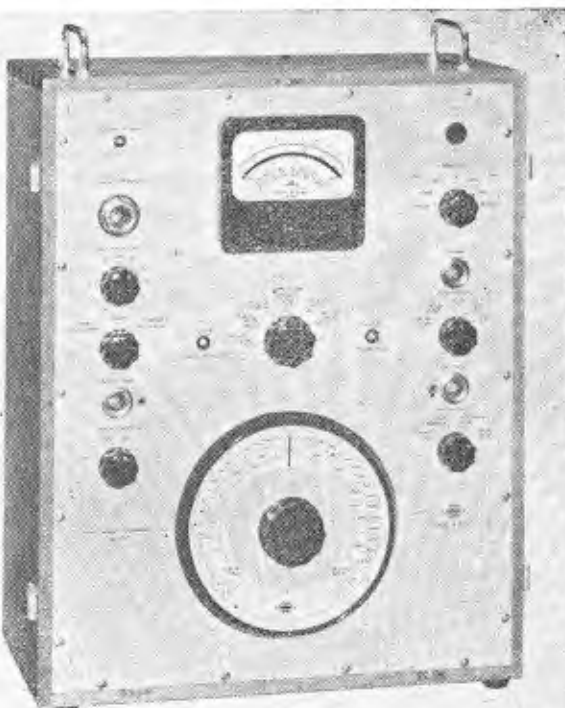
c. Przyrządy do rejestracji hałasów. W czasie prowadzenia analizy badanego hałasu większość czasu poświęca się na notowanie wyników wskazań przyrządu wyjściowego. Dzięki zastosowaniu przyrządów do rejestracji, działających automatycznie, nastąpiło bardzo znaczne skrócenie czasu prowadzenia



Rys. 22. Analizator częstotliwości, typu 2107, firmy Brüel & Kjaer

badania oraz uzyskano poważne zwiększenie dokładności pomiarów.

W licznych przypadkach praktyki akustycznej staje się konieczne utrwalenie badanego hałasu w postaci zapisu, w celu późniejszego przesłuchania albo odtworzenia i dokonania analizy częstotliwości w innym czasie, jak również w innym miejscu. Bardzo często istnieje konieczność ustalenia poziomu natężenia któregoś z parametrów badanego hałasu lub wibracji, jak na przykład: prędkości drgań, przyspieszenia drgań, ciśnienia dźwiękowego itp. Dane te można uzyskać dzięki automatycznym zapisom za pomocą następujących przyrządów:



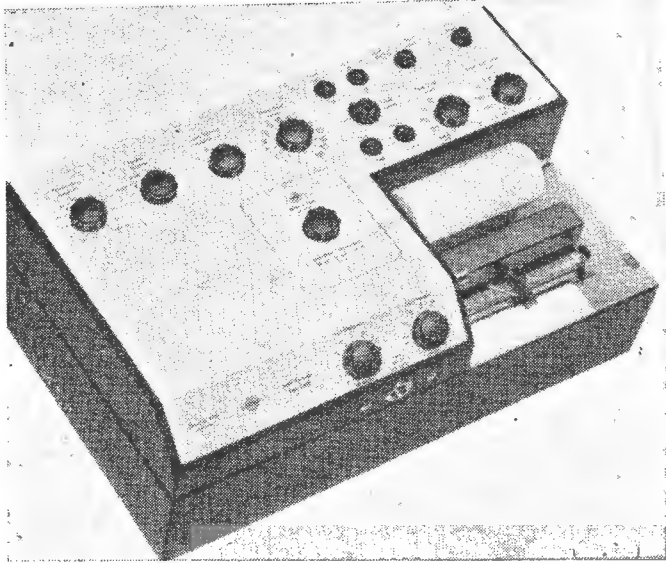
Rys. 23. Analizator tercjowo-oktawowo, typu 2112, firmy Brüel & Kjaer

- szybko działających pisaków rejestrujących,
- magnetofonów,
- urządzeń optycznych rejestrujących hałasy na taśmach kinematograficznych,
- oscylografów.

Zaletą dokumentacji akustycznej, wykonanej za pomocą wymienionych przyrządów, jest nie tylko sporządzenie obiektywnych dokumentów, ale również i to, że

wyklucza się możliwości popełniania przez operatora błędów subiektywnych.

Na rysunku 24 przedstawiono fotografię automatycznego pisaka rejestrującego firmy Brüel & Kjaer (typ 2305 A), rejestrującego wartość skuteczną napięcia zmiennego w zakresie częstotliwości 10 Hz—200 kHz w funkcji czasu, a w połączeniu z innymi urządzeniami — również w funkcji częstotliwości. Przyrząd ten



Rys. 24. Automatyczny pisak rejestracyjny, typu 2305, firmy Brüel & Kjaer

dokonyuje zapisu za pomocą atramentu lub też za pomocą specjalnego rylca szafirowego na odpowiednim papierze rolkowym lub arkuszach biegunowych. Dysponuje on piętnastoma szybkościami zapisu 4—2000 mm/sek, dwunastoma szybkościami przesuwu papieru 0,0003—100 mm/sek i dziesięcioma nastawianymi szybkościami obrotowymi wałka, służącego do napędu skal obcych przyrządów pomiarowych. Wyniki rejestrowane są bezpośrednio w dB.

Na rysunku 25 przedstawiono magnetofon służący do rejestracji między innymi hałasów przemysłowych. W celu uzyskania właściwych rezultatów, należy dążyć do tego, by zapis magnetofonowy nie posiadał istotnych skażeń badanego hałasu.



Rys. 25. Magnetofon do rejestracji hałasów produkcji angielskiej

Najczęściej używanymi przyrządami rejestrującymi są automatyczne pisaki rejestrujące oraz magnetofony. Do badania i rejestracji krótkotrwałych procesów, takich jak na przykład hałas powstający przy uderzeniu, przesuwanie itp., stosuje się oscylografy.

d. Zestawy przyrządów. W praktyce szczególnych badań hałasów, a zwłaszcza związanych z dokładnym wykryciem najgroźniejszych i najintensywniej-

szych pasm składowych częstotliwości widma akustycznego, nieodzownie potrzebnego do opracowania skutecznych form i środków zwalczania hałasu, są używane zestawy przyrządów pomiarowo-analizujących i rejestrujących badane hałasy. Do najczęściej spotykanych urządzeń, wchodzących w skład zestawu przyrządów należy zaliczyć precyzyjny miernik poziomu natężenia dźwięku z mikrofonem, analizator częstotliwości oraz automatyczny pisak rejestrujący lub magnetofon. Taki zestaw przyrządów bardzo często określan jest mianem spektrofotografu częstotliwości akustycznych.

Na rysunku 26 przedstawiono zestaw przyrządów Rohde & Schwarz, składający się z precyzyjnego miernika EZGN (rys. 20) z mikrofonem umieszczonym na specjalnym statywie pomiarowym oraz urządzenia rejestrującego, nazywanego enografem, typu ZGS. Za pomocą tego zestawu dokonuje się pomiaru hałasu w odpowiednich pasmach częstotliwości.

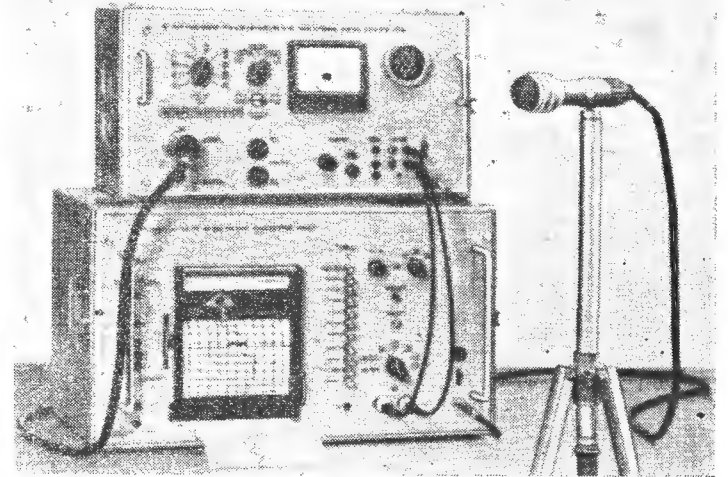
Zestaw przyrządów z oscylograficznym miernikiem poziomu, stosowanym zamiast pisaka rejestrującego, jest szczególnie przydatny do kontrolnych pomiarów produkcyjnych, opartych na zasadzie wspomnianego już uprzednio przesłuchiwania.

e. Przyrządy do pomiarów wibracji. Przy wibracji dużych powierzchni wywoływane są w ośrodku otaczającym je — fale dźwiękowe. Powstające przy tym w otaczającym ośrodku ciśnienie dźwiękowe p jest proporcjonalne do prędkości wibracji i wyraża się zależnością:

$$v = \frac{p}{z} \quad [13]$$

gdzie:

z — jednostkowy opór akustyczny, równy dla płaskiej fali w powietrzu, $c = 41$ omów akustycznych.



Rys. 26. Zestaw przyrządów składających się z: 1 — precyzyjnego miernika natężenia dźwięku, typu EZGN, 2 — automatycznego pisaka rejestrującego, typu ZGS, 3 — mikrofonu pojemnościowego (zestaw Rohde & Schwarz)

Obserwacje i badania przeprowadzone przez różnych autorów wykazały, że poziom intensywności hałasów wywoływanych wibracją wielkich powierzchni określa się przede wszystkim amplitudą prędkości ruchu drgającego typu powierzchni. Stwierdzono, że przy zmniejszeniu prędkości wibracji odpowiednio zmniejsza się wielkość ciśnienia dźwiękowego. Bezpośrednia zależność ciśnienia dźwiękowego od prędkości wibracji umożliwia powiązanie intensywności hałasu z wielkością prędkości ruchu drgającego wibracji V , z następującego wzoru:

$$V = 20 \lg \frac{p}{p_0} = 20 \lg \frac{v}{v_0} \quad [14]$$

gdzie:

v — efektywna wielkość prędkości ruchu drgającego wibracji,
 v_0 — efektywna wielkość prędkości ruchu drgającego na progu słyszalności, dla powietrza równa $5 \cdot 10^{-6}$ cm/sek.

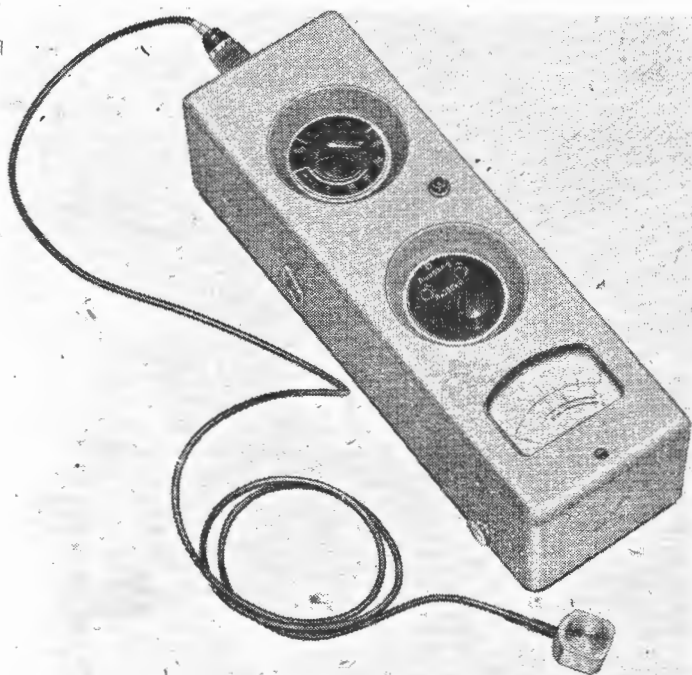
Z uwagi na zależność przedstawioną we wzorze [14] do pomiarów wibracji używa się przyrządów lub ich

zestawów, używanych do pomiarów hałasu, stosując jednakże zamiast mikrofonów czujniki drgań ze specjalnymi wzmacniaczami. Za pomocą tych przyrządów, po zastosowaniu czujników drgań, można bezpośrednio mierzyć drgania badanych części maszyn, silników lotniczych samochodowych, budynków w portach lotniczych itp.

Czujniki drgań, w nowoczesnym wyposażeniu do pomiaru drgań mechanicznych, są podstawowym elementem aparatury pomiarowej, przetwarzającym drgania mechaniczne na napięcie prądu zmiennego. Wytwarzają one napięcie zmienne, proporcjonalne do przyspieszenia badanych drgań. Wymiary i ciężar czujnika są tak małe, że nie obciążają one prawie zupełnie badanego elementu. W czasie prowadzonych badań czujniki drgań umieszcza się w krytycznym punkcie, lub w kilku krytycznych punktach badanego urządzenia.

Oprócz przyrządów lub ich zestawów stosowanych przy pomiarach akustycznych i pomiarach wibracji istnieją również specjalistyczne przyrządy stosowane wyłącznie do pomiarów wibracji. Poniżej przedstawiono kilka z przyrządów stosowanych do pomiarów wielkości wibracji.

Na rysunku 27 pokazano przenośne urządzenie do pomiaru wibracji typu „Vibrotest” EBL, zasilane bateryj-

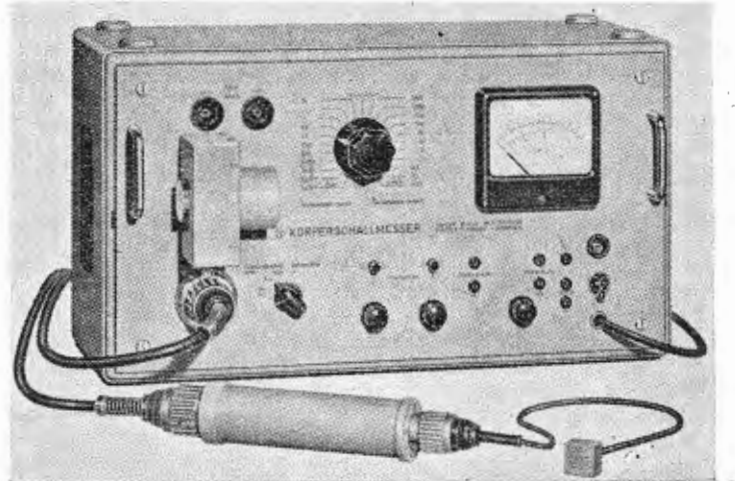


Rys. 27. Bateryjny, przenośny miernik wibracji, typu EBV (Rohde & Schwarz)

nie. Urządzenie to przystosowane jest do pomiaru wibracji o częstotliwości w granicach 30—12 000 Hz. Przyrząd ten wykorzystuje się do pomiarów wibracji maszyn, samolotów, samochodów, budowli itp. Zalecany

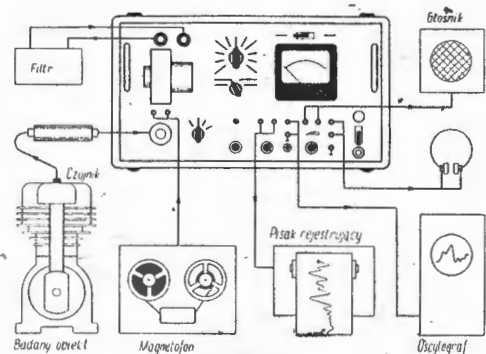
jest on szczególnie do badania pęknięć i rakowatości materiałów warsztatowych oraz ustalenia dynamicznych najistotniejszych elementów silników samochodowych i samolotowych.

Rysunek 28 przedstawia uniwersalny przyrząd typu EBV, służący do pomiaru przyspieszeń, prędkości i drogi



Rys. 28. Precyzyjny miernik wibracji, typu EBV (Rohde & Schwarz)

drgań ciężkich korpusów maszyn, turbin, silników samolotowych, okrętowych i samochodowych, budynków narażonych na znaczną wibrację itp. Zakres częstotliwości pomiarów w granicach 10—12 000 Hz, przy czym



Rys. 29. Schemat zestawu przyrządów do precyzyjnego miernika wibracji, typu EBV (rys. 28)

dokładności pomiarów zależą od częstotliwości drgań i przy częstotliwościach 1000 Hz dokładność wynosi ± 1 dB, przy częstotliwościach poniżej 5000 Hz $\pm 1,5$ dB, a przy częstotliwościach powyżej 5000 Hz $\pm 2,5$ dB. Zakres temperatur pomiarów od -50 °C do $+80$ °C.

Przyrząd ten przystosowano do pracy z szeregiem innych przyrządów i urządzeń w zespole przedstawionym schematycznie na rys. 29.

dok. w nast. zeszytcie

PRZYPOMINAMY

*Czas odnowić prenumeratę
„Techniki Lotniczej”
na IV kwartał br.*

Napędy sterów lekkich samolotów odrzutowych (przeгляд konstrukcji)

Artykuł ten ma za zadanie przedstawić niektóre cechy konstrukcyjne układów wspomagających sterowanie lekkich samolotów turboodrzutowych. Termin „lekki” jest tu o tyle rozszerzony, że włączono do tej grupy jednoosobowe samoloty myśliwskie, nawet jeśli ich ciężar w locie przekracza kilkakrotnie ciężary innych samolotów razem rozpatrywanych. Można to uznać za dopuszczalne ze względu na podobne rozwiązania konstrukcyjne. Ponieważ instalację wspomagania sterów trudno jest rozpatrywać w oderwaniu od całokształtu instalacji siłowej samolotu, poświęcono kilka słów ogólnej tendencji rozwiązań tych instalacji w omawianej klasie samolotów. Ze względu na to, że typowa konstrukcja siłownika wspomagającego stery samolotu jest wielokrotnie omawiana, zarówno w licznych artykułach pojawiających się w periodykach, jak również w książkach poświęconych instalacjom pokładowym, zrezygnowano z jej szczegółowego omówienia, poświęcając natomiast nieco miejsca na omówienie instalacji, jak również konstrukcji siłowników odbiegających od typowych w tej dziedzinie rozwiązań.

Jak powszechnie wiadomo, siły potrzebne do sterowania samolotem lecącym z obecnie stosowanymi prędkościami są tak duże, że pokonywanie ich jedynie przy pomocy układów mechanicznego przeniesienia wymagałoby dużego wysiłku fizycznego pilota i ograniczałoby zwrotność samolotu. Dlatego też prawie we wszystkich samolotach latających z szybkościami przy- i naddźwiękowymi wbudowuje się w instalację sterowania układy siłowe, mające na celu przejęcie od pilota wysiłku fizycznego, potrzebnego do przestawiania odpowiednich powierzchni sterujących. Rzadkim wyjątkiem od tej reguły są niektóre samoloty transportowe (np. Boeing 707—120), które układów siłownikowych w instalacji sterowania nie posiadają, lecz spowodowane to jest względami ich przeznaczenia, nie wymagającego wielkiej zwrotności, jak również chęcią zapewnienia maksimum pewności eksploatacyjnej, bez konieczności zwiększania ciężaru przez dublowanie instalacji hydraulicznej sterów.

Źródłem siły w instalacjach siłowych sterowania jest w większości przypadków układ hydrauliczny zasilany przez pompy napędzane mechanicznie przez silnik samolotu. Odnosi się to nawet nieraz do tych samolotów, w których źródłem siły dla innych instalacji, jak podwozie, kierowanie koła przedniego, hamulce i klapy, jest instalacja pneumatyczna. Nieliczne są wypadki stosowania energii elektrycznej, aczkolwiek użycie jej do sterowania samolotem może stać się powszechniejsze przy bardzo dużych szybkościach, powodujących intensywne nagrzewanie się samolotu, co ma ujemny wpływ na pracę instalacji hydraulicznej. Istnieją już obecnie samoloty doświadczalne o układach wspomagających wyłącznie elektrycznych. Rozwiązania takie mogą być racjonalne przede wszystkim w samolotach bojowych, jako posiadających i tak bardzo rozbudowaną aparaturę elektryczno-elektronową. Stosowane są również instalacje kombinowane, np. elektryczno-hydrauliczne lub pneumatyczno-hydrauliczne. O pierwszej z nich będzie mowa w dalszym ciągu artykułu, a przykładem zastosowania drugiej może być np. bombowiec Boeing B-52, nie należący oczywiście do omawianej grupy samolotów.

Ciśnienia stosowane w instalacjach hydraulicznych wynoszą w przeważającej ilości wypadków 210 at. Aczkolwiek budowane są obecnie instalacje na ciśnienia 350 i więcej at., powszechna jest jeszcze w prasie zachodniej opinia, że korzyści ze zmniejszenia ciężaru instalacji nie dorównują korzyściom wpływającym z oparowania konstrukcyjnego i technologicznego instalacji na ciśnienie 210 at., a wyrażającym się dużą niezawodnością i małym kosztem tych ostatnich.

Za bazę do wyciągnięcia wniosków na temat rozwiązań instalacji siłowych sterowania przyjęto samoloty ujęte w tabeli 1. Wszystkie omawiane w niej samoloty posiadają instalacje wspomagające sterowania lotem i sterem wysokości, a dwa tylko nie posiadają in-

stalacji wspomagającej sterowanie sterem kierunkowym. Wszystkie, z wyjątkiem dwóch, posiadają awaryjny ręczny napęd sterów, a niektóre jeszcze inne sposoby awaryjnego sterowania. Układy autostabilizacyjne, sterowane przez nadajniki reagujące w trzech osiach, działające tylko na ster kierunkowy, posiadają dwa samoloty. Wszystkie te instalacje są hydrauliczne, o ciśnieniu 210 at.

Typowym siłownikiem jest, w instalacjach omawianych samolotów, cylinder siłowy hydrauliczny, z jednostronnie wyprowadzonym tłoczyskiem, które jest związane z kadłubem samolotu i korpusem ruchomym, związanym ze sterowaną powierzchnią. Suwak sterujący umiejscowiony jest w korpusie. Steruje on przepływem czynnika, powodując przesuwanie się korpusu siłownika zgodnie z ruchami sterownicy, a w przypadku

Tabela 1

Zestawienie danych charakterystycznych samolotów omawianych w artykule

Typ samolotu	Przeznaczenie	Orient. ciężar w locie t	Prędkość km/h	Siłowniki dla			Autostabilizator
				ster. kier.	ster. wys.	Lotki	
Douglas F4D1(2)	myśliwski morski	11	1200	+	+	+	-
Hawker Hunter	myśliwski	-	1200	-	+	+	(+)
Folland Gnat	—, —	3,75	1150	-	+	+	-
Fairey FD2	doświad.	-	1800	+	+	+	+
Lockheed F-104	myśliwski	7	2400	+	+	+	+
Nortroph F-156 T-38	—, — treningowy	7	1800	+	+	+	+

+ posiada
 - nie posiada

awaryjnego sterowania ręcznego przenosi siły mechaniczne. Jeden tylko samolot ma siłownik śrubowy. Niektóre z tych rozwiązań stosują dwa odrębne obwody hydrauliczne działające na dwa siłowniki lub na jeden, lecz posiadające dwa tłoki ustawione w tandem. W przypadku awarii jednego obwodu pracuje drugi, dając do dyspozycji połowę siły na powierzchni sterowanej. Nie jest to poważną wadą, gdyż wymiary siłowników są tak dobrane, że dają duży nadmiar siły w celu zapewnienia sztywności i zabezpieczenia przed drganiami występującymi specjalnie w zakresie przydźwiękowym.

Dla zilustrowania sił uzyskiwanych z siłowników tego typu przedstawiono kilka z nich w tabeli 2.

Jak widać z tego — niezależnie od różnic w klasie samolotów (około 10—15 ton w pierwszym, a 4 t wagi w locie w drugim przypadku) — siły potrzebne na siłowniku śrubowym, będącym z natury konstrukcyjnej samohamownym — są bez porównania niższe. Łatwość uzyskania dużych sił, ze stosunkowo małych przekrojów cylindrów, wynikająca ze stosowania wysokich ciśnień w instalacji, spowodowała prawdopodobnie w samolotach niewielkich małe rozpowszechnienie bardziej skomplikowanych konstrukcyjnie siłowników śrubowych. Ich większa popularność w samolotach ciężkich podyktowana jest względami bezpieczeństwa. Mianowicie, korzystne jest dla samolotów, które ze względu na swoje wymiary nie nadają się do awaryjnego sterowania ręcznego, zastosowanie siłowników śrubowych, gdyż umożliwia to napęd śruby z kilku różnych źródeł ener-

gii: hydraulicznych i elektrycznych, oraz zmniejsza ilość koniecznych do dublowania elementów.

W przypadku stosowania dwóch siłowników na jeden element — lub stosowania siłowników podwójnych — stosuje się z zasady dwa odrębne układy hydrauliczne.

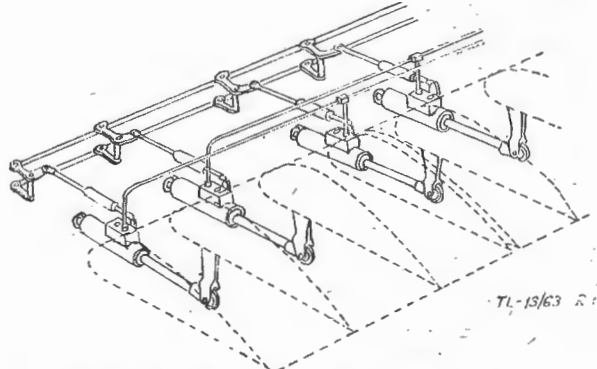
Tabela 2

Zestawienie danych charakterystycznych siłowników samolotów omawianych w artykule

Typ	Rodzaj	Ø cylindra mm	Ciśnienie at.	Sifa t	Zastosowanie
Hobson-194	łukowy podwójny	75	210	11,3	ster wysokości morskiego samolotu szturmowego
Hobson-157	—, —	45,7	210	5,15	lotki samolotu j. w.
Hobson-190	—, —	25,4	210	1,3	ster kierunkowy samolotu j. w.
Hobson-145	śrubowy	—	210	0,34	ster wysokości lekkiego myśliwca

Istnieją też konstrukcje, w których konsekwentnie w dodatku do podwójnej instalacji hydraulicznej stosowany jest podwójny układ mechaniczny, sterujący suwak rozdzielacza, a w razie awaryjnego sterowania ręcznego — przenoszący siły sterujące. Schemat takiego układu pokazuje rys. 1.

Innym rozwiązaniem jest zastosowanie dwóch układów hydraulicznych pracujących na jeden pojedynczy siłownik. Bezpośrednio przed siłownikiem znajduje się wówczas zawór automatyczny, odcinający przewód, w którym nastąpił spadek ciśnienia.



Ry. 1. Schemat podwójnej instalacji hydraulicznej z podwójnym układem mechanicznym

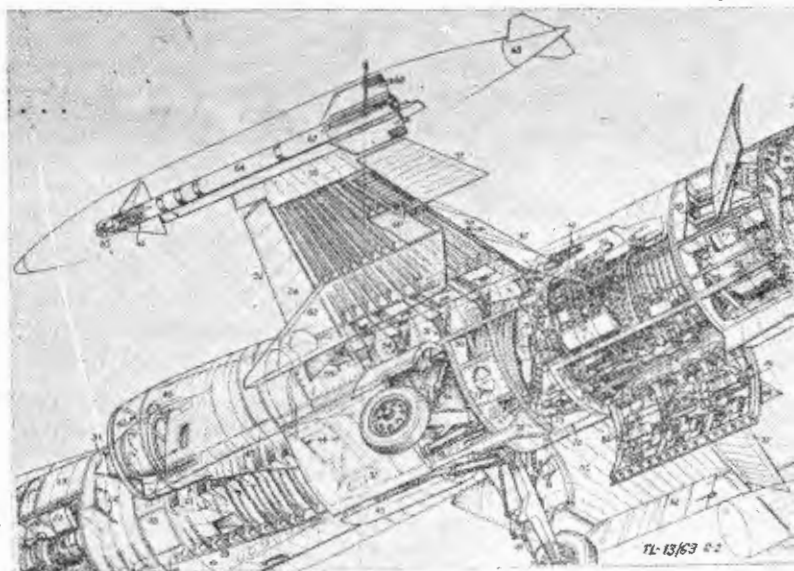
W przypadku braku awaryjnego sterowania ręcznego stosuje się nawet potrójne przewody doprowadzające. Opis tego typu rozwiązania siłownika (Leduc) znajduje się w dalszej części artykułu. We wszystkich prawie siłownikach doprowadzenie cieczy znajduje się w ruchomej ich części, co zmusza do zastosowania węży giętkich. Istnieje jednak możliwość takiego rozwiązania konstrukcyjnego siłownika, że doprowadzenia znajdują się w części nieruchomej, co umożliwia stosowanie przewodów sztywnych (Leduc, Lockheed). Przechodzenie na sterowanie awaryjne następuje przeważnie automatycznie ze spadkiem ciśnienia w instalacji. Powoduje to włączenie awaryjnego obwodu hydraulicznego lub umożliwia wykorzystanie systemu cięgieł oraz korpusu siłownika jako elementu układu mechanicznego sterowania. Na ogół nie jest stosowane w tym przypadku blokowanie suwaka rozdzielacza, co powoduje pewne luzy w sterownicy. Z rozpatrywanych konstrukcji tylko omawiany dalej układ samolotu Folland-Gnat przy przejściu na sterowanie ręczne wymaga ingerencji pilota w postaci elektrycznego lub hydraulicznego wyważenia statecznika steru wysokości i ręcznego przełączenia na układ mechanicznego sterowania. We wszystkich przypadkach, ręczne sterowanie awaryjne wymaga od pilota

dużego wysiłku fizycznego. Automatycznej regulacji przełożenia steru, w zależności od warunków dynamicznych (szybkość i wysokość poruszania się samolotu), w omawianych konstrukcjach na ogół się nie stosuje. Wyjątkiem jest tu Faircy FD-2, który jest samolotem doświadczalnym. Urządzenia takie znajdują zastosowanie przede wszystkim w samolotach szturmowych i bazowych na lotniskowcach, które to samoloty wymagają precyzyjnego sterowania w całym zakresie prędkości i wysokości.

Napędy poszczególnych elementów sterowania

Sterowanie lotkami

W omawianych konstrukcjach wszystkie samoloty, z wyjątkiem jednego, posiadają siłowniki napędzające lotki, o rozwiązaniu konwencjonalnym, w ilości jednego siłownika na lotkę. Wyjątek stanowi samolot F-104,



Rys. 2. Sterowanie lotkami w samolocie F-104

w którym każda lotka napędzana jest aż 10 siłownikami, ułożonymi obok siebie bezpośrednio przy lotce. Jest to podyktowane bardzo małym przekrojem skrzydła, co zmusiło do zastosowania małych elementów, a z drugiej strony zaletą w postaci równomiernego obciążenia lotki na całej długości i uniknięcia efektu jej skręcania.

W samolocie Folland-Gnat lotki działają jako klapy. Uzyskane to jest w ten sposób, że przy wysunięciu podwozia, to ostatnie mechanicznie wychyla w dół lotki, pozostawiając bez zmian możliwość sterowania nimi. Wymagało to oczywiście odpowiedniego zaprojektowania kinematyki układu sterowania. Inną, szczególną cechą sterowania lotkami tego samolotu jest zmienne przełożenie powodujące, że w pobliżu położenia neutralnego sterów samolot jest mniej czuły na lotki, co ułatwia sterowanie. Uzyskano ten efekt przez wykonanie segmentu sterującego linkami układu napędzającego lotki — nie w formie wycinka koła, lecz elipsy. Samolot Hawker-Hunter posiada w napędzie lotek inne, ciekawe rozwiązanie, ułatwiające awaryjne sterowanie ręczne. Dla zmniejszenia w tym przypadku wysiłku pilota, wprowadzono w układ kinematyczny element zmieniający długość ramienia jednej z dźwigni układu. Ramię to składa się z cylindra i utrzymywanego w nim, w schowanej pozycji za pomocą silnej sprężyny — tłoka. Z przeciwnej strony znajduje się dopływ cieczy pod tłok. W przypadku normalnego sterowania za pomocą siłownika ciśnienie cieczy znajdującej się w układzie pokonuje siłę sprężyny i wypycha tłok z cylindra, wydłużając ramię. W przypadku awarii i spadku ciśnienia, sprężyna wciska tłok, stwarzając przełożenie zmniejszające siłę potrzebną do sterowania. Powoduje to co prawda zmniejszenie zakresu wychylania lotek, lecz nie jest to istotne, gdyż przy większych wychyleniach obciążenia na drążku sterowym są i tak zbyt duże do ręcznego pokonania.

Sterowanie sterem kierunkowym

Ster kierunkowy jest powierzchnią sterową, wymagającą do napędu najmniejszych sił. Z rozpatrywanych samo-

lotów nie posiadają w ogóle instalacji siłowej trzy samoloty.

Ster kierunkowy w pozostałych jest napędzany jednym siłownikiem pojedynczym lub podwójnym z awaryjnym sterowaniem nożnym, które w samolotach tego typu nigdy nie przekracza fizycznych możliwości pilota.

Ster kierunku jest elementem sprzężonym z autostabilizatorem, o ile jest on zastosowany. Posiadają go: FD-2, F-104 i alternatywnie — Hawker-Hunter. Istnieją trzy możliwości przyłączenia autostabilizatora do układu steru kierunkowego.

1. Połączenie cięgła autostabilizatora z cięgiem od sterownicy dźwignią różnicową i dalej — wspólnym cięgiem — do siłownika. W tym przypadku „sumuje” on impulsy wynikające z pracy autostabilizatora z impulsami pilota.

2. Odrębny układ autostabilizatora działający na osobną płetwę steru kierunkowego i nie związany z układem sterowanym przez pilota.

3. Układ jak poprzednio z tym, że autostabilizator połączony jest z płetwą trymera steru kierunkowego i przedstawia ją niezależnie od układu wyważającego. Układ ten stosuje się w przypadku, gdy samolot nie posiada siłownika dla steru kierunkowego. Rozwiązanie 2 stosowane jest w samolocie F-104. Rozwiązanie 3 stosowane jest w samolocie Hawker-Hunter. Rozwiązanie 1 nie jest stosowane w żadnym z omawianych samolotów; przykładem takiego układu jest na przykład bombowiec Handley-Page-Victor.

Sterowanie sterem wysokości

We wszystkich rozpatrywanych samolotach (z wyjątkiem jednego) ster wysokości jest wspomagany układem hydraulicznym.

Istnieją 4 wersje sterowania sterem wysokości.

1. Sterowanie płetwą sterową przy nieruchomym stateczniku, przy czym jego kąt zaklinowania może być zmieniany w celu wyważenia samolotu.

2. Sterowanie jednolitym sterem płytowym, nie rozdzielonym na statecznik i płetwę sterową. Wyważenie w tym przypadku polega na zmianie położenia płyty sterowej względem neutralnego położenia sterownicy.

3. Sterowanie płetwą sterową, przy czym automatyczny układ ustawia statecznik zawsze w płaszczyźnie płetwy. Wyważenie polega tu na przestawieniu kąta położenia statecznika względem neutralnego położenia sterownicy.

W przypadku awarii układu hydraulicznego statecznik pozostaje nieruchomy, a sterowanie ręczne odbywa się jedynie płetwą sterową.

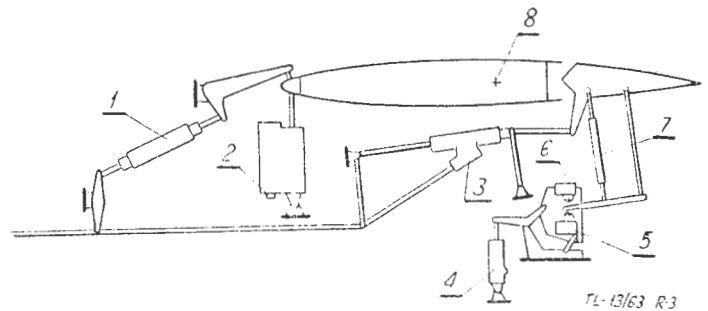
4. Pośrednim, między dwoma ostatnimi, układem jest przypadek, kiedy przy sterowaniu hydraulicznym płetwa sterowa zostaje zablokowana mechanicznie z ruchomym statecznikiem, a w przypadku awarii, sterowanie statecznikiem zostaje unieruchomione, płetwa sterowa odblokowana i sterowanie ręczne działa na nią.

Dla zilustrowania poszczególnych układów można rozpatrzeć je w odniesieniu do samolotu, i tak:

Układ typu pierwszego jest obecnie w samolotach lekkich całkownie wypierany przez pozostałe dwa układy. Z omawianych typów samolotów Folland Gnat, którego prototyp miał ster wysokościowy rozwiązany w ten sposób — w modelu produkcyjnym ma rozwiązanie według wersji 4. W samolocie Hawker-Hunter sterowanie sterem wysokości przeszło całą ewolucję od sterowania płetwą sterową ręcznie i ze wzmacniaczem poprzez sterowanie płetwą do sterowania według wersji 3. Douglas A4D w pierwszej wersji również miał rozwiązanie według wersji 1 (wersja A4D1), a obecnie produkowana wersja A4D2 ma rozwiązanie według wersji 3.

Schemat wersji 1 jest bardzo prosty i nie wymaga bardziej szczegółowego omówienia. Wersja 2 jest rzadko stosowana w obecnie istniejących samolotach tego typu i z omawianych rozwiązań reprezentuje ją tylko F-104. Zastosowanie takiego rozwiązania uniemożliwia przy szybkim samolocie przejście na sterowanie ręczne, gdyż siły aerodynamiczne, działające na całą powierzchnię płyty, są zbyt duże. Zmusza to do zastosowania dwóch siłowników hydraulicznych w dwóch niezależnych obwodach. Dodatkową przyczyną tego jest fakt, że samolot o tym ciężarze i tej szybkości jest i tak bardzo trudny do sterowania w przypadku awarii mechanizmów autostabilizacyjnych, a więc ręczne sterowanie właściwie nie wchodzi w rachubę.

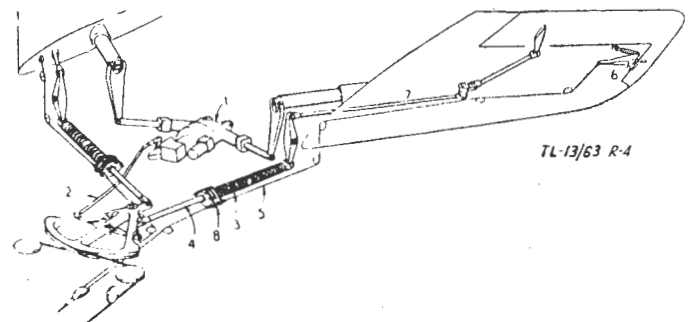
Wersja 3 zastosowana jest w samolocie Hawker-Hunter. Schemat jego przedstawia rys. 3. Rozwiązanie to polega na sterowaniu siłownikiem hydraulicznym płetwy sterowej steru wysokości. Połączony z płetwą w sposób elastyczny (przy pomocy rozprórki sprężynującej) kontakt, uruchamia za pomocą mikrowyłączników elektryczny siłownik, przedstawiający statecznik w odpowiednim kierunku, do momentu rozłączenia się kontaktów — tzn. do przyjęcia przez statecznik położenia w płasz-



Rys. 3. Sterowanie sterem wysokości w samolocie Hawker-Hunter: 1 — sprężynowy symulator obciążeń; 2 — siłownik statecznika; 3 — siłownik rozprórki sterowej; 4 — nadajnik położenia mikrowyłączników; 5 — mikrowyłącznik połączenia „ciężki na ogon”; 6 — mikrowyłącznik położenia „ciężki na dziób”; 7 — cięgło teleskopowe obciążone sprężyną; 8 — punkt obrotu statecznika

czyźnie płetwy. Położenie mikrowyłączników może być przestawiane, co powoduje powstanie pewnego kąta między płaszczyznami płetwy i statecznika, umożliwiającego wyważenie samolotu. Układ ten — aczkolwiek skomplikowany (hydrauliczno-elektryczny) — ma poważne zalety ze względu na bezpieczeństwo, gdyż w przypadku awarii układu hydraulicznego umożliwia sterowanie systemem płytowym, przy czym pilot musi przewycięzać ręcznie tylko siły aerodynamiczne na płetwie sterowej. Awaria w układzie elektrycznym jest mało prawdopodobna ze względu na cztery niezależne źródła prądu (2 generatory i 2 baterie), zresztą unieruchomienie płyty statecznika, dzięki sprężynującej rozprórce, nie unieruchamia płetwy. Instalacja hydrauliczna steru posiada własny akumulator o pojemności wystarczającej do wykonania kilku pełnych ruchów sterem, dla określenia właściwego wyważenia samolotu do lotu z ręcznym sterowaniem. Przejście z hydraulicznego sterowania na ręczne odbywa się automatycznie. Układ ten przez okresowe wyłączenie mechanizmu sterowania statecznika umożliwia przechodzenie na precyzyjne sterowanie, na przykład przy lotach w formacji, podczas gdy sterowanie płytowe ma zastosowanie przy szybkich manewrach, przy przechodzeniu granicy dźwięku i przy manewrach lądowania (w jednej wersji doświadczalnej — WT780MK4 — zastosowano wysuwaną turbinę powietrzną, jako awaryjny napęd steru wysokości).

Wersję 4 reprezentuje spośród omawianych samolotów Folland Gnat. Jego schemat sterowania przedstawia rysunek 4. W tym układzie oba stateczniki umocowane są obrotowo na dźwigarach rurowych i napędzane w czasie normalnej pracy wspólnym siłownikiem śrubowym z napędem hydraulicznym lub elektrycznym. Siłownik ten (Hobson typ 145 wzgl. 231) posiada dwie śruby. Płetwy sterowe umocowane są przegubowo do



Rys. 4. Układ hydraulicznego i awaryjnego ręcznego sterowania sterem wysokości myśliwca Folland-Gnat: 1 — siłownik śrubowy Hobson, typ 145; 2 — cięgło do suwaka rozdzielacza; 3 — sprężyny symulatora obciążeń; 4 — popychacz teleskopowy; 5 — linka awaryjnego przełączenia; 6 — zamek blokowania płetwy sterowej; 7 — popychacz sterowania płetwą; 8 — zamek blokowania popychacza teleskopowego

stateczników i zablokowane za pomocą zamków otwieranych ręcznie dźwignią w kabynie pilota. Do pletw idą od segmentu sterowego normalne układy cięgieł, z których jedno jest teleskopowe i w przypadku normalnej pracy dwie jego części przesuwają się względem siebie, nie uruchamiając pletw sterowych. Umieszczone pomiędzy nimi układ sprężyn spełnia rolę symulatora, dając obciążenie na drążek sterowy. Obie części teleskopowego cięgia mogą być zablokowane za pomocą zatrzasku uruchamianego tym samym cięgiem, które odblokowuje pletwy sterowe.

W czasie normalnego sterowania przy sprawnych układach, sygnał od drążka steru jest przekazywany układem linek na segment. Cięgiem, idące od segmentu, uruchamia rozdzielacz kierujący płyn do silnika hydraulicznego siłownika, który obracając śruby wysuwa lub chowa tłoczyska poruszające stateczniki. Jednocześnie cięgiem teleskopowe przesuwają się względem siebie i ścisnąc sprężyny dają odpowiednie obciążenia na drążku sterowym.

W siłowniku — równoległe do silnika hydraulicznego — załączony jest silnik elektryczny, który przesuwając położenie tłoczek względem neutralnego położenia rozdzielacza umożliwia wyważenie samolotu. W przypadku awarii układu hydraulicznego, gdy ciśnienie spadnie poniżej 140 at., od akumulatora hydraulicznego zostają odcięte wszystkie pozostałe obwody (lotki i podwozie), tak że ciecz znajdująca się w akumulatorze (660 cm³) służy jedynie do poruszania siłownika. Ilość ta wystarcza do obrócenia stateczników o 12°, co zabezpiecza ustawienie właściwej pozycji. Niezależnie od tego, można ustawić stateczniki silnikami elektrycznym, służącym do wyważania, co trwa jednak dłużej. Za pomocą ręcznego cięgia zostają wówczas odblokowane pletwy sterowe, a zablokowane teleskopowe cięgiem w układzie sterowania pletwami. Dalsze sterowanie odbywa się ręcznie przy nieruchomym stateczniku. Stateczników zablokować w neutralnym położeniu nie trzeba, gdyż śruby posiadają gwint o małym skoku i są samohamowne.

Większość omawianych konstrukcji posiada symulatory obciążenia sterów typu sprężynowego. Jest to konstrukcja najprostsza, której wadą jest to, że przedstawia obciążenie jedynie jako funkcję wychylenia sterownicy. Należy przypuszczać, że w przyszłości większość samolotów będzie posiadała symulatory reagujące na dynamiczne warunki lotu. Istnieją bardzo efektywne konstrukcje tego typu, lecz omówienie ich przekracza ramy tego artykułu.

Konstrukcja siłowników

Jak zaznaczono na wstępie, artykuł nie ma na celu omawiania konwencjonalnych rozwiązań w tej dziedzinie. Dlatego ograniczono się do omówienia trzech konstrukcji, które stanowią rozwiązanie rzadko stosowane są to:

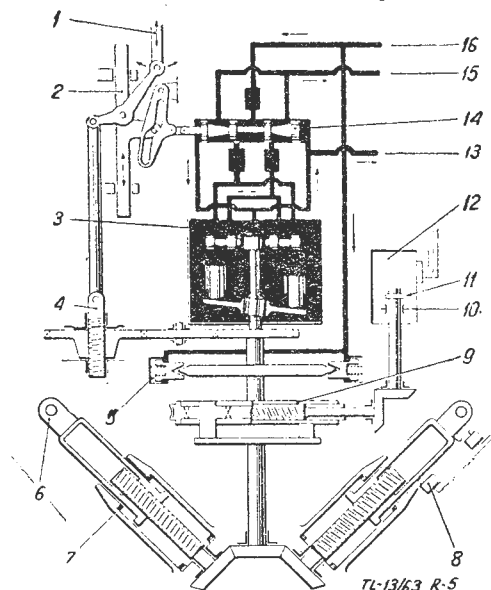
1. **Siłownik śrubowy z napędem hydrauliczno-elektrycznym**, stosowany w sterze wysokości samolotu Folland Gnat.

2. **Siłownik z napędem elektrycznym**. Został on opisany ze względu na podkreślone we wstępie prawdopodobieństwo rozpowszechnienia się w przyszłości tego typu konstrukcji.

3. **Siłownik tłokowy o nieruchomym korpusie i doprowadzeniu czynnika podwójnymi sztywnymi przewodami**. Siłownik ten nie jest wprawdzie stosowany w żadnym z samolotów ujętych w tabeli 1, jednak jest on przewidziany dla samolotów tej klasy.

Siłownik śrubowy z napędem hydrauliczno-elektrycznym. Rysunek 5 przedstawia siłownik tego typu wykonany przez firmę Hobson mod. 145. Pracuje on w układzie sterowania sterem wysokości samolotu Folland Gnat opisanym powyżej. Głównymi jego elementami są dwa tłoczyska (6), wysuwane śrubami. Śruby są napędzane poprzez układ kół zębatych stożkowych i przekładnię planetarną, za pomocą tłoczkowego silnika hydraulicznego (3), włączonego w układ przewodów (16) i (15). Ruch cięgiła sterowego przenosi się na dźwignię umocowaną na suwaku (2), który za pomocą jarzma przesuwają suwak (14) uruchamiający silnik w jedną lub w drugą stronę. Obrót silnika poprzez układ kół zębatych przenosi się na śrubę sprzężenia zwrotnego (4), która łączy do ustawienia suwaka w położeniu neutral-

nym. Ruch wału silnika poprzez przekładnię planetarną (9) napędza koła stożkowe, uruchamiające śruby. Jak widać ze schematu, w toku normalnej pracy koło wieniecowe przekładni planetarnej jest unieruchomione za pomocą samohamownego ślimaka, a przekładnię napędza umieszczone na wale silnika hydraulicznego koło



Rys. 5. Schemat siłownika śrubowego z napędem hydrauliczno-elektrycznym Hobson 145

słoneczne. Skok tłoczek (6) ograniczony jest zderzakami gumowymi (7), a oprócz tego specjalne zawory obniżają ciśnienie w układzie przy dojściu do położenia skrajnego. Śruby są samohamowne, co zabezpiecza automatycznie zablokowanie napędzanego nimi statecznika w przypadku spadku ciśnienia.

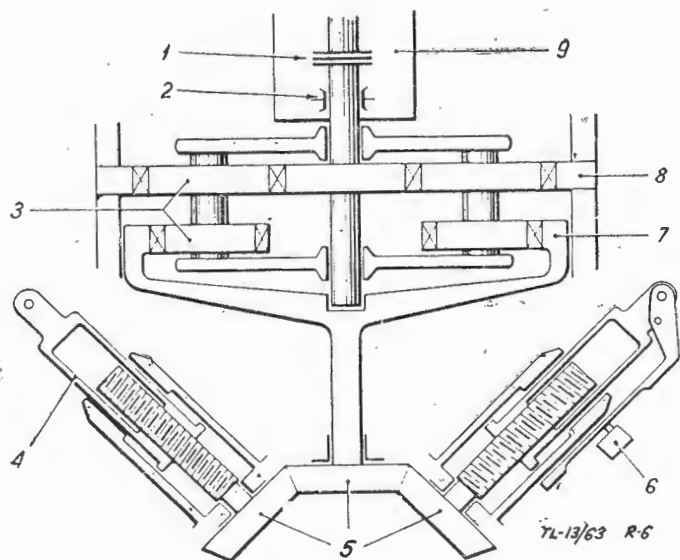
Do wyważania samolotu, jak również awaryjnego sterowania, służy układ elektryczny. Składa się on z silnika elektrycznego (12) napędzającego przez sprzęgło cierne (11) ślimak przekładni (9). Obraca on koło wieniecowe przekładni względem koła słonecznego, unieruchomionego przez silnik hydrauliczny, a wynikił stąd ruch obrotowy podstawy satelitów, wysuwa za pomocą śrub tłoczków (6), zmieniając położenie sterów względem neutralnego położenia sterownicy. Hamulec elektromagnetyczny (10) zatrzymuje obrót silnika elektrycznego natychmiast po przerwaniu obwodu.

Silnik (12) może być również użyty do sterowania siłownikiem w przypadku awarii silnika hydraulicznego. Przy spadku ciśnienia wał silnika zostaje unieruchomiony hamulcem (5), w celu stworzenia reakcji, potrzebnej do obrócenia podstawy satelitów. Mikrowyłączniki (8) ograniczają skok tłoczek. Schemat elektrycznego sterowania omówiony jest dalej w opisie siłownika elektrycznego. Przekładnia planetarna przenosi napęd hydrauliczny w przełożeniu około 2,7:1, a elektryczny w przełożeniu 136:1.

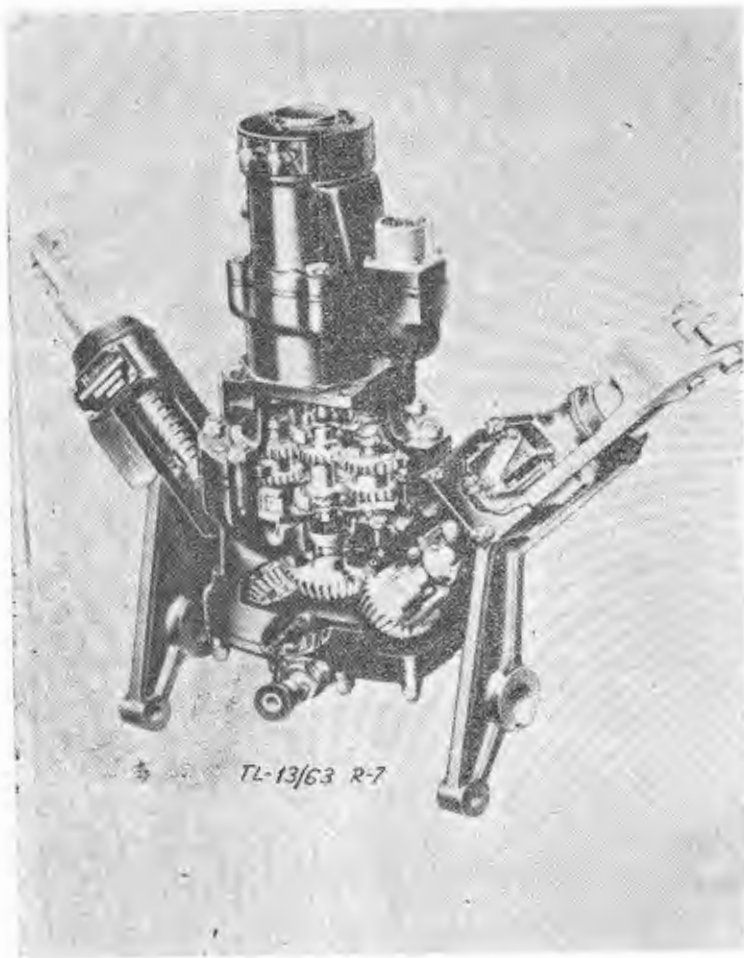
Metoda sterowania siłownikiem za pomocą układu hydraulicznego lub elektrycznego jest specjalnie atrakcyjna na samolotach jednosilnikowych, gdzie trudno jest stworzyć dwa niezależne od siebie i silnika obwody hydrauliczne.

Siłownik elektryczny. Pokazany na rys. 6 i 7 siłownik Hobson 231 jest typowym siłownikiem elektrycznym. Siłowniki te w celu utrzymania małych gabarytów i ciężarów silników elektrycznych, z zasady zawierają przekładnię zębatą i napędy śrubowe. Omawiana konstrukcja stosowana jest alternatywnie zamiast opisanego poprzednio modelu 145 i zasada jej działania nie różni się niczym od działania elektrycznej części omówionego poprzednio siłownika. Jak widać z rys. 6, silnik elektryczny (9) napędza poprzez przekładnię planetarną zespół kół stożkowych (5), które za pomocą śrub przesuwają tłoczyska (4). Pozycje (1) i (2) przedstawiają sprzęgło zabezpieczające i hamulec elektromagnetyczny, których zadanie jest analogiczne jak w rozwiązaniu opisanym poprzednio. Mikrowyłącznik (6) ogranicza skok tłoczek (4).

Schemat elektryczny sterowania siłownikiem przedstawia rys. 8. Zgodnie z nim kontakty przełącznika sterowania, związane z cięgiem od sterownicy, włączają



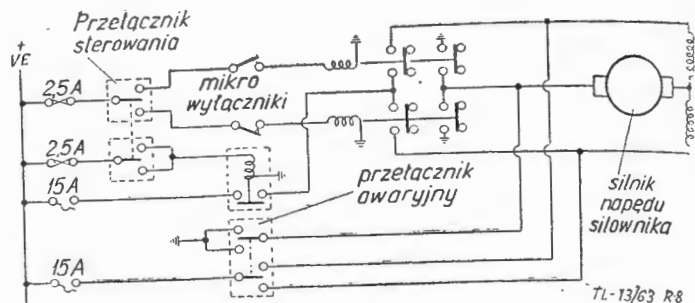
Rys. 6. Schemat siłownika elektrycznego Hobson 231



Rys. 7. Schemat siłownika elektrycznego Hobson 231

jeden albo drugi układ słaboprądowy, który za pomocą przekaźników włącza obwody główne prądu stałego, powodując obrót silnika napędowego w jedną albo w drugą stronę. Dla uzyskania sprzężenia zwrotnego, przełącznik sterowania jest połączony z ruchomą częścią steru. Przełącznik awaryjny służy do wyważania samolotu lub do awaryjnego sterowania w razie uszkodzenia przełącznika sterowania lub obwodów słaboprądowych.

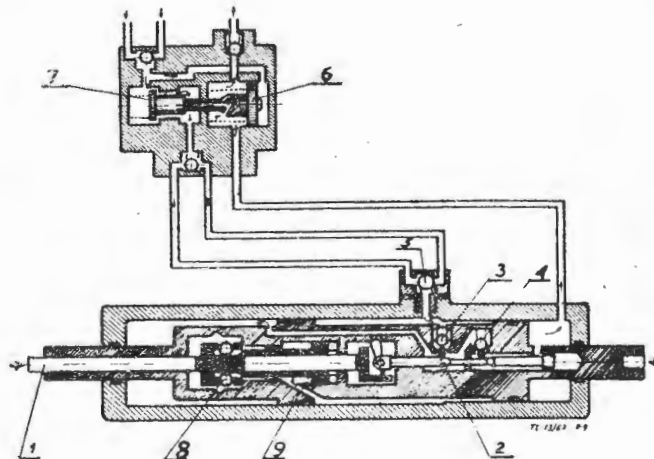
Siłownik tłokowy Turner-Leduc. Jest to oryginalne rozwiązanie siłownika tłokowego. Jego cechami charakterystycznymi są: nieruchomy korpus mocowany bezpośrednio z konstrukcją samolotu; doprowadzenie czynnika zwielokrotnionymi przewodami sztywnymi (dwa przewody tłoczne i jeden zlewowy lub trzy przewody tłoczne i dwa zlewowe) oraz blokowanie suwaka sterującego w przypadku spadku ciśnienia i przejścia na sterowanie ręczne. Pracuje on na zasadzie tłoka różnicowego, przy



Rys. 8. Schemat elektryczny sterowania siłownikiem elektrycznym Hobson 231

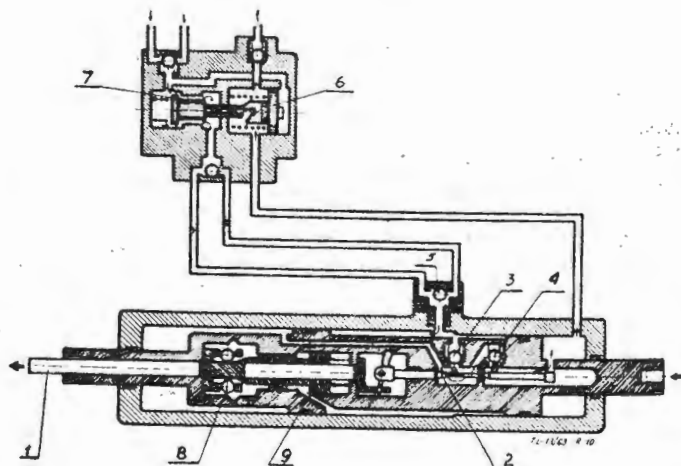
czym w środkowej części cylindra panuje zawsze wysokie ciśnienie. Rysunek 9 i 10 pokazują zasadę pracy przy ruchach w obie strony.

Cięgło (1) połączone ze sterownicą napędza suwak (2), który stożkowymi swymi częściami otwiera zaworki kulkowe (3) i (4). Zaworki otwierane są za pomocą kuleczek, przez wymianę których można zmieniać czułość sterownika. Jak wskazują strzałki na rysunkach, ciecz pod ciśnieniem przechodzi przez podwójny przewód tłoczny i wchodzi do zaworu rozdzielczego. Naciskając na czoło suwaka (6) przewycięża opór sprężyn odpychających suwaki (6) i (7), co powoduje, że między kohnierzem suwaka (7) a korpusem zaworu tworzy się szczelina, którą ciecz przedostaje się do przewodu tłoczego prowadzącego do siłownika. W przewodach znajdują się zaworki kulkowe (5), których zadaniem jest zamknięcie



Rys. 9. Schemat siłownika tłokowego Turner-Leduc (ruch suwaka w prawo)

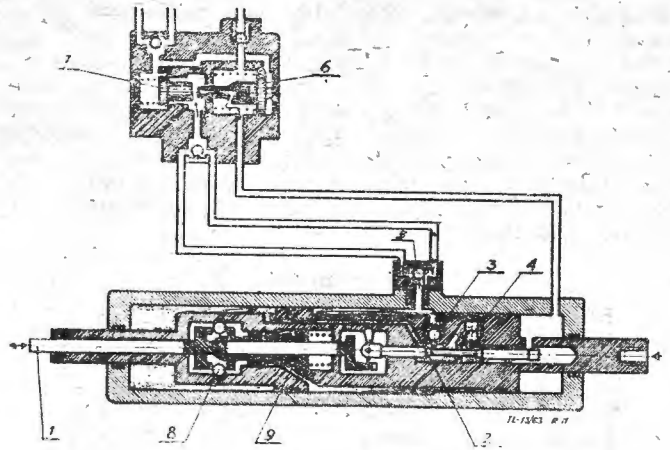
jednego z przewodów w razie jego nieszczelności. Odbywa się to automatycznie pod wpływem ciśnienia. W siłowniku ciecz przechodzi do części środkowej, skąd w przypadku otwarcia zaworki, jak pokazano na rysunku (9), przechodzi przez lewe czoło tłoka i działając na dużą jego powierzchnię — przesuną je w prawo. Ciecz z prawego końca cylindra, która zawsze znajduje się pod ciśnieniem zlewu, uchodzi przez przewód zlewny i zawór sterujący. Przy ruchu suwaka (2) w przeciwnym kierunku (rys. 10) otwarcie zaworu (4) łączy lewy



koniec cylindra z prawym, połączonym z przewodem zlewnym, co powoduje ruch tłoka w lewo pod wpływem ciśnienia działającego w środkowej części cylindra. W obu przypadkach ciecz pod wysokim ciśnieniem działa na suwak różnicowy (9), który przesuwa się w prawo. W przypadku spadku ciśnienia w instalacji i konieczności przejścia na sterowanie ręczne (rys. 11), suwak (9) przesuwa się pod wpływem sprężyny w lewo i swym stożkowym końcem unosi kulki (8), które wchodzą w specjalne wytoczenie blokując suwak z tłokiem, umożliwiając ręczne przesuwanie tłoka bez luzu.

LITERATURA

- Aircraft Engineering, VII, 1958.
 Production Engineering, t. 27, nr 5.
 Applied hydraulics, May, 1955.
 Interavia, nr 8, 1959.
 Flight, 1958/59.
 Prospekty firm: Hobson, Turner-Leduc, Boulton-Paul i inne.

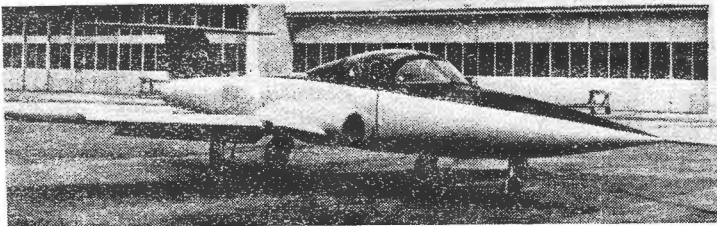


Rys. 11

NOWOŚCI TECHNICZNE

SAMOLOT TRENINGOWY CANADAIR CL-41R

Ostatnio został oblatany kanadyjski szkolno-treningowy samolot odrzutowy Canadair CL-41R, stanowiący wersję rozwojową typu CL-41A i napędzany silnikiem General Electric J85 (silniki J85 są budowane z licencji przez wytwórnię Orenda). Samolot ten posiada pełne wyposażenie radarowe (staż symbol „R”) naddźwiękowego samolotu myśliwskiego Lockheed F-104G, który — jak wiadomo — wejdzie w skład sił lotniczych Kanady i niektórych innych państw NATO.



Samolot CL-41R stanowi latające laboratorium elektroniczne dla szybkiego i taniego szkolenia pilotów w posługiwaniu się urządzeniem radiolokacyjnym i celowniczym NASARR, jeszcze przed wprowadzeniem na uzbrojenie samolotów F-104G. Okres pracy kadłuba i skrzydła samolotu wynosi 15000 godzin, a więc dwukrotnie tyle co innych podobnych samolotów treningowych.

Z.

OSIEM ETAPÓW PRÓB WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH SAMOLOTU DE HAVILLAND „TRIDENT”

Założenia do obliczeń konstrukcyjnych samolotu pasażerskiego De Havilland „Trident” przewidują wykonanie bez uszkodzeń co najmniej 20000 lotów, co stanowi odpowiednik 27 lat eksploatacji przy wykonywaniu dwóch lotów dziennie. Zaplanowane próby wytrzymałościowe w zbiorniku wodnym są równoważne 40000 lotów.

Program prób samolotu „Trident” przewiduje osiem etapów, przy czym cztery pierwsze stanowią warunek do otrzymania świadectwa zdatności do lotów.

Etap 1. Próby sztywności, rozszerzone próby rezonansowe i sztywności, przeprowadzane na pierwszym prototypie przed pierwszym lotem.

Etap 2. Próby statyczne, odpowiadające wstępnemu programowi lotów — dla dwóch pierwszych prototypów — przy 50% największego obciążenia obliczeniowego.

Etap 3. Próby zmęczeniowe, odpowiadające 10000 1,5-godzinnych lotów. Obciążenia w czasie prób odtwarzają załadunek eksploatacyjny, podmuchy oraz ciśnienie w kabinie.

Etap 4. Próby statyczne dla zbadania wpływu obciążenia równego 66% obciążenia niszczącego.

Etap 5. Dalsze próby zmęczeniowe, odpowiadające 40000 lotów.

Etap 6. Próby statyczne pod obciążeniem wynoszącym do 75% obciążenia niszczącego.

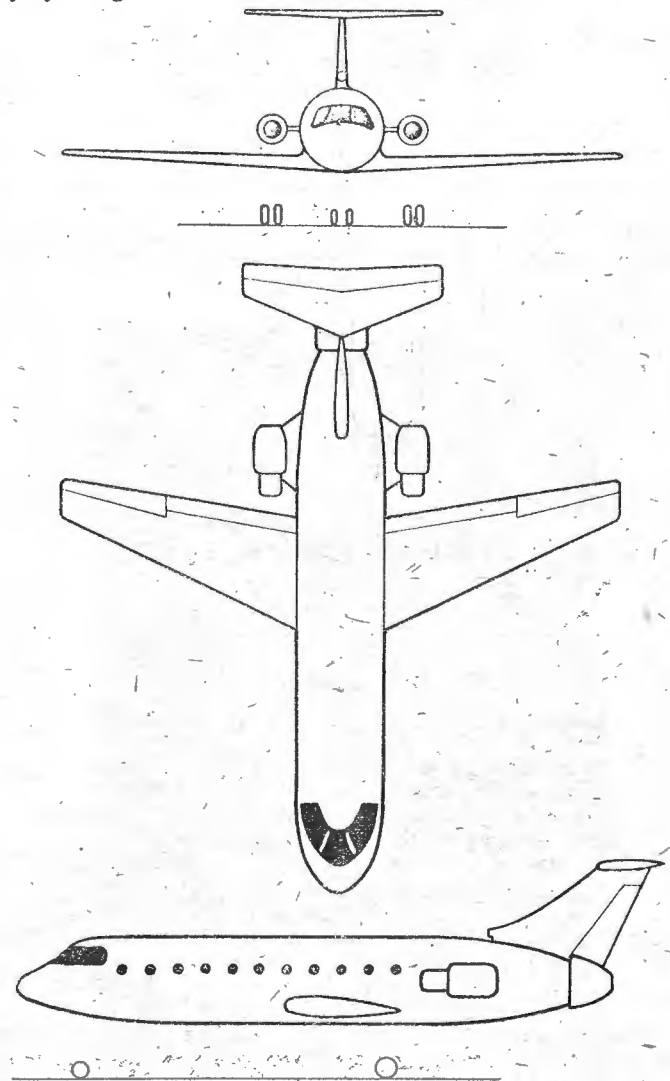
Etap 7. Próby bezpieczeństwa samolotów w przypadku uszkodzenia konstrukcji.

Etap 8. Próby wytrzymałości pod obciążeniem niszczącym.

Z.

NOWE PROJEKTY SAMOLOTÓW MESSERSCHMITT

W zakładach Messerschmitt opracowano projekty trzech samolotów: pasażerskiego, transportowego i turystycznego.

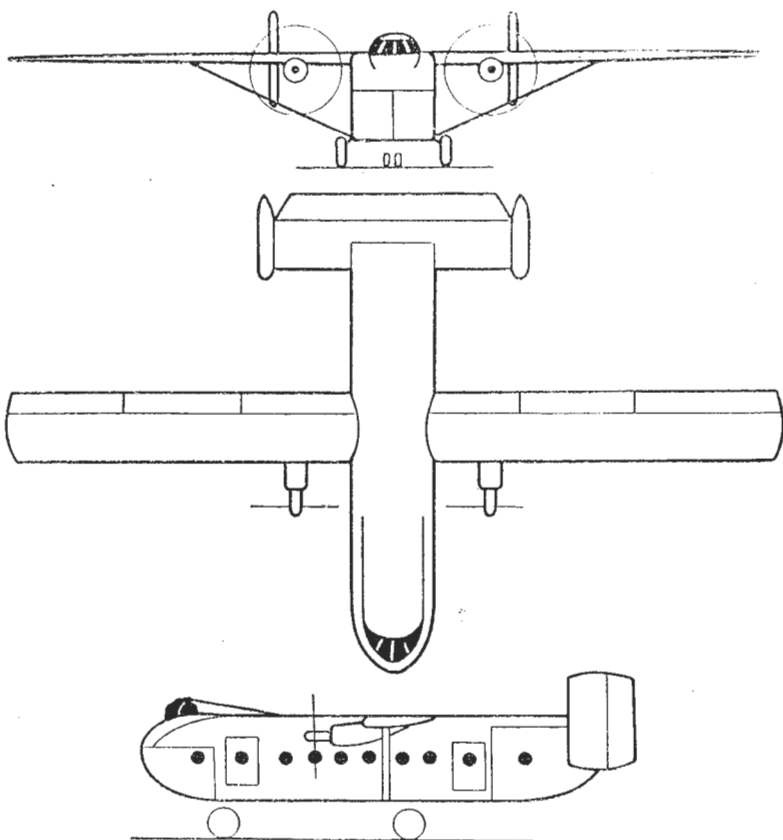


Samolot pasażerski Me-P-160 ma przewozić 40÷58 pasażerów na trasach o długości do 1000 km. Jego napęd stanowią trzy silniki wentylatorowe General Electric CF-700 o ciągu 1900 kG; dwa z nich są zabudowane w gondolach ogonowych, trzeci — wewnątrz ogonowej części kadłuba, przy czym jego sprężarka jest zasilana przez wlot typu Pitota, umieszczony u nasady statecznika kierunku, a wentylator — przez wlot pierścieniowy, zapewniający odsysanie warstwy przysiennej kadłuba.

Dane samolotu

Rozpiętość	18,3 m
Długość	20,5 m
Powierzchnia skrzydła	47,6 m ²
Ciężar całkowity	18000 kG
Obciążenie powierzchni skrzydła	378 kG/m ²
Prędkość przelotowa	870 km/h
Zasięg z ładunkiem 5500 kG	1000 km
3400 kG	2300 km
Pułap praktyczny	7000 m
Długość drogi startu	1250 m
Długość drogi lądowania	890 m

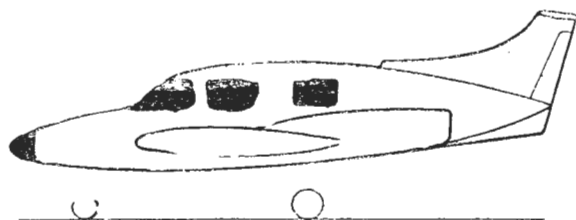
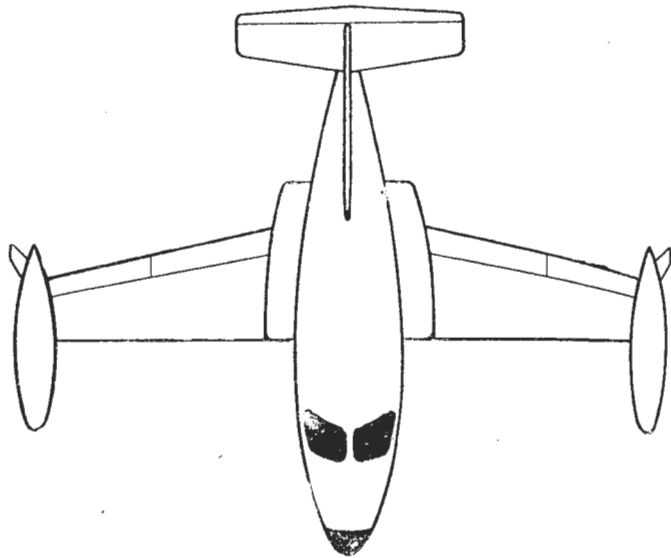
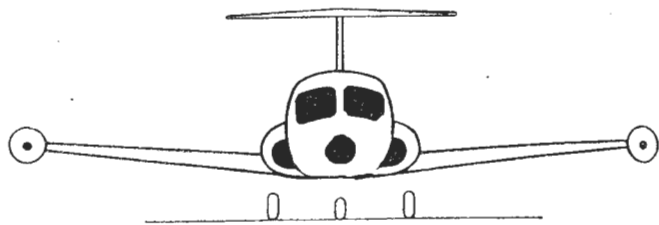
Samolot transportowy Me-P-141 jest górnopłatem ze skrzydłem o obrysie prostokątnym i z dwoma turbiniowymi silnikami śmigłowymi o mocy 1000 KM (prawdopodobnie silniki Turbomeca „Bastan”). Samolot może być załadowywany od przodu i od tyłu.



Dane samolotu

Rozpiętość	22 m
Długość	15,1 m
Powierzchnia skrzydła	44 m ²
Ciężar całkowity	7800 kG
Obciążenie powierzchni skrzydła	177 kG/m ²
Prędkość przelotowa na wysokości 3000 m	330 km/h
Zasięg z ładunkiem 3500 kG	600 km
2000 kG	2000 km
Pułap na jednym silniku	3500 m
Długość drogi startu i lądowania nad 15 m przeszkodą	750 m

Samolot turystyczny Me-P-308 „Jet Taifun”, mogący również służyć jako samolot służbowy i do przewozu 5÷6 pasażerów, jest napędzany dwoma turbiniowymi



silnikami odrzutowymi Turbomeca „Marbore” o ciągu 400 kG.

Dane samolotu

Rozpiętość	8,56 m
Długość	7,78 m
Powierzchnia skrzydła	11 m ²
Ciężar całkowity	2370 kG
Obciążenie powierzchni skrzydła	215 kG/m ²
Prędkość przelotowa	780 km/h
Prędkość lądowania	160 km/h
Zasięg	2000 km
Pułap na jednym silniku	8000 m
Długość drogi startu i lądowania nad 15 m przeszkodą	650 m

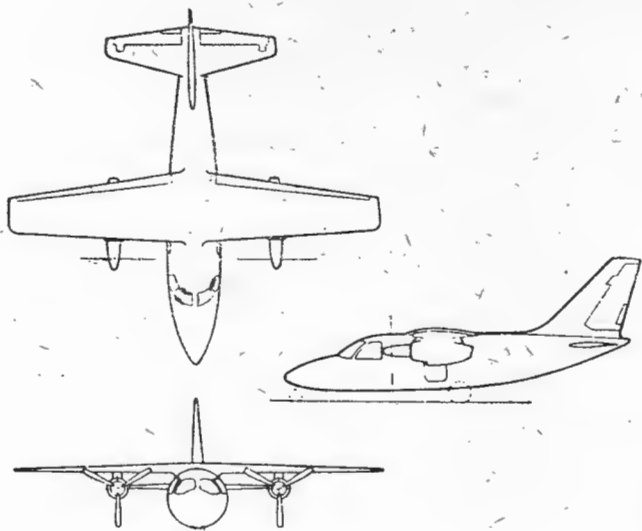
W. K.

JAPOŃSKI SAMOLOT SŁUŻBOWY

W należących do koncernu Shin Mitsubishi zakładach Nagoya będzie wkrótce ukończona budowa prototypu siedmioosobowego samolotu służbowego MU-2 z dwoma turbiniowymi silnikami śmigłowymi Turbomeca „Astazou” 2K o mocy 560 eKM. Przewidziana jest budowa czterech prototypów — dwóch do statystycznych i dynamicznych prób wytrzymałościowych i dwóch do prób w locie. Produkcja seryjna ma być rozpoczęta na początku 1965 roku i ma wynosić 200 samolotów. Przypuszcza się, że cena samolotu nie będzie przekraczać 75 milionów jenów (200 000 dolarów).

Dane samolotu

Rozpiętość	10,30 m
Długość	10,13 m
Wysokość	3,95 m
Ciężar własny	2070 kG
Ciężar całkowity	3420 kG
Maks. prędkość przelotowa	520 km/h
Pułap praktyczny	11 000 m



Maks. zasięg z pozostawieniem
30-minutowej rezerwy paliwa 1780 km

Samolot może być zaopatrzone w dwa dodatkowe zbiorniki paliwa po 230 l na końcach skrzydła.

TRANSPORTOWE SAMOLOTY PIONOWEGO STARTU

Kanadyjskie zakłady Canadair budują na zamówienie ministerstwa obrony dwa prototypy samolotu z przestawialnym skrzydłem i dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi. Silniki są zabudowane na skrzydło i razem z nim mogą być przestawiane w zakresie 90°; w przypadku startu ze skrzydłem ustawionym w położeniu pośrednim samolot może zabrać większy ładunek niż w przypadku startu pionowego. Samolot, noszący oznaczenie CL-48 i rozwijający prędkość 570 km/h, będzie służył do transportu i bliskiego wsparcia wojsk, do poszukiwań i ratownictwa, do rozpoznania i celów łącznikowych oraz jako samolot sanitarny i pasażerski na krótkich trasach.

Koszty rozwoju samolotu ocenia się na 10 milionów dolarów, z czego 25% pokrywa wytwórnia, a resztę rząd kanadyjski.

Wytwórnia Sikorski przeprowadza studia nad projektem samolotu transportowego VTOL o ciężarze użytecznym 9000 kg. Samolot ma być wyposażony w dziesięć dwuprzepływowych silników nośnych, umieszczonych w dwóch gondolach skrzydłowych i w cztery silniki nośno-napędowe (typu silników Bristol Siddeley BS. 53), umieszczone w oddzielnych gondolach. Zależnie od ciężaru całkowitego samolot będzie mógł przewozić ładunek nominalny na odległość od 1500 do 3700 km.

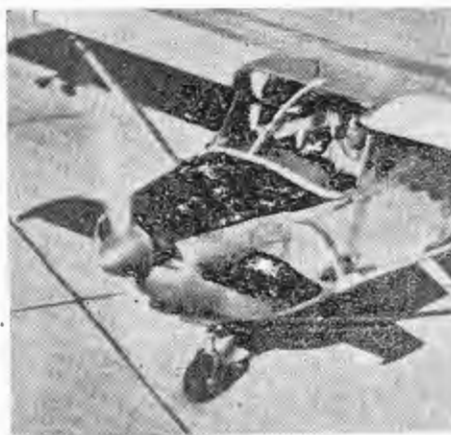
NOWE URZĄDZENIA ZMNIEJSZAJĄCE PRĘDKOŚĆ MINIMALNĄ SAMOLOTU

Jednosilnikowy samolot turystyczny „Skyshark”, zbudowany przez amerykańską firmę Robertson Development Corp., został wyposażony w dodatkowe płaszczyzny nośne, umieszczone na masce silnika — w strumieniu zaśmigłowym. Zwiększają one siłę nośną samolotu, wytwarzając własny wypór (w czasie startu i wznoszenia zwiększony przez strumień zaśmigłowy) i pozwalając na zmniejszenie ujemnego kąta zaklinowa-

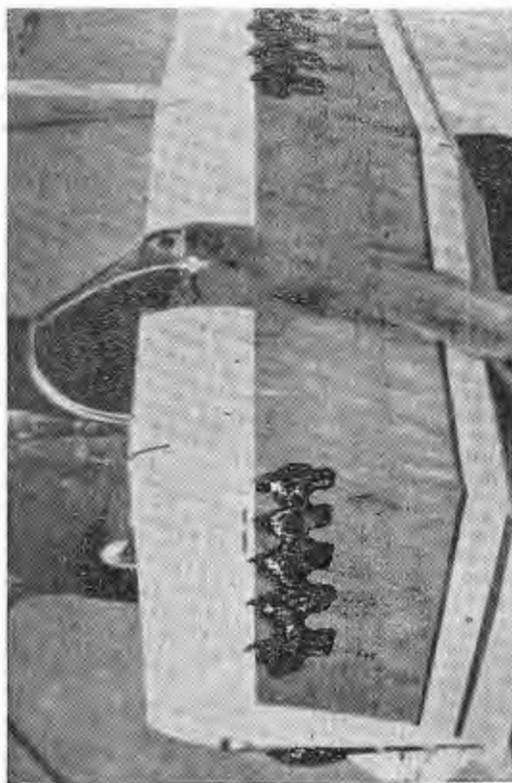
nia głównego statecznika wysokości. Płaszczyzny te zaopatrzone poza tym w steró wysokości i kierunku, które zapewniają stateczność i sterowność samolotu przy małych prędkościach, gdy kłapy są wychylone i usterzenie główne znajduje się w ich cieniu. Skrzydło samolotu posiada na całej swej rozpiętości dwuszczelinowe kłapy i sloty. Przy ciężarze całkowitym 2270 kg i mocy 420 KM (silnik Lycoming z wtryskiem paliwa) „Skyshark” wykazuje następujące osiągi:

Prędkość maksymalna nad ziemią	270 km/h
na wysokości 3050 m	325 km/h
Prędkość minimalna	32 km/h
Prędkość wznoszenia	5,9 m/sek
Długość drogi startu nad 15 m przeszkodą	132 m
Długość drogi lądowania nad 15 m przeszkodą	88 m
Dobieg	10 m

Równie dobrymi osiągnięciami odznacza się samolot Wren 460, przerobiony przez wytwórnię Wren Aircraft Corp. z samolotu Cessna 182. Podobnie, jak na samolocie „Skyshark”, zastosowano na nim dodatkowe, umieszczone na masce silnika płaszczyzny nośne, jednak bez sterów kierunku. Płaszczyzny te zwiększają ogólną siłę nośną samolotu o 32% w porównaniu z układem



klasycznym. Poza tym na górnej powierzchni skrzydła umieszczono tak zwane „zęby Wrena”. Są to odpowiednio ukształtowane elementy, ustawiające się samoczynnie zgodnie z kierunkiem strumienia powietrza. Wytwarzają one wiry przeciwnie skierowane do wirów



powstających na krawędzi spływu skrzydła przy wychylonych dwuszczelinowych klapach (obejmujących całą rozpiętość skrzydła). Zapobiega to odrywaniu się strumienia od skrzydła, dzięki czemu klapy powodują trzykrotne zwiększenie siły nośnej.

Samolot Wren 460 jest napędzany silnikiem Continental 0-470-R o mocy 230 KM.

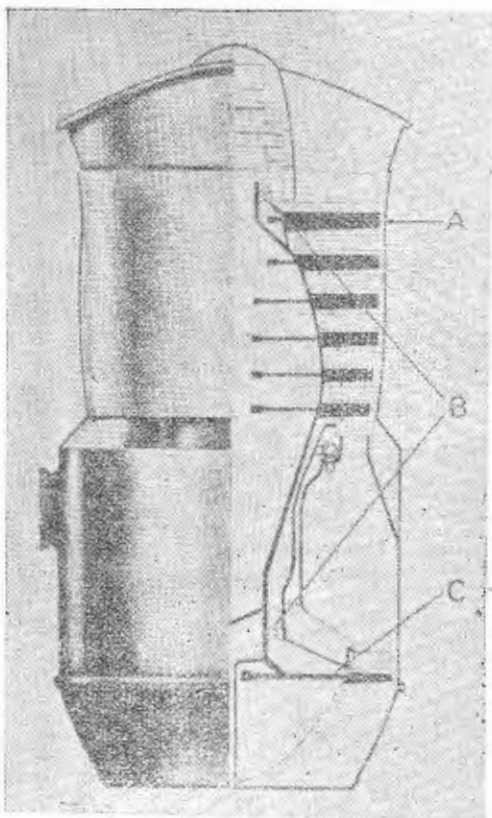
Dane samolotu

Rozpiętość	11 m
Długość	7,7 m
Powierzchnia nośna	16,25 m ²
Ciężar własny	725 kG
Ciężar całkowity	1270 kG
Obciążenie powierzchni skrzydła	78,15 kG/m ²
Prędkość maksymalna	260 km/h
Prędkość minimalna	40 km/h
Prędkość wznoszenia	5 m/sek
Zasięg	1050 km
Długość drogi startu nad 15 m przeszkodą	130 m
Długość drogi lądowania nad 15 m przeszkodą	100 m
Cena	150 000 F

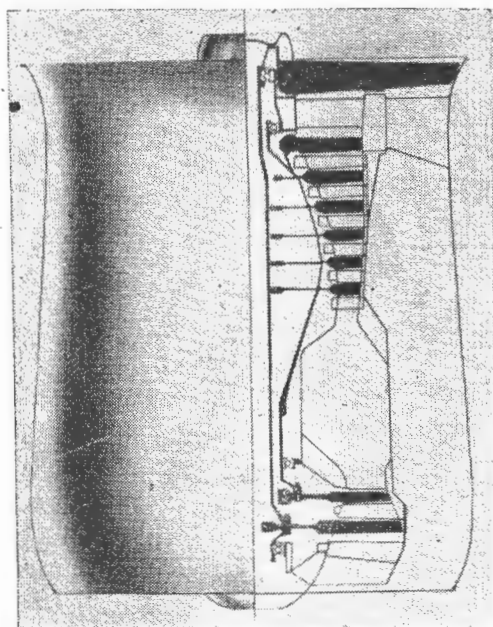
W. K.

POCHODNE SILNIKA NOŚNEGO ROLLS-ROYCE RB. 162

Ostatnio opracowano dwuprzepływową odmianę opisywanego już w „Nowościach technicznych” silnika nośnego Rolls-Royce RB. 162. Silnik dwuprzepływowy nosi oznaczenie RB. 175 i jest wyposażony w jednostopniowy wentylator, umieszczony z przodu silnika i napędzany

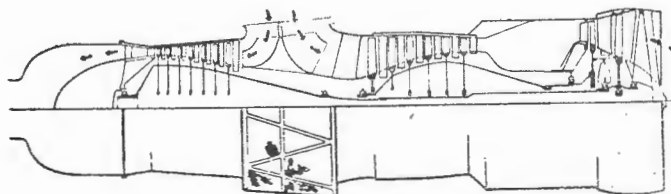


przez jednostopniową turbinę. Zespół wirujący obiegu zewnętrznego jest osadzony, podobnie jak zespół wirujący głównego obiegu silnika, w dwóch łożyskach. Dzięki dużemu stosunkowi wydatku zewnętrznego do wewnętrznego, wynoszącego 4,25:1, uzyskano zwiększenie ciągu z 2000 kG do 4000 kG, a tym samym dwukrotne zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa, co ma pewne znaczenie przy częstych startach i lądowaniach bez uzupełniania paliwa. Poza tym wskutek rozprężania w turbinie napędzającej wentylator nastąpiło dwukrotne zmniejszenie prędkości wylotowej gazów (w silniku RB. 162 prędkość ta wynosi około 580 m/sek) i w związku z tym hałasu. Jak wiadomo, ograniczenie hałasu wytwarzanego przez silnik jest konieczne w przypadku stosowania silnika do samolotów cywilnych. Opisane korzyści osiąga się kosztem zmniejszenia o około 10% stosunku ciągu do ciężaru silnika, poza tym w przypadku



zabudowy silników w gondolach skrzydłowych gondole te wypadają większe i cięższe w związku ze znacznie większym wydatkiem powietrza silników dwuprzepływowych; wskutek tego całkowity ciężar zabudowanego silnika RB. 175 jest o 25–30% większy od ciężaru zabudowanego silnika RB. 162. Większy wydatek powietrza silników dwuprzepływowych zwiększa również szkodliwe oddziaływanie silników nośnych na właściwości aerodynamiczne płatowca, szczególnie w przejściowych fazach lotu. Oprócz tego nie bez znaczenia jest fakt, że silnik RB. 175 ma bardziej skomplikowaną konstrukcję niż silnik RB. 162 (cztery łożyska zamiast dwóch).

Rozważa się możliwość zastosowania silnika RB. 162 jako generatora gazu do napędu turbin wentylatorów nośnych samolotów pionowego startu oraz opracowuje się odmianę (pokazaną na rysunku) z dodatkową sprężarką, służącą do nadmuchu klap dużych samolotów



transportowych. Wydatek powietrza wynosiłby 27 kG/sek przy sprężu 3,5:1 lub 18 kG/sek przy sprężu 5,5:1. Ciężar silnika ma być mniejszy od 300 kG.

Kosztom niewielkiego wzrostu ciężaru silnik RB. 162 może być przystosowany do zabudowy poziomej, a jego czas pracy w warunkach maksymalnych może być przedłużony przez ograniczenie ciągu. Taka odmiana silnika RB. 162 służyłaby do skrócenia startu samolotów konwencjonalnych i jako napęd awaryjny, umożliwiający wyszukanie dogodnego miejsca do lądowania. Silniki byłyby umieszczone w gondolach skrzydłowych (które w czasie przelotu byłyby zamknięte) lub w części ogonowej kadłuba. Przystosowanie silnika do tych celów wymaga wprowadzenia olejenia obiegowego (w silniku RB. 162 doprowadzanie oleju do łożysk odbywa się za pomocą ciśnienia powietrza rozruchowego w czasie rozruchu silnika) i zmian w układzie paliwowym.

Silnik RB. 162 w swej podstawowej wersji może być wykorzystany do wyrównywania momentu wytwarzanego przez klapy i inne urządzenia zwiększające siłę nośną samolotów ze skrzydłem trójkątnym. W tym celu silnik byłby zabudowany w nosowej części kadłuba.

W. K.

TŁUMIKI DO ODRZUTOWYCH SAMOLOTÓW WOJSKOWYCH

Francuskie zakłady Bertin zbudowały tłumik do turbinozowego silnika odrzutowego S.N.E.C.M.A. „Atar” 8, który napędza samolot marynarki wojennej Marcel

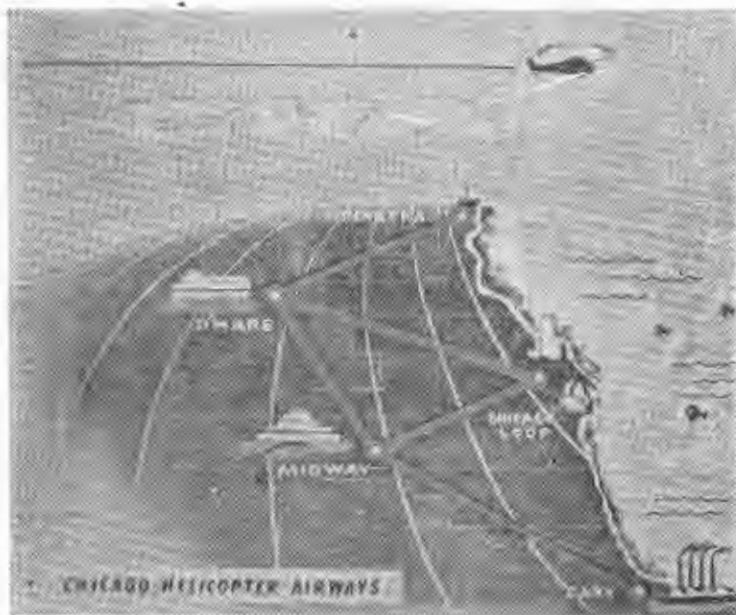
LINIE ŚMIGŁOWCOWE W STANACH ZJEDNOCZONYCH AP

Za notatką o komunikacji śmigłowcowej w Europie (por. T. L. Nr 6/62) podajemy informacje o pasażerskich liniach śmigłowcowych w USA.

W Stanach Zjednoczonych istnieją obecnie cztery ośrodki regularnej komunikacji śmigłowcowej: w Chicago, Los Angeles, Nowym Jorku i San Francisco.

Przedsiębiorstwo „Chicago Helicopter Airways” obsługuje dużą sieć połączeń przy pomocy konwencjonalnych śmigłowców Sikorsky S-58C na 12 pasażerów. Załączona mapka ilustruje rozmieszczenie głównych heliportów, ponadto zaś CHA ma liczne lądowiska podmiejskie, gdzie śmigłowce lądują na żądanie.

Najważniejsze są połączenia z O'Hare i Midway, gdyż w miejscowościach tych znajdują się lotniska komunikacji międzynarodowej. Do tych heliportów — dzięki kooperacyjnym umowom „Chicago Helicopter Airways” z Air France, BOAC, Lufthansa, Mexicana, Northwest, PAA i TWA — pasażerowie przewożeni są bezpłatnie na podstawie biletów linii samolotowych.



O ważności tych portów w obsłudze międzynarodowej świadczy ilość połączeń śmigłowcowych, a mianowicie 52 w ciągu dnia (od 6 rano do 10 wieczorem) w każdą stronę.

Załączony rysunek przedstawia port lotniczy w O'Hare; przy budynku dworca nr 3 linii dalekich połączeń — zaznaczono położenie heliportu; na rysunku pokazane są również pomieszczenia licznych linii przedsiębiorstw lotniczych.



Szczupła flota 7 śmigłowców S-58C w służbie CHA przewiozła już pół miliona pasażerów. Ciekawostkę stanowi to, że śmigłowce tego typu (na załączonym zdjęciu widać jeden taki śmigłowiec w czasie przelotu nad Chicago) należą do taboru środków komunikacyjnych prezydenta Kennedy'ego oraz wysokich urzędników USA.



Przelot na trasie O'Hare — Midway trwa 11 minut. Bilet na jedną linię kosztuje 5 do 6 dolarów (plus 10% dopłaty federalnej), zaś na przelot po trójkacie — 12,10 dolar. Pasażer krajowy ma prawo przewieźć bezpłatnie 18 kg bagażu, zaś zagraniczny 20 kg (zagraniczny — na bilet I klasy — 30 kg). Dopłata za jeden kg nadwagi wynosi 0,5 do 1% ceny biletu. Małe dzieci przewożone są bezpłatnie, większe (do 12 lat) płać połowę taryfy.

Jak bezpieczna jest ta komunikacja świadczyć mogą stawki towarzystw ubezpieczeniowych. Prócz automatycznej odpowiedzialności pieniężnej CHA za wypadek lotniczy, każdy pasażer za 50 centów może nabyć polisę wartości 15 000 dolarów; limit ubezpieczenia wynosi 75 000 dol. za opłatą 2,5 dolarą.

Przedsiębiorstwo komunikacji śmigłowcowej w Kalifornii p. n. „Los Angeles Airways” obsługuje mniejszą sieć regularnych połączeń niż CHA. Dysponuje ono ogółem trzynastoma heliportami. O towarzystwie tym na wiosnę 1961 r. głośno było w całej Ameryce. W tym bowiem czasie LAA wprowadziły na swe linie pięć nowych „turbocopterów” Sikorsky S-61L.

Śmigłowce te wyposażone są w dwie turbiny gazowe General Electric CT 58—110. Są to pierwsze silniki tego typu dopuszczone przez Federalną Agencję Lotniczą (FAA) do zabudowy na śmigłowcach. „L. A. Airways” otrzymały resurs techniczny (okres między głównymi remontami) dla tych silników 1000 godz.

S-61L z kabiną na 28 pasażerów utrzymuje łączność pomiędzy portem międzynarodowym Los Angeles a trzema miejscowościami w promieniu 100 km. Prędkość podróżna śmigłowca wynosi 220 km/h. Wprowadzenie turbocopterów do obsługi sieci komunikacyjnej w Los Angeles uważa się w Ameryce za epokowe wydarzenie, zapewniające pasażerom najbardziej nowoczesną komunikację na krótkich dystansach. Na fotografii: śmigłowiec Sikorsky S-61L napędzany silnikami Gen. Electric CT 58 w locie nad Los Angeles.

Przedsiębiorstwo „Chicago Helicopter Airways”, podobnie jak i towarzystwa komunikacji śmigłowej „New York Airways” oraz „San Francisco and Oakland Helicopter Airways” w Kalifornii — wzorując się na doświadczeniach „Los Angeles Airways” — zamierzają w najbliższym czasie zastąpić sprzęt użytkowany turbohelikopterami Sikorsky S-61L, napędzanymi silnikami General Electric CT. 58.



— Największym skupiskiem śmigłowców w codziennej eksploatacji — jak dotychczas — bezkonkurencyjnym, jest Los Angeles. Skupia się tu 18% wszystkich śmigłowców użytkowanych w Stanach Zjednoczonych, a wiele wskazuje na to, że w najbliższych latach ilość ta znacznie wzrośnie. Sprzyja temu ogromny obszar miasta o promieniu 40 kilometrów oraz liczba mieszkańców przekraczająca 6,5 miliona. Lecz decydującym czynnikiem jest ilość 3,7 milionów samochodów, korygujących ruch uliczny.

Dużą flotę śmigłowców posiadają w użytkowaniu zakłady przemysłowe. Do nich też należy poważna ilość lądowisk. Najważniejsze to przedsiębiorstwo „North American Aviation”, ma 10 stacji śmigłowcowych, „Northrop Corp.” — cztery „Hughes Aircraft Co” — trzy, zaś „Douglas Aircraft Co” — dwa.

Nawet szpitale mają własną sieć obsługiwaną przez ambulansy śmigłowcowe.

Uzględniając dworce regularnej komunikacji „Los Angeles Airways” — ogółem w wielkim Los Angeles można doliczyć się 52 heliportów oraz 16 lądowisk śmigłowcowych.

Oprócz komunikacji utrzymywanej przez przedsiębiorstwa „Los Angeles Airways” funkcjonuje w Los Angeles śmigłowa obsługa taksówkowa pod firmą „Helicabs Inc.”. Taksówkę wzywa się telefonicznie.

Towarzystwo dysponuje kilkoma stacjami na szczytach budynków hotelowych i użytkuje 4 śmigłowce typu Bell J-2SC i HS. Ruch pasażerski wynosi obecnie 500 pasażerów miesięcznie (przeważnie na trasach do międzynarodowego portu lotniczego), lecz przewiduje się podwojenie tej ilości w przeciągu roku. Również planuje się zwiększenie taboru do 10 jednostek i zainstalowanie dalszych stacji na szczytach budynków w centrum miasta.

Według prasy amerykańskiej — są trzy przyczyny słabego rozwoju przedsiębiorstwa tego typu: 1. Wysoki koszt sprzętu. Śmigłowce „Bell” użytkowane przez „Helicabs” kosztują po 84 000 dol. Do kosztu tego należy doliczyć nakłady na główne remonty silników, wymianę części oraz wydatki eksploatacyjne. 2. Wysokie koszty ubezpieczenia sprzętu. Opłaty ubezpieczeniowe wynoszą rocznie około 14—16% wartości śmigłowca, cyfrowo wynosi to około 1000 dol. miesięcznie za każdą jednostkę. 3. Wysokie nakłady na personel. Obsługa śmigłowców dopuszczona do pasażerskich lotów nad miastem musi mieć wysokie kwalifikacje i doświadczenie, więc i odpowiednie uposażenie.

Na terenie Los Angeles rozwijają również działalność towarzystwa czarterujące (wynajmujące) śmigłowce. Wymienić tu można najbardziej znaną firmę „Mercury Helicopter Service”, która stale obsługuje pół setki przedsiębiorstw: lotniczych, bankowych, handlowych, filmowych oraz biur i agencji. MHS zawiera z klientami kontrakty na minimalną roczną ilość godzin użytkowania śmigłowca i obciąża ich rachunek licząc (za darmo od typu) 100—130 dolarów za godzinę lotu.

Z klientami swymi „Mercury” zawiera również umowy na wyłączność korzystania z lądowisk na tarasach

wieżowców (por. fotografię na okładce TL, zeszyt Nr 9/62).

Szef pilotów MHS daje dwie recepty na lądowanie na szczycie budynku: wolne, spokojne zbliżenie śmigłowca na dużej mocy silnika lub szybkie podejście na niewielkiej mocy. Każda z wymienionych metod przyziemienia ma swoje zalety, lecz zawsze podejście na taras wymaga od pilota wielkiego opanowania technicznego. Wspomniany „chief pilot” jest zwoleńnikiem pierwszego systemu podejścia, gdyż pozwala on na wycucie podmuchów powietrza, występujących w sąsiedztwie wysokich budowli. Szybkie zbliżenie jest korzystne w przypadku, gdy silnik zawiedzie; natomiast ma tę złą stronę, że nie pozwala na wycucie prądów powietrza, przepływających koło lądowiska.

O różnorodności obsługi śmigłowej w Los Angeles świadczyć może działalność przedsiębiorstwa p. n. „Airwatch” (powietrzna wachta). Śmigłowce tej firmy są w ruchu codziennie rano w godzinach 6.50 do 9 i po południu od 4.50 do 6. W dniach wzmoczonych wyjazdów (w piątek wieczorem i w poniedziałek rano) śmigłowce „Airwatch”, wyposażone w aparaturę radiową — w łączności z wieżami kontrolnymi ruchu lotniczego oraz policją — regulują ruch uliczny, przekazując informacje o niezagęszczonych szlakach komunikacyjnych.

Śmigłowce „Airwatch” prowadzą obserwacje dla straży pożarnej, obsługują imprezy radiowe i telewizyjne, świadczą usługi kinematografii. Opłata za godzinę lotu wynosi przeciętnie 85 dolarów. Śmigłowce wylatują do 160 godzin miesięcznie.

Zestawione powyżej informacje świadczą o tym, jak rozliczne usługi mogą zapewniać śmigłowce w dużych kompleksach miejskich. Świadomość o tych możliwościach i przeświadczenie o potrzebie przenika powoli i do naszego społeczeństwa. Temat ten stanowił przedmiot obrad Krajowej Konferencji Technicznej PKP w Gdyni. Zgłoszono tam dezyderat zorganizowania komunikacji śmigłowej na Wybrzeżu Gdańskim. Mówiło się o sieci połączeń między miejscowościami o dużym zagęszczeniu ludności i wielkim sezonowym ruchu turystycznym na trasach: Gdańsk — Sopot — Gdynia — Puck — Władysławowo — Jastarnia — Hel. Oby prędko ten projekt przeszedł w fazę realizacji.

* * *

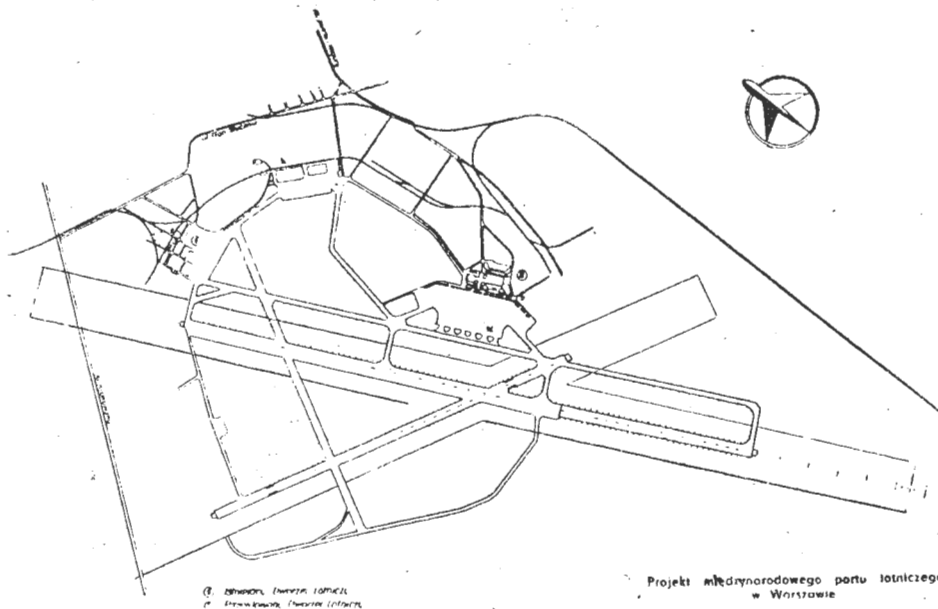
— Zespół Naukowców Katedry Teorii Okrętu Politechniki Gdańskiej pod kierownictwem prof. dr Lecha Kobylińskiego zakończył opracowanie wstępnego projektu pierwszego polskiego wodolotu (80 pasażerów, prędkość 65—75 km/h). Prace naukowo-badawcze w zakresie tego tematu trwały kilka lat, przy czym próby prowadzono na jeziorze koło Iławy. Plany przewidują przekazanie wodolotu do eksploatacji w 1964 r.

— Leningradzcy konstruktorzy kończą budowę pierwszego radzieckiego poduszkowca latającego nad wodą i lądem. Poduszki ten ma kształt ogromnej kropli długości 17,5 metra, szerokości 6,5 metra, a ciężar jego wynosi 12 ton. Potężne silniki lotnicze będą wтяaczać powietrze pod platformę statku i stworzą poduszkę o grubości 5—10 centymetrów. Radziecka „latająca kropla” pomieści 38 pasażerów.

— Zakłady Vickers-Armstrong mają przystąpić do seryjnej produkcji poduszkowców pasażerskich typu „hovercraft”. Będą to maszyny na 24 pasażerów, o ciężarze całkowitym 10 ton. Prędkość lotu 280 km/h, zasięg 160 km, 2 turbiny stwarzają poduszkę nośną, zaś dwie inne napędzają śmigła. Plany przewidują budowę dwóch wersji maszyn: uniwersalnej — dla przelotów nad lądem i wodą oraz przeznaczonej tylko do przelotów nad powierzchnią wód. Wersja druga posiadać będzie obrzeża stale zanurzone w wodzie, co przyczyni się do zmniejszenia mocy silników zasilających „poduszkę”. W perspektywie przewiduje się budowę maszyn 100 i 1000-tonowych.

— W Stanach Zjednoczonych podejmuje się produkcję „Aerocara”. Ten czterokołowy, dwuosobowy „samochód powietrzny” dostosowuje się do lotu w czasie 5—10 minut. Prędkość przelotowa wynosi 160 km/h na szosie 100 km/h, start odbywa się na odcinku 200 m, lądowanie na 90 m.

— Prace przy budowie Międzynarodowego Portu Lotniczego na Okęciu postępują naprzód. Do końca 1962 r.



wykonano konstrukcję nośną hali ruchu towarów i budynku administracyjnego. Ponadto postawiono słupy oporowe hali dworcowej. Całość prac podzielono na 3 etapy.

W pierwszym przewiduje się przedłużenie obydwu istniejących dróg startowych, manipulacyjnych, zamontowanie części wyposażenia radioosłony itp. W drugim etapie — w okresie 1962/65 — zbudowany zostanie dworzec lotniczy, płyta przeddworcowa (o powierzchni 60 tys. metrów kwadratowych), 4 pierwsze zbiorniki na paliwo, kotłownia, drogi dojazdowe do przyszłego dworca i parking samochodowy. W trzecim etapie przewiduje się wybudowanie nowoczesnej wieży kontroli (wysok. 28 m), zainstalowanie radaru SRE, wykonanie pozostałych zbiorników, dokończenie budowy płyty przeddworcowej i wreszcie adaptację obecnego dworca lotniczego na blok techniczny dla Zarządu Ruchu i Lotnisk Komunikacyjnych.

Całość prac zakończona będzie w 1965 r. i wówczas Okęcie będzie w stanie przyjmować co 2 minuty największe liniowce pasażerskie. Tylko na nawierzchnie lotniskowe zużyje się 2200 wagonów cementu i 300 tys. m³ piasku.

— W bazie technicznej Polskich Linii Lotniczych „LOT” na Okęciu oddano do użytku nowy hangar, największy tego rodzaju obiekt nie tylko w Polsce, ale i w innych krajach demokracji ludowej. Nowy hangar ma 80 metrów długości, 45 metrów szerokości i przeszło 20 m wysokości. Przez wielkie drzwi o wysokości 12 metrów mogą wjeżdżać do wnętrza prawie wszystkie spośród używanych obecnie samolotów komunikacyjnych. Wewnątrz hangaru mogą się wygodnie pomieścić 3 czterosilnikowe Ily-18 czy Viscounty albo 7 dwusilnikowych Iłów-14.

W nowym hangarze dokonywać się będzie przeglądów okresowych i remontów samolotów obsługujących zagraniczne linie „LOT”.

— Zapadła decyzja o lokalizacji nowego portu lotniczego w Krakowie. Powstanie on w odległości ok. 30 km od miasta w Słonnikach. Będzie to port o charakterze międzynarodowym. Przystąpiono już do opracowywania jego założeń.

— Polskie Linie Lotnicze „LOT” zawarły dotychczas umowy o generalnym przedstawicielstwie z 78 obcymi przedsiębiorstwami lotniczymi z wszystkich kontynentów. Między innymi z 8 afrykańskimi towarzystwami, które reprezentują interesy „LOT”-u w 28 państwach Afryki. Przypominamy, że pierwszą umowę podpisano 1 stycznia 1954 r. z KLM.

— „Aeroflot” ma umowy z 31 krajami i utrzymuje regularną komunikację z 26 krajami. Najnowsza trasa prowadzi z Moskwy do Sudanu, a najdłuższa 10 000 km z Moskwy do Djakarty. W najbliższym czasie rozpocznie się regularna komunikacja na trasie: Moskwa — Maroko — Gwinea — Ghana oraz Moskwa — Kuba.

Z.

CZYTELNIKÓW PRASY TECHNICZNEJ ZAWIADAMIAMY

że dla zapewnienia sobie stałej i punktualnej dostawy czasopism technicznych, wydawanych przez

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

już należy zamawiać ich prenumeratę na IV kwartał

SPECJALNEJ UWADZE POLECAMY

Czasopisma z zakresu mechaniki:

- | | |
|-------------------------|--------------------------|
| — Mechanik | — Technika Lotnicza |
| — Przegląd Mechaniczny | — Technika Motoryzacyjna |
| — Przegląd Odlewnictwa | — Maszyny Rolnicze |
| — Przegląd Spawalnictwa | — Budownictwo Okrętowe |

Czasopisma ogólnotechniczne i międzybranżowe:

- | | |
|---|---------------------------------|
| — Przegląd Techniczny | — Gospodarka Paliwami i Energia |
| — Zeszyty Problemowe Przeglądu Technicznego | — Ochrona Pracy |
| — Wynalazczość i Racjonalizacja | — Ochrona przed Korozją |

Popularnotekniczne:

- Horyzonty Techniki
- Horyzonty Techniki dla Dzieci

Zamówienia prosimy składać w dowolnym urzędzie pocztowym, wypełniając blankiet PKO w następujący sposób: Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Mazowiecka 12, nr konta PKO 1-9-121697. Na blankiecie należy podać: tytuł zamawianych czasopism, wpłaconą kwotę oraz imię, nazwisko i adres zamawiającego.

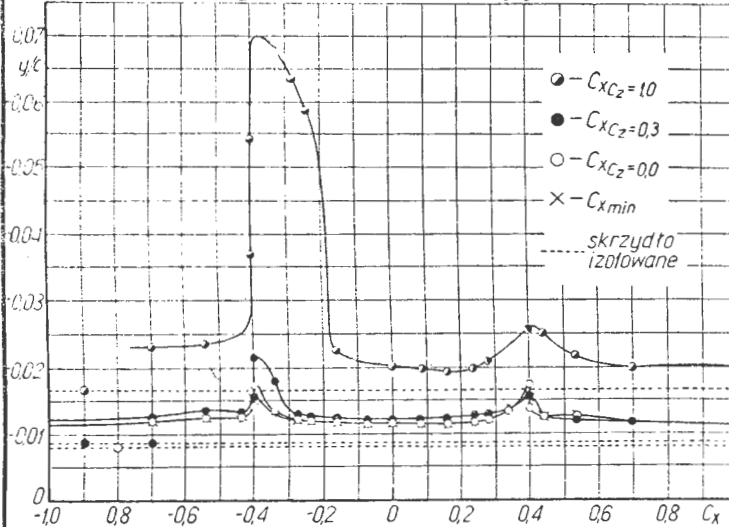
Przypominamy, że do korzystania z prenumeraty ulgowej (rabat 33%) są uprawnieni: indywidualni członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT — zgłaszając prenumeratę w kołach zakładowych, zarządach głównych stowarzyszeń lub w wojewódzkich komitetach porozumiewawczych NOT; członkowie klubów techniki i racjonalizacji — zgłaszając prenumeratę w klubach; studenci wyższych uczelni — zgłaszając prenumeratę w kołach naukowych; uczniowie i nauczyciele szkół zawodowych — zgłaszając prenumeratę w dyrekcjach szkół.

Tabela 2.15

y/c	1,00	0,700	0,54	0,44	0,40	0,34	0,28	0,24	0,16	0,08
$C_{x_{min}}$	0,0111	0,0116	0,0125	0,0124	0,0153	0,0133	0,0122	0,0121	0,0116	0,0116
$C_{x_{C_z=0}}$	0,0115	0,0120	0,0130	0,0130	0,0140 0,0175	0,0135	0,0125	0,0125	0,0122	0,0122
$C_{x_{C_z=0,3}}$	0,0117	0,0122	0,0132	0,0130	0,0140 0,0155	0,0138	0,0135	0,0132	0,0125	0,0125
$C_{x_{C_z=1,0}}$	0,0202	0,0200	0,0220	0,0252	0,0260 0,0252	0,0230	0,0117	0,0200	0,0125	0,0200

Tabela 2.15 c d										
α	-0,08	-0,16	-0,24	-0,28	-0,34	-0,40	-0,44	-0,54	-0,70	-1,00
0,0115	0,0116	0,0116	0,0121	0,0120	0,0133	0,0153 0,0132	0,0124	0,0125	0,0125	0,0111
0,0120	0,0122	0,0122	0,0125	0,0127	0,0135	0,0137 0,0172	0,0127	0,0127	0,0122	0,0120
0,0125	0,0125	0,0127	0,0130	0,0132	0,0170	0,0225 0,0165	0,0140	0,0140	0,0130	0,0127
0,0205	0,0205	0,0227	0,0532	0,064	0,0130 0,0545 0,0370	0,0247	0,0237	0,023	—	—

Tab 2.15 Wpływ położenia skrzydła względem kadłuba (przy y/c=0) na minimalny współczynnik oporu przedstawia wykres na rys. 2.16. Płat prostokątny NACA 0012, kadłub okrągły, $\alpha_z=0$ oraz tab 2.15.



Zależność współczynnika oporu od kąta natarcia dla różnych kątów zaklinowania skrzydła przedstawia rys. 2.17 oraz tab. 2.18. Rys. 2.17 Dane dotyczą płata prostokątnego o profilu NACA 0012, Tab. 2.18 kadłuba okrągłego dla x/c=0.

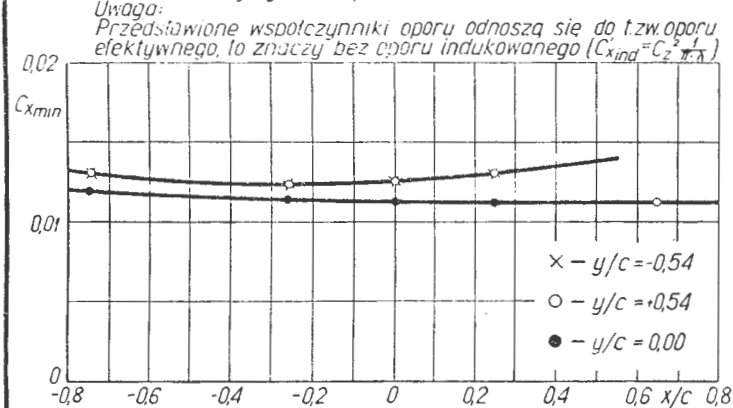
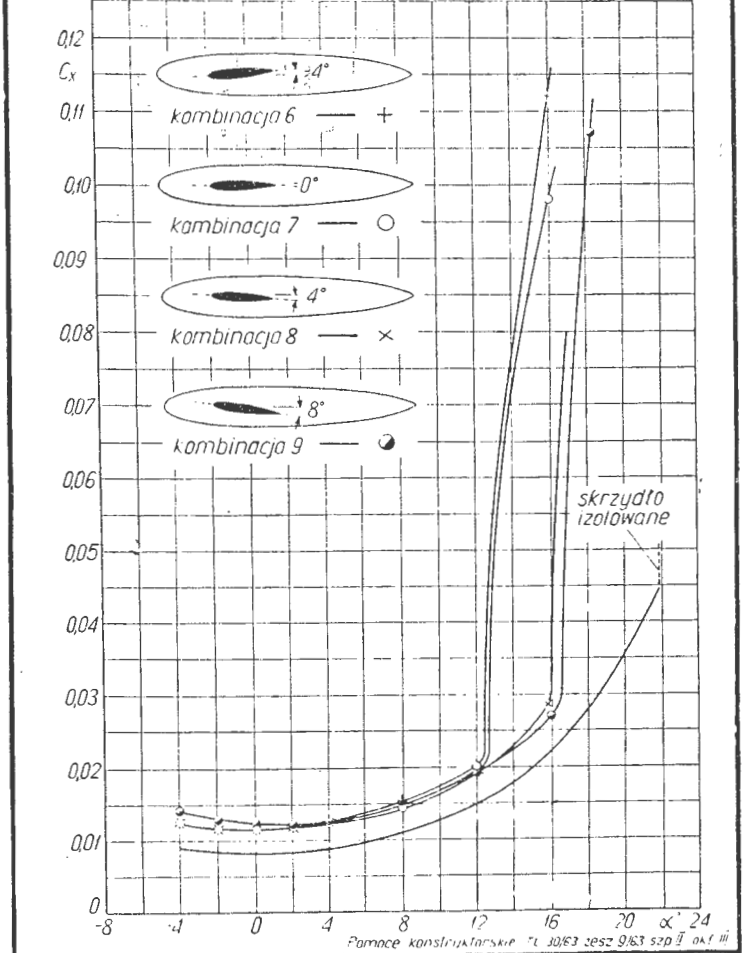


Tabela 2.18

	α°	-4°	0°	4°	8°	12°	16°	20°
y/c=0,54	$\alpha_z=0^\circ$	0,0140	0,0125	0,0135	0,0150	0,0195	0,0295	—
	$\alpha_z=-4^\circ$	0,0145	0,0130	0,0135	0,0160	0,0220	0,0330	—
	$\alpha_z=4^\circ$	0,0145	0,0125	0,0140	0,0150	0,0195	0,0275	0,0470
	$\alpha_z=8^\circ$	0,0155	0,0130	0,0145	0,0155	0,0190	0,0270	—
	$\alpha_z=12^\circ$	0,0175	0,0140	0,0150	0,0160	0,0195	0,0190	0,0425
y/c=0,54	$\alpha_z=0^\circ$	0,0130	0,0125	0,0145	0,0165	0,0220	0,0300	—
	$\alpha_z=-4^\circ$	0,0135	0,0140	0,0147	0,0178	0,0222	0,0305	—
	$\alpha_z=4^\circ$	0,0140	0,0130	0,0147	0,0172	0,0222	0,0300	0,0425
	$\alpha_z=8^\circ$	0,0150	0,0140	0,0148	0,0175	0,0222	0,0302	—
	$\alpha_z=12^\circ$	0,0175	0,0150	0,0155	0,0175	0,0230	0,0320	0,0470

Na rys. 2.19 przedstawiono zależność współczynnika oporu od kąta natarcia dla różnych kątów zaklinowania płata prostokątny NACA 0012, kadłub okrągły y/c=0, x/c=0



Stopy żarowytrzymałe z głównym składnikiem kobaltem

663.063.45

Część IV

Zebrał i opracował: mgr inż. A. Ciszewski i mgr inż. T. Radomski

W bieżącym zeszycie podano dane techniczne dotyczące żarowytrzymałych stopów z głównym składnikiem kobaltem (według źródeł amerykańskich).

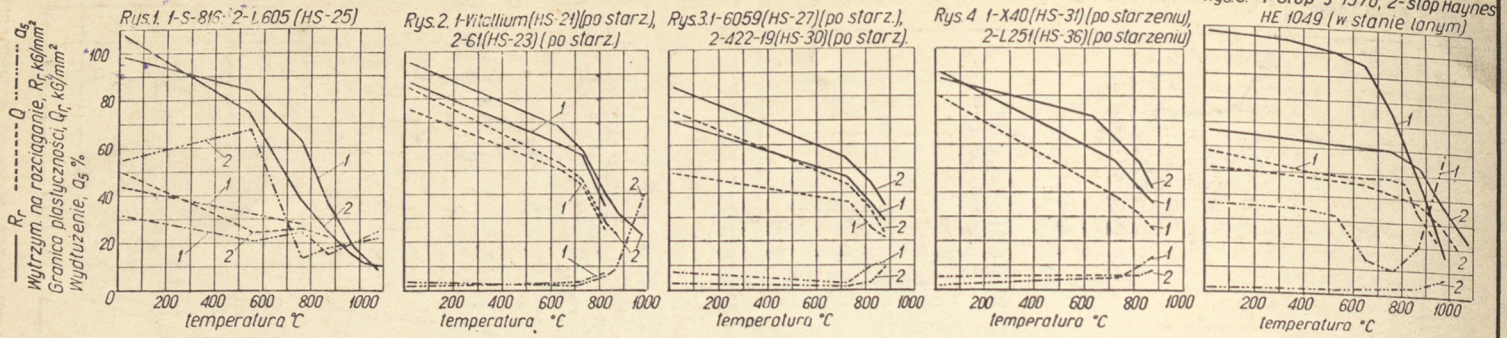
W tabeli 1 podano skład chemiczny stopów kobaltu, produkowanych w USA, w tabeli 2 — własności fizyczne, postać i zalecane warunki obróbki cieplnej ważniejszych stopów kobaltu, w tabeli 3 — wytrzymałość czasową (100- i 1000-godzinową) tych stopów.

Oprócz danych tabelarycznych, na wykresach od 1 do 5 podano własności mechaniczne ważniejszych stopów kobaltu w podwyższonych temperaturach

Tabela 1 Skład chemiczny żarowytrzymałych stopów z głównym składnikiem kobaltem produkowanych w USA

Lp.	Nazwa stopu	Skład chemiczny %									
		C	Si	Mn	Cr	Ni	Co	Mo	W	Fe	Inne
1	Refractalloy 70	0,05	0,2	2,0	20	20	30	8	4	reszta	—
2	Refractalloy 80	0,10	0,7	0,6	20	20	30	10	5	reszta	—
3	Refractalloy M 284	0,10	0,2	2,0	20	20	30	8	4	reszta	—
4	S-816	0,38	0,7	1,5	20	20	43	4	4	reszta	Nb 4,0
5	V-36	0,25	0,6	0,8	25	20	44	4	2,5	4,3	Nb 2,2
6	J(73-J)	0,7	—	10	23	6	60	6	—	4,2	To 2,0
7	Vitalium (HS-2)	0,25	0,6	0,6	27	3	62	5	—	1	—
8	61 (HS-23)	0,4	0,6	0,3	25	2	66	—	6	1	—
9	L-605 (HS-25)	0,12	1	1,5	20	10	51	—	15	1	—
10	6059 (HS-27)	0,4	0,6	0,3	25	32	34	6	—	1	—
11	422-19 (HS-30)	0,4	0,6	0,6	25	16	51	6	—	1	—
12	X-40 (HS-31)	0,4	0,6	0,6	25	10	55	—	8	1	—
13	L-251 (HS-36)	0,4	0,5	1,2	19	10	54	—	14	1	B 0,03
14	X-41	0,5	0,5	0,5	25	8	58	—	7,5	1	—
15	X-50	0,7	0,5	0,6	23	20	30	—	12	3	—
16	X-63	0,45	0,5	0,5	25	10	55	6	—	2	—
17	Nivco	0,02	0,15	0,35	—	22,5	—	—	—	1	Zr 1, Ti 1,8, Al 0,2, 4
18	G-32 ¹⁾	0,3	0,5	0,8	19	12	45	2	—	16	V 2,8; Nb 1,2
19	J-1570	0,2	—	—	20	30	39	—	6,5	—	Ti 4,1
20	Hoynes He 1049	0,4	—	—	26	10	45	—	15	—	B 0,4
21	M-203	0,07	—	—	18,5	24,5	36,5	—	12	16	Nb 0,5, Ti 0,5, Al 0,25
22	M-204	0,07	—	—	18,5	24,5	40,5	—	12	16	Nb 1,2, B 0,22
23	M-205	0,07	—	—	18,5	24,5	37,5	—	12	16	Nb 1,2, Al 0,25, B 0,22

Własności mechaniczne w podwyższonych temp. stopów z gł. składnikiem kobaltem



Własności fizyczne, postać i zalecane warunki obróbki cieplnej niektórych amerykańskich stopów z głównym składnikiem kobaltem

Tabela 2.

L.p.	Nazwa stopu	Własności fizyczne										Postać stopu	Zalecane warunki obróbki cieplnej	Spawalność			
		Ciężar właściwy g/cm ³	Współczynnik rozszerzalności liniowej $\alpha \cdot 10^6$ w zakresie temperatur °C								Przewodnictwo cieplne cal/cm·sek·°C w temperaturze						
			20-315	20-425	20-540	20-650	20-760	20-815	20-870	20-980	1000°C				540°C		
1	Refractaloy 70												Profile walcowane odkuwki	Przesycanie w temp 1280°C - 4godz - olej + starzenie w temp 815°C - 24godz.			
2	S-816	8,65		11,9		12,8	13,3	13,85			14,4	14,95	0,0348 temp.200°C	0,0492	Prof. walc. odkuwki odlewy	Przesycanie w temp 1200-1250°C - 1godz - woda + starz w temp 760°C - 16 godz.	
3	V-36	8,60											0,031	0,050	Blachy	Przesycanie w temp 1250°C - 0,25godz - pow + starzenie w temp 760°C - powietrze	B dobra i dobra
4	Vitallium (HS-21)	8,30		14,15	14,32	14,72	15,09		15,6						Odlewy	Starzenie w temp 730-870°C - 50godz lub wyzarcanie w temp 1150-1230°C	
5	61 (HS-23)	8,54		13,72	14,32	14,72	15,30		16,6						Odlewy	Wyzarcanie w temp 1150-1230°C lub starzenie w temp 730-870°C - 50godz.	
6	L605 (HS-25)	9,15		13,7	14,8	14,92	15,38	16,05		16,72	17,47	0,0254	0,0468	Profile walcowane odkuwki	Przesycanie w temp 1200°C - 20 min - powietrze	B dobra	
7	6059 (HS-27)	8,21		13,55	14,0	14,48	14,81		15,6	15,9					Odlewy	Starzenie w temp 800°C - 24godz lub wyzarcanie w temp 1150-1230°C	
8	422-19 (HS-30)	8,31		13,85	14,15	14,25	14,5	15,17	15,35						Odlewy	Starzenie w temp 815-930°C - 50godz lub wyzarcanie w temp 1150-1230°C	
9	X-40 (HS-31)	8,61		14,1	14,6	15,08	15,73	16,5	16,5				0,0472		Odlewy	Starzenie w temp 815-930°C - 50godz lub wyzarcanie w temp 1150-1230°C	
10	L-251 (HS-36)														Odlewy	Starzenie w temp 730°C - 16godz lub wyzarcanie w temp 1150-1230°C	
11	J-1570	9,68				15,1		16,2		18,0			0,0490		Profile walcowane odkuwki	Przesycanie w temp 1070°C - 1godz - powietrze + starzenie w temp 760°C - 16godz - pow.	B dobra
12	Haynes HE 1049	8,35				15,5		16,4		17,5			0,0413		Odlewy		

Tabela 3. Wytrzymałość czasowa niektórych amerykańskich stopów z gł. składnikiem kobaltem.

L.p.	Nazwa stopu	Wytrzymałość czasowa R_{r-h} KG/mm ²														
		W stanie	R_{r-100} w temperaturze °C							R_{r-1000} w temperaturze °C						
			650	730	760	815	870	925	980	650	730	760	815	870	925	980
1	Refractaloy 70	Przesc. i starz.	39	22	—	14	9	—	4	29	17	—	11	7	—	—
2	S-816	Kutym, przesc. i starzołym	45,5	28,5	—	17,5	10,5	7	3,7	36	21	—	14	7	4,5	2,2
3	J (73-J)	Lanym	—	37	—	24,5	—	—	—	—	28	—	20	—	—	—
4	Vitallium (HS-21)	Lanym	37	22	17	16	12	9	6,5	31	15	11	10	9	7	4,5
5	61 (HS-23)	Lanym	41	25	—	19	12	9,5	6	33	19	—	14	8	6,6	4
6	L605 (HS-25)	Kutym	35	30	21	16	11	—	5	33	23	16	12,5	7,5	—	3
7	6059 (HS-27)	Lanym	40	26	—	17	11	8,4	6,5	32	21	—	13	8	6	5
8	422-19 (HS-30)	Lanym	—	33	—	21	12	10	7	—	26	—	15,5	10	8	5
9	X-40 (HS-31)	Lanym	39	32	—	20	15	12	8	32	24	—	16	13	10	7
10	L-251 (HS-36)	Lanym	51	34	—	20	16	11	—	42	29	—	17	13	9	5
11	X-41	Lanym	—	—	—	22	—	—	—	—	—	—	18	—	—	—
12	X-50	Lanym	—	—	—	21,5	—	—	—	—	—	—	16,5	—	—	—
13	G-32	Przesc. i starz.	—	37	27	22	15	—	—	—	32	25	15	10	6	—
14	Haynes HE 1049	Lanym	—	46	42	31	21	14	8	—	—	—	—	—	—	—