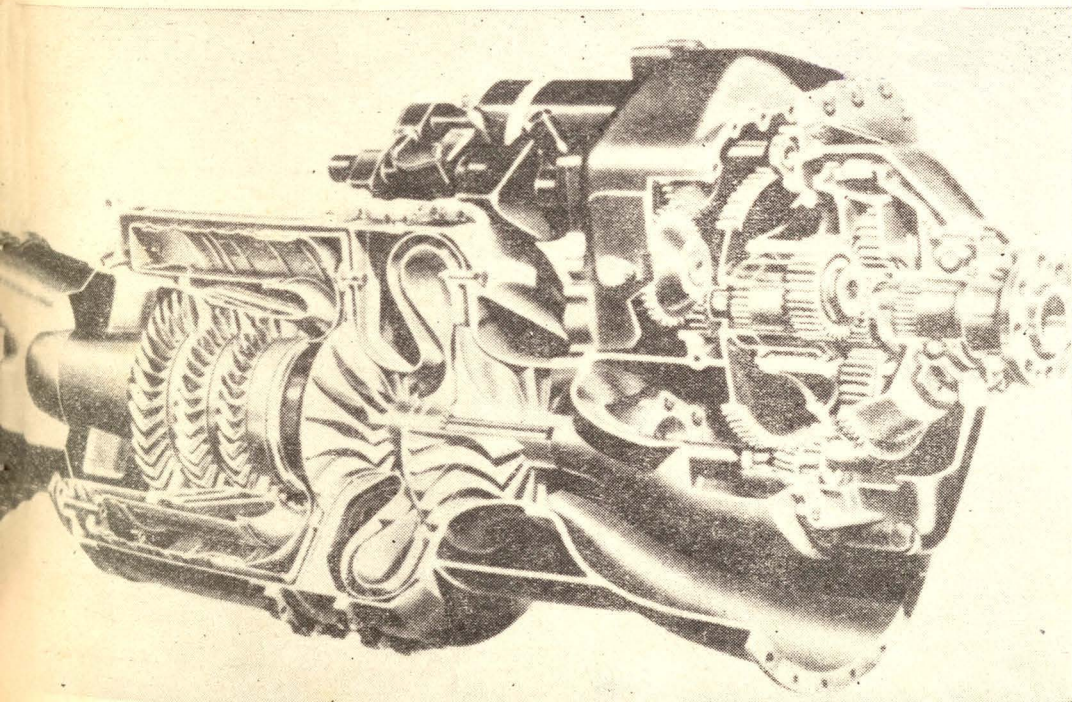
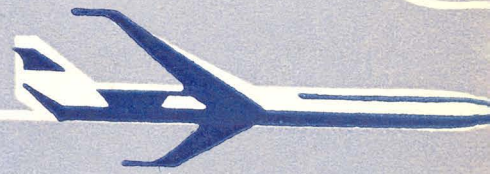


TECHNIKA LOTNICZA



6

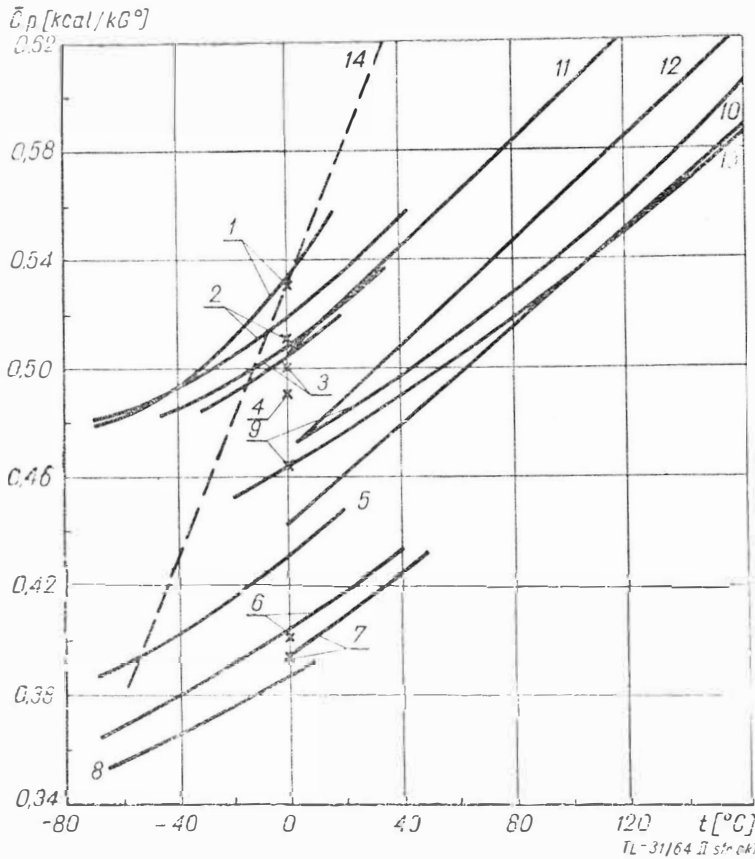
1964

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Ciepła właściwe niektórych paliw węglowodorowych

Zebrał i opracował mgr Bogdan Wiślicki



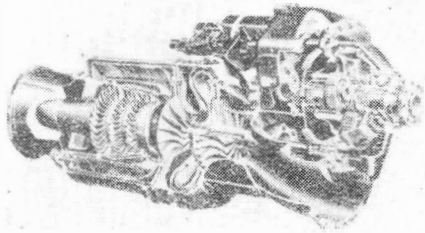
Rys. 1. Ciepło właściwe ciekłych węglowodorów i paliw w zależności od temperatury; 1 — n-pentan, 2 — n-heptan, 3 — n-oktan, 4 — n-dekan, 5 — heptan, 6 — etylobenzen, 7 — benzen, 8 — toluen, 9 — nafta ($p = 1 \text{ kg/cm}^2$), 10 — nafta ($p = 30 \text{ kg/cm}^2$), 11 — paliwo $d_{15} = 0,700$, 12 — paliwo $d_{15} = 0,870$, 13 — paliwo $d_{15} = 0,900$, 14 — alkohol etylowy (dane obliczone za pomocą wzorów)

TREŚĆ ZESZYTU

B. WIŚLICKI — Procesy spalania paliw węglowodorowych w silnikach przepływowych	str. 142
J. JAROSIŃSKI, R. ŁAPUCHA — Spalanie w turbulentnym strumieniu, cz. I	150
J. GRZEGORZEWSKI — Badania strefy spalania komory z odparowaniem paliwa lotniczego silnika turbinowego	155
V. PIMSNER, C. A. VASILESCU, J. SPAHIU — Badanie wpływu chemicznych własności paliw na proces spalania w silnikach turbinowych	159
Nowości techniczne	163
Kronika	167
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	167
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — B. WIŚLICKI: Ciepła właściwe niektórych paliw węglowodorowych	okł.

NASZA OKŁADKA

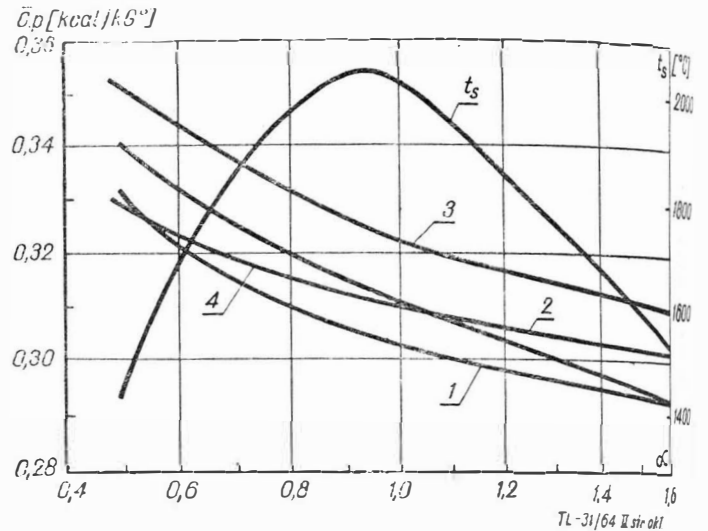
Turbinowy silnik śmigłowy o mocy 600 KM
Airesearch T 76



W niniejszym zeszycie podano dane dotyczące ciepła właściwych paliw węglowodorowych oraz ich produktów spalania. W obliczeniach termodynamicznych duże znaczenie ma wykładnik izentropy, będący stosunkiem ciepła właściwego przy stałym ciśnieniu do ciepła właściwego przy stałej objętości:

$$\kappa = \frac{c_p}{c_v} = 1 + \frac{AR}{M} \frac{1}{c_v}$$

Dla gazów jednoatomowych $\frac{c_p}{c_v} = 1,67$; w przybliżeniu dla dwuatomowych gazów OH i NO można przyjąć wartość



Rys. 2. Średnie masowe ciepło właściwe produktów spalania mieszanki benzyna-powietrze w zależności od współczynnika κ miarę powietrza i temperatury $t_{p_{pow}} = 100 \text{ }^\circ\text{C}$, $p_{pow} = 1 \text{ kg/cm}^2$; 1 — $t = 1527 \text{ }^\circ\text{C}$, 2 — $t = 2027 \text{ }^\circ\text{C}$, 3 — $t = 2727 \text{ }^\circ\text{C}$, 4 — $t = t_s$; t_s — teoretyczna temperatura produktów spalania

CONTENTS

Research in combustion — the basis for development of air-breathing engines	142
B. WIŚLICKI — Combustion processes of hydrocarbon fuels in air-breathing engines	150
J. JAROSIŃSKI — Combustion in turbulent flow, part I	155
J. GRZEGORZEWSKI — A investigation of the combustion zone of the combustion chamber with vaporizing-type burners of the aircraft turbine engine	159
V. PIMSNER, C. A. VASILESCU, J. SPAHIU — A investigation into the effect of fuel chemical properties on the combustion processes in turbine engines	163
Technical news	167
Chronicle	167
Aviation Documentation Review	167
Designer's data sheets — B. WIŚLICKI: Specific heat values of some hydrocarbon fuels	okł.

СОДЕРЖАНИЕ

E. WIŚLICKI — Процессы горения углеводородных топлив в струйных двигателях	142
J. JAROSIŃSKI, R. ŁAPUCHA — Сгорание в турбулентной струе, часть I	150
J. GRZEGORZEWSKI — Исследование зоны сгорания камеры с вынужденным топливом авиационного турбинного двигателя	155
V. PIMSNER, C. A. VASILESCU, J. SPAHIU — Исследование влияния химических свойств топлив на процесс сгорания в турбинных двигателях	159
Технические новости	163
Хроника	167
Документационный обзор авиации	167
Конструкторские пособия Авиационной Техники — B. WIŚLICKI: Удельная теплота некоторых углеводородных топлив	okł.

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosław Berżyński — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołdziejowski, mgr inż. Walerian Korzyński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów, Kazimierz Walczyński (red. techniczny).

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

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

Cena pojedynczego zeszytu 12 — zł

Prenumerata roczna 141 — zł

Półroczna 72 — zł

PKO Warszawa, konto 1-9-12167 WCT Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12

Ark. druk. 3.5. Format A4. Nakład 930 egz. Papier ilustr. kl. V. 79 g. 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dzielowa — Zam. 1095/A — W-3106



Badania procesów spalania – podstawą rozwoju silników lotniczych

Procesy spalania paliw ciekłych odgrywają już od wielu dziesiątków lat niepoślednią rolę w rozwoju techniki. Intensywny rozwój lotniczych silników przepływowych, a w szczególności silników turbinowych, wzbogacił naukę o spalaniu nowymi pracami z dziedziny spalania w strumieniu turbulentnym. Ze względu na złożoność zjawisk występujących w procesach spalania turbulentnego procesy te nie są jeszcze dobrze poznane, mimo że ilość zajmujących się tą dziedziną badaczy wzrosła w ciągu ostatnich dziesięciu lat bardzo znacznie. Uderza brak większej ilości danych doświadczalnych, co w dużej mierze jest spowodowane niezadowalającym stanem techniki pomiarowej, stosowanej w badaniach turbulentnego spalania; szczególne trudności napotyka badacz podczas badań szybkozmiennych zjawisk w turbulentnym płomieniu.

Wbrew poprzednim przewidywaniom stałego ograniczania roli lotnictwa na rzecz rozwoju techniki raketowej i pocisków kierowanych jest obecnie rzeczą oczywistą, że samoloty załogowe będą rozwijać się równoległe z raketami zgodnie z zasadami zrównoważonych programów badawczych i rozwojowych. Można tu przytoczyć fragmenty przemówienia Teodora Karmanna, które wygłosił on na czwartej konferencji AGARD, poświęconej silnikom przepływowym: „wydaje się rzeczą pewną, że ludzie będą latać zarówno w okresie pokoju, jak i w czasie wojny. Jeżeli weźmie się pod uwagę ograniczenia ludzkiej fizjologii, nie będzie bezpodstawne przewidywanie, że dążność do szybkich przelotów w atmosferze lub w górnych warstwach atmosfery nie zostanie całkowicie zaspokojona przez możliwości lotów kosmicznych, trwających wiele lat i wykorzystujących „nowoczesne” silniki, takie jak silniki jonowe, magnetohydrodynamiczne, plazmowe itp... Jeszcze za piętnaście lat ludzie nie będą chcieli wykonywać „skoku” z Los Angeles do Paryża w ciągu jednej godziny, lecz będą woleli spokojniejszą podróż”. W lotnictwie cywilnym dużą rolę będą odgrywać samoloty pionowego i skróconego startu oraz nadźwiękowe i hipersoniczne samoloty pasażerskie; również duże nadzieje wiąże się z zaproponowanymi przez Antonio Ferriego samolotami do wystrzeliwania dużych satelitów

i satelitów kosmicznych. Jeżeli chodzi o lotnictwo wojskowe, to z kierunków rozwoju strategii i taktyki wynika, że znaczenie samolotów załogowych nie ulegnie w przyszłości zmniejszeniu — wszystkie zadania wymagające natychmiastowej zmiany decyzji oraz precyzji wykonania, zadania przechwytywania nieprzyjacielskich obiektów latających na dużych odległościach od własnego terytorium, a także duża część zadań rozpoznawczych będzie wymagać stosowania samolotów. Dużą rolę w przyszłych działaniach wojskowych będzie poza tym odgrywać szybki transport powietrzny. Pozycję załogowego lotnictwa wojskowego umocni zastosowanie samolotów pionowego startu i lądowania. Nie należy również zapominać o coraz szerszym stosowaniu silników turbinowych w wielu dziedzinach poza lotnictwem.

Wszystko to gwarantuje dalszy rozwój silników przepływowych i w związku z tym — rozwój badań koniecznych do lepszego zrozumienia zjawisk występujących w procesach spalania. Między innymi dużo jest do zrobienia w dziedzinie spalania mieszanek przebogaczonych — taki rodzaj spalania może zapewnić w wielu przypadkach bardzo duże korzyści.

Błędem byłoby zresztą sądzić, że wyniki badań spalania w strumieniu turbulentnym można wykorzystać jedynie w silnikach przepływowych. Istnieje wiele punktów stycznych między spalaniem turbulentnym a na przykład procesami spalania w silnikach tłokowych, w których turbulencja również odgrywa pewną rolę. Szczególnie wyraźnie występuje to w silnikach z tzw. zapłonem żagwiowym, który jest najlepszym sposobem realizowania silników wielopaliwowych.

Ilość publikowanych obecnie prac z dziedziny spalania jest tak duża, że tylko niewielu badaczy może mieć nadzieję opanowania znaczącej części nowych materiałów. Dlatego wydaje się, że zebranie w niniejszym zeszycie artykułów ujmujących w sposób syntetyczny niektóre zagadnienia związane z procesami spalania w strumieniu turbulentnym może przynieść pewne korzyści ludziom, którzy pracują w tej dziedzinie.

Wszystkim zainteresowanym przypominamy, że adres naszej redakcji jest następujący:

REDAKCJA CZASOPISMA „TECHNIKA LOTNICZA”, WARSZAWA, CZACKIEGO 3/5

Wszelkie sprawy, związane z prenumeratą załatwia

Wydział Kolportażu Czasopism Techn. NOT, Warszawa, Mazowiecka 12.

Procesy spalania paliw węglowodorowych w silnikach przepływowych

Omówiono procesy utleniania węglowodorów, zachodzące w warunkach powstawania mieszanki paliwowej oraz jej spalania, w powiązaniu z pojawieniem zimnego płomienia w strefach niskich temperatur. W dalszej części artykułu omówiono mechanizm procesu spalania oraz ustateczniania płomienia z uwzględnieniem spalania wibracyjnego w odniesieniu do różnych typów silników przepływowych.

Podział procesów utleniania węglowodorów

Procesy utleniania węglowodorów wchodzących w skład paliwa można podzielić na trzy grupy:

- 1) utlenianie w temperaturach do ok. 200 °C, w obecności katalizatorów,
- 2) utlenianie w temperaturach 200—600 °C w fazie gazowej,
- 3) bardzo szybkie utlenianie w płomieniu.

W warunkach eksploatacji silnika przepływowego można brać pod uwagę drugą i trzecią grupę procesów utleniania. Pierwsza grupa procesów może występować w warunkach przechowywania paliwa oraz w układach paliwowych samolotów szybkich.

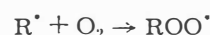
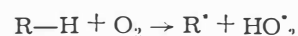
W mieszance paliwowej, podgrzanej do temperatury samozapłonu, pojawiają się „ogniska” płomienia poprzedzone jest przedzapłonowymi reakcjami chemicznymi drugiej grupy. Reakcje te mogą przebiegać w temperaturach znacznie niższych od temperatury samozapłonu składników paliwa w wyniku reagowania cząsteczek paliwa z cząsteczkami utleniającymi. Łańcuchowy charakter tych reakcji ze zwyrodniałym rozgałęzieniem łańcuchów uzależniony jest od obecności możliwie „trwałych” produktów przejściowych — nadtlenków i aldehydów — ulegających znacznie łatwiej niż produkty wyjściowe rozpadowi na wolne rodniki — aktywne centra reakcji.

Podobnie, jak procesy utleniania, obszary, w których mieszanka ulega zapłonowi, można podzielić na trzy strefy w zależności od temperatury i ciśnienia mieszanki:

- 1) niskotemperaturową,
- 2) pośrednią,
- 3) wysokotemperaturową.

Wspomniane strefy — rys. 1 — różnią się pomiędzy sobą rodzajem reakcji prowadzących do zwyrodnienia łańcu-

chów. Początkowe stadium reakcji łańcuchowej, zachodzącej przy utlenianiu węglowodorów wchodzących w skład paliwa, można przedstawić za pomocą następujących reakcji:

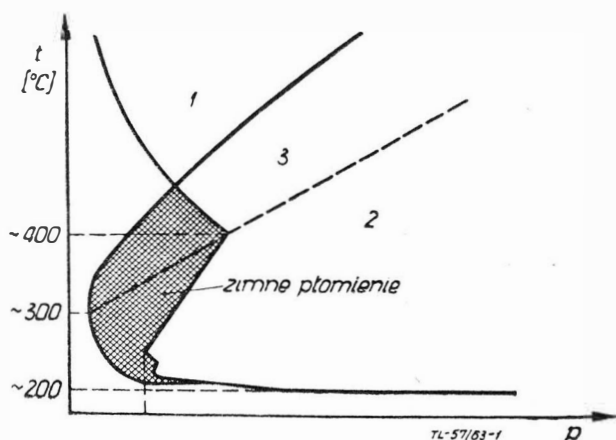


gdzie R — rodnik węglowodorowy, ROO — rodnik węglowodoronadtlenkowy (kropki oznaczają rodniki nienasycone)

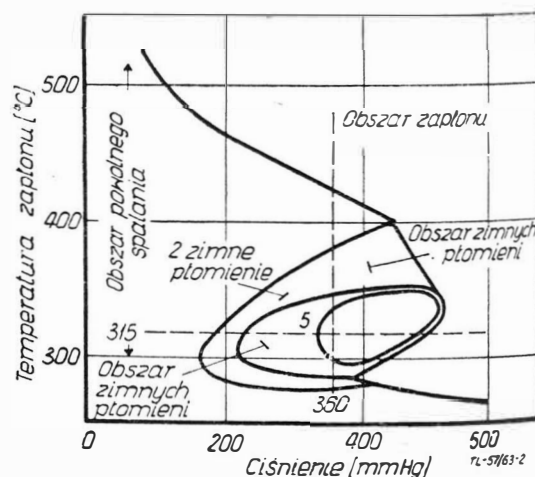
Do substancji, które w procesach utleniania — spalania węglowodorów — zdolne są wytworzyć aktywne cząstki, należy zaliczyć wszystkie nietrwałe i niewysyczone rodniki, jak również wolne atomy. Mogą one powstać podczas przebiegu reakcji utleniania oraz wskutek rozkładu lub dysocjacji termicznej zarówno z węglowodorów i tlenu, jak i w pewnych warunkach z produktów utleniania. Biorąc udział w reakcji tlen posiada cząsteczkę dwuatomową. Pojawienie się w środowisku reakcji nietrwałego tlenu atomowego „in statu nascendi”, bardzo reaktywnego, nadzwyczaj wydatnie przyspiesza reakcję utleniania. Mechanizm powstawania cząstek aktywnych na skutek dysocjacji termicznej obrazują poniższe reakcje



Na podstawie całego szeregu badań dotyczących mechanizmu utleniania węglowodorów w różnych temperaturach a przede wszystkim badań Callendera, wynikiem których jest nadtlenkowa teoria spalania węglowodorów [lit. 2, 3, 4] oraz prac Josta, Iwanowa, Czernożukowa i Bonego [lit. 3, 5, 6] można przyjąć następujący schematyczny przebieg głównych procesów rozwijania łańcuchowych reakcyjnych w różnych strefach zapłonowych. Przebieg tych procesów przedstawiony jest według schematu I.

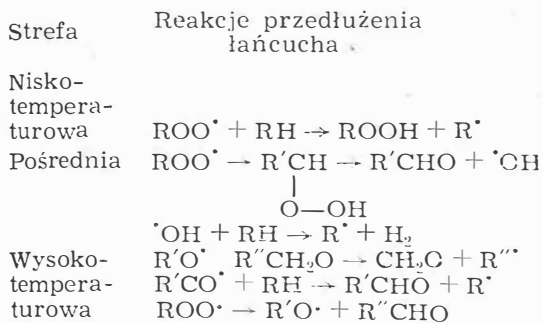


Rys. 1. Wykres stref samozapłonu węglowodorów [Lit. 8]. 1 — strefa wysokotemperaturowego zapłonu jednostadiowego; 2 — strefa niskotemperaturowego zapłonu wielostadiowego; 3 — strefa pośrednia

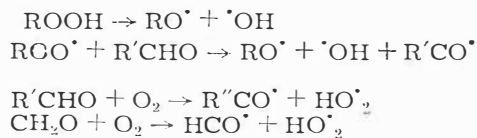


Rys. 2. Obszary spalania 50% mieszanek propan-tlen; zależność temperatur samozapłonu od ciśnienia [Lit. 7]

Schemat I¹⁾



Reakcje zwyrodniałego rozgałęziania



Jak wynika z podanego schematu, związkami powodującymi rozgałęzienie łańcuchów w nisko- i wysokotemperaturowych strefach są odpowiednie nadtlarki i aldehydy. Rozgałęzienie poprzez nadtlarki wymaga niewielkiej energii aktywacji i dlatego może ono zachodzić w stosunkowo niskich temperaturach. W wysokich temperaturach rodnik nadtlarkowy ulega rozpadowi i wtedy możliwa jest reakcja rozgałęzienia poprzez aldehydy, dla której konieczne są większe energie aktywacji niż w przypadku nadtlarków. Dla strefy pośredniej można przyjąć, że łańcuch rozgałęzia się zasadniczo w wyniku reakcji rodników nadtlarkowych z aldehydami, to jest reakcji związków powodujących rozgałęzienia w strefie nisko- i wysokotemperaturowej. W związku z tym w strefie pośredniej mogą pojawiać się okresowe autooscylujące reakcje chemiczne typu na przemian nisko- i wysokotemperaturowego.

Zdaniem innych autorów [lit. 7] można wyodrębnić cztery charakterystyczne obszary, w których przebiegają określone procesy utleniania, w zależności od temperatury i ciśnienia (rys. 2):

- 1) wolno przebiegające reakcje przy niskich temperaturach i ciśnieniach,
- 2) reakcje zimnego płomienia,
- 3) wolno przebiegające reakcje przy średnich temperaturach i ciśnieniach,
- 4) reakcje towarzyszące wybuchowi.

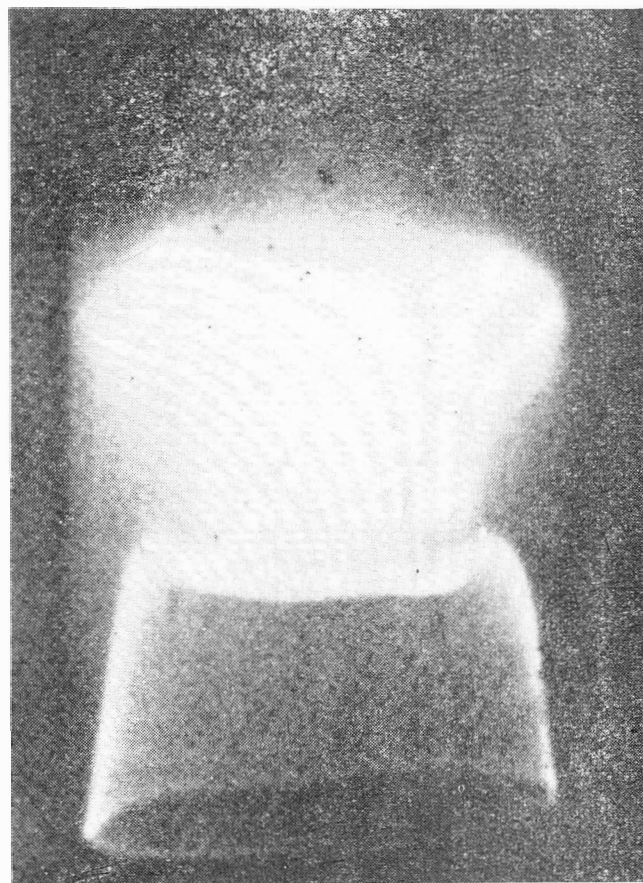
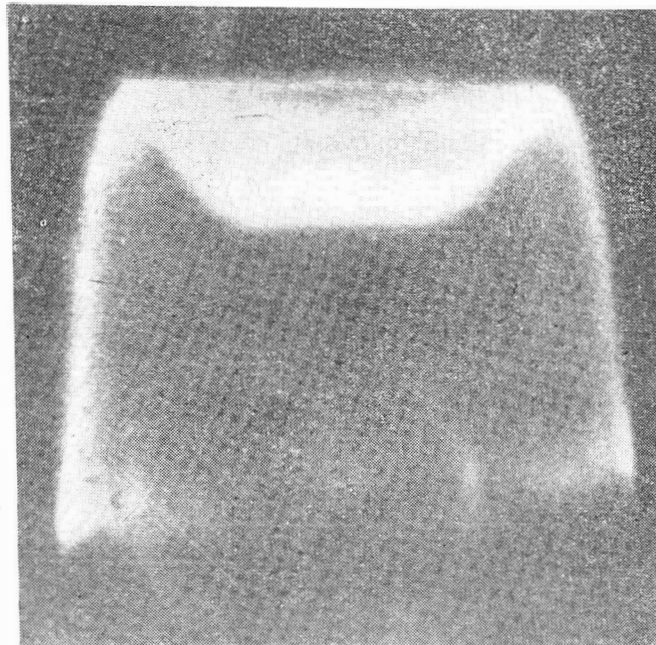
Podane wyżej obszary procesów utleniania odzwierciedlają dokładniej rodzaje procesów chemicznych, którym podlegają węglowodory znajdujące się w tych warunkach. Naturalnie, w warunkach panujących w silnikach przepływowych, niektóre z tych obszarów nie występują zupełnie bądź odgrywają mniejszą rolę. Dotyczy to szczególnie obszaru pierwszego. Pozostałe obszary procesów utleniania, w zależności od warunków i stadium procesów spalania, będą przybierały na przemian dominujące znaczenie. Obszary, w których pojawiają się reakcje towarzyszące wybuchowi, wystąpią zawsze tam, gdzie zachodzi proces spalania mieszanki.

Procesy utleniania w obszarach temperatur pośrednich

Procesy utleniania w obszarach pośrednich, to jest w temperaturach 200—600 °C oraz przy średnich ciśnieniach, występują w fazie przygotowania mieszanki paliwowej i pierwszych fazach procesu jej spalania w silniku, szczególnie przy zasilaniu za pomocą wtryskiwacza. Istnieje także prawdopodobieństwo ich występowania w warunkach małej pełności spalania, przy zbyt bogatej lub ubogiej mieszance paliwowej i przy nadmiernym jej wystudzeniu.

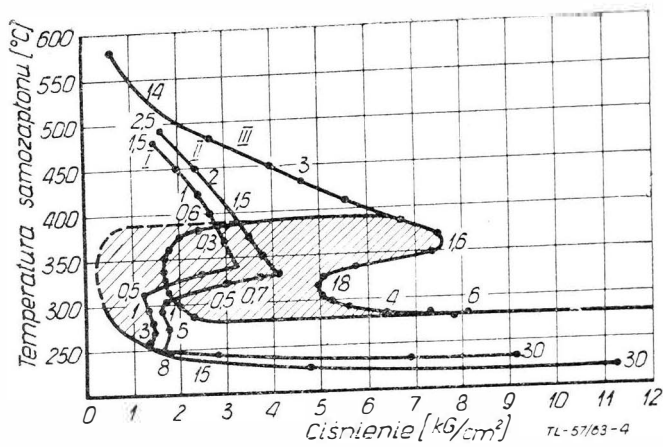
Procesom przebiegającym w obszarach pośrednich towarzyszą zjawiska luminescencji oraz tak zwanego zimnego płomienia (rys. 3). Pojawienie się zimnego płomienia może wystąpić kilkakrotnie. Jego szybkość rozchodzenia się jest niewielka (rzędu 10 cm/sek), kolor niebieski, a temperatura niska (różna o 100—150 °C od otoczenia). W temperaturach około 500 °C omawiane zjawiska zanikają. Powyżej tych temperatur węglowodory, szczególnie cięższe, ulegają samozapłonowi rzeczywistemu. Wzrost ciśnienia i ilości węgla w cząsteczce obniża przedziały temperatur, w których obserwuje się występowanie zimnych płomieni. Wzrost temperatury powoduje ich wygaszenie (rys. 4).

Rozpatrując ogólnie szybkości utleniania węglowodorów w zależności od temperatury, obserwuje się w przedziałach temperatur ok. 350—500 °C występowanie ujemnego współ-



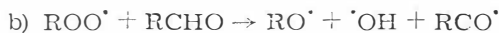
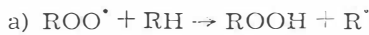
Rys. 3. Zdjęcia stadiów płomieni n-heksanu: a) zimny płomień, b) zimny płomień plus drugie stadium płomienia [Lit. 5]

¹⁾ R' i R'' — rodniki węglowodorowe różnego rodzaju.



Rys. 4. Obszary samozapłonu i zimnych płomieni mieszanin węglowodorów parafinowych z powietrzem. I — 2,4% n-oktan; II — 2,7% n-heptan; III — 2,4% izooktan. Zakresowano obszary zimnych płomieni, cyframi arabskimi oznaczono okresy opóźnień samozapłonu w sekundach [Lit. 2]

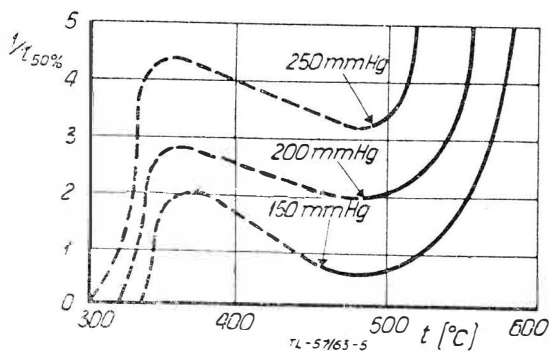
czynnika temperaturowego szybkości reakcji chemicznej (rys. 5). Tłumaczy się to zwiększaniem się, w miarę wzrostu temperatury, szybkości reakcji przedłużania łańcucha — reakcja typu (a) — kosztem szybkości reakcji rozgałęziania — reakcja typu (b).



W związku z tym ogólna szybkość reakcji w danym przypadku ulegnie zmniejszeniu. Przyczyną zaniku zimnego płomienia przy zwiększaniu temperatury może być przereagowanie łatwiej utleniających się związków i zbyt niewielka ilość ciepła potrzebna do utlenienia mniej odpornych na utlenianie związków (patrz rys. 4).

Specyficzny charakter strefy pośredniej (schemat I), wiążący się z przebiegiem okresowych reakcji przed pojawieniem się płomienia, jest także powiązany z niernormalną zmianą okresu indukcji — opóźnienia samozapłonu — oraz występowaniem kilku samozapłonów. Schematycznie przedstawienie obszarów samozapłonów węglowodorów oraz niektórych pochodnych węglowodorów podano na rys. 6. Krzywa 1 na rys. 6 przedstawia zależność minimalnych temperatur zapłonu od ciśnienia dla metanu, etanu (dla mieszanek biednych), etylenu, benzenu oraz formaldehydu. Dla tych związków obserwuje się ciągłą zmianę temperatury samozapłonu w zależności od ciśnienia.

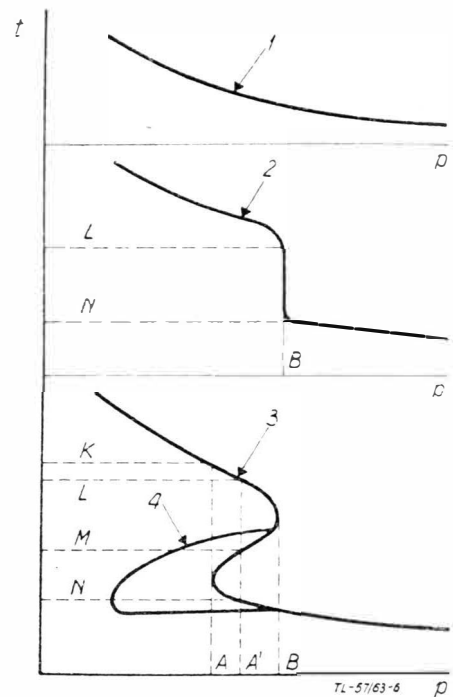
Inny kształt obszaru samozapłonu przedstawia krzywa 2, odnosząca się do etanu (mieszanki bogate), propylenu i butylenu. Wyraźne załamanie się krzywej w punkcie B wskazuje, że dla wymienionych związków niewielkie zwiększenie ciśnienia, powyżej wartości B, przemieszcza ich samozapłon z obszarów wysokich temperatur ($\geq L$) do obszarów niskich temperatur ($\leq N$). Obszary samozapłonu dla węglowodorów parafinowych i olefinowych, zawierających odpowiednio powyżej dwóch i czterech atomów węgla w cząsteczce, a także alkoholi (oprócz etylowego), aldehydów (oprócz formaldehydu) oraz eterów przedstawia krzy-



Rys. 5. Zależność szybkości reakcji utleniania pentanu od temperatury; mieszanka $C_5H_{12} + 8O_2$ [Lit. 2]

wa 3. Przebieg tej krzywej wykazuje, że dla ciśnień mniejszych od A samozapłon może występować tylko w wysokich temperaturach, większych od K. Przy ciśnieniu, zawierającym się pomiędzy A—B, obserwuje się trzy temperaturowe przedziały samozapłonu. Dla tego samego ciśnienia na przykład A, samozapłon będzie zachodził w przedziale niskich temperatur M—N, nie wystąpi w przedziale L—i ponownie pojawi się począwszy od temperatury L. Przy ciśnieniach większych od B obserwuje się tylko jeden przedział samozapłonu, który wystąpi w temperaturach niższych, ale bliskich N. Dla wyższych węglowodorów wygięcie krzywej zmierza w kierunku niskich ciśnień i określa w przedziale ciśnień A—B trzy przedziały temperatur samozapłonu. Kształt i rozmiary tego wygięcia uzależnione są od struktury węglowodorów, bądź ich związków, geometrii przestrzeni, w której przebiega utlenianie, oraz składu mieszanki paliwowej. W miarę zubożenia mieszanki wygięcie krzywej przemieszcza się w kierunku większych ciśnień. Najwyraźniej wykształcone jest to wygięcie dla węglowodorów parafinowych o łańcuchu rozgałęzionym. Dla wszystkich węglowodorów wygięcie krzywej położone jest w temperaturze około 350 °C.

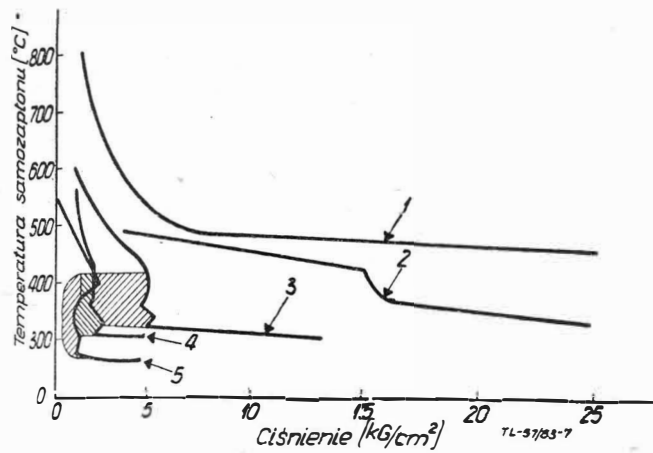
Z kształtu obszarów samozapłonu, przedstawionych schematycznie na rys. 6 (krzywe 2 i 3), wynika obecność dwóch przedziałów temperatur — górnego i dolnego — w których zachodzi samozapłon wyższych węglowodorów. Przejście od



Rys. 6. Schematyczny obraz obszarów samozapłonu węglowodorów i niektórych ich pochodnych [Lit. 2]

jednego do drugiego przedziału przy ciśnieniu B charakteryzuje się skokiem temperatury, wynoszącym na ogół 100 °C. W danym szeregu homologicznym węglowodorów w miarę zwiększania się liczby atomów węgla w cząsteczkach, krzywa 3 zachowując swój kształt przesuwa się w kierunku niższych temperatur i ciśnień. Dla danego węglowodoru okresy opóźnień samozapłonu (czas od momentu wprowadzenia mieszanki palnej do przestrzeni reakcji do momentu wybuchu) osiągają wartości najmniejsze w przedziale temperatur, który odpowiada górnemu przedziałowi temperatur samozapłonu. Podwyższenie lub obniżenie temperatury prowadzi do zwiększenia opóźnienia samozapłonu. Na rys. 6 zakreślone zostały także strefy powolnego utleniania (w funkcji temperatury i ciśnienia), w których występują wybuchy zimnego płomienia — krzywa 4. Strefy te przylegają do niskotemperaturowego odcinka wygięcia krzywej 3; położone są w przedziale temperatur około 350 °C i ograniczone krzywą 4. Dla każdej temperatury strefy zimnego płomienia w mieszanekach węglowodorów — powietrza (tlen) istnieje pewne krytyczne ciśnienie początkowe, powyżej którego po okresie indukcji (opóźnienia zapłonu) pojawia się zimny płomień. Poniżej ciśnienia krytycznego zimny płomień nie pojawia się. Okresy opóźnienia

samozapłonu zimnych płomieni mają największe wartości przy dolnej granicy strefy zimnego płomienia. Wewnątrz tej strefy wzrost temperatury do 360–370 °C (przy stałym ciśnieniu) zmniejsza okres opóźnienia samozapłonu, zwiększając intensywność zimnego płomienia (świecenie i przystawienie). Dalsze zwiększanie temperatury jeszcze bardziej zmniejsza okresy indukcji, obniżając jednocześnie intensywność zimnego płomienia. Na górnej granicy tej strefy zimny płomień zanika. Jeżeli wewnątrz omawianej strefy zachowa się stała temperatura, zwiększając stopniowo ciśnienie, wtedy okresy opóźnień samozapłonu ulegają ciąglem zmniejszeniu przy jednoczesnym wzroście intensywności zimnych płomieni. Wyżej omawiane zjawiska



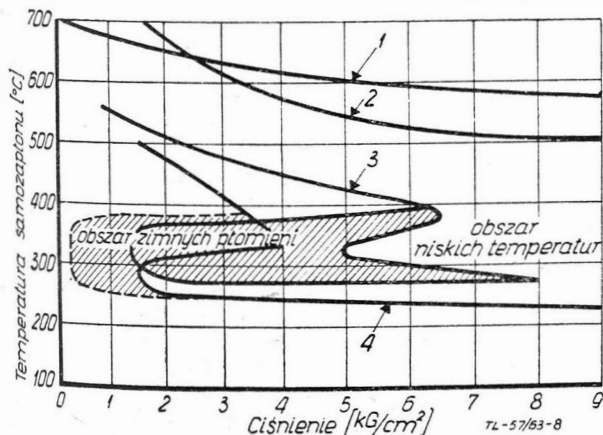
Rys. 7. Obszary samozapłonu i zimnych płomieni mieszanin węglowodorów parafinowych z powietrzem [Lit. 2]. 1 — 13% metan; 2 — 10% etylen; 3 — 5% propan; 4 — 3,8% butan; 5 — 2,7% n-heksan

przedstawione są na rys. 7 i 8 [lit. 2, 5]. Zdaniem niektórych badaczy [lit. 2, 5, 7] istnieją podstawy do stwierdzenia, że pojawianie się zimnych płomieni zachodzi każdorazowo, gdy zmienia się charakter reakcji prowadzących zdegenerowane rozgałęzienie łańcuchów, na przykład przy zmianie temperatury mieszanki i przechodzeniu tej mieszanki z jednej strefy zapłonowej do drugiej.

Przebieg procesów przedzapłonowych, zachodzących w strefach pośrednich, ma duże znaczenie praktyczne dla techniki spalania w silnikach. W zależności od rodzaju, kierunku oraz ich intensywności mogą występować objawy przedwczesnego samozapłonu, samozapłonu wielostadiowego, opóźnienia samozapłonu powodującego spadek sprawności i przewlekłe spalanie oraz szereg innych objawów.

Procesy utleniania w strefach wysokich temperatur

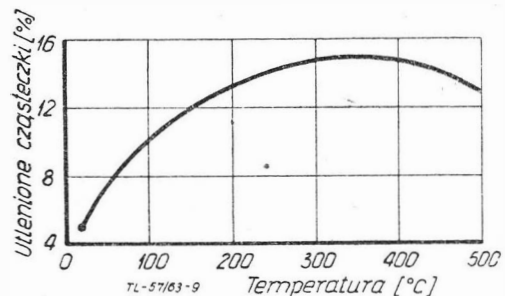
Gdy mieszanka paliwowa zostanie wprowadzona w strefę wysokich temperatur, to w następstwie jej podgrzewania będą zachodzić „przedpłomieniowe” reakcje o charakterze odpowiadającym początkowo reakcjom strefy niskich temperatur, następnie strefie przejściowej i wysokotempera-



Rys. 8. Zależność temperatury samozapłonu od ciśnienia dla różnych węglowodorów [Lit. 6]. 1 — benzen; 2 — metan; 3 — izooktan; 4 — n-heksan

turowej. W tych warunkach na okres opóźnienia samozapłonu (rzeczywistego) złożą się okresy opóźnień samozapłonu zimnych płomieni, nie zawsze zresztą wykrywalne czy też dające się zauważyć bez zastosowania specjalnej techniki obserwacji. Samozapłon mieszanki składa się z szeregu stadiów. Ponieważ każdym samozapłonowi towarzyszy wzrost ciśnienia przez czas trwania zjawiska, podobnie zresztą jak przy rozchodzeniu się zimnego płomienia, obserwuje się pulsacje ciśnienia oraz odgłosy, których słyszalność uwarunkowana jest intensywnością zjawiska. Przedłużanie się okresu samozapłonu w miarę podwyższania temperatury mieszanki ma w praktyce duże znaczenie. Zjawisko to w niektórych warunkach procesu spalania mieszanki w silniku przepływowym niekorzystnie wpływa na intensywność spalania, przyczyniając się do wydłużenia płomienia oraz obniżenia pełności spalania.

Charakter reakcji przedpłomieniowych uzależniony jest także od stanu paliwa wprowadzanego do strefy wysokich temperatur. W przypadku, gdy zostało ono wprowadzone do tej strefy pod postacią kropeł, istnieje możliwość wystąpienia stadium utleniania paliwa w fazie ciekłej. Utlenianie w fazie ciekłej może zachodzić w znacznie niższych temperaturach, niż w fazie gazowej. Szereg prac wskazuje na to, że zachodzi ono nawet w temperaturze pokojowej [lit. 4, 7]. Prace przeprowadzone w Instytucie Lotnictwa [lit. 9] nad kinetyką utleniania w fazie ciekłej paliw oraz ich frakcji w temperaturze 150 °C i ciśnieniu 14 kg/cm², w atmosferze tlenu, wskazują na szczególną intensywność procesów utleniania frakcji zawierających w swym składzie wyższe węglowodory izoparafinowe i naftenowe. Dla niektórych paliw cięższych (typu olejów napędowych) frakcje te utleniały się wybuchowo, podczas gdy frakcje, zawierające w swym składzie wyłącznie węglowodory aromatyczne, utleniały się najwolniej.



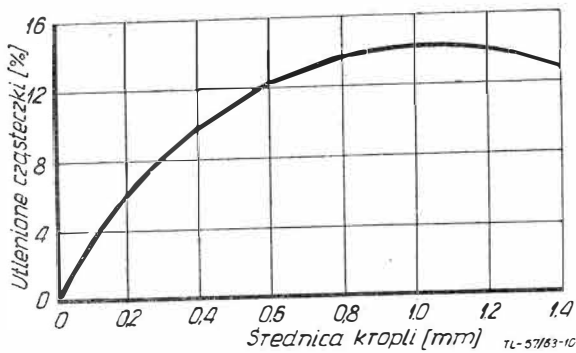
Rys. 9. Wpływ temperatury na utlenialność kropeł paliwa (średnica kropeł 1 mm) [Lit. 8]

Znajomość kinetyki tych procesów pozwala na przeprowadzenie odpowiedniej selekcji składu paliwa, zgodnie z jego przeznaczeniem. Pozwala ona zestawiać takie paliwa, które — przykładowo — będą wymagały bardzo dobrego przygotowania mieszanki paliwowej w sensie dostatecznego wstępnego jej utleniania oraz zhomogenizowania za pomocą czynników hydrodynamicznych, aby uzyskać pożądaną intensywność spalania. Fakt ten może być wykorzystany tam, gdzie na przykład zależy na przebadaniu wpływu jakiegoś elementu konstrukcji silnika na przebieg spalania.

Istnieją podstawy, aby okres indukcyjny utleniania w opisanych przypadkach utleniania węglowodorów przyjąć za proporcjonalny w pierwszym przybliżeniu do okresu indukcyjnego zapłonu, to jest opóźnienia samozapłonu

$$\tau_{ut} \sim \tau_{ind} \quad [1]$$

Przebieg utleniania węglowodorów, badany w różnych temperaturach i ciśnieniach w obecności katalizatorów [lit. 2, 4, 7], pozwala sądzić, że w warunkach pracy silnika przepływowego krople rozpylonego paliwa, których czas odparowania i spalania wynosi mniej niż 0,01 sek, podlegają dostatecznie intensywnemu utlenianiu do momentu ich odparowania. Potwierdzają to badania przeprowadzone w specjalnym urządzeniu laboratoryjnym [lit. 8]. Badano w nim utlenianie kropeł paliwa o różnych wymiarach. Krople badanego paliwa były przepuszczane przez strefę, w której panowały różne temperatury — ciśnienia oraz prędkości strumienia powietrza — utleniacza. Stopień utlenienia kropeł oraz par paliwa, po przejściu przez strefę reakcji, był określany za pomocą analizy na zawartość tlenu. Wyniki badań oleju napędowego przedstawiono na rys. 9 i 10. Stwierdzono, że wprowadzenie różnych nad-



Rys. 10. Wpływ rozmiarów kropeł na ich utlenialność w temperaturze powietrza 300 °C [Lit. 8]

tlenków do paliw, które powinny przyspieszyć utlenianie paliwa w wysokich temperaturach, nie odgrywa roli w warunkach, w których istnieje już zhomogenizowana mieszanina paliwowa. Wpływ dodatku nadtlenków zaznacza się wyraźnie w warunkach istnienia mieszaniki heterogenicznej, występującej w niższych temperaturach. Duży wpływ nad-tlenków na przyspieszenie utleniania paliw można więc sprowadzić głównie do inicjowania i przyspieszania procesów zachodzących w reakcjach przedpłomieniowych w fazie ciekłej.

Spalanie paliw w silnikach przepływowych

Ustalone lub quasiustalone warunki przebiegu spalania w silnikach przepływowych prowadzą do statecznego spalania. Zanim jednak zostanie osiągnięty ustalony proces spalania, paliwo przechodzi poprzez jedno lub kilka szybko przebiegających stadiów zwanych ogólnie procesami zapłonowymi. Zjawiska przenoszenia ciepła i masy mają mniejsze znaczenie w czasie trwania stadiów przejściowych (reakcji przejściowych), natomiast w sposób zasadniczy wpływają one na początkowe stadia ustalonego spalania.

Obecnie stwierdzono, że spalanie ustalone może być opisane przy równoczesnym uwzględnieniu zjawisk hydrodynamicznych i chemicznych. Jednocześnie bierze się pod uwagę ich różnorodny udział, w zależności od rodzaju spalania, na przykład laminarnego lub turbulentnego. Procesy te, charakteryzujące się określonymi szybkościami — na przykład szybkościami odparowania, dyfuzji gazowej i faz ciekłych, szybkością przemieszczania, a z drugiej strony — szybkościami reakcji chemicznych w fazach ciekłej i gazowej, z katalizą na powierzchni lub bez niej — są na tyle

złożone, że pojęcie oddzielnego czynnika, określającego szybkość, nie jest na ogół stosowane, chociaż w niektórych przypadkach może być dogodne.

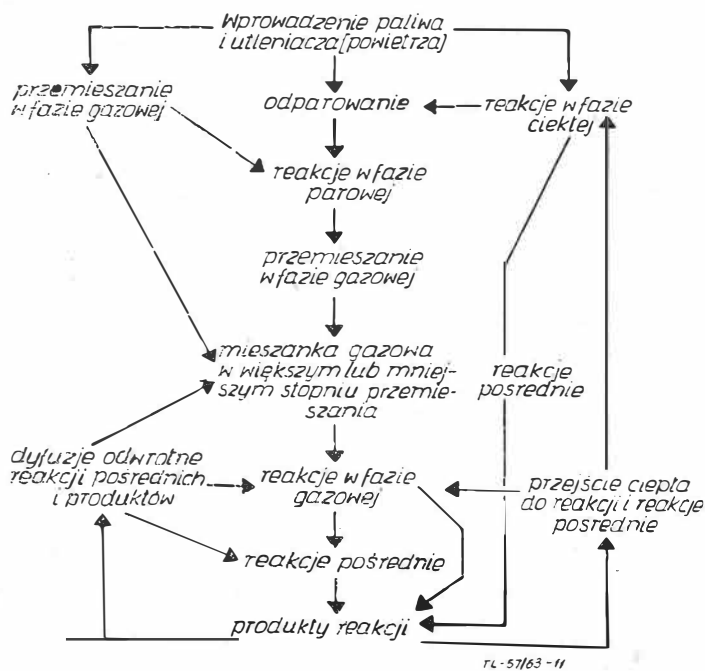
Spalanie, od momentu osiągnięcia ustalonego spalania, może zachodzić różnymi drogami. Schemat, przedstawiony na rys. 11, obrazujący różne drogi procesów „przedpłomieniowych”, nie pokazuje wszystkich możliwych procesów fizycznych i chemicznych, które mogą oddziaływać na opóźnienie zapłonu. Nie uwzględnia na przykład przenoszenia ciepła do i od ścianek silnika, wpływu wymiarów komory spalania na ciśnienia parcjalne, roli reakcji chemicznej, szybkości dyfuzji oraz oddziaływania ciepła reakcji na szybkość reakcji chemicznych, dyfuzji, szybkości przenoszenia ciepła i ustalanie się warunków spalania. Schemat ten można przyjąć za odpowiadający rzeczywistości tak dla warunków spalania ustalonego, jak i procesów zapłonowych z tym, że w warunkach ustalonego spalania zmiana różniących się pomiędzy sobą szybkości reakcji chemicznych w czasie jest niewielka. Przedstawiony schemat wskazuje na znaczenie tak fizycznych, jak i chemicznych procesów w opóźnieniu zapłonu. Wynika stąd, że opóźnienie zapłonu zależy nie tylko od rodzaju stosowanego paliwa, lecz także od sposobu wprowadzania go do komory spalania oraz jej geometrii.

Brak jest do tej pory określonego modelu spalania turbulentnego, jednoznacznie i wyczerpująco tłumaczącego ten proces. Dane doświadczalne oraz rozważania teoretyczne dopuszczają możliwość zaistnienia w tym procesie różnych mechanizmów spalania [lit. 7, 10, 12]. Interesujący wydaje się model objętościowego spalania mieszaniki paliwowej, jest przebieg reakcji utleniania w całej mikroobjętości — w turbulentnych molach — prowadzący do samozapłonu. Inny mechanizm spalania zakłada, że zachodzi ono poprzez porzeczniowe spalanie poszczególnych mikroobjętości i rozprzestrzenianie się w ten sposób płomienia [lit. 7, 10, 11, 12, 13]. Udział obydwu mechanizmów w procesie spalania turbulentnego może się przedstawiać następująco: w momentach, gdy turbulente przemieszczanie wyprzedzi rozprzestrzenianie się płomienia, rozwijają się reakcje objętościowe, samozapłonowe. Zagadnienie sprowadza się do tego, czy spalanie turbulentnego mola zajdzie prędzej na powierzchni, czy ulegnie on zapaleniu z pewnym opóźnieniem (tj. nastąpi jego samozapłon), określonym przez temperaturę oraz stopień rozcieńczenia świeżej mieszaniki produktami spalania. Możliwość samozapłonu powinna silnie wzrastać w miarę podwyższania ciśnienia. Opóźnienie samozapłonu ze wzrostem ciśnienia ulega zmniejszeniu a prędkość rozprzestrzeniania się płomienia maleje.

Tego rodzaju zależności wskazywałyby na to, że rola reakcji objętościowych, kończących się samozapłonem, powinna szczególnie silnie przejawiać się w takich komorach spalania, w których panuje wysokie ciśnienie. Ten mechanizm spalania może być jedną z najbardziej wiarogodnych przyczyn pojawiania się fal udarowych [lit. 7, 8, 10, 11].

Istnieją względy, które przemawiają przeciwko mechanizmowi samozapłonowemu w strefach wysokich temperatur. Reakcje przebiegające w tych temperaturach są w niewielkim stopniu zbadane. Przypisywanie im procesów samozapłonowych obserwowanych w temperaturach do 800—1000 °C uwzględniając występowanie w wysokich temperaturach dużo większego stężenia aktywnych centrów, wydaje się w chwili obecnej przedwczesne [lit. 10]. Przeprowadzone zostały badania nad spalaniem mieszanek benzyna-powietrze i nafta-powietrze. Mieszanki spalano w identycznych warunkach ($\alpha = 1$, $p = 1$ kG/cm², temperatura od 200 do 200 °C, prędkość strumienia 30—50 m/sek, średnie rozmiary kropeł paliwa $\eta = 0 - 290 \mu$).

Jak wiadomo, w mieszanekach tego rodzaju intensywność przebiegu procesów samozapłonowych nie jest jednakowa. W związku z tym powinny wystąpić także różnice w długościach żagwi płomienia, szybkości wydzielania produktów spalania itd. Okazało się, że różnice te nie wystąpiły we wszystkich przebadanych warunkach. Otrzymano je dla mieszaniki heterogenicznej, to jest w mieszaninie kropeł i par paliwa oraz powietrza. Jest to uzasadnione najbardziej sprzyjającymi warunkami zachodzenia niskotemperaturowych reakcji utleniania — samozapłonu. Dla mieszanek o jednakowym stopniu odparowania, utrzymanym do momentu wprowadzenia w strefę płomienia, nie zauważano żadnych różnic. Wskazywałoby to na mechanizm spalania w którym dominujące znaczenie ma proces rozprzestrzeniania się płomienia. Gdyby główną rolę odgrywały procesy samozapłonu, wtedy, pomimo spełnienia podanego wyżej



Rys. 11. Schemat procesów przedpłomieniowych

podobieństwa warunków, powinny wystąpić różnice długości żagwi, szybkości wydzielania ciepła itd., ze względu na znaczne różnice w wartościach opóźnienia samozapłonu badanych paliw. Wydaje się jednak, że opisane badania niezupełnie odzwierciedlają warunki występujące w silnikach. W związku z tym, mając na względzie złożoność zjawiska, wniosku o charakterze procesu turbulentnego spalania, w którym dominujące znaczenie ma proces rozprzestrzeniania się płomienia, nie można uogólniać.

Spalając w strumieniu gazów mieszanki palne, przy oddzielnym zasilaniu paliwem i utleniaczem, oprócz kinetyki procesów utleniania trzeba uwzględniać procesy dyfuzyjne przemieszania się par paliwa z powietrzem. W silnikach przepływowych proces spalania, zachodzący w strumieniu poruszającego się z dużą prędkością gazu, rozpatruje się: 1) jako spalanie dyfuzyjne, uwarunkowane dużo większą szybkością reakcji chemicznej, niż szybkość mieszania się par paliwa z powietrzem, oraz 2) jako spalanie kinetyczne, gdyż szybkość mieszania się par paliwa z powietrzem jest dużo większa niż szybkość reakcji chemicznej. Jeżeli założy się, że czas potrzebny na przemieszanie się par paliwa z powietrzem τ_D nie nakłada się na czas trwania reakcji chemicznych τ_R , to znaczy, że nie zaistnieje taki moment, w którym obydwa procesy będą zachodziły równolegle, wtedy na całkowity czas spalania złożą się te dwie wartości czasowe

$$\tau_S = \tau_D + \tau_R \quad [2]$$

Uwzględniając złożoność procesów powstawania gazowej mieszanki paliwo-powietrze, na które składają się procesy turbulentnego przemieszania się oraz dyfuzji cząsteczkowej, czas dyfuzji można przedstawić jako zależność

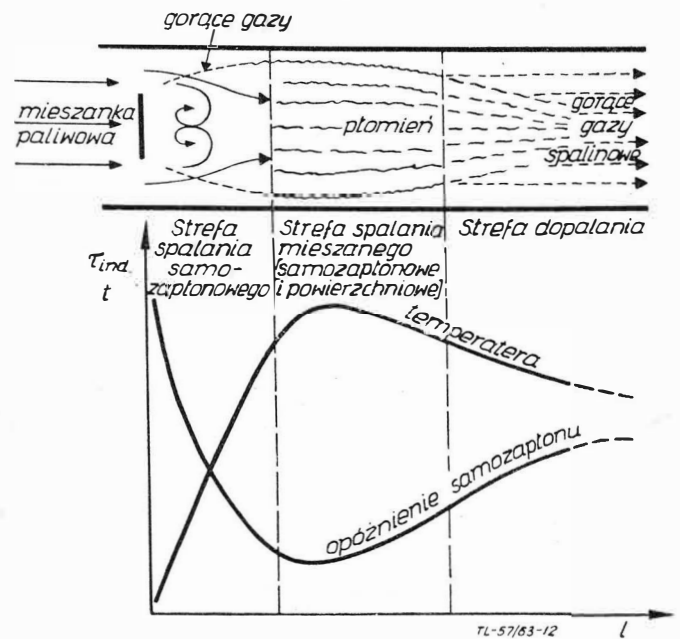
$$\tau_D = \frac{1}{\frac{1}{\tau_{DM}} + \frac{1}{\tau_{DK}}} \quad [3]$$

Jeżeli czas tworzenia się mieszanki palnej, który można traktować jako stadium fizyczne procesu spalania, jest dużo większy od czasu przebiegu reakcji chemicznej, to znaczy $\tau_D \gg \tau_R$, wtedy praktycznie

$$\tau_S \approx \tau_D \quad [4]$$

Dla tego przypadku czas spalania jest wyznaczony całkowicie przez czas trwania procesów dyfuzyjnych. W przestrzeni spalania temperatury dochodzą do znacznych wartości, w których procesy chemiczne zachodzą bardzo szybko, praktycznie — natychmiast. Przykładem może być spalanie paliwa w stanie gazowym przy oddzielnym zasilaniu powietrzem. Odwrotnym przypadkiem będą warunki, w których stadium fizyczne procesu będzie dużo mniejsze od czasu trwania procesu chemicznego — $\tau_D \ll \tau_R$; proces spalania jest w tym przypadku procesem kinetycznym $\tau_S \approx \tau_R$, na przykład przy wprowadzaniu do komory spalania gotowej mieszanki paliwo-powietrze. Warunki takiego procesu spalania z kinetycznego punktu widzenia, mającego na uwadze możliwe szybkie spalanie, są najbardziej korzystne. Ograniczają one okresy indukcyjne do minimalnych wartości, odpowiadających czasem przebiegu reakcji chemicznych w wysokich temperaturach, a te — jak wiadomo — są bardzo małe. W tych warunkach procesy spalania będą określone prawami kinetyki chemicznej, a więc właściwościami chemicznymi mieszanki paliwowej, temperaturą i ciśnieniem w komorze spalania oraz stężeniem reagentów w strefie spalania. W niewielkim stopniu będą uzależnione od takich czynników, jak dyfuzja oraz zjawiska hydrodynamiczne.

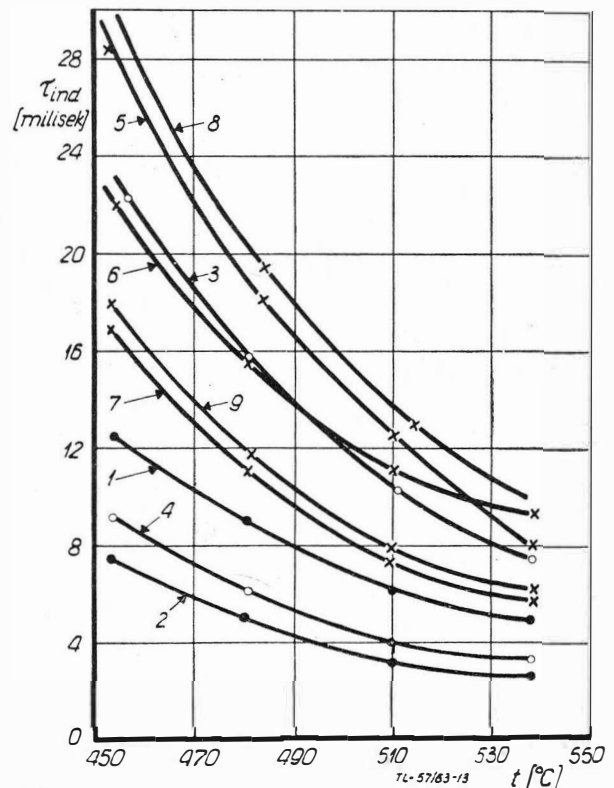
W silnikach przepływowych większa lub mniejsza część paliwa ulega spalaniu w wyniku samozapłonu. Lloyd, na podstawie wyników prac Mullinsa, stwierdza, że szereg zjawisk związanych ze spalaniem w silniku turbinowym jest uwarunkowanych procesami samozapłonu. Szczególnie zależność pomiędzy stopniem dopalania komory spalania a pełnością spalania określa się stosunkiem czasu przebywania do opóźnienia samozapłonu w warunkach komory spalania [lit. 13]. Turbulentny strumień mieszanki paliwo-powietrze dostaje się do strefy spalania w postaci turbulentnych moli otoczonych przez gorące gazy, których temperatura przewyższa temperaturę samozapłonu mieszanki. Wprowadzone objętości ulegają spalaniu według mechanizmu rozprzestrzeniania się płomienia po ich powierzchni oraz — po ogrzaniu mieszanki do odpowiednio



Rys. 12. Wykres rozkładu temperatury i opóźnienia samozapłonu wzdłuż komory spalania

wysokiej temperatury — według mechanizmu samozapłonu. Zwiększenie udziału paliwa spalanego samozapłonowo pozwala na zwiększenie szybkości spalania, aż do granic przedziałów statecznego spalania. Szybkość spalania samozapłonowego można zwiększać także poprzez dobór paliw, na przykład przez stosowanie zamiast nafty — benzyny 100/130.

Ustatecznianie płomienia za pomocą modelowania kinetyki procesu spalania prowadzi się pośrednio, stosując takie warunki hydrodynamiczne, które zabezpieczają wprowadzanie w żagiew płomienia odpowiednio dużych ilości turbulentnych moli mieszanki o stosunkowo dużych roz-

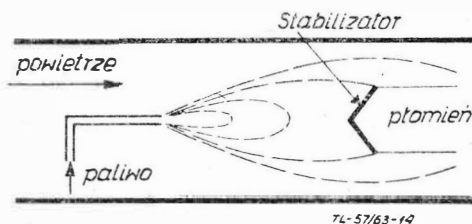


Rys. 13. Okres opóźnień samozapłonu ciekłych paliw w zależności od temperatury gazu [Lit. 14]; $p = 21 \text{ kg/cm}^2$, paliwo wtryskiwano do bomby. o — parafiny; 1 — n-oktan; 2 — n-oktadecan; o — olefiny; 3 — 1-okten, 4 — 1-oktadecen; x — cykliczne; 5 — metylocykloheksan, 6 — etylocykloheksan, 7 — butylocykloheksan, 8 — dekalina, 9 — dwucykloheksyl

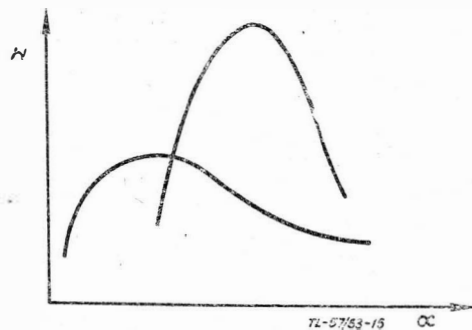
miarach. Zadanie to spełnia w silniku odpowiednia przegroda, umieszczona na drodze strumienia pędzących gazów. Powstanie za tą przegrodą wirów ułatwia wprowadzanie turbulentnych moli mieszanki palnej do strefy gorących gazów oraz intensywną wymianę ciepła. To powoduje z kolei samozapłon wprowadzonych objętości. Opóźnienie samozapłonu w strefach za statecznikiem płomienia będzie miało mniejsze wartości, ze względu na panujące w nich wysokie temperatury (strefa najwyższych temperatur w komorze spalania), aniżeli w pobliżu statecznika (rys. 12). W strefie najwyższych temperatur różnice pomiędzy poszczególnymi paliwami będą określone szybkościami reakcji chemicznych, gdyż różnice w opóźnieniach samozapłonu będą wydatnie małe (patrz rys. 13). Praktycznie — różnice pomiędzy paliwami związane z ich własnościami fizykochemicznymi będą znikome. Natomiast zaznacza się wyraźnie w strefach chłodniejszych.

Właściwości procesu spalania mieszanek homogenicznych i częściowo przemieszanych omawia Spalding [lit. 11]. Proces spalania mieszanek w jednakowych warunkach przepływu rozpatruje on na schemacie (rys. 14), gdzie statecznik umieszczony jest w obszarze mieszania się strumienia paliwa z powietrzem. Płomień umiejscawia się w strefie cyrkulacyjnej i rozprzestrzenia wzdłuż strumienia. Przedziały statecznego spalania mieszanek homogenicznych i częściowo przemieszanych pokazane są na rys. 15. Miejscowy skład mieszanki niehomogenicznej jest bliski stechiometrycznemu tylko na niewielkim odcinku powierzchni płomienia — średnia szybkość reakcji chemicznej w innych punktach jest mniejsza od szybkości reakcji w mieszance homogenicznej. Dlatego też maksymalna prędkość strumienia, przy której występuje stateczne spalanie, w mieszance częściowo przemieszanej jest mniejsza niż w homogenicznej. Różnica będzie najmniejsza w przypadku, gdy statecznik będzie stosunkowo mały w porównaniu z rozmiarami strefy przemieszania i w związku z tym mieszanka w jego sąsiedztwie będzie bliska homogenicznej. Pełność spalania mieszanek niehomogenicznych jest wyraźnie mniejsza, gdyż rozprzestrzenianie się płomienia w zbyt ubogiej warstwie mieszanki na powierzchni języka płomienia jest utrudnione. Ta część mieszanki może spalić się przy odpowiednio długiej rurze żarowej. Z drugiej strony, zakładając zadowalającą pełność spalania mieszanki niehomogenicznej, uzyskuje się dla tej mieszanki znacznie szersze przedziały statecznego spalania. Stąd też większe zastosowanie tego rodzaju systemu zasilania, aczkolwiek systemy ze wstępnym przemieszaniem pozwalają na lepsze dopalanie, niemniej są konstrukcyjnie bardziej złożone.

Rozwinięciem wpływu kinetyki procesów spalania na ustalenie płomienia jest wpływ składu chemicznego

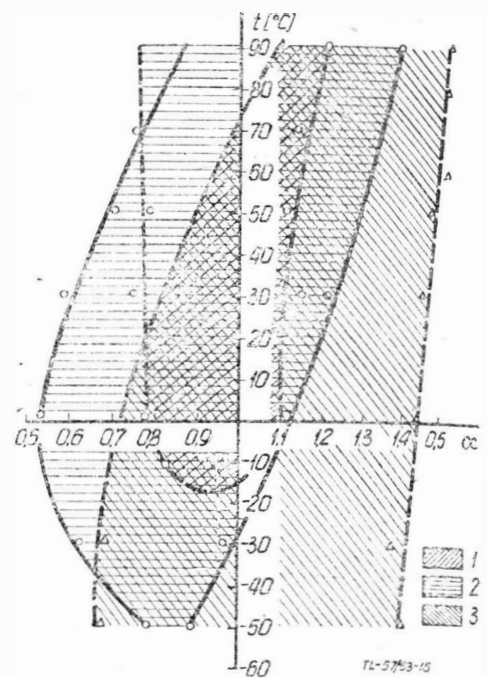


Rys. 14. Linie stałego składu mieszanki przy zasilaniu paliwem przed statecznikiem [Lit. 11]



Rys. 15. Charakterystyki zdmuchnięcia płomienia przy całkowitym i częściowym przemieszaniu

paliw. Na rys. 16 przedstawiono przedziały statecznego spalania dla węglowodorów aromatycznych, naftenowych, parafinowych i olefinowych w warunkach odpowiadających panującym w silniku przepływowym. Wszystkie wyszczególnione typy węglowodorów, z wyjątkiem olefinowych, występują w paliwach stosowanych w tych silnikach. Jak



Rys. 16. Wpływ składu chemicznego paliwa na przedziały statecznego spalania w warunkach odpowiadających panującym w silniku przepływowym [Lit. 3]. Przedziały palenia: 1 — węglowodorów aromatycznych; 2 — węglowodorów naftenowych (cykloparafinowych); 3 — węglowodorów n-parafinowych i olefinowych

wynika z rys. 16, największy przedział statecznego spalania dają węglowodory parafinowe, najmniejszy — aromatyczne. Podwyższenie temperatury paliwa prowadzi do rozszerzenia przedziałów statecznego spalania dla węglowodorów aromatycznych, gdy dla parafinowych i naftenowych przedziały te wykazują niezmiennosć bądź ulegają zawężeniu. Zróżnicowane zachowanie się tych węglowodorów tłumaczy się ich reaktywnością względem tlenu. Węglowodory parafinowe najłatwiej ulegają utlenieniu, w związku z czym w warunkach spalania istnieje dużo większa możliwość reakcji prowadzących do samozapłonu. Podwyższenie temperatury powoduje wzrost szybkości oraz intensywności reakcji przedzapłonowych do wartości nie pozwalających już na utrzymanie statecznego spalania. W przypadku najtrudniej utleniających się węglowodorów aromatycznych wymagana intensywność reakcji przedzapłonowych, w warunkach niedomiaru utleniacza $\alpha < 1$ lub jego nadmiaru $\alpha > 1$ z towarzyszącym mu dużym odprowadzaniem ciepła ze środowiska reakcji, może być osiągnięta przez doprowadzenie odpowiedniej ilości ciepła w paliwie bądź utleniaczu. Dlatego też w miarę podwyższania temperatury przedziały statecznego spalania węglowodorów aromatycznych ulegają rozszerzeniu.

W silnikach turbinowych sposób wprowadzenia paliwa i przygotowania mieszanki paliwowej oraz doprowadzenia jej do strefy cyrkulacyjnej stwarza warunki zachodzące procesów przedzapłonowych, odpowiadających warunkom średnich ciśnień oraz wysokich temperatur, bliskich temperaturze spalania. W związku z tym większa część zasadniczych reakcji przedzapłonowych zachodzi według mechanizmu odpowiadającego reakcjom w stadium samozapłonu wysokotemperaturowego. Większe krople paliwa mogą utlenić się także w fazie ciekłej.

Obecność kropli paliwa w strefie płomienia wpływa korzystnie na rozszerzenie przedziałów statecznego spalania. Całkowite odparowanie paliwa przed wejściem do strefy płomienia jest, z punktu widzenia uzyskiwania szerokości przedziałów statecznego spalania, czynnikiem niekorzystnym. Według Spaldinga [lit. 11] w warunkach atmosferycznych istnieje dolna granica wielkości kropli (10^{-3} do 10^{-4} cm) poza którą nie uzyskuje się statecznego spalania. Potwier-

działyby to węższe granice statecznego spalania paliw, uzyskiwane przy zastosowaniu w silnikach zamiast wtryskiwaczy — odparowywaczy.

W silnikach turbinowych z wtryskiem paliwa intensywność turbulencji jest duża i w związku z tym krople paliwa wielokrotnie gasną i zapalają się. W takich warunkach na to, by wygaszone krople paliwa mogły zapalić się ponownie od gorących gazów produktów spalania, średnia wartość α w rurze żarowej powinna odpowiadać stosunkowo bogatej mieszance. Także i w tych zjawiskach zaznaczy się wpływ własności fizyko-chemicznych paliwa (lotność, C:H, τ_{in} itd.) na zawężenie lub rozszerzenie przedziałów statecznego spalania.

O znaczeniu jakości oraz ilości przedzapłonowych procesów utleniania może świadczyć wpływ warunków „przedzapłonowego” przygotowania paliwa na szerokość przedziałów statecznego spalania w silniku. W silnikach turbinowych z odparowaniem wprowadzanie paliwa pod postacią par w strefę spalania ogranicza możliwość zachodzenia procesów przedzapłonowych w poszczególnych kropkach paliwa oraz wyklucza procesy utleniania w fazie ciekłej; ogranicza także możliwości zaistnienia warunków sprzyjających powstawaniu oddzielnych objętości paliwa, spalających się w wyniku samozapłonu. W tym samym typie komory z odparowaniem stworzenie możliwości odparowania kropli paliwa w atmosferze powietrza, w warunkach zabezpieczających przebieg reakcji utleniania w fazie ciekłej, prowadzi do rozszerzenia przedziałów statecznego spalania. Fakt ten potwierdzałby ważną rolę procesów chemicznych we wstępnym przygotowaniu paliw przed wprowadzeniem do strefy spalania w komorze silnika przepływowego.

Sposób przygotowania mieszanki w silniku strumieniowym, gdzie paliwo rozpylane jest do ogrzanego w wyniku przepływu przez dyfuzor powietrza, stwarza warunki do tego, aby paliwo, zanim ulegnie odparowaniu, utleniło się dostatecznie intensywnie. To z kolei wpływa na zwiększenie możliwości samozapłonu za statecznikiem. Szczególnie bardzo intensywnemu utlenianiu w fazie ciekłej poddany jest film paliwa, powstający na powierzchni statecznika przy opadaniu na nią kropli paliwa. W tych warunkach wcześniej utlenione paliwo zapala się w niższej temperaturze, a czas potrzebny do ogrzania oddzielnej objętości paliwa, w strefie cyrkulacyjnej, do temperatury samozapłonu jest mniejszy. Także mniejsza część tych objętości spali się w wyniku powierzchniowego rozprzestrzeniania się płomienia, a większa — w wyniku samozapłonu. Wynikiem występowania reakcji przedpłomieniowych w silnikach strumieniowych jest ich szczególna wrażliwość na jakość paliwa, w porównaniu z turbinowymi, których konstrukcja nie daje takich możliwości.

Rola procesów samozapłonu nie ogranicza się tylko do zagadnienia statecznego spalania oraz utrzymania się płomienia w strefie cyrkulacyjnej. Mają one znaczenie także w strefie dopalania. Jednak ich rola jest tutaj dużo mniejsza. Wpływa na to zmniejszenie stężenia świeżej mieszanki i zmniejszenie intensywności jej turbulencji wzdłuż komory spalania. Można sądzić, że występowanie procesów samozapłonowych w strefie dopalania jest czynnikiem dodatnim. Turbulentne mole mieszanki spalające się powierzchniowo będą jednym z czynników sprzyjających przedłużeniu się płomienia oraz czynnikiem niekorzystnie kształtującym rozkład temperatur na wyjściu z komory spalania. Zwiększenie udziału procesów spalania powierzchniowego w strefie środkowej komory spalania, na przykład w wyniku zbyt dużego wzbogacenia mieszanki, może być przyczyną wolniejszego dopalania się mieszanki i przedłużenia płomienia.

W niektórych warunkach pracy komór spalania obserwuje się występowanie okresowych drgań. Ich pojawienie się w warunkach ustalonych, jak również na krańcach przedziałów statecznego spalania, charakteryzuje się odgłosami o częstotliwościach 10—30 Hz (niskie „buczenie” w silnikach strumieniowych) oraz 1000—3000 Hz (gwizd w komorach spalania dopalacza o dużych natężeniach spalania). Źródłem tych drgań może być energia kinetyczna strumienia gazu, bądź energia chemiczna, wyzwolana w procesie spalania. Energia chemiczna jest dużo większa od energii kinetycznej strumienia gazów. Powstanie drgań, spowodowane przez wydzielającą się energię chemiczną, może zachodzić po zakończeniu zmieniającego się w czasie procesu chemicznego i wtedy na przemian akumulowana i wydzielana energia kinetyczna, poprzez procesy termodynamiczne oraz aerodynamiczne, wywołuje drgania. Współdziałanie tych

energii ma złożony charakter. Strefa płomieni może być naruszana i przemieszczana przez pulsujący strumień gazu. Jednocześnie miejscowe zmiany szybkości reakcji w tej ruchomej strefie są uzależnione od zmieniającego się w funkcji czasu ciśnienia i temperatury. Zmiany szybkości reakcji są źródłem fal dźwiękowych sprzyjających powstawaniu pulsacji [lit. 12].

W przypadku zbyt dużego wzbogacenia lub zubożenia mieszanki palnej, przy znacznym obniżeniu temperatury wprowadzanego powietrza i paliwa lub przy stosowaniu paliw o dużym okresie opóźnienia samozapłonu, powstawanie pulsacji i efektów dźwiękowych przebiega według podanego wyżej mechanizmu. Takie spalanie, ogólnie zwane spalaniem wibracyjnym, ma zblizony charakter do spalania detonacyjnego, występującego w silnikach tłokowych z zapłonem iskrowym. Ponieważ część paliwa, tak w silnikach tłokowych z zapłonem iskrowym, jak i w silnikach przepływowych, spala się w wyniku samozapłonu, można domyślać się podobieństwa przyczyn wywołujących spalanie detonacyjne i wibracyjne. Zbyt niskie ciśnienie w komorze spalania i temperatura wprowadzanej mieszanki paliwowej doprowadzają do tego, że przedpłomieniowe reakcje w turbulentnych molach mieszanki przebiegają w warunkach odpowiadających niskotemperaturowej i pośredniej strefie samozapłonu. W warunkach, kiedy reakcje przedpłomieniowe zachodzą głównie w strefie przejściowej, pojawiają się procesy chemiczne autooscylujące, doprowadzające do spalania wibracyjnego. Reakcje przedpłomieniowe, występujące w strefie pośredniej (rys. 11), ograniczają ilość paliwa spalane w wyniku samozapłonu. Istnieje pogląd, że zwiększenie tej strefy powyżej określonego przedziału prowadzi do naruszenia normalnego procesu spalania [lit. 7, 12].

W czasie spalania wibracyjnego do strumienia gazów dodatkowo doprowadzona zostaje duża ilość energii, częściowo jako wynik uzupełniającego przemieszania mieszanki paliwowej. Okazało się, że komory spalania przeznaczone do pracy na dużych współczynnikach α wykazują najbardziej spokojną pracę dla mieszanek o współczynniku α bliskim stechiometrycznemu; pozostała część powietrza stopniowo rozcieńcza produkty spalania. Cykl pracy komory, charakteryzujący się wysokimi dźwiękami, może być wykorzystany w celu przyspieszenia procesu mieszania. Badania modelu komory spalania dopalacza wykazały, że przy występowaniu dźwięków o wysokiej częstotliwości pełność spalania osiągała 98%, podczas gdy w czasie ich nieobecności wynosiła tylko 65%.

W celu zapobiegania występowaniu opisanych drgań, stosuje się, oprócz ustalenia odpowiednich parametrów hydrodynamicznych oraz geometrii komory spalania, także odpowiednie paliwa lub dodatki do paliw, które w warunkach spalania charakteryzują się tym, że ich szybkość reakcji zmienia się w niewielkim stopniu w zależności od ciśnienia i temperatury.

LITERATURA

1. Wiślicki B. — O niektórych zagadnieniach kinetyki procesów chemicznych w komorach spalania lotniczych silników przepływowych, Technika Lotnicza, nr 9, 1963
2. Sztern W. J. — Mechanizm okislenia uglewododorodow w gazowej fazie, Izdatelstwo A. N. SSSR, Moskwa, 1960
3. Iwanow K. J. — Promiezuotocznyje produkty i promiezuotocznyje reakcji okislenia uglewododorodow, Moskwa, 1949
4. Czernożukow N. I., Kriejn S. E. Okisliajemost mineralnych masiel, Moskwa 1955
5. Minkoff G. J., Tipper C. F. H. — Chemistry of Combustion Reactions, Butterwort, London, 1962
6. Wachal A. — Materiały pędne i oleje silnikowe do współczesnych silników tłokowych, odrzutowych przelotowych i rakietyowych, MON, 1959
7. Prociesy gorienia, Izd. Fiziko-Matematiczeskoj Litieratury, Moskwa, 1961 (Combustion Processes, Princeton University Press, 1956)
8. Motornyje rieaktiwnyje i rakietynje topliwa, Gostoptiechizdat, Moskwa, 1962
9. Mielnikowa B., Wiślicki B., Klein S. — Nowy schemat analityczny dla paliw do silników lotniczych turbogazowych, część V, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, nr 6/PS/61
10. Gorienie w turbulentnym potokie, Izd. A. N. SSSR, Moskwa, 1959
11. Spalding D. B. — Osnowy teoriii gorienia, Izd. GEI, Moskwa, 1959 (Some Fundamentals of Combustion)
12. Osnowy gorienia uglewododorodnych topliw, Izd. Innostrannoj Litieratury, Moskwa, 1960 (Basic considerations in the combustion of hydrocarbon fuels with air, Propulsion Chemistry Division Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio, 1957)
13. Lloyd P. — Fuel, 32, 211, 1953
14. Elliot M. A. — Combustion of Diesel Fuel, SAE Quart Trans., v. 3, nr 3, 1949

Spalanie w turbulentnym strumieniu

Cz. I

W artykule omówiono dwa modele turbulentnego spalania — model spalania powierzchniowego i model spalania objętościowego — przytaczając teoretyczne zależności między charakterystykami turbulencji a prędkością rozprzestrzeniania się płomienia podane przez Damköhlera i Szczółkina. Opiszono stosowane metody pomiarowe do badania procesów spalania w strumieniu turbulentnym i rozpatrzone wyniki przeprowadzonych dotychczas badań.

W wyniku coraz szerszego stosowania w urządzeniach technicznych turbulentnego spalania, zagadnieniu temu poświęca się coraz więcej uwagi w najnowszych teoriach spalania.

Istniejące metody obliczania procesów spalania są niedoskonałe. Stan taki wydaje się wynikać z następujących względów:

1) złożoność zjawiska i daleko idące założenia upraszczające przy próbach objaśnienia zjawiska turbulentnego spalania,

2) półempiryczny charakter większości danych dotyczących turbulentnego spalania,

3) niewystarczająca ilość materiału doświadczalnego dotyczącego w szczególności struktury strefy reakcji turbulentnego płomienia,

4) brak jednolitego modelu objaśniającego zjawisko turbulentnego spalania.

Prace teoretyczne, dotyczące turbulentnego spalania, są dotychczas tylko określonymi teoretycznymi modelami, opierającymi się często na zupełnie różnych koncepcjach. Brak danych doświadczalnych nie pozwala na zbudowanie modelu badanego zjawiska, odpowiadającego jego istocie fizycznej. Wybrany model jest określony w większym stopniu subiektywnym wyobrażeniem badacza niż obiektywną znajomością przebiegających procesów, a złożoność zjawiska dyktuje duże uproszczenia.

Podstawowa trudność powstania jednolitej teorii turbulentnego spalania wynika przede wszystkim z braku elementarnych danych ilościowych, uzyskiwanych z obiektywnych obserwacji. Do chwili obecnej nie ustalono zależności między prędkością turbulentnego spalania a podstawowymi charakterystykami turbulentnego strumienia (pulsacji prędkości i jej rozkładu według widma skali turbulencji) i podstawowymi fizyko-chemicznymi charakterystykami mieszanki palnej. Praktycznie nic nie jest wiadomo o strukturze strefy reakcji turbulentnego płomienia.

Brak danych doświadczalnych o rzeczywistym mechanizmie zjawisk zmusza do szukania mało dokładnych rozwiązań analitycznych, a w szeregu przypadków rozwiązań jakościowych w oparciu o analizę wymiarową oraz i intuicję autora i ogólne dane fizyczne. Prawdopodobnie wyboru modelu turbulentnego spalania w tej sytuacji ocenia się na podstawie zgodności modelu z podstawowymi właściwościami ruchu turbulentnego cieczy i podstawowymi prawami spalania.

Wśród prac teoretycznych, prowadzonych w dziedzinie turbulentnego spalania, można wyodrębnić dwa kierunki traktujące w odrębny sposób zagadnienie mechanizmu spalania paliwa w strefie reakcji w turbulentnym płomieniu. Pierwszy historycznie kierunek przyjmuje w swoich założeniach mechanizm spalania na powierzchni w cienkim ruchomym czole płomienia, kierunek drugi zakłada spalanie objętościowe. W warunkach rozwiniętej turbulencji w pierwszym przypadku mówi się o przerzutach skrawków laminarnych czół płomienia przez będące w ciągłym ruchu objętości mieszanki ze strefy spalania do strefy świeżej mieszanki, gdzie następuje zapłon na powierzchni nowych objętości mieszanki. Ogólna powierzchnia spalania w tym przypadku wzrasta. W przypadku drugim mówi się o przerzutach objętości mieszanki w strefę gorących spalin, dyfuzji tych objętości ze spalinami i objętościowym spalaniu zdyfundowanych moli.

Zarówno zwolennicy spalania powierzchniowego, jak i zwolennicy objętościowego mechanizmu spalania nie dy-

sponują dotychczas danymi doświadczalnymi, które potwierdzałyby słuszność jednej z tych teorii.

Na brak danych doświadczalnych wpływa z jednej strony niezadowalający obecny stan techniki pomiarowej, stosowanej przy badaniach turbulentnego spalania, z drugiej strony niedostateczna ilość prac doświadczalnych w dziedzinie badań podstawowych, nastawionych na wykrycie sensu fizycznego przebiegających zjawisk.

Badacz styka się jeszcze dość często z niemożliwością przewyżnienia trudności przy badaniu niektórych skomplikowanych i szybkozmiennych zjawisk w turbulentnym płomieniu.

Z tych względów wydaje się konieczne prowadzenie szeregiem frontem prac w dziedzinie nowych metod pomiarowych oraz badań podstawowych w dziedzinie turbulentnego spalania. Szereg prac idzie w tym właśnie kierunku.

Oznaczenia

A [m ²]	— powierzchnia
a [m ² /h]	— współczynnik wyrównania temperatury
b	— współczynnik
C	— stężenie
c_p [kcal/kg °C]	— ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu
g [m/sek ²]	— przyspieszenie ziemskie
L [m]	— droga wymieszania
l [m]	— długość lub skala turbulencji
p [kg/cm ² lub mm Hg]	— ciśnienie
S [m ²]	— średnia powierzchnia czoła płomienia
T [°K]	— temperatura bezwzględna
t [sek]	— czas
u [m/sek]	— średnia prędkość osiowa
Δu [m/sek]	— pulsacja prędkości
u' [m/sek]	— średnia kwadratowa pulsacja prędkości
v'	— średnia kwadratowa pulsacja prędkości o kierunku poprzecznym
V [m ³]	— objętość spalanej mieszanki
W [kcal/kg]	— wartość opałowa paliwa
α	— współczynnik nadmiaru powietrza
δ [m]	— grubość czołowa płomienia
ϵ [m ² /sek]	— współczynnik wymiany turbulentnej
ν [kcal/mh °C]	— współczynnik przewodności cieplnej
λ [kcal/mh °C]	— współczynnik lepkości kinematycznej.
τ [sek]	— czas reakcji

Indeksy

l	— laminarny
n	— normalny
t	— turbulentny
w	— wewnętrzny
z	— zewnętrzny
—	— wartość średnia.

Dwa modele spalania turbulentnego

Wpływ turbulencji na rozprzestrzenianie się płomienia zauważono we wczesnym okresie systematycznego badania spalania. Pierwsi Mallard i Le Chatelier, w roku 1883, w swej pracy o rozprzestrzenianiu się płomienia objaśnili jego dużą prędkość, obserwowaną w pewnych warunkach, wpływem turbulencji. Uważano, że turbulencja może powiększyć normalną prędkość rozprzestrzeniania się płomienia od 10 do 100 razy, lecz mechanizm rozprzestrzeniania się przy turbulentnym ruchu mieszanki pozostawał niewyjaśniony.

Do roku 1940, to znaczy do czasu opublikowania pracy Damköhlera, nie było jakichkolwiek danych wiążących charakterystyki turbulencji z prędkością rozprzestrzeniania się płomienia. Praca Damköhlera, która zapoczątkowała badania turbulentnych płomieni, była pracą teoretyczno-doświadczalną, traktującą o wpływie turbulencji na zjawisko rozprzestrzeniania się płomienia.

W swoich doświadczeniach Damköhler używał palnika Bunsena. Długość stosowanych w doświadczeniach palników była wystarczająca do powstania strumienia turbulentnego. Płomień stawał się turbulentny przy przekroczeniu liczby $Re = 2300$.

Damköhler określał prędkość rozprzestrzeniania się płomienia z zależności

$$u_t = \frac{V}{S} \quad [1]$$

Pole powierzchni S Damköhler przyjmował równe polu wewnętrznej powierzchni stożka turbulentnego płomienia. Pomiar dokonywane były z fotografii. Damköhler twierdził, że wewnętrzna granica turbulentnego płomienia odpowiada najbardziej szybkiemu spalaniu, zewnętrzna zaś — najbardziej wolnemu. Stwierdziwszy w czasie swoich doświadczeń, że prędkość rozprzestrzeniania się płomienia obliczona według zewnętrznej granicy powierzchni w przybliżeniu, równa się prędkości laminarnego czoła płomienia, Damköhler wykorzystał stosunek powierzchni S_z/S_w jako miarę wpływu turbulencji na prędkość rozprzestrzeniania się płomienia.

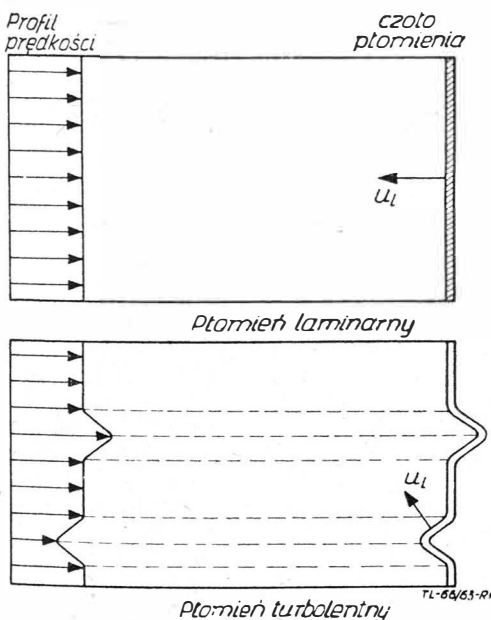
Z teorii turbulencji strumienia Damköhler przejął współczynnik wymiany turbulentnej i pojęcie drogi wymieszania Prandtla.

Związek między drogą wymieszania L , średnią kwadratową pulsacją prędkości u' i współczynnikiem wymiany turbulentnej ε wyraża się za pomocą zależności.

$$\varepsilon = L \cdot u' \quad [2]$$

gdzie

$$u' = \sqrt{\Delta u^2} \quad [3]$$



Rys. 1. Porównawczy schemat czoła płomienia laminarnego i czoła płomienia turbulentnego

W swoich teoretycznych rozważaniach Damköhler dochodzi do wniosku, że w zależności od stosunku drogi wymieszania do grubości laminarnego czoła płomienia są możliwe dwa krańcowo różne przypadki. Makroturbulencja zmniejszała gładkie czoło płomienia, powiększając w ten sposób powierzchnię płomienia na jednostkę pola poprzecznego przekroju strumienia, a tym samym — pozorną prędkość rozprzestrzeniania się płomienia (rys. 1). Damköhler ocenił przyrost pola powierzchni czoła płomienia i na tej podstawie obliczył powiększenie prędkości płomienia dla przypadku niezbyt dużej intensywności turbulencji. Dla takiego modelu Damköhler uzyskał zależność

$$u_t \sim \sqrt{\Delta u_n} \text{ lub } u_t \sim Re \quad [4]$$

Doświadczenia wykazały jednak niezgodność tych zależności z rzeczywistością. Na podstawie danych doświadczalnych Damköhler wyciągnął wniosek, że w określonych warunkach na prędkość rozchodzenia się płomienia istotny wpływ może mieć mikroturbulencja. Efekt mikroturbulencji przejawia się w zwiększeniu intensywności procesów wymiany wewnątrz strefy spalania. Wymiana ciepła proporcjonalna jest w tym przypadku do współczynnika wymiany turbulentnej ε . Wpływ mikroturbulencji na prędkość rozchodzenia się płomienia można opisać równaniem:

$$\frac{u_t}{u_l} = \sqrt{1 + \frac{\varepsilon}{a}} \quad [5]$$

Danych doświadczalnych Damköhlera nie wystarczyło, aby sprawdzić jego teorię, ponieważ turbulencja w jego doświadczeniach była makro- i mikroturbulencją jednocześnie. Prócz tego sposób określenia prędkości rozchodzenia się turbulentnego płomienia w jego doświadczeniach musi budzić poważny sprzeciw.

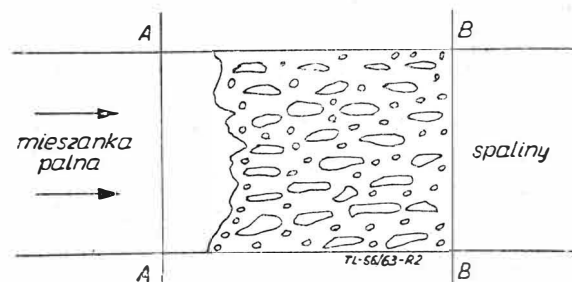
Teorię Damköhlera rozwinął Szczołkin. Analizując wpływ mikroturbulencji ($l < \delta$) na rozprzestrzenianie się płomienia uwzględnił on nie tylko procesy wymiany uwarunkowane turbulencją, ale również proces wymiany molekularnej (cząstkowej). Dla prędkości rozprzestrzeniania się turbulentnego płomienia w przypadku mikroturbulencji Szczołkin uzyskał zależność:

$$u_t = u_l \sqrt{1 + \frac{\varepsilon}{a}} \quad [6]$$

gdzie $a = \frac{\lambda}{c_p \cdot g}$ — współczynnik wyrównania temperatury.

Szczołkin rozważył również przypadek, gdy skala turbulencji przestaje być mała w porównaniu z grubością czoła płomienia, a staje się tego samego rzędu. Jeżeli skala turbulencji jest rzędu grubości czoła płomienia, to temperatura pewnej warstwy wewnątrz czoła płomienia już nie jest stała, a waha się około średniej wartości. W wyniku tego, że zależność szybkości reakcji od temperatury jest funkcją wykładniczą, szybkość ta nie odpowiada średniej temperaturze, a jest o wiele większa. Szybkość reakcji może stać się tak duża, że prędkość rozprzestrzeniania się płomienia będzie określona nie wartością szybkości reakcji, a turbulencją.

Według modelu Szczołkina, intensywna turbulencja zaburza powierzchnię płomienia w takim stopniu, że od płomienia odrywają się oddzielne części i są przenoszone przepływającym gazem. Płomień tego typu jest przedsta-



Rys. 2. Schemat czoła płomienia w strumieniu o intensywnej turbulencji (wg Szczołkina)

wiony na rysunku 2. Odległość między A-A i B-B można przyjąć za szerokość czoła turbulentnego płomienia. Szczolkin zaproponował, aby analogicznie jak dla płomienia laminarnego prędkość rozchodzenia się płomienia opisywać wyrażeniem

$$u_t = \sqrt{\frac{a}{\tau}} \quad [7]$$

W przypadku turbulentnego płomienia współczynnik a powinien być zamieniony współczynnikiem turbulentnego wymieszania $\epsilon = L u'$. Czas reakcji τ można określić w następujący sposób. Czas potrzebny do spalania gazu w sześcianie o małej objętości l^3 równa się:

$$= \frac{l^3}{A \cdot u_t} \quad [8]$$

gdzie A — rzeczywiste pole powierzchni płomienia wewnątrz sześcianu o długości krawędzi l .

Początkowe pole powierzchni płomienia jest równe l^2 , lecz na płomień działają zaburzenia zniekształcające powierzchnię. Odształcenie płomienia przebiega w czasie odpowiadającym prędkości normalnego rozprzestrzeniania się płomienia na drodze równej skali turbulencji l . Czas ten jest równy $\frac{l}{u_t}$. Długość całej drogi, przebywanej w tym odcinku czasu z pulsacją prędkości u' , osiąga wartość $L = \left(\frac{l}{n_l}\right) \cdot u'$. Stosunek $\frac{L}{l}$ pokazuje, ile razy w odcinku czasu spalania pulsacja przetnie objętość l^3 .

Każde takie przecięcie spowoduje powstanie dodatkowej powierzchni płomienia o polu l^2 . Dlatego pole nowej powierzchni płomienia przy spalaniu objętości l^3 można wyrazić poniższą zależnością

$$A = l^2 \cdot \frac{u'}{u_t} \quad [9]$$

Uwzględnivszy tę zależność, otrzymuje się czas reakcji

$$\tau = \frac{l}{u'} \quad [10]$$

i prędkość rozprzestrzeniania się turbulentnego płomienia w przypadku intensywnej turbulencji

$$u_t = \sqrt{\frac{\epsilon}{\tau}} = \sqrt{\frac{l \cdot u'}{l}} = u' \quad [11]$$

Przy analizie wpływu małej intensywnej turbulencji Szczolkin przyjmuje założenia Damköhlera, ale znajduje zależność dla pola powierzchni odształconej zaburzeniami

$$A = l^2 \sqrt{1 + b \left(\frac{u'}{u_t}\right)^2} \quad [12]$$

zamiast przyjąć, że jest ona proporcjonalna do u' , jak to uczynił Damköhler. Uwzględnivjąc tę zależność można otrzymać wzór dla określenia prędkości rozprzestrzeniania się turbulentnego płomienia w przypadku małej intensywnej turbulencji

$$\frac{u_t}{u'} = \sqrt{1 + b \left(\frac{u'}{u_t}\right)^2} \quad [13]$$

gdzie b — współczynnik rzędu jedności.

W przypadku dużej intensywnej turbulencji zależność ta upraszcza się i przyjmuje postać:

$$u_t = u' \quad [14]$$

co jest zgodne z zależnością, uzyskaną powyżej przy rozważaniu spalania z dużą intensywnością turbulencji.

Model Szczolkin jest bardzo prosty i przejrzysty. Z teorii turbulencji w modelu tym zostały użyte wielkości średniej kwadratowej pulsacji prędkości u' i średniej eulerowskiej skali turbulencji l , z teorii spalania zaś — pojęcie normalnej prędkości rozprzestrzeniania się płomienia.

Najbardziej istotna hipoteza, jaką postawił Szczolkin, polega na tym, że oddzielne, szybko przemieszczające się objętości przekazują fragmenty laminarnych czoł płomienia ze strefy spalania w strefę świeżej mieszanki, gdzie odbywa się zapłon nowych objętości świeżej mieszanki. I na odwrót, objętości przemieszczające się w przeciwnym kierunku przekazują świeżą mieszankę do strefy spalania i tym samym powiększają ogólną powierzchnię spalania.

Po ukazaniu się publikacji Damköhlera i Szczolkinia przeprowadzono szereg prac teoretycznych i doświadczalnych w dziedzinie turbulentnego spalania, jednak dotychczas nie ma jednakowego punktu widzenia na to zagadnienie. Jest to spowodowane tym, że turbulente spalanie jest nadzwyczaj złożonym procesem.

Wystarczy wspomnieć tu o skomplikowanej reakcji chemicznej, będącej podstawą procesu spalania, która przebiega przy zmiennych temperaturach i stężeniach. Jak wiadomo, kinetyka tej reakcji jest przebadana niedostatecznie. Turbulencja strumienia gazów również jest mało znana i nie ma jasnego obrazu przemieszczania się oddzielnych objętości gazu w turbulentnym strumieniu, niestety jest dotychczas ilościowy związek między wymiarami tych objętości, prędkościami ich przemieszczania się i przebywanymi odległościami.

Z tego powodu trudno mówić o teorii turbulentnego spalania, należy raczej posługiwać się terminem — model turbulentnego spalania.

Opierając się na hipotezie, że w turbulentnym płomieniu paliwo spala się w wielkiej ilości laminarnych czoł płomienia powstających wewnątrz strefy spalania, można uzyskać szereg związków na prędkość turbulentnego spalania, w zależności od tego, jakie założenia poczyniono odcisnie prędkości przemieszczania się tych czoł.

Jak już powiedziano, według Szczolkinia czas spalania oblicza się jako czas jednej pulsacji

$$\tau = \frac{l}{u'}$$

Wtedy ze wzoru [7] otrzymuje się

$$u_t \sim u'$$

Frank-Kamieniecki założył, że objętości spalają się powierzchniowo ze stałą normalną prędkością spalania u_n . Czas spalania wtedy jest równy

$$\tau = \frac{l}{u_n} \quad [15]$$

i z równania [7] znajduje się

$$u_t \sim \sqrt{u' \cdot u_n} \quad [16]$$

Widać więc, że w zależności od tego, jakie warunki założy się na prędkości spalania laminarnych czoł płomienia, uzyskuje się różne związki między u_t , u_n i u' .

Za pomocą doświadczeń, w których mierzy się tylko sumaryczne charakterystyki u_t , u' i u_n , trudno potwierdzić lub obalić model oparty na spalaniu paliwa w laminarnych czołach płomienia. Potrzebne są dokładne badania struktury strefy spalania.

W omawianym dotychczas modelu turbulentnego spalania który dalej będzie się w skrócie nazywać modelem spalania powierzchniowego, zupełnie nie są uwzględniane procesy mikrodyfuzji wewnątrz moli.

Powierzchniowy model turbulentnego spalania eliminuje specyficzne cechy ruchu turbulentnego — niestabilne mieszanie się gazów w procesie turbulentnej dyfuzji.

Obecnie zarówno w teorii turbulencji, jak również w teorii spalania uzyskano szereg nowych danych, na podstawie których można w nowy sposób spojrzeć na mechanizm turbulentnego spalania. Próba takiego spojrzenia jest zawarta w pracy [lit. 3] i dotyczy modelu spalania objętościowego.

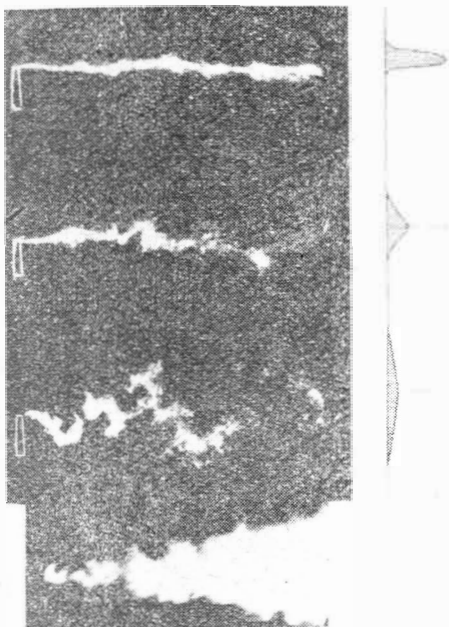
Model spalania objętościowego zostanie podany w tej postaci jak w [lit. 3] ze względu na prostotę i przejrzystość wykładu.

Należy zatrzymać się na głównych faktach, określających istotne właściwości turbulentnego spalania. W tym celu należy przeprowadzić jakościową analogię między smugą dymu i żagwią płomienia w strumieniu turbulentnym (rys. 3). Porównując fotografie można wyciągnąć wniosek, że podstawową rolę w rozprzestrzenianiu się

mienia w turbulentnym strumieniu gra prawdopodobnie turbulentna dyfuzja, a nie kinetyka spalania.

Jeżeli przeanalizować rozkład stężeń za punktowym źródłem w jednorodnym, izotropowym strumieniu turbulentnym, można zaobserwować następujące cechy dyfuzji:

- 1) w dowolnych odległościach od źródła średni w czasie rozkład stężeń jest zgodny z prawem Gaussa,
- 2) cząstki dyfundującego ciała są przenoszone w oddzielnych objętościach gazu, których ruch na przestrzeni krótkiego odcinka czasu ($\Delta t \rightarrow 0$) może być uważany za ruch ciała sztywnego. Rozkład stężenia dyfundującego ciała wewnątrz tych objętości jest niejednorodny. Z upływem czasu występuje jednak stopniowe wyrównywanie stężeń wewnątrz objętości początkowych,
- 3) objętości początkowe istnieją krótko. W pewnej odległości od źródła, gdy ruchu objętości początkowej nie można już rozpatrywać jako całości, należy zrewidować granice tej objętości. Przy tym cząsteczki dyfundującego ciała, znajdujące się początkowo wewnątrz objętości początkowej, okazały się rozłożone wewnątrz granic szeregu nowych objętości. Cykl można wielokrotnie powtórzyć. W dalszym ciągu objętości te nazywane będą również mólami turbulencji.



Rys. 3. Porównanie turbulentnej dyfuzji dynu (trzy górne obrazy) i żagwi płomienia (dolny obraz)

Strumień turbulentny można przedstawić jako zespół chaotycznie przemieszczających się objętości. Objętości te mają różne wymiary, od największych, rzędu poprzecznych rozmiarów strumienia, do najmniejszych, w których przebiega dyssypacja energii pulsacji w ciepło. Małe objętości istnieją przy tym nie tylko równoległe z dużymi, ale również wewnątrz tych ostatnich.

Podczas badań turbulentnego spalania trudno określić ruch najmniejszych objętości. Wpływ tych moli można częściowo uwzględnić, wprowadzając pojęcie wewnątrz molenowego wymieszania. Zakłada się, że rozpatruje się mole o skali większej niż l_1 . Wpływ moli o skali mniejszej niż l_1 będzie wtedy głównie przejawiać się w procesie wyrównywania stężeń (lub temperatur) wewnątrz moli o skali $l \geq l_1$.

Opierając się na opisanym modelu turbulencji można zająć się związkami między turbulencją i rozprzestrzenianiem się płomienia.

Jeżeli wzajemna dyfuzja produktów spalania i świeżej mieszanki wewnątrz określonych moli przebiega dostatecznie szybko, wówczas nie zdąży powstać laminarne czoło płomienia. Zamiast niego w wytworzonej wewnątrz mola mieszaninie produktów spalania paliwa i powietrza może rozpocząć się homogeniczna reakcja chemiczna (reakcja objętościowa).

Jeżeli porównać czasy spalania mola turbulencji w przypadkach spalania powierzchniowego i objętościowego, to okaże się, że nawet dla mikroturbulencji $l = 1$ mm już

przy temperaturach większych od 1100°K czas objętościowego spalania mola jest mniejszy niż powierzchniowego. Można stąd wyciągnąć wniosek, że podczas analizy procesów przebiegających w turbulentnym płomieniu należy uwzględniać nie tylko spalanie w laminarnych czołach płomienia, ale również spalanie objętościowe.

Na podstawie tego, co powiedziano można wyobrazić sobie następujący model turbulentnego spalania. Mole turbulencji, składające się ze spalanej i półspalanej mieszanki, są wyrzucane turbulentnymi pulsacjami ze strefy spalania i zapalają sąsiednie mole mieszanki. Jeżeli $u' \gg u_n$, to płonący początkowy mol nie zdąży dopalić się do końca i turbulentnymi pulsacjami zostaje rozdzielony na części, które natychmiast wchodzą w skład nowo powstałych moli. Wewnątrz tych nowych moli przebiegają jednocześnie procesy dyfuzji i być może jednocześnie przebiegają procesy powierzchniowe spalania poszczególnych, jeszcze nie wymieszanych części. Przy tym ogólna powierzchnia spalania będzie stopniowo zwiększać się na skutek zapłonu nowych moli od gorących części mola początkowego.

W miarę przenikania w głąb czoła płomienia średnia temperatura nowo powstających moli będzie się powiększać i w związku z tym szybko będzie się zwiększać szybkość reakcji objętościowej. dopóki nie wystąpi stan, gdy prędkość spalania powierzchniowego można będzie pominąć.

Tak więc na początku strefy spalania przeważa, być może, spalanie powierzchniowe, a w końcu — objętościowe.

Opracowanie metody obliczenia tak skomplikowanego modelu, w którym występuje zarówno powierzchniowe, jak i objętościowe spalanie, jest przy aktualnym braku danych doświadczalnych bardzo trudne. Należy uprościć model, aby można było uzyskać z obliczeń dane ilościowe.

Jeżeli uprościć model zjawiska i pominąć ilość paliwa spalane według mechanizmu spalania powierzchniowego, otrzyma się model spalania typu reakcji objętościowej: płonące mole turbulencji są wyrzucane pulsacjami na zewnątrz czoła płomienia i nie zdążywszy zapalić sąsiednich moli mieszają się z nimi, podnosząc ich temperaturę i obniżając stężenie paliwa. W miarę przenikania w głąb strefy spalania i powiększania temperatury początkowej moli, zwiększa się szybkość reakcji objętościowej w mieszaninie wycięciowych składników i produktów spalania, z których składa się mol. Wewnątrz strefy spalania powinna występować mikroniejednorodność składu gazu. W małych odległościach jeden od drugiego mogą znajdować się spalane, nie spalane, spalane częściowo, a także palące się mole. W czasie istnienia poszczególnych moli nie zawsze wypali się w nich wszystko paliwo. Jakaś część paliwa, zależna od szybkości reakcji, jak również czasu trwania pulsacji, może dopalić się w nowym molu. Zadaniem polega na tym, aby powiązać kinetyczne równanie spalania z procesem wymiany turbulentnej.

Model turbulentnego strumienia odpowiadający postawionym powyżej warunkom nie istnieje, między innymi z powodu braku dostatecznie obszernych danych doświadczalnych.

Dla celów ilustracji objętościowego mechanizmu spalania można jednak posłużyć się modelem turbulencji wykorzystywanym w szczególności przy obliczeniach rozkładu stężeń za punktowym źródłem w strumieniach rzecznych.

Zakłada się, że w strumieniu dwuwymiarowym istnieją tylko mole jednej wielkości l , prędkość których w kierunku poprzecznym jest równa v' . Odległość, na którą przemieszcza się mol w kierunku poprzecznym w czasie jednej pulsacji, również jest równa l . Mol przeszedłszy tę odległość traci swą indywidualność i miesza się z sąsiednimi mólami.

Płaszczyznę strumienia dzieli się na prostokąty o szerokości $2l$ i długości $L = \frac{l \cdot u}{v'}$ i przemieszczanie moli identyfikuje się z przemieszczaniem prostokątów.

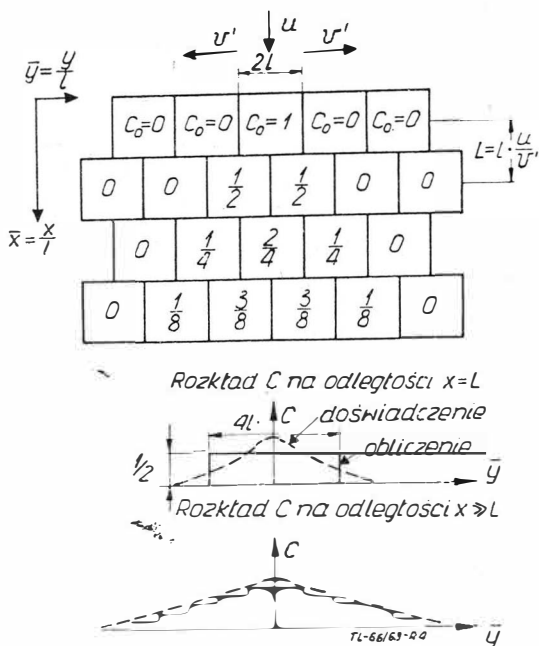
Obliczenie turbulentnej dyfuzji można przeprowadzić dla tego przypadku w następujący sposób: po przeminięciu

czasu jednej pulsacji $t_u = \frac{l}{v'}$ mol, znajdujący się w początkowym momencie w punkcie źródłowym, będzie przesunięty na odległość $L = t_u \cdot u$. Jednocześnie, każda połowa mola przesuwa się w kierunku poprzecznym na odległość $l = t_u \cdot v'$ licząc od środka ciężkości mola $2l$. Z przeciwnych stron w te same punkty przesuwać się odpowiednie mole z sąsiednich prostokątów. W wyniku tego w drugim rzędzie powstaną nowe mole, również o szerokości $2l$,

w których stężenie składników będzie równe średniej arytmetycznej ze stężeń części składowych nowych moli. Na dużych odległościach od źródła metoda ta daje wyniki zgodne z doświadczeniem — graniczny rozkład stężeń jest typu wykresu Gaussa (rys. 4).

Niedoskonałość modelu polega na tym, że:

- 1) rozkład prędkości u i skal turbulencji l odbiega od rozkładów rzeczywistych,
- 2) w bliskiej odległości od źródła średni w czasie rozkład stężeń odbiega od rozkładu Gaussa.



Rys. 4. Prosty model turbulentnej dyfuzji

Usunąć tę niedokładność można za pomocą różnych sposobów. Jeden z nich polega na tym, iż w proponowanym modelu zakłada się, że mole o rozmiarach $2l$, znajdujące się w rzędach I, II, III..., są jednorodne według stężeń i niejednorodne w sensie kinematycznym: części b i c przemieszczają się, jak i w poprzednim modelu, z prędkościami v'_1 na odległość l_1 . Prócz tego mol posiada części a i d, które przemieszczają się z prędkościami dwa razy większymi $v'_2 = 2v'_1$ na odległość 8 razy większą: $l_2 = 8l_1$. Części te powinny imitować istnienie makroturbulentnych pulsacji. Czas trwania tych ostatnich wynosi $t_2 = \frac{l_2}{v'_2} = 4t_1$

Niezależnie od przyjętego modelu turbulencji podstawowe zależności obliczeniowe pozostaną nie zmienione.

Tak więc czas istnienia mola

$$t_i = \frac{l}{v'} \quad [17]$$

Proces mikrowymieszania i ustalenia wyrównanego stężenia wewnątrz nowego mola zajmuje czas $t_{wym} < t_i$. Czas indukcji lub czas chemiczny reakcji wynosi t_{ind} . Wtedy czas objętościowego spalania wyniesie:

$$t_{sp} = t_i - t_{wym} - t_{ind} = t_i - t_{op} \quad [18]$$

gdzie t_{op} — czas opóźnienia reakcji równy w pierwszym przybliżeniu czasowi wymieszania i indukcji.

Jeżeli szybkość objętościowej reakcji, określona ilością molekuł paliwa spalanych w ciągu 1 sek w 1 cm^3 , wyrazi się prostym wzorem

$$V [T, C_{sp}] = - \frac{dC_{sp}}{dt} \quad [19]$$

to zmiana stężenia paliwa w czasie t_{sp} może być określona z zależności:

$$t_{sp} = \int_{C_{sp \text{ kon.}}}^{C_{sp \text{ pocz}}} \frac{dC_{sp}}{V} \quad [20]$$

gdzie $C_{sp \text{ pocz}}$ i $C_{sp \text{ kon.}}$ oznacza początkowe i końcowe stężenie paliwa w molu. Związek między C_{sp} i T może być określony z bilansu energii

$$(T - T_{pocz}) C_D = W (\bar{C}_{sp \text{ pocz}} - \bar{C}_{sp}) \quad [21]$$

Podczas obliczeń napotyka się trudności związane z brakiem dostatecznej ilości danych o kinetyce procesu spalania, w szczególności o czasie indukcji i szybkości reakcji.

W celu uzyskania danych jakościowych można wykorzystać do obliczeń dane pośrednie, charakteryzujące kinetykę spalania z pewnym przybliżeniem.

Przeprowadzając analizę spalania, opartą na modelu spalania objętościowego, można jakościowo ocenić wpływ poszczególnych parametrów na prędkość turbulentnego spalania i stateczność, przy czym wpływ ten okazuje się zgodny z danymi doświadczalnymi.

Zgodność z doświadczeniem, przy dość dużej ilości analizowanych parametrów, świadczy o tym, że przyjęty za podstawę do obliczeń model spalania jest dostatecznie bliski procesom rzeczywistym, przebiegającym przy spalaniu turbulentnym.

W celu stosowania tego modelu do obliczeń turbulentnego spalania należy jednak jeszcze lepiej poznać:

- 1) podstawowe dane wyjściowe modelu, jak kinetyczny wzór na szybkość i czas chemiczny reakcji oraz główne strukturalne charakterystyki turbulencji,
- 2) strukturę turbulentnego płomienia oraz względne ilości paliwa spalanego według mechanizmu powierzchniowego i objętościowego.

Dla uzyskania tych danych należy między innymi opracować nowe metody pomiarowe, nadające się do badania strumieni o wysokiej temperaturze.

Obecnie zadanie polega na zbieraniu doświadczalnego materiału za pomocą istniejących metod pomiarowych, jak również na doskonaleniu i sprawdzaniu nowych, bardziej doskonałych metod.

d.c. w zesz. 7/64

PRZYPOMINAMY

Czas odnowić prenumeratę
„Techniki Lotniczej“

na III kwartał br.

Badania strefy spalania komory z odparowaniem paliwa lotniczego silnika turbinowego

W artykule omówiono w skrócie badania segmentowej komory spalania. Podano krótki opis komory oraz urządzeń pomiarowych. Przedstawiono przebieg prób oraz wyniki, które zilustrowano rysunkami, wykresami i zdjęciami. Na zakończenie podano wnioski zmierzające do polepszenia konstrukcyjnej doskonałości komory.

Przystępując do badań segmentowej komory spalania postawiono następujące zadania:

- 1) pomiary rozkładu temperatur i prędkości w strefie spalania rury żarowej dla kilku zakresów pracy i przy różnych prędkościach na wejściu do komory,
 - 2) wykonanie analizy gazów w różnych przekrojach w strefie spalania rury żarowej w celu określenia zawartości CO_2 , która jest charakterystycznym parametrem procesu spalania,
 - 3) pomiary temperatury ścianek rury żarowej w różnych miejscach dla kilku wybranych zakresów pracy.
- Oczywiście, zrealizowanie takiego programu badań wymagało opracowania niektórych specjalnych elementów pomiarowych: chłodzonych sond do pomiaru rozkładu prędkości, chłodzonej sondy do analizy gazów oraz termopar do pomiaru temperatury ścianek rury żarowej.

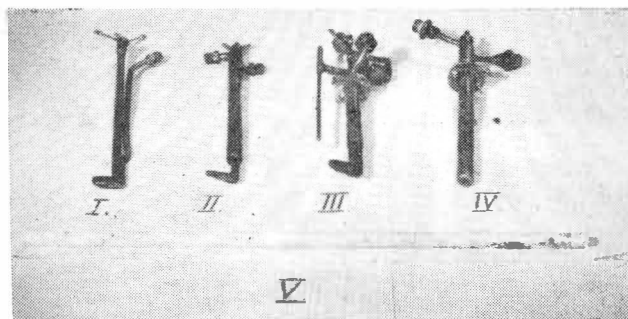
Krótki opis komory i przyrządów pomiarowych

Przedmiotem badań była segmentowa komora spalania z odparowaniem paliwa, stanowiąca wycinek o kącie 154° komory pierścieniowej przebadanej w 1961 roku. Komora segmentowa składa się z dwóch zasadniczych zespołów: obudowy zewnętrznej i rury żarowej. Wewnątrz rury żarowej znajduje się 10 odparowaczy. Paliwo do nich doprowadza 6 podwójnych wtryskiwaczy strumieniowych, przy czym w dwóch skrajnych wtryskiwaczach jedna dyszka jest zagaluzona. Do zapłonu służy świeca wysokiej energii.

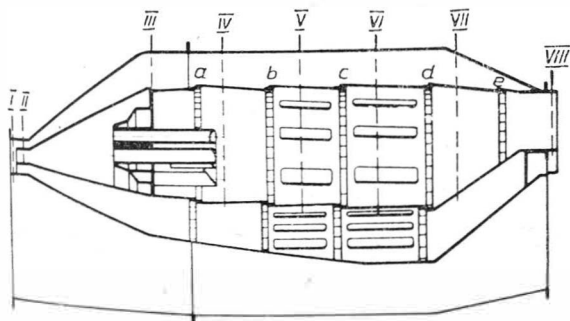
Komorę segmentową oprzyrządowano w podobny sposób, jak komorę pierścieniową. Przyrządy pomiarowe rozmieszczono w czterech zasadniczych przekrojach (rys. 1): na wejściu do komory, na wejściu do rury żarowej, na wejściu do kanału powietrza wtórnego oraz na wyjściu z komory. Na wejściu i wyjściu z komory umieszczono po jednym ruchomym grzebieniu. W grzebieniu na wejściu znajduje się 6 rurek do pomiaru rozkładu ciśnienia całkowitego. Ciśnienie statyczne, niezbędne do obliczenia rozkładu prędkości i wydatku, mierzono w trzech punktach na ściankach komory. Rozkład ciśnień całkowitych na wejściu do kanału powietrza pierwotnego i wtórnego mierzono za pomocą stałych grzebieni, po trzy w każdym kanale. Na wyjściu z komory umieszczono ruchomy grzebień o nieco innej konstrukcji niż na wejściu. Mierzy on jednocześnie rozkład

ciśnień całkowitych w 6 punktach i temperatur w 7 punktach. Grzebienie obrotowe napędzane są za pomocą małego silniczka elektrycznego, uruchamianego z kabiny. Grzebienie te umożliwiają pomiar rozkładu prędkości i temperatur w środkowej części segmentu w zakresie kątów do 110° , a więc nie obejmują one stref w pobliżu bocznych ścianek segmentu. Do kontroli kąta obrotu grzebieni służy specjalny wskaźnik, umieszczony na pulpicie sterowniczym. Temperaturę powietrza przed komorą mierzono za pomocą termometru odległościowego, którego wskaźnik znajdował się na tablicy pomiarowej.

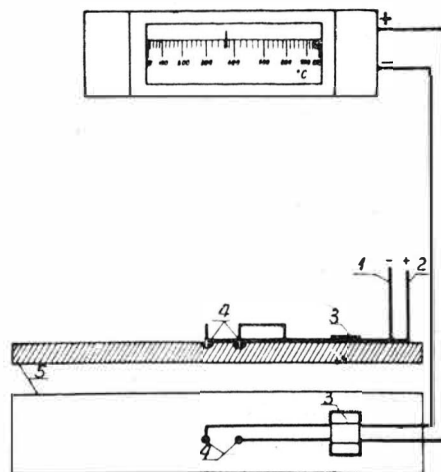
Opisana dotychczas aparatura pomiarowa służyła do badań „zewnętrznych” komory. Ponieważ badania segmentu obejmowały również strefę spalania, należało zastosować dodatkowe urządzenia pomiarowe. Do pomiaru temperatur użyto będące do dyspozycji termopary Pt-PtRh o zakresie pomiarowym do 1600°C . Były to termopary hutnicze w osłonach ceramicznych. Średnica elektrody wynosiła 0,5 mm. Pomiar rozkładu prędkości wymagał zastosowania chłodzonych sond Prandtla ze względu na wysokie temperatury



Rys. 2. Urządzenia pomiarowe używane do badań komory segmentowej. I—II — chłodzone sondy do pomiaru rozkładu prędkości w strefie spalania; III — kompletna sonda z podziałką kątową i liniową; IV — chłodzona sonda do analizy gazów; V — termopara: u góry — osłona ceramiczna, niżej elektrody w porcelanie



Rys. 1. Schemat badanej komory spalania z zaznaczonymi przekrojami pomiarowymi. I — pomiar parametrów powietrza na wejściu do komory; II — pomiar parametrów powietrza na wejściu do rury żarowej; III — pomiar parametrów powietrza do kanału powietrza wtórnego; IV, V, VI oraz VII — pomiar parametrów gazu w strefie spalania; VIII — pomiar parametrów gazu na wyjściu z komory; a, b, c, d, e — szczeliny doprowadzające powietrze wtórne



Rys. 3. Schemat termopary do pomiaru temperatury ścianki. 1, 2 — elektrody; 3 — opaska mocująca; 4 — spoiny; 5 — ścianka rury żarowej

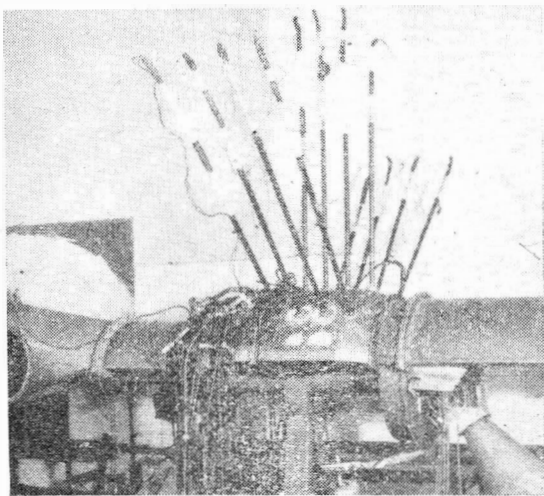
w strefie spalania. Wykonano kilka tego rodzaju sond o różnych średnicach otworków (rys. 2). Najpierw wykonano dwie sondy o średnicy otworków 0,8 i 1,2 mm w celu sprawdzenia poprawności ich pracy w wymaganych warunkach. Wstępne próby wykazały, że istnieje niebezpieczeństwo zatykania się otworków o średnicy 0,8 mm cząsteczkami ciał stałych, znajdujących się w gazach. Wobec tego do prób zakwalifikowano sondę z otworkami o średnicy 1,2 mm.

Do pobierania próbek dla analizatora gazów wykonano chłodzoną sondę, pokazaną na rys. 2. Jako aparat pomiarową użyto analizatora gazów firmy „Carpantier”. Podstawowym elementem mierzącym analizatora jest mostek elektryczny, którego dwie gałęzie znajdują się w powietrzu, natomiast dwie inne w analizowanym gazie. Analizator mierzy zawartość CO_2 oraz $\text{CO} + \text{H}_2$.

Program badań komory przewidywał pomiar temperatury ścianek rury żarowej. W tym celu, zamiast pierwotnie przewidywanych specjalnych termopar stykowych, które były trudne do wykonania, zastosowano proste termopary konduktometryczne, składające się z dwóch elektrod przyłutowanych do ścianki rury żarowej. Sposób połączenia elektrod ze ścianką rury pokazano na rys. 3. Termopary podłączono do galvanometrów poprzez przełącznik, dzięki któremu możliwe było użycie tylko 7 wskaźników do pomiaru temperatur w 22 punktach.

Opis przeprowadzonych pomiarów

W pierwszej kolejności przeprowadzono pomiar rozkładu temperatur w strefie spalania. W tym celu w zewnętrznej obudowie komory i w rurze żarowej wykonano dodatkowe otwory, przez które wprowadzono do strefy spalania termopary. Do wprowadzenia termopar wykorzystano również otwory w rurze żarowej, doprowadzające powietrze wtórne. W ten sposób rozmieszczono w komorze 12 termopar (rys. 4). Jako prowadzenie dla termopar służyły rurki stalowe. Pierwsze próby przeprowadzono z termoparami z osłoniętą spoiną. Jako kontrolne termopary zastosowano termopary z otwartą spoiną, w których dolną część osłonki



Rys. 4. Ogólny widok pracującej komory z rozmieszczonymi na niej termoparami

obcięto i wskutek tego spoina bezpośrednio znajdowała się w płomieniu. Próby wykazały, że termopary z osłoniętą spoiną wskazują znacznie niższą temperaturę niż termopary z otwartą spoiną (różnica rzędu $200 \div 300^\circ\text{C}$). Badania wykazały, że nawet w ciągu kilkudziesięciu sekund nie następuje wyrównanie temperatur wskazywanych przez obie termopary w tym samym przekroju. W badaniach omówionych w [lit. 1] autorzy stwierdzili, że porównanie temperatury zmierzanej za pomocą termopar Pt-PtRh z temperaturą otrzymaną na podstawie analizy gazów, nie wykazuje istotnych różnic i wobec tego można stosować pomiar temperatury termoparami platynowymi z otwartą spoiną. Należy jednak uwzględnić fakt, że termopary z otwartą spoiną wskazują na ogół zaniżoną temperaturę i dla określenia rzeczywistej należy korzystać z wykresów ekstrapolacyjnych, uwzględniających poprawki na straty ciepła przez spoinę wskutek promieniowania.

W dalszych badaniach używano termopar z otwartą spoiną. Przy otwartej spoinie termopar Pt-PtRh istnieje pewne niebezpieczeństwo polegające na tym, że wprawdzie pracują one dobrze w utleniającej atmosferze gazów, lecz w atmosferze redukującej (H_2 , CO) oraz chemicznie aktywnej (CO_2) termopary te mogą zmieniać siłę elektromotoryczną i szybko ulegać zniszczeniu (właściwości charakterystyczne dla metali należących do grupy platynowców). Z tego powodu korzystniej jest stosować te termopary w osłonach ceramicznych. Ale, jak już wspomniano, w danych konkretnych warunkach termopary osłonięte wskazywały zaniżoną temperaturę, a ponadto, pomimo bardzo powolnego zanurzania ich do strefy spalania, porcelany bardzo szybko pękały. Cechowanie termopar z otwartą spoiną, wykonane po próbach, nie wykazało istotnych różnic w porównaniu do stanu przed badaniami. Taka zbieżność charakterystyk była prawdopodobnie spowodowana w tym konkretnym przypadku tylko tym, że czas ich pracy był krótki. W danym cyklu prób nie przekraczał on 7 godzin.

W czasie prób termopary były przesuwane w komorze w celu zmierzenia temperatury na różnych głębokościach. Głębokość zanurzenia kontrolowano na podzielniku wskazującym na ceramicznej osłonie termopar. Termopary blokowano na dowolnej głębokości za pomocą specjalnego wkrętu, umieszczonego w nakrętce przyłutowanej do metalowej rurki, w której poruszała się termopara. Głębokość zanurzenia termopar zmieniano co 10 mm w zakresie od 10 do 120 mm, tyle bowiem wynosi wysokość kanału w rurze żarowej. Pomiar rozkładu temperatur 12 termoparami, każda w 12 punktach, odbywał się stosunkowo szybko. Czas pomiaru w 140 punktach nie przekraczał 25–30 min.

Oprócz omówionego już pomiaru temperatur mierzonego również rozkład temperatur na wyciągu z komory za pomocą ruchomego grzebieńca. Grzebień obracał się 360° jednocześnie z każdym jego przesunięciem termopary w strefie spalania zanurzano o 10 mm głębiej.

Następnym punktem programu było zmierzenie rozkładu prędkości w strefie spalania. W tym celu wykonano specjalne sondy kierunkowe z trzema otworkami w przedniej ich części, przy czym jeden znajduje się na osi sondy, a dwa pozostałe po bokach. W celu określenia kierunku przepływu, sondę obraca się w płaszczyźnie poziomej w jedną i drugą stronę, dopóki ciśnienia w skrajnych otworkach nie wyrównają się. Zabieg ten przedłuża czas próby, ale jest konieczny przy ustalaniu kierunku prędkości.

Na końcu komory rozkład prędkości mierzono w 6 punktach na danym promieniu za pomocą ruchomego grzebieńca, który jednocześnie mierzył rozkład temperatur. Ze względu na dużą ilość punktów pomiarowych, zarówno przy pomiarze temperatur, jak i prędkości, wyniki pomiarów fotografowano.

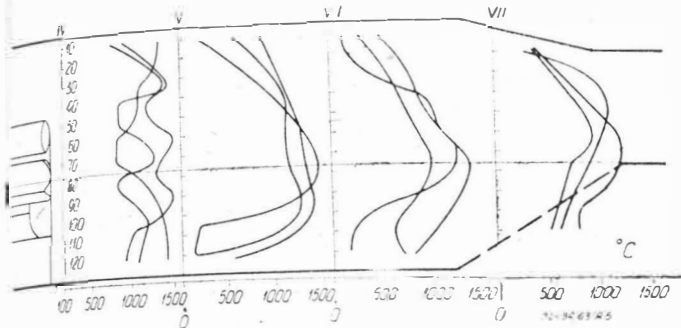
Po zakończeniu pomiaru rozkładu temperatur i prędkości przystąpiono do analizy gazów. Użyto do tego celu chłodzoną sondę, która uniemożliwiała dopalanie wewnątrz niezasysanych do analizatora gazów. Dopalenie gazów odbywało się w piecykach, stanowiących dodatkowe, niezbędne wyposażenie analizatora. Pomiary składu chemicznego gazów za pomocą tego analizatora okazały się bardzo czasochłonne. Czas od chwili rozpoczęcia pomiaru do otrzymania wyniku wynosił 8–9 min, ponieważ analizator bardzo powoli reaguje na miejscowe zmiany składu chemicznego gazów. Pomiar wymaga utrzymywania stałej temperatury w piecykach służących do dopalania gazu, co również przedłuża czas próby. Biorąc pod uwagę długi czas pomiaru zrezygnowano z przeprowadzenia pomiarów w pełnym zakresie, ze względu na oszczędność paliwa i ograniczono je do dwóch wartości ogólnego współczynnika nadmiaru powietrza α , wynoszących 4,08 oraz 9,43 przy jednakowej prędkości powietrza na wejściu do komory $C_1 = 110 \text{ m/sk}$.

Na zakończenie prób przeprowadzono pomiar temperatury materiału ścianki rury żarowej w 15 punktach jednocześnie. Pomiar był bardzo prosty i szybki. W celach kontrolnych zastosowano poza tym pomiar termoparami o różnych zakresach temperatur.

Wyniki pomiarów

Pomiary temperatur w strefie spalania wykonano dla trzech różnych wartości współczynnika nadmiaru powietrza przy trzech prędkościach w każdym zakresie. Na rys. przedstawiono wykresy temperatury w poszczególnych przekrojach komory spalania dla jednego z przebadanych zakresów. Kółkami na wykresach zaznaczone są tempera-

tury zmierzone z prawem przekroju komory, patrząc od lewej (jak pokazano na rys. 1), krzyżkami — temperatury w środkowym przekroju oraz trójkątami — temperatury w lewym przekroju. Wzajemne nałożenie trzech krzywych w jednym dowolnym wybranym przekroju od razu umożliwia wykrycie różnic w temperaturach w danym przekroju poprzecznym rury żarowej. Różnice te są spowodowane nieodpowiednim rozkładem strefowym mieszanki palnej, który wynika przede wszystkim z różnic w wydatkach paliwa przez poszczególne wtryskiwacze oraz z nierównomiernego



Rys. 5. Rozkład temperatur w rurze żarowej dla $\alpha = 4,1$ i prędkości na wejściu do komory (w przekroju I) $C_1 = 94$ m/sec

pola prędkości. Na podstawie charakterystyk wtryskiwaczy, wykonanych przed badaniami i po badaniami, nie stwierdzono jakichkolwiek istotnych różnic dla tych samych wtryskiwaczy. Natomiast między poszczególnymi wtryskiwaczami istniały pewne różnice (1,5÷2,5%) w wydatkach już przed próbami, spowodowane przede wszystkim względami technologicznymi. W związku z tym, wtryskiwacze rozmieszczono tak, aby jak najbardziej złagodzić nierównomierność w rozkładzie strefowym mieszanki, które jednak częściowo pozostały i wskutek tego w komorze występowały w danym przekroju obszary o różnych miejscowych współczynnikach nadmiaru powietrza α_m . Nierównomierność pola prędkości wynika ze sposobu doprowadzania powietrza do komory na stoisku badawczym.

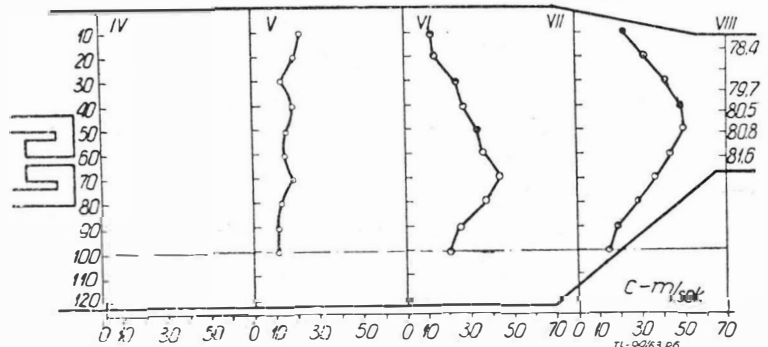
Największe różnice w wartościach temperatur występują w przekroju IV w bezpośrednim otoczeniu odparowywaczy. Różnice w temperaturach między skrajnymi przekrojami a środkowym wynikają również ze sposobu ustawienia termopar, ponieważ w środkowym rzędzie termopary znajdowały się naprzeciwko wylotu dwóch odparowywaczy, natomiast boczne termopary były nieco przesunięte w stosunku do odparowywaczy. W miarę oddalania od odparowywaczy następuje wyrównanie rozkładu temperatur. Przy wzroście prędkości przepływu powietrza przez komorę przy stałym współczynniku nadmiaru powietrza charakter krzywych rozkładu temperatur pozostaje bez zmiany, aczkolwiek zaznacza się tendencja niewielkiego przyrostu temperatur, co związane jest z intensyfikacją procesu spalania. Podobne tendencje występują także przy innych przebadanych zakresach współczynników nadmiaru powietrza. Pewną niespodzianką stanowi fakt, że już w odległości 10 mm od ścianki rury żarowej temperatura jest bardzo wysoka, szczególnie w przekroju IV. Wydaje się, że przyczyną takiego stanu jest zbyt mały wydatek powietrza chłodzącego, doprowadzanego przez szczeliny między pierścieniami, stanowiącymi technologiczne sekcje rury żarowej. Szczeliny te są pokazane na rys. 1. Krzywe najwyższych temperatur w zasadzie nie sięgają poza VI przekrój, w którym kończy się doprowadzanie powietrza wtórnego. Między VI a VII przekrojem pomiarowym następuje wymieszanie gazów z powietrzem wtórnym i częściowe złagodzenie różnic między maksymalnymi wartościami temperatur.

Rozkład temperatur na końcu komory (przekrój VIII), jest stosunkowo równomierny, poza nielicznymi wyskokami. Temperatury gazów na końcu komory zmierzono z dużą dokładnością, o czym świadczą obliczenia. I tak na przykład temperatura gazów obliczona trzema sposobami — jako średnia arytmetyczna, średnia masowa oraz metodą wydatków — wyniosła dla $\alpha = 4,08$ odpowiednio 681, 678 i 672 °C; dla $\alpha = 4,05$ — 700, 700 i 704 °C. Maksymalne wartości temperatur w przekroju wyjściowym komory znajdują się na 1/3 wysokości kanału od wewnętrznej ścianki rury żarowej, co należy uznać za niekorzystne zjawisko. Najkorzystniejszy ze względów wytrzymałościowych jest

taki rozkład temperatur na wyjściu z komory, w którym maksymalna temperatura znajduje się na 2/3 długości turbiny. Przyczyną niewłaściwego rozkładu temperatur jest, jak już wspomniano wyżej, niedobór powietrza wtórnego w wewnętrznym kanale komory.

Analizując rozkład temperatur w VII i VIII przekrojach w tych samych punktach (głębokości zanurzenia 40—50 mm w VII przekroju odpowiadają termopary nr 3 i 4 w przekroju VIII) łatwo zauważyć, że różnice między temperaturami są nieznaczne.

Na rys. 6 pokazane są krzywe rozkładu prędkości dla $\alpha = 4,08$. W przekroju IV wykonano niepełną ilość pomiarów, ponieważ sondy przy zanurzeniu natrafiały na odparowywacze i wskutek tego prędkości zmierzono tylko w kilku punktach nad odparowywaczami i pod nimi. Rozkład prędkości jest stosunkowo równomierny w zakresie prędkości powietrza na wejściu do komory, wynoszącym od 10 m/sec do 50 m/sec. W zasadzie sondy w danych przekrojach pomiarowych nie wykazały istnienia wirów wstecznych. W jednym tylko przypadku przy $\alpha = 9,43$ w V przekroju prędkość w obszarze znajdującym się naprzeciwko odparowywaczy spada do zera. Podobny przebieg ma część krzywej w V przekroju przy $\alpha = 9,1$. Porównanie rozkładów prędkości przy $\alpha = 4,08$ oraz $\alpha = 9,25$ wykazuje, że przy ubogich mieszankach strefa wirów jest dłuższa niż przy bogatych. Dzieje się tak prawdopodobnie dlatego, że przy ubogich mieszankach promieniowe rozprężanie gazu jest wskutek niskich temperatur nieduże i strefa wirów wstecznych jest stosunkowo długa. Rozprężenie strumienia może nastąpić tylko wskutek skrócenia strefy recyrkulacji, co też zostało potwierdzone badaniami omówionymi w [lit. 1]. Wydaje się, że przy bogatych mieszankach strefa wirów wstecznych znajduje się między przekrojami IV a V, a więc w obszarze, w którym nie mierzono rozkładu prędkości. Pomiar prędkości wykonane przy dmuchaniu komory na zimno wykazują pewne podobieństwo w porównaniu z danymi uzyskanymi przy $\alpha = 9,25$, co potwierdza tezę o skróceniu strefy wirów wstecznych przy istnieniu procesu spalania w rurze żarowej.



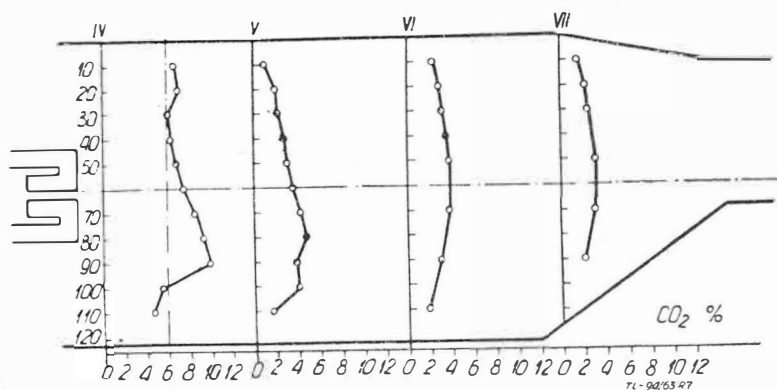
Rys. 6. Krzywe rozkładu prędkości w rurze żarowej dla $\alpha = 4,08$ i $C_1 = 72$ m/sec

Porównanie wyników badań komory na gorąco z danymi otrzymanymi przy dmuchaniach na zimno świadczy o tym, że charakter przebiegu krzywych jest w zasadzie jednaki, z niewielkimi odchyleniami. Należy podkreślić, że pomiar prędkości w strefie spalania, szczególnie w strefie wirów wstecznych, gdzie prędkości są małe (nierzadko 10÷15 m/sec), sprawia poważne trudności. W [lit. 1] stwierdzono, że przy określaniu prędkości w strefie spalania popełniono błędy rzędu 10÷15%. Dlatego też wyniki przedstawione na wykresach trzeba analizować raczej z punktu widzenia jakościowego i tylko orientacyjnie — z ilościowego.

Pomiary kierunku prędkości wykazały, że w przypadku komór spalania należy stosować sondy kierunkowe przestrzenne, ponieważ sondowanie przekroju za pomocą sond kierunkowych, mierzących wartości prędkości tylko w jednej płaszczyźnie komory, nie daje właściwego obrazu ze względu na istnienie składowych promieniowych prędkości. W związku z tym dokładny pomiar kierunku prędkości wymaga stosowania specjalnych sond, mających możliwość ruchu w płaszczyźnie pionowej i poziomej, natomiast do zgrubnych pomiarów rozkładu prędkości w strefie spalania nadają się zwykle rurki Prandtla z tym jednak, że muszą być chłodzone.

W ramach pomiaru składu chemicznego gazów w rurze żarowej określono zawartość CO_2 oraz $CO + H_2$ dla dwóch wartości α oraz dwóch prędkości powietrza na wejściu

do komory. Pomiaru wykonane przy $\alpha = 4,05$ wykazują, że w IV oraz V przekroju zawartości CO_2 są nadmiernie duże i w niektórych punktach pomiarowych przekraczają zakres skali galwanometru. Ponieważ takie ilości CO_2 nie powinny występować, można przypuszczać, że są one związane z procesami fizyko-chemicznymi w strefie spalania (na przykład niecałkowitym odparowaniem paliwa), zakłócającymi gwałtownie równowagę mostka elektrycznego w analizatorze. W dalszych przekrojach zawartość CO_2 w gazach spada wskutek wymieszania spalin z powietrzem wtórnym, doprowadzonym przez otwory w przekroju VI. Przy $\alpha = 9,43$ zmierzono rozkład CO_2 we wszystkich przekrojach pomiarowych. Na rys. 7 pokazane są krzywe zawartości CO_2 w poszczególnych obszarach komory. Zwraca uwagę fakt, że w VI i VII przekroju krzywe nie różnią się między sobą i skład gazów jest w zasadzie jednakowy, ponieważ proces spalania kończy się głęboko w rurze żarowej w obszarze wokół odparowувачы. W IV i V przekroju maksymalne zawartości CO_2 wynoszą odpowiednio 9 oraz 5%.



Rys. 7. Krzywe zawartości CO_2 w poszczególnych przekrojach rury żarowej dla $\alpha = 9,43$ i $C_1 = 110$ m/sek

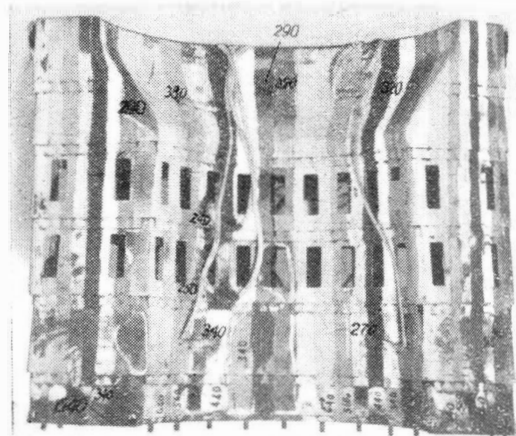
Na podstawie wyników badań omówionych w [lit. 1] oraz w [lit. 4] można stwierdzić, że maksymalne zawartości składnika CO_2 , odpowiadające maksymalnym współczynnikom wydzielania ciepła, zawierają się w granicach $10 \div 12\%$. W danym konkretnym przypadku przy $\alpha = 4,05$ rzeczywiście występują duże wartości CO_2 w obszarze o maksymalnej temperaturze gazów. Natomiast przy $\alpha = 9,43$ (rysunek 7) zawartość CO_2 w dwóch pierwszych przekrojach pomiarowych wydaje się nieco za mała.

Była to pierwsza w kraju próba zastosowania analizatora do pomiaru składników gazów w konkretnej komorze. Uzyskano ogólne rozeznanie zagadnienia oraz dane ilościowe, które są porównywalne z wynikami podanymi między innymi w [lit. 1]. Za pomocą będącego do dyspozycji analizatora nie można było przeprowadzić dokładnej analizy gazów, gdyż mierzył on tylko zawartość CO_2 , a pozostałe dwa składniki podawał w zsumowanej postaci, co ze względów praktycznych jest mało przydatne. Dla określenia η_k niezbędne jest określenie CO , CO_2 , H_2 oraz O_2 . Mając te składniki można obliczyć miejscowe współczynniki nadmiaru powietrza oraz temperatury i w ten sposób określić granice strefy spalania oraz wirów wstecznych. Dane takie umożliwiają wyciągnięcie jakościowych i ilościowych wniosków odnośnie procesów spalania, zachodzących w rurze żarowej oraz ułatwiają ocenę doskonałości konstrukcyjnej komory.

Ponieważ analizę gazów wykonano w ograniczonym zakresie z powodów omówionych wyżej, należałoby przeprowadzić dodatkowe badania w celu zgromadzenia danych statystycznych z pomiarów składu chemicznego gazów, umożliwiających porównanie ich z wynikami innych badań i stwierdzenie czy uzyskane rozkłady są w pełni reprezentatywne.

Po wykonaniu analizy gazów przeprowadzono pomiary temperatury ścianki rury żarowej w 15 punktach na jej powierzchni. Pomiary wykonano dla $\alpha = 4,08$ oraz $\alpha = 9,35$ przy trzech wartościach prędkości dla każdej wartości α . Na podstawie wyników pomiarów można stwierdzić, że rozkład temperatur jest równomierny w kierunku obwodowym i wzdłuż rury żarowej. Prędkość przepływu gazów przez komorę przy danym α nie wpływa na rozkład temperatur na ściankach.

W celu zgrubnego porównania wartości maksymalnych temperatur wskazywanych przez termopary, których dokładność teraz jest kwestionowana [lit. 2], z innymi sposobami pomiaru użyto termofarb. Próbę kontrolną wykonano dla $\alpha = 4,08$ przy $C_1 = 110$ m/sek. Wyniki próby przedstawiono na rys. 8. Na ściankach rury żarowej, obok spotermopar, wpisano również zmierzone przez nie temperatury, co ułatwia porównanie temperatur uzyskanych przy



Rys. 8. Pomiar temperatur na ściankach rury żarowej

pomiarze termoparami oraz termofarbami. Jak widać na zdjęciu, na niektórych punktach nastąpiła zmiana koloru i na podstawie porównania ich ze wzorami wpisano odpowiednie temperatury. W zasadzie nie odbiegają one w jakikolwiek sposób od wartości temperatur zmierzonych za pomocą termopar. Na tej podstawie można uważać, że pomiar temperatur ścianek wykonano dokładnie. Największe wartości temperatur występują w przedniej części rury żarowej przy wylotach odparowувачы. Ale nawet i w tej najbardziej gorącej strefie temperatury nie przekraczają 640°C .

Temperatury odparowувачы nie mierzono, ale na podstawie oględzin przedniej ścianki rury żarowej można stwierdzić, że jest ona stosunkowo niska i dlatego znaczna część powierzchni odparowувачы pokrywa nagar. Przednia ścianka rury żarowej od wewnątrz również jest zanieczyszczona nagarem, który przy długotrwałych próbach może spowodować przepalenie blachy w tych miejscach. Na wewnętrznych powierzchniach ścianek rury żarowej nagar nie występuje. Taki stan rzeczy upoważnia do stwierdzenia, że materiał ścianek rury żarowej i odparowувачы jest niedociążony pod względem cieplnym i w związku z tym można wprowadzić określone zmiany konstrukcyjne, które umożliwiają lepsze wykorzystanie komory. Wydaje się natomiast, że komorę można skrócić o $40 \div 50$ mm, ponieważ temperatury gazów na tym odcinku są prawie jednakowe. Ponadto można zmniejszyć wysokość komory o 10 mm, gdyż temperatura ścianek jest stosunkowo niska nawet przy $\alpha = 4,08$.

Proponowane zmiany umożliwią poważne zmniejszenie ciężaru komory i przyczynią się do bardziej właściwego jej wykorzystania. Obliczenia obciążeń cieplnych, uwzględniające powyższe zmiany — wykazały, że osiągną one duże wartości, nie przekraczając jednak dopuszczalnych granic ustalonych na podstawie badań szeregu komór znanych silników.

LITERATURA

1. A. I. Michajłow i inni: Raboczyj proces i rasczol kamnej sgoranija gazoturbinnych dwigatielej. Obojroniz, Moskwa, 1958
2. A. N. Gordow: Izmerienija tiempieratur gazowych potokow. Masziz, Moskwa, 1962
3. Pieszehonow N. F.: Pribory dla izmerienija dawletija, tiempieratury i naprawlenija potoka w kompressorach. Moskwa, 1958
4. Issledowanije plamien, stabilizirovannyh plocho obtekaemymi tiełami wraszchenija w dozrukowych potokach balistycznej skorosti. Ekspres-Infomacija, seria Awiadwigatielestrojenie nr 43, 1958
5. A. S. Sokolik: Ob eksperimentalnoj osnovie teorii turbulencij nowo gorenija w zbiorze „Gorenije w turbulentnom potokach”. AN SSSR, Moskwa, 1959
6. Transaction of the ASME, Volume 76, July 1954
7. J. Grzegorzewski: Komory spalania lotniczych silnikow turbinowych. Część III. Badania, „Technika Lotnicza”, nr 10, 1962

Badanie wpływu chemicznych własności paliw na proces spalania w silnikach turbinowych¹⁾

Nafty stosowane jako paliwa lotniczych silników turbinowych charakteryzują się zakresem destylacji 140—220 °C w przypadku nafty typu T₁, wąskofrakcyjnej, i zakresem 70—260 °C w przypadku nafty typu T₂ szerokofrakcyjnej. Paliwa te wykazują znaczne różnice w składzie chemicznym, w związku z czym autorzy przeprowadzili badania mające określić wpływ składu chemicznego paliwa na proces spalania. W badaniach posługiwano się rzeczywistą komorą spalania. Określono wartości współczynnika wydzielania ciepła η_k w funkcji współczynnika nadmiaru powietrza α dla trzech paliw wzorcowych: dla koncentratu węglowodorów parafinowych, dla koncentratu węglowodorów naftenowo-parafinowych i dla koncentratu węglowodorów aromatycznych oraz dodatkowo dla paliwa lotniczego typu T₂. Poza tym wyznaczono granice zdmuchnięcia płomienia przy stałym wydatku powietrza. Wyniki badań wykazują, że najmniejsze wartości współczynnika wydzielania ciepła mają węglowodory aromatyczne. Węglowodory te są również najmniej korzystne pod względem zakresu statecznego spalania.

Zagadnienia dotyczące paliw dla lotniczych silników turbinowych (LST) są obecnie praktycznie rozwiązane, jeżeli chodzi o otrzymywanie paliwa typu nafty mającego zakres destylacji około 140—240 °C [lit. 1 i 2]. Szereg czynników wynikających z właściwości lotniczych silników turbinowych wprowadza również inne parametry ograniczające, spośród których najważniejszymi są: lepkość w temperaturze 20 °C, która powinna być zawarta w granicach 1,3—1,8 cst, punkt krzepnięcia (poniżej -60 °C) i zawartość węglowodorów aromatycznych (maksimum 25%).

W oparciu o powyższe normy tworzą się dwie klasy paliw — klasę paliw typu nafty (oznaczoną przez T₁) i klasę paliw o szerokim zakresie destylacji (oznaczoną przez T₂).

Paliwa takie produkuje się obecnie za pomocą destylacji zachowawczej różnych rodzajów rop naftowych, brak jest jednak przy tym specjalnych kryteriów, umożliwiających selekcję tych rop, co prowadzi do dużej różnorodności składu chemicznego otrzymywanego paliwa.

Niniejsza praca miała za zadanie analizę zmian składu paliw LST w zależności od rodzaju ropy, z której są wyprodukowane, i doświadczalnie przebadanie wpływu chemicznych własności paliw na proces spalania w silniku turbinowym.

Ropy reprezentatywne tworzą duże grupy rop, które mogą być przerabiane oddzielnie. Z każdej z tych grup można otrzymywać zarówno paliwa typu T₁, jak i paliwa typu T₂. Wyniki analizy chemicznej, przeprowadzonej według norm STAS, paliw LST, otrzymanych z różnych rop, wykazują stosunkowo małe zmiany wszystkich normowanych parametrów. Wartość opałowa paliwa, będąca ważnym czynnikiem energetycznym, zmienia się w zależności od grupy rop w granicach 2—3%, z czego wynika dążność do wykorzystywania tych rodzajów rop, które wykazują większą wartość opałową. Natomiast znacznie bardziej zmienia się skład chemiczny paliwa zarówno pod względem zawartości węglowodorów aromatycznych, jak i pod względem zawartości węglowodorów naftenowych i parafinowych, w związku z czym zakwalifikowanie ropy zgodnie z ustalonym kryterium jest równoznaczne z określeniem składu paliwa. Ze składem chemicznym, określonym w opisany wyżej pośredni sposób, wiążą się charakterystyki procesu spalania, które powinny być dokładnie poznane.

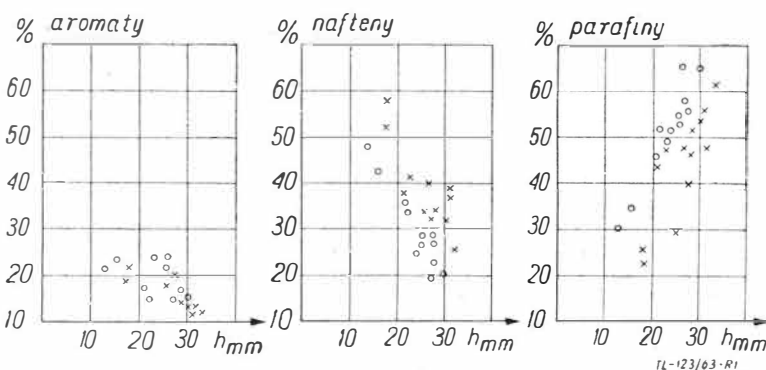
Za pomocą metod laboratoryjnych usiłuje się określić jakość spalania węglowodorów, przeprowadzając na standardowym urządzeniu pomiar długości płomienia bezdymnego. Jest rzeczą oczywistą, że wyniki podobnych badań nie mogą charakteryzować warunków spalania w turbulentnym strumieniu powietrza, jednak mimo to zasługują one na bliższe poznanie. Analiza rysunku 1 dowodzi, że ze wzrostem zawartości aromatów lub naftenów długość bez-

dymnego płomienia zmniejsza się i następuje rozdział punktów odnoszących się do paliw typu T₁ od punktów odnoszących się do paliw typu T₂. Badając zależność długości bezdymnego płomienia od zawartości węglowodorów parafinowych można stwierdzić, że ze wzrostem zawartości parafin długość bezdymnego płomienia wzrasta w przybliżeniu liniowo. Chociaż powyższe badania nie pozwalają na wyciągnięcie wniosków na temat zagadnień spalania w silnikach turbinowych, wskazują jednak na różnice w przebiegu spalania paliw o różnych składach chemicznych, co najwyraźniej widać w przypadku spalania węglowodorów aromatycznych. W związku z tym konieczne było wykonanie badań, w których proces spalania był bardziej zbliżony do rzeczywistości, a paliwo dokładnie scharakteryzowane pod względem składu chemicznego.

Badania przeprowadzono wychodząc z założenia, że każde paliwo zawiera równocześnie węglowodory aromatyczne, parafinowe i naftenowe; z tego powodu nie brano pod uwagę możliwości wykorzystania do badań indywidualum chemicznego, lecz użyto paliw o składzie scharakteryzowanym rodzajem przeważających węglowodorów.

Do badań zastosowano trzy paliwa oznaczone jako wzorcowe, w których sposobami laboratoryjnymi wyselekcjonowano grupy węglowodorów parafinowych, naftenowych i aromatycznych, określając koncentracje tych grup (tabela 1). Można stwierdzić, że wzorzec parafinowy zapewnia, praktycznie rzecz biorąc, brak zawartości węglowodorów aromatycznych, ma najwyższą temperaturę krzepnięcia i największą wartość opałową (zarówno w odniesieniu do objętości, jak i do ciężaru). Wzorzec aromatyczny ma najmniejszą wartość opałową, a wzorzec naftenowo-parafinowy wykazuje najniższą temperaturę początku krystalizacji.

Jeżeli chodzi o urządzenie badawcze, to w celu zapewnienia turbulencji odpowiadającej warunkom rzeczywistym zastosowano rzeczywistą komorę spalania.



Rys. 1. Określenie zależności między długością płomienia bezdymnego h a zawartością węglowodorów (O paliwo typu T₁, x paliwo typu T₂)

¹⁾ Praca była przedstawiona na posiedzeniu sekcji termoeenergetycznej Instytutu Energetycznego Akademii Rumuńskiej Republiki Ludowej 16. 03. 1961.

Urządzenie badawcze (rys. 2) składa się z następujących części:

— źródła sprężonego powietrza (wentylator dający wydatek powietrza 0,8—1,0 kG/sek o ciśnieniu 1,04—1,05 kG/cm²; wentylator został zaopatrzony w zawór dławiący do

Tabela 1
Wyniki analizy paliw wzorcowych

Charakterystyki	Wzorec parafinowy	Wzorec aromatyczny	Wzorec naftenowo-parafinowy
CieŜar właściwy przy 20 °C	0,7935	0,873	0,802
Temperatura destylacji wg STAS [°C]			
punkt początkowy wrzenia	150	133	151
10% destylacji przy	170	165	166
50% destylacji przy	187	193	181
90% destylacji przy	222	228	226
98% destylacji przy	248	240	252
Lepkość kinematyczna [cst]			
przy 20 °C	1,70	1,42	1,56
przy 0 °C	2,52	2,08	2,27
przy -40 °C	7,85	6,37	6,85
przy -50 °C	12,29	10,02	10,47
Zawartość kwasów organicznych w mg KOH/100 cm ³	1,0	0,44	0,16
Punkt płonienia [°C]	35	38	40
Punkt krzepnięcia [°C]	-52	-59	-66
Punkt mętnienia [°C]	-50	-56	-63
Zawartość jodu w % ciężaru	0,2	0,29	0,1
Zawartość węglowodorów aromatycznych w % ciężaru	3	76	14
Zawartość gum [mG/100 cm ³]	0,024	0,08	0,06
Zawartość zasad i kwasów mineralnych	brak	brak	brak
Dolna wartość opałowa [kcal/kg]	10 365	10 146	10 343
Zawartość popiołu w % ciężaru	ślady	ślady	ślady
Zanieczyszczenia mechaniczne i woda	brak	brak	brak

zmiany ciśnienia i wydatku powietrza doprowadzającego do komory spalania);

— komory spalania (rys. 3) silnika odrzutowego, wyposażonej we wtryskiwacz roboczy, wtryskiwacz rozruchowy i urządzenie zapłonowe;

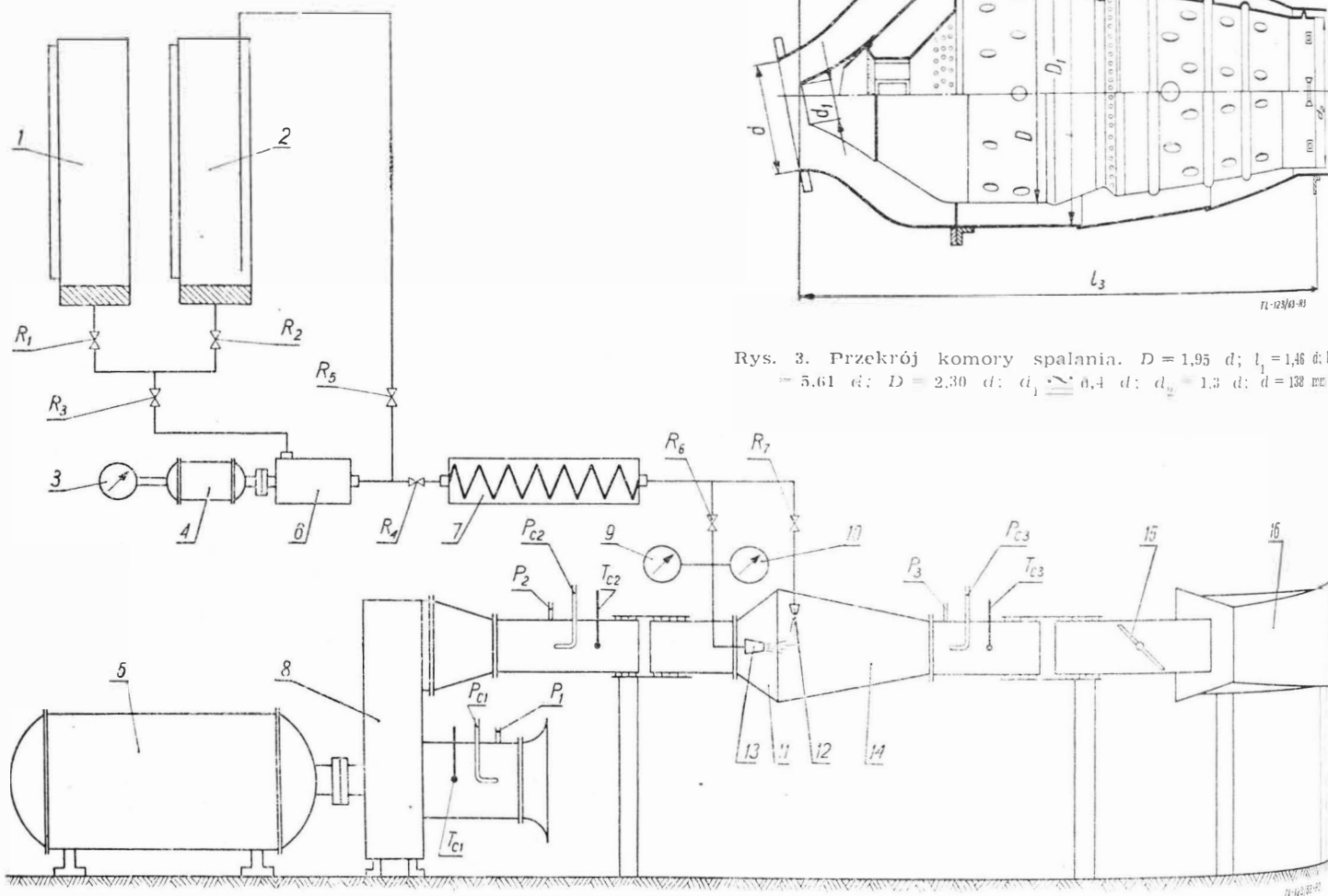
— kanałów powietrza i gazów, które stanowią połączenie między wentylatorem, komorą spalania i ejektorem odwadżającym na zewnątrz gazy spalinowe. Na wylocie z komory spalania umieszczono zawór dławiący w celu zmiany ciśnienia i prędkości gazów w komorze spalania;

— instalacji paliwowej, na którą składają się zbiorniki do pomiaru wydatku paliwa, zaopatrzone w rurki pomiarowe i filtry; pompa paliwowa, napędzana silnikiem elektrycznym o zmiennej prędkości obrotowej, oraz przewody paliwowe łączące zbiorniki, pompę paliwową, wtryskiwacz roboczy i wtryskiwacz roboczy; komory spalania; instalacja paliwowa jest regulowana przez odcinanie jednej z linii przewodów.

W czasie badań temperaturę powietrza na wlocie i wylocie termometrami, temperaturę gazów spalinowych w wylocie z urządzenia — termoelementami rozmieszczonymi symetrycznie w licznych punktach przekroju pomiarowego. Ciśnienia mierzono za pomocą sond.

Przed rozpoczęciem badań przeprowadzono cechowanie urządzenia, określając za pomocą pół prędkości wydatku powietrza, oraz cechowanie układu wtryskowego.

Urządzenie zostało pomyślane jako stoisko do badań spalania, jednak uzyskane na nim wyniki odpowiadają również określonym warunkom spotykanym podczas badań interesujących z punktu widzenia rozpatrywanego zagadnienia. W celu określenia tego zakresu warunków badania wyznaczyć ciśnienie i temperaturę na wlocie do komory



Rys. 3. Przekrój komory spalania. $D = 1,95 d$; $l_1 = 1,46 d$; $l_2 = 5,61 d$; $D = 2,30 d$; $d_1 = 0,4 d$; $d_2 = 1,3 d$; $d = 138 \text{ mm}$

Rys. 2. Schemat urządzenia do badania spalania paliw płynnych do silników turbijnowych. 1 — zbiornik paliwa ze wskaźnikiem poziomu; 2 — zbiornik przelewowy paliwa; R_1, R_2, \dots, R_7 — przewody; 3 — licznik obrotów; 4 — silnik elektryczny napędu pompy paliwowej; 5 — silnik elektryczny napędu wentylatora; 6 — pompa paliwowa; 7 — chłodnica paliwa; 8 — wentylator; T_{c1} — termoelement umieszczony we wlocie wentylatora; p_{c1}, p_{c2}, p_{c3} — sondy ciśnienia całkowitego; p_1, p_2, p_3 — sondy ciśnienia statycznego; T_{c1} — termometr paliwa; 10 — termometr paliwa; 11 — wtryskiwacz rozruchowy; 12 — świeca zapłonowa; 13 — wtryskiwacz roboczy; 14 — komora spalania; T_{c3} — termoelementy; 15 — zawór dławiący w kanale wylotowym; 16 — ektor

spalania silnika turbinowego, co można wykonać w oparciu o parametry powietrza na odpowiedniej wysokości i w oparciu o ogólny spręż silnika.

Ogólny spręż π_{ogH} jest określony iloczynem sprężu w dyfuzorze wlotowym silnika π_{WH} i sprężu sprężarki π_{SH} .

W zakresie prędkości poddźwiękowych spręż π_{WH} wyraża się następującą zależnością:

$$\pi_{WH} = \left(1 + \frac{V^2}{2010 T_H}\right)^{3,5} = (1 + 0,2 Ma_H^2)^{3,5} \quad [1]$$

a w zakresie prędkości naddźwiękowych w przypadku prostej fali uderzeniowej:

$$\pi_{WH} = \frac{166,7 Ma_H^6}{(6 Ma_H^2 - 1)^{2,5}} \quad [2]$$

Przy stałej prędkości obrotowej jednostkowa (przypadająca na 1 kG wydatku powietrza — przyp. tłum.) praca mechaniczna sprężarki pozostaje stała, w związku z czym spręż π_{SH} jest dany zależnością:

$$\pi_{SH} = \left(\frac{T_0}{T_H} \frac{\pi_{S0}^{0,286} - 1}{1 + 0,2 Ma_H^2} + 1\right)^{3,5} \quad [3]$$

(wskaznik 0 odnosi się do warunków na poziomie morza — przyp. tłum.).

W tym przypadku spręż ogólny w zakresie poddźwiękowych prędkości lotu wyraża się następującą zależnością:

$$\pi_{ogH} = \left[1 + 0,2 Ma_H^2 + \frac{T_0}{T_H} (\pi_{S0}^{0,286} - 1)\right]^{3,5} \quad [4]$$

Przy naddźwiękowych prędkościach lotu spręż π_{ogH} otrzymuje się przez pomnożenie przez siebie wartości obliczonych za pomocą zależności [2] i [3]. Wartość całkowitego ciśnienia p_{c2} przed komorą spalania określa się z zależności:

$$p_{c2} = \pi_{ogH} \cdot p_H \quad [5]$$

gdzie p_H jest ciśnieniem otoczenia na wysokości H , a temperaturę z zależności:

$$T_{c1H} = T_H (1 + 0,2 Ma_H^2) + T_0 (\pi_{S0}^{0,286} - 1) \quad [6]$$

ponieważ założono, że prędkość obrotowa sprężarki jest taka sama przy ziemi co na wysokości i że jednostkowa praca mechaniczna sprężarki jest również stała $L_{SH} = L_0$, a mianowicie:

$$\frac{k}{k-1} R (T_{c2H} - T_{c1H}) = \frac{k}{k-1} R T_0 (\pi_{S0}^{\frac{k-1}{k}} - 1) \quad [7]$$

Maksymalne wartości parametrów stanu powietrza na wlocie do komory spalania w zależności od prędkości i wysokości lotu obliczono dla $p_{c20} = 4,3 \text{ kG/cm}^2$.

Z przeprowadzonych obliczeń wynika, że ciśnienia rzędu $p_{c2} = 1,0-1,02 \text{ kG/cm}^2$ i temperatury rzędu $T_{c2} = 290-310 \text{ }^\circ\text{K}$ odpowiadają pracy silnika przy prędkości lotu $Ma = 0,6-1,1$ i na wysokości $H = 11-14 \text{ km}$. Z literatury specjalistycznej wynika, że w tych warunkach pracy silnika wpływ składu chemicznego paliwa jest bardzo duży.

Wydatki powietrza dla badanej komory spalania obliczają za pomocą zależności:

$$G_H = G_0 \frac{p_H}{p_0} \frac{\pi_{ogH}}{\pi_{og0}} \quad [8]$$

Zależność ta jest słuszna przy założeniu stałej mechanicznej pracy sprężarki przy stałej prędkości obrotowej — (przyp. tłum.) i przedstawiono w postaci wykresu; określano z niego zakres wydatków powietrza, który należało utrzymywać w czasie badań, aby wyniki uzyskane na urządzeniu badawczym można było odnieść również do rzeczywistych warunków pracy turbinowego silnika lotniczego.

Przeanalizowano zagadnienie wpływu jakości rozpylenia paliwa na proces spalania w komorze. W ogólności jakość rozpylenia jest funkcją ciśnienia, pod którym jest dopro-

wadzone paliwo. W celu uzyskania warunków podobnych, umożliwiających porównywanie wyników, należy zapewnić odpowiednią jakość rozpylenia paliwa tak w urządzeniu modelowym, jak i w silniku rzeczywistym; innymi słowy — w komorze badanej i w komorze rzeczywistego silnika ciśnienia wtrysku paliwa powinny być równe. Autorzy stwierdzili, że w przypadku spalania w strumieniu turbulentnym ciśnienie wtrysku, przekraczające określoną wartość graniczną, nie ma większego wpływu na proces spalania, przy czym wartość graniczna ciśnienia jest stosunkowo niska $p = 2,5-3,5 \text{ kG/cm}^2$.

W przeprowadzonej pracy badawczej określono wpływ własności chemicznych paliwa na współczynnik wydzielania ciepła w komorze spalania η_k .

Współczynnik wydzielania ciepła wyraża się następującą zależnością:

$$\eta_k = \frac{(1 + \alpha l) i_3 - \alpha l i_2}{W} \quad [9]$$

gdzie:

W [kcal/kG] — dolna wartość opałowa paliwa;

i_3 [kcal/kG] — całkowita entalpia gazów na wylocie z komory spalania;

i_2 [kcal/kG] — całkowita entalpia powietrza na wlocie do komory spalania;

α [—] — współczynnik nadmiaru powietrza;

l [kG/kG] — teoretyczna ilość powietrza.

W celu określenia współczynnika nadmiaru powietrza, należy obliczyć wartość wydatku powietrza:

$$G = S_2 w_2 \gamma_2 = S_2 w_2 \frac{p_2}{R T_2} \quad [10]$$

gdzie w_2 oznacza prędkość przepływu.

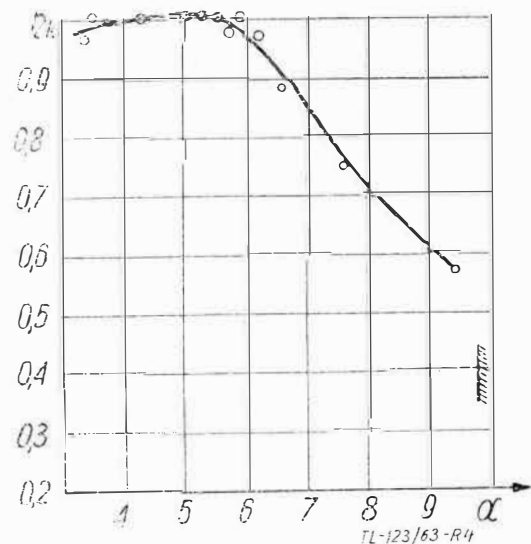
Zmierzone wartości ciśnienia p_2 i temperatury T_2 przedstawiają wartości średnie w przekroju 2 (rys. 2); aby otrzymać średnie wartości prędkości całkuje się rzeczywisty rozkład prędkości w przekroju 2, przy czym wartości te można określić z dostateczną dokładnością w sposób pośredni, wychodząc z założenia $T_{c2} = T_2$; w takim przypadku $w_2 = i_2 a_{kr}$, gdzie

$$a_{kr} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} g R T_{c2}} = 18,3 \sqrt{T_{c2}}$$

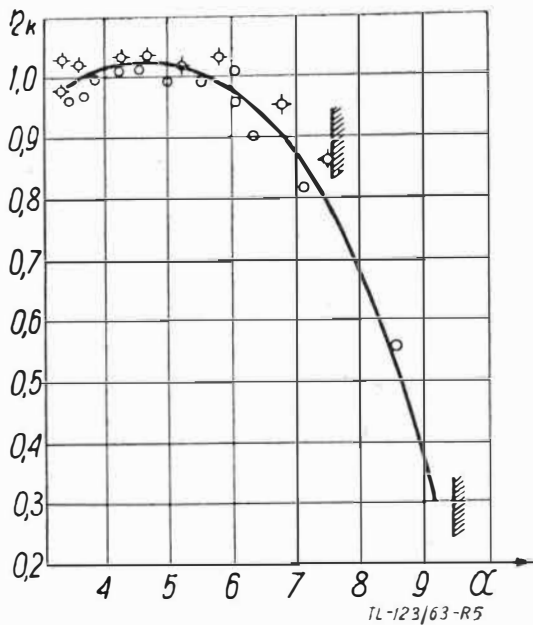
natomiast wartość i_2 określa się z tabel, znając wartości stosunku p_2/p_{c2} , a tym samym wartości funkcji

$$\pi/\lambda = \left(\frac{p_2}{p_{c2}}\right) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad [11]$$

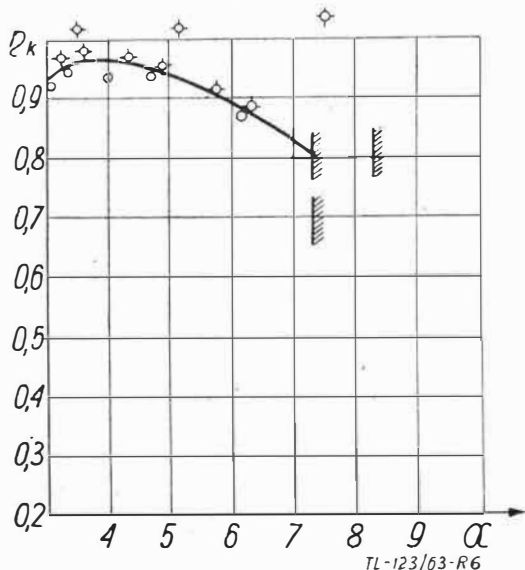
gdzie k — wykładnik izentropii.



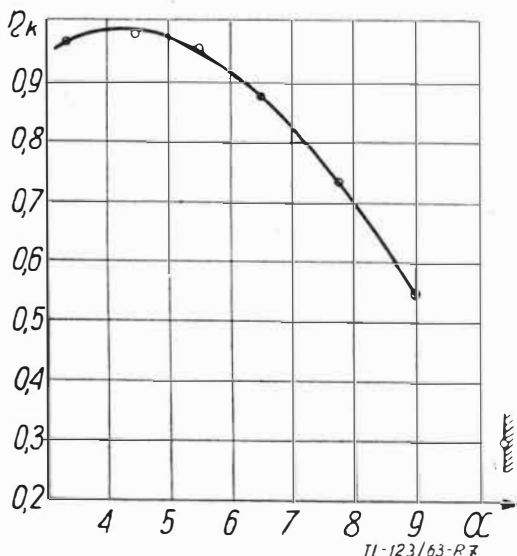
Rys. 4. Zmiana współczynnika wydzielania ciepła η_k w zależności od współczynnika nadmiaru powietrza α w przypadku koncentratu węglowodorów parafinowych ($\rho = 0,777 \text{ G/cm}^3$, zakres destylacji $150-248 \text{ }^\circ\text{C}$)



Rys. 5. Zmiana współczynnika wydzielania ciepła η_k w zależności od współczynnika nadmiaru powietrza α w przypadku koncentratu węglowodorów naftenowo-parafinowych ($\gamma = 0,8 \text{ G/cm}^3$, zakres destylacji 151–252 °C)



Rys. 6. Zmiana współczynnika wydzielania ciepła η_k w zależności od współczynnika nadmiaru powietrza α w przypadku koncentratu węglowodorów aromatycznych ($\gamma = 0,873 \text{ G/cm}^3$, zakres destylacji 133–240 °C)



Rys. 7. Zmiana współczynnika wydzielania ciepła η_k w zależności od współczynnika nadmiaru powietrza α w przypadku paliwa LST typu T_2 ($\gamma = 0,786 \text{ G/cm}^3$, zakres destylacji 133–348 °C)

Poza badaniem doskonałości spalania określano również granice zerwania frontu płomienia, przy czym zerwanie frontu płomienia uzyskiwano zmniejszając w sposób ciągły wydatek paliwa przy stałym wydatku powietrza.

Otrzymane wyniki przedstawiono na rysunkach 4, 5, 6. Przedstawiono je na oddzielnych wykresach ze względu na zbliżone wartości wyników w obszarze współczynnika nadmiaru powietrza, odpowiadających warunkom normalnym. Wartości przekraczające jedność (rys. 6) tłumaczy się tym, że znalazły się one na górnej granicy błędów pomiarowych, wynoszących 6%; wartości rzeczywiste są bliskie jedności.

Z przedstawionych danych wynika co następuje:

— współczynnik wydzielania ciepła pozostaje pod silnym wpływem wartości współczynnika nadmiaru powietrza; widać, że określona komora spalania ma określony zakres zmian współczynnika nadmiaru powietrza, dla którego zawiera się w dopuszczalnych granicach. Poza tym zakresem spalanie jest niedoskonałe, η_k szybko spada;

— dla określonej komory spalania optymalny zakres zmian współczynnika nadmiaru powietrza jest różny: mniejszy dla węglowodorów aromatycznych ($\alpha = 3,5 - 4,5$) i dla węglowodorów parafinowych i naftenowych zakres jest większy ($\alpha = 3 - 6$) [lit. 3];

— w przypadku badanej komory węglowodory parafinowe i naftenowe wykazują w zakresie optymalnym spalania zupełne, natomiast węglowodory aromatyczne nie mogą zapewnić spalania przy $\eta_k \approx 1$;

— granica statecznego spalania zależy od rodzaju paliwa; maksymalny współczynnik nadmiaru powietrza, przy którym spalanie jest jeszcze stateczne, ma największe wartości dla węglowodorów parafinowych, cokolwiek mniejsze dla węglowodorów naftenowych i wykazuje silny spadek w przypadku węglowodorów aromatycznych [lit. 4].

Należy podkreślić, że otrzymane różnice w wartościach współczynnika wydzielania ciepła nie mogą być wyjaśnione inaczej, jak tylko różnicami w składzie chemicznym paliwa, nie zaś różnicami w jego charakterystykach fizycznych. Najważniejszą własnością fizyczną, z punktu widzenia rozpylenia paliwa, jest lepkość paliwa, która warunkuje średnią średnicę rozpylonych kropli, a tym samym w sposób pośredni doskonałość spalania. W związku z tym grupa węglowodorów aromatycznych powinna wykazywać większą wartość współczynnika wydzielania ciepła ze względu na najmniejszą lepkość kinematyczną.

W odniesieniu do paliwa o szerokim zakresie destylacji, które charakteryzuje się tak szerokością przedziału destylacji zachowawczej, jak i zmniejszoną zawartością węglowodorów parafinowych, można wysnuć następujące wnioski:

— uzyskane dane doświadczalne potwierdzają wyniki podane w literaturze specjalistycznej, które otrzymano ogółem za pomocą urządzeń laboratoryjnych; paliwo o szerokim zakresie destylacji ma krzywą $\eta_k = f(\alpha)$ bardziej przesuniętą w kierunku większych wartości współczynnika nadmiaru powietrza; jest to wynikiem zarówno rodzaju węglowodorów, jak i ciężaru właściwego.

Na wszystkich wykresach zaznaczono graniczne wartości współczynnika nadmiaru powietrza, przy których następuje zerwanie płomienia; z wykresów widać, że w przypadku paliwa nafteno-aromatycznego zerwanie płomienia następuje przy mniejszych wartościach współczynnika nadmiaru powietrza.

Przeprowadzone doświadczenia dowodzą istnienia wpływu własności chemicznych paliwa na proces spalania.

Śród przebadanych grup węglowodorów węglowodory aromatyczne są najmniej korzystne, ponieważ mają mniejsze wartości współczynnika wydzielania ciepła i mniejszy zakres użytkowy. W czasie spalania tej grupy węglowodorów można było poza tym stwierdzić, że płomień jest w dużej mierze źle rozłożony, gazy zawierają zanieczyszczenia i są niebezpieczny dla niepełnego spalania. W literaturze często wspomina się skłonność tych węglowodorów do tworzenia w czasie pracy komory silnego nagaru. Z powyższego wynika konieczność ograniczenia do minimum zawartości węglowodorów aromatycznych w paliwach LST. Przeprowadzając selekcję surowców można otrzymać paliwo o wymaganym składzie, biorąc oczywiście pod uwagę również inne kryteria, spośród których duże znaczenie mają względy produkcyjne.

Ze stosunkowo dużych błędów pomiarowych, które widoczne są na przedstawionych w niniejszej pracy danych, wynika konieczność zwiększenia dokładności pomiarów, co można osiągnąć przez udoskonalenie zastosowanego urządzenia pomiarowego.

LITERATURA

1. P. Popescu, V. Pimsner, C. A. Vasilescu Contribuții la studiul și fabricația combustibililor pentru turbomotoare de avion, M.F.A., București, 1955.
2. V. Pimsner, C. A. Vasilescu — Direcții de cercetare în stabilirea influenței caracteristicilor fizico-chimice ale combustibilului asupra motorului turboreactor, Studii și cercetări de energetica 2, 229, 1960.
3. I. M. Pauszkin — Chemiczeskij sostav, swojstwa rieaktywnych topliw, Izdatielstwo Akademii Nauk SSSR, Moskwa, 1953.
4. R. A. Ragozin — Rieaktywnyje topliwa, Gostoptechizdat, Moskwa, 1959.

NOWOŚCI TECHNICZNE

KILKA SZCZEGÓŁÓW NA TEMAT PROJEKTÓW AMERYKAŃSKIEGO NADDZWIĘKOWEGO SAMOŁOTU PASAŻERSKIEGO

Jak już podano w poprzednim numerze „Techniki Lotniczej”, w konkursie na projekt amerykańskiego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego biorą udział trzy wytwórnie silnikowe — Curtiss Wright, General Electric i Pratt Whitney — oraz trzy wytwórnie płatowcowe — Boeing, Lockheed i North American.

Na temat projektów silnika wiadomo tylko, że wytwórnia Curtiss Wright opracowuje silnik jednoprzepływowy, wytwórnia General Electric daje do wyboru albo silnik jednoprzepływowy, albo silnik dwuprzepływowy z tylnym wentylatorem, a wytwórnia Pratt Whitney zaprojektowała dwie odmiany silnika dwuprzepływowego. Wszystkie projekty są przystosowane do prędkości lotu sięgających $M=3$.

Więcej informacji opublikowano na temat projektów płatowca. Wiadomo, że wytwórnia Boeing projektuje samolot z wąskim skrzydłem o zmiennym skosie i z czterema silnikami w oddzielnych gondolach umieszczonych parami pod środkową częścią skrzydła. Podwozie główne jest chowane do komory znajdującej się między silnikami. Pierwszy lot samolotu Boeing jest spodziewany w 1967 roku, a wprowadzenie do eksploatacji — w 1971 roku.

Samolot projektowany przez wytwórnię Lockheed ma duże skrzydło „delta” o podwójnym skosie. Dzięki takiemu układowi skrzydła będzie możliwe pomieszczenie w nim zbiorników paliwa oraz podwozia. Poza tym twierdzi się, że w związku ze stosunkowo małym obciążeniem powierzchni nośnej (około 350 kG/m²) nie będzie potrzebne stosowanie urządzeń supernośnych. W czasie startu i lądowania

nosowa część kadłuba jest opuszczona o 15°. Silniki są zabudowane pod skrzydłem w czterech gondolach. Należy zwrócić uwagę na fakt, że układ samolotu jest zbliżony do układu samolotu „Concorde”.

Projekt wytwórni North American przypomina swoim układem samolot bombowy B-70. Skos skrzydła w części przykadłubowej wynosi 65°, w części zewnętrznej — 50°. Skrzydło ma być wysklepione i skrecone. Umieszczone przed skrzydłem statecznik ma na krawędzi spływu kłapy, wychylane o 40°. Cztery silniki są zabudowane pod skrzydłem w dwóch gondolach z oddzielnymi wlotami dla każdego silnika. Podwozie jest chowane w gondolach silnikowych. Samolot będzie wykonany z tytanu. Będzie on mógł korzystać z istniejących lotnisk i ich wyposażenia.

Pozostałe dane samolotów

	Boeing 733	Lockheed CL-823	North American NA-60
Rozpiętość [m]	26,5—53	35,5	37
Długość [m]	—	68	59,5
Wysokość [m]	14,7	—	14,7
Średnica kadłuba [m]	—	—	3,7
Podziałka okien [m]	—	—	0,43
Liczba pasażerów	150 lub 227	218	187
Ciężar całkowity [kG]	195000	205000	219000
Przelotowa l. Ma	2,7	do 3,0	2,65—3,0
Wysokość lotu [km]	19,8	21,5—24	—
Zasięg [km]	6500	—	6400

W. K.

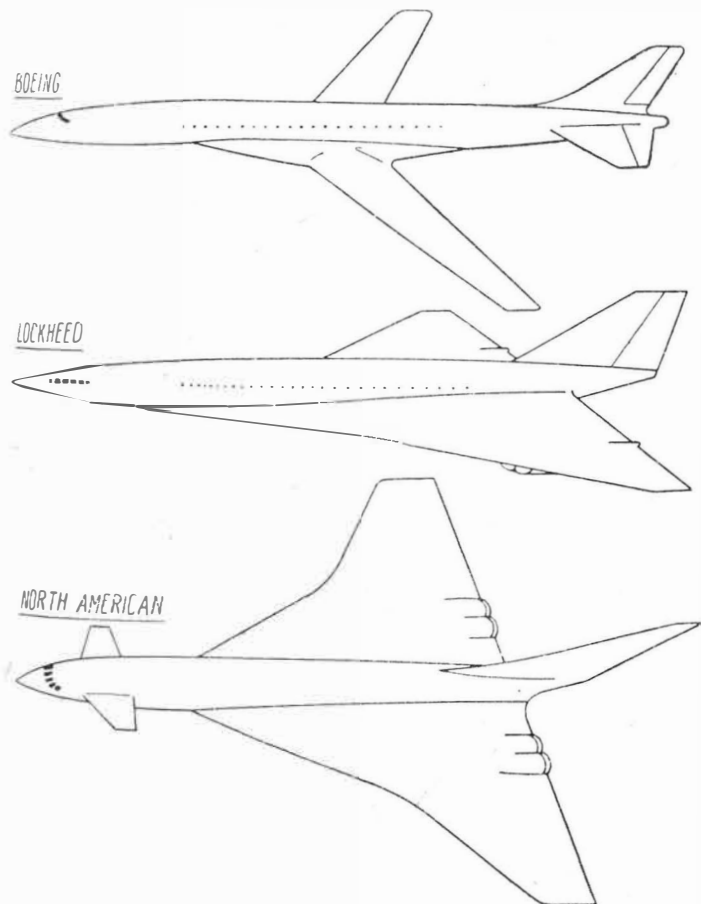
SAMOLOT Z MIESZANYM UKŁADEM NAPĘDOWYM

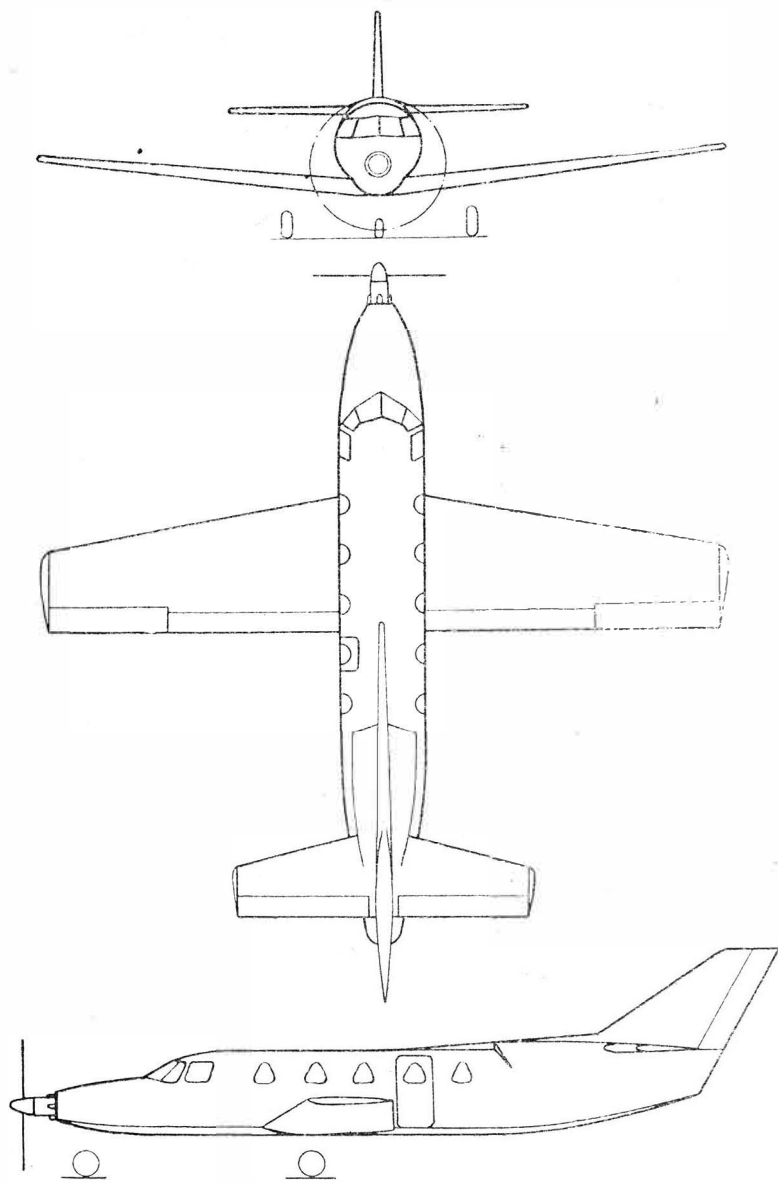
Najciekawszym z szeregu samolotów zaprojektowanych przez francuską wytwórnię Moynet (jeden z nich, Model 360, był już opisywany w „Nowościach”) jest samolot służbowy Model 2000 — mogący również spełniać rolę małego samolotu pasażerskiego — z mieszanym, śmigłowo-odrzutowym układem napędowym. Samolot ma dwa silniki: zabudowany z przodu kadłuba turbinowy silnik śmigłowy Turbomeca „Astazou” X o mocy 600 KM i zabudowany z tyłu kadłuba turbinowy silnik odrzutowy Pratt Whitney JT12A-6 o ciągu 1360 kG. Samolot zabiera sześć pasażerów i dwie osoby załogi. Mieszany układ napędowy o zabudowie „tandem” — zabudowa taka usuwa trudności związane z asymetrią ciągu — zapewnia dużą elastyczność eksploatacji samolotu, pozwalając na ekonomiczne przeloty na trasach o różnych długościach: przelotu na trasie o długości do 2500 km dokonuje się z prędkością 650 km/h z wyłączonym silnikiem śmigłowym, który przy tej prędkości ma mniejszą sprawność niż silnik odrzutowy, natomiast na trasach o długości 6000 km samolot leci z prędkością 360 km/h, z wyłączonym silnikiem odrzutowym. Długość startu jest bardzo mała — wynosi ona 380 m.

Pozostałe dane samolotu

Rozpiętość [m]	12,5		
Długość [m]	14		
Wysokość [m]	4,2		
Powierzchnia nośna [m ²]	25,7		
Ciężar całkowity [kG]	4800		
	oba silniki	odrzutowy	śmigłowy
Prędkość maksymalna [km/h]	800	720	375
Prędkość optymalna [km/h]	735	644	363
Prędkość wznoszenia [m/sek]	18,7	11,2	2,95
Zasięg przy optymalnej prędkości [km]	2340	2430	5930
Pułap praktyczny [m]	13200	11680	4220

W. K.





NOWA ODMIANA SAMOŁOTU X-15

Zbudowano ulepszoną odmianę samolotu X-15. Zastosowano w niej dodatkowe silniki, czas pracy silnika głównego Thiocol LR-99 zwiększono z 85 sek. do 145 sek., a ciąg do 29 000 kG. Inne zmiany to dwa zewnętrzne zbiorniki paliwa i utleniacza, odrzucane w czasie wznoszenia na wysokości 35 km, wzmocnione podwozie i dodatkowa warstwa izolacji cieplnej. Prędkość samolotu ma wzrosnąć z $Ma = 6$ do $Ma = 7-8$.

Z. Br.

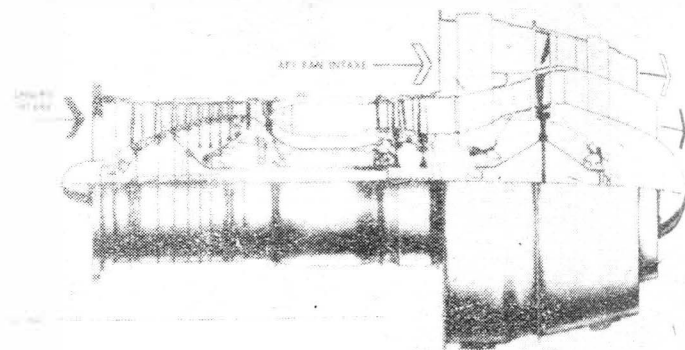
DWUPRZEPLYWOWY SILNIK G. E. CF 700

Silniki dwuprzepływowe są obecnie szeroko stosowane do napędu cywilnych i wojskowych samolotów transportowych, a także samolotów bojowych. Zalety tych silników sprawiają, że przewiduje się je również do napędu samolotów służbowych. Jak dotychczas, jedynym gotowym do seryjnej produkcji silnikiem dwuprzepływowym o ciągu rzędu 2000 kG jest silnik General Electric CF 700-2B, który na samolocie służbowym Dassault „Mystere” 20 ma zastąpić silnik JT 12 o ciągu 1500 kG.

CF700 nie jest silnikiem nowym, ponieważ jego wytwornica gazu stanowi dobrze wypróbowany silnik J85, znany w wersji cywilnej jako CJ 610. W miejsce dopalacza silnika J85 lub dyszy silnika CJ 610 zastosowano, podobnie jak w przypadku silnika General Electric CJ 805-23, „piętrowy” wirnik z ołopatkowaniem turbinowo-wentylatorowym, który na poziomie morza zwiększa ciąg o 40%, a jednostkowe zużycie paliwa zmniejsza o 30%, tj. do 0,69 kG/kGh (jednostkowe zużycie paliwa silnika CJ 610 wynosi 0,99 kG/kGh). W warunkach przelotowych na wysokości

11 000 m i z prędkością $Ma = 0,7$ silnik CF 700 daje ciąg 400 kG, a jego jednostkowe zużycie paliwa jest o 15% mniejsze niż silnika CJ 610 i wynosi 0,95 kG/kGh.

Prędkość obrotowa zespołu wentylator-turbina wynosi 8500 obr/min (prędkość obrotowa wytwornicy 16 500 obr/min), wydatek powietrza przez wentylator — 38 kG/sek, spręż wentylatora — 1,6:1. Turbina wentylatora została tak dobrana, że parametry wytwornicy nie uległy zmianie w porównaniu z silnikiem CJ 610 — spręż 7:1, wydatek powietrza 20 kG/sek (tak więc stosunek wydatku powietrza zewnętrznego do wydatku powietrza wewnętrznego wynosi 1,9:1). Czas przyspieszenia od biegu luzem (47% maksymalnej prędkości obrotowej wytwornicy) do pełnej mocy



nie przekracza 5 sek, przy czym opóźnienie się zespołu wentylator-turbina w stosunku do wytwornicy jest pomijalne. Ciężar silnika bez wyposażenia wynosi 315 kG, ciężar kompletnego układu napędowego — 360 kG, średnica — 850 mm, długość — 1700 mm, cena 90 000 dolarów. Początkowy okres międzynaprawczy oblicza się na 800 godzin.

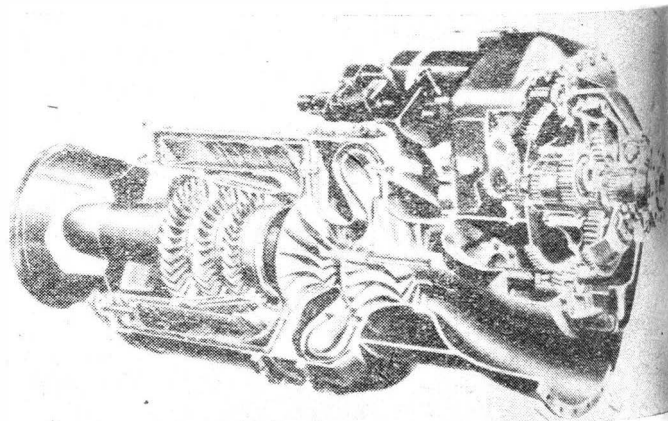
Próba typu przy obliczeniowym ciągu 1900 kG jest przewidziana na lipiec 1964 roku. Wytwornia zamierza zwiększyć ciąg do 2050 kG, a następnie zmodyfikować silnik przez dodanie zerowego stopnia sprężarki.

W. K.

TURBINOWY SILNIK ŚMIGŁOWY GARRET-AIRESEARCH

Wytwornia Garret-AiResearch, znana z produkcji potężnych silników turbinowych, zbudowała w oparciu o silnik turbinowy Model 331 (opisywany już w „Nowościach”) silnik śmigłowy T 76 o mocy na wale 600 KM (moc równoważna 622 eKM). Silnik ma dwustopniową sprężarkę odśrodkową, zwrotną pierścieniową komorę spalania i trzystopniową turbinę. Oś planetarnej przekładni śmigła jest przesunięta w stosunku do osi silnika, przy czym wlot sprężarki znajduje się pod obudową przekładni. Maksymalna prędkość obrotowa wytwornicy wynosi 41 730 obr/min, prędkość obrotowa śmigła — 2000 obr/min, jednostkowe zużycie paliwa — 0,276 kG/KMh, ciężar — 117 kG (ciężar jednostkowy 0,195 kG/KM). Przyspieszenie od biegu luzem do pełnej mocy nie przekracza 1/4 sek.

Próby silnika przeprowadza się ze śmigłami o średnicy 2,4 i 2,3 m. Wojskowa próba 50-godzinna miała być przeprowadzona przed końcem ubiegłego roku. Uzyskanie przez silnik zaświadczenia zdatości FAA jest spodziewane w końcu bieżącego roku.



Silnik jest przeznaczony do lekkich samolotów cywilnych i wojskowych, między innymi do pasażerskiego samolotu na krótkie trasy Ryan Co. W-18.

W. K.

USTATECZNIENIE SPALANIA W SILNIKACH RAKIETOWYCH NA PALIWO STAŁE

Niestateczny, tj. nieregularny, pulsujący proces spalania w silniku raketowym zmniejsza pewność pracy silnika, a nawet może spowodować zniszczenie układu napędowego. Ostatnio przeprowadza się próby tzw. systemu Carde, który ma na celu zwiększenie stateczności spalania w silnikach raketowych na paliwo stałe. System ten polega na spalaniu w przedniej części komory dodatkowych małych ładunków czarnego prochu, które — poza ustatecznieniem procesu spalania — zwiększają jeszcze impuls silnika o około 26%.

Z.Br.

NOWY ŚRODEK NAPĘDOWY RAKIETY „ATLAS”

Wytwórnia Astronautics Division, należąca do koncernu General Dynamics, otrzymała od NASA zlecenie na przeprowadzenie badań możliwości zastosowania wysokoenergetycznej mieszanki ciekły fluor — ciekły tlen do napędu rakiety „Atlas” bez wprowadzania większych zmian do jej konstrukcji. Mieszanka ma wypełniać zbiorniki ciekłego tlenu rakiety i łącznie ze stosowaną obecnie do napędu nafią ma tworzyć bardziej efektywny środek napędowy.

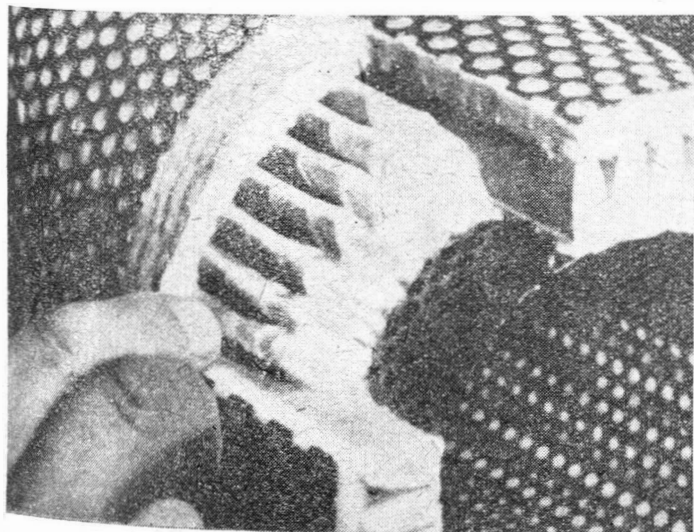
W wyniku przeprowadzonych obliczeń stwierdzono, że zastosowanie mieszanki ciekły fluor — ciekły tlen pozwoli na zwiększenie ciężaru użytecznego umieszczonego przez raketę „Atlas” na orbicie 180 km o 88%, a ciężaru użytecznego przyspieszanego przez tę raketę do prędkości ucieczki o 65%. W rozpoczętych badaniach laboratoryjnych zastosowano mieszankę o stosunku ciężarowym fluoru do tlenu 30:70, gdyż przypuszcza się, że mieszanka o takim składzie spowoduje najmniejsze zmiany w poszczególnych zespołach rakiety.

W. K.

„MIKROFILTR” DO OCZYSZCZANIA PALIWA

Zanieczyszczenia i woda w paliwie w poważnym stopniu zagrażają pewności pracy silników turbinowych. Woda, krystalizując w pewnych warunkach lotu, może — podobnie jak zanieczyszczenia mechaniczne — odciąć dopływ paliwa do silników. W związku z tym przeprowadza się filtrowanie paliwa przed napełnieniem nim zbiorników samolotu, a w wielu przypadkach również jego „wymrażanie”, które jednak przedstawia duże trudności.

Firma Shell stosuje do oczyszczania paliwa „mikrofiltr” stanowiący równocześnie oddzielnik wody. Elementy filtrujące tego urządzenia składają się z warstw specjalnego papieru filtracyjnego, które zatrzymują zanieczyszczenia. Warstwy te są w sposób przekładkowy umieszczone między szklanymi matami, co pozwala na osadzanie się kropli wody, które są następnie odciągane. Manometr filtru — oddzielnik rejestruje dzienny przebieg spadku ciśnienia między wlotem a wylotem filtru, dzięki czemu można wykręcić moment zanieczyszczenia się filtru. Kontrola zapisów pozwala czuwać nad skutecznością oczyszczania paliwa.

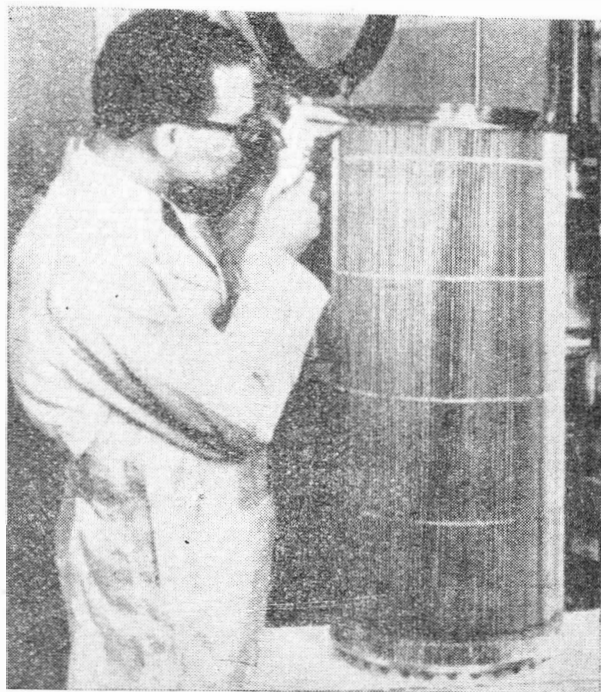


Niezależnie od tego firma Shell przeprowadza ciągłą kontrolę stopnia czystości paliwa przed zatankowaniem go do samolotu. Aby wykryć najdrobniejsze krople wody, stosuje się tzw. „Shell detector”, stanowiący małe naczynie, pokryte od wewnątrz specjalną farbą, do którego zasysa się próbkę paliwa. Gdy w paliwie nie ma wody, farba pozostaje żółta, w przeciwnym przypadku farba przybiera kolor zielony. Badania te zapewniają, że zbiorniki samolotu napełniają się tylko czystym i „suchym”, odpowiadającym przepisom, paliwem.

W. K.

FILTR PALIWOWY DO SAMOLOTU B-70

Wytwórnia Aircraft Porous Media Inc. wykonała filtr przeznaczony pierwotnie do samolotu bombowego North



American B-70, który usuwa z paliwa wszelkie zanieczyszczenia większe od 74 mikronów. Filtr ma wysokość 1 m i setki kilometrów drutu ze stali nierdzewnej, stanowiącego element filtracyjny.

W. K.

NOWE DOKŁADNE PRZYRZĄDY POMIAROWE

Zakłady Litton Industries opracowały przyrząd do bardzo dokładnych pomiarów ciśnienia powietrza. Przyrząd wywodzi się z przyrządów stosowanych powszechnie do badań w locie. Możliwe jest użycie go do pomiarów na pociskach i w tunelach aerodynamicznych. Zakres pomiarowy wynosi od 0 do 140 kG/cm²; dokładność pomiarów dla całego zakresu $\pm 0,05\%$.

Firma Gianini Controls Corp. zbudowała wahadłowy przyspieszeniometer Model 24174, który — przy dużej dokładności pomiarów — jest wyjątkowo niewrażliwy na promieniowanie radioaktywne. Przyrząd mierzy przyspieszenia od ± 2 g do ± 50 g i wytrzymuje 100-godzinne napromieniowanie szybkimi neutronami w ilości $6,3 \cdot 10^{16}$ na cm² i promieniami gamma $8,1 \cdot 10^9$ erg/gm (cm). Temperatura pracy wynosi od -40°C do 150°C .

W. K.

CZUJNIK PROMIENIOWANIA ŚWIETLNEGO

Firma Bendix opracowała czujnik promieniowania świetlnego gwiazd i planet, w którym zastosowano nowy typ wzmacniacza promieni świetlnych — fotopowielacza.

W zwykłym wzmacniaczu światło padając na fotokomórkę wzbudza elektrony, które przechodzą przez soczewkę elektronową, wpadają do podłużnej komory, odbijają się od szeregu dachówkowato ustawionych płytek, wzbudzając wtórne elektrony. W ten sposób w drugim końcu komory otrzymuje się wzmacniony sygnał. Wszystkie płytki są po-

łączone przewodami z rozdzielaczem napięcia i pozostają pod rosnącym napięciem. Część odbijanych elektronów „gubi” się w komorze.

Nowy wzmacniacz, zwany rurowym fotopowielaczem, zamiast szeregu płytek ma rurowy element, pokryty wewnątrz warstwą przewodzącego tlenku, przez którą przepływa prąd o napięciu 1000÷2000 V. Elektrony odbijają się od ścianek rury i wzbudzają elektrony wtórne, przy czym nie ma strat elektronów, jak w urządzeniu wielopłytkowym.

Ulepszony fotopowielacz, dający wzmocnienie światła 10⁶-krotne, ma wymiary 130×130×150 mm, ciężar 2,5 kG i pochłaniania moc 3 W. Czujnik, na którym będzie zastosowany, jest przeznaczony do stabilizacji satelity AOSO do obserwacji słońca.

Z. Br.

OBRÓBKA „ELEKTROŻELOWA”

Do grona nowych metod technologicznych dołączyła się ostatnio obróbka „elektrożelowa”. Narzędziem „skrawającym” w tej metodzie jest gąbczasta masa, zawierająca kwasy. Konsystencja masy odpowiada gumie porowatej, a więc zachowuje swoje kształty nawet przy dość dużych wymiarach. W składzie masy żelatynowej zawarte są octan celulozy, kwas solny, kwas azotowy i inne. Masa odlewana jest w formie płyt płaskich lub kształtowych.

Proces odbywa się w zbiorniku z tworzyw sztucznych. Na dnie zbiornika położona jest płyta z tworzywa sztucznego, na której opiera się rozłożona folia miedziana lub aluminiowa, połączona z dodatnim biegunem prądu stałego. Na folii położony jest przedmiot obrabiany, a na nim masa żelatynowa nakryta z wierzchu folią miedzianą lub aluminiową, podłączoną do ujemnego bieguna prądu. Całość dociśnięta jest z wierzchu niewielkim ciężarem, zapewniającym poprawny styk. Zbiornik wypełniony jest płynem dielektrycznym — naftą. Kwasy zawarte w masie żelatynowej trawią stykający się z nią metal, powodując jego „obróbkę”. Podłączenie prądu o napięciu rzędu 2,5 V i niewielkim natężeniu ma na celu usuwanie produktów reakcji w czasie procesu. W pewnym stopniu zwiększa ono również prędkość zagłębienia żelatyny o około 0,02 mm/min. Zanurzenie w płynie dielektrycznym eliminuje parowanie czynnika trawiącego, zabezpiecza inne powierzchnie poza obrabianą od atakowania przez pary kwasów, działa jako sterowanie kąpielą i pomaga przy usuwaniu produktów reakcji.

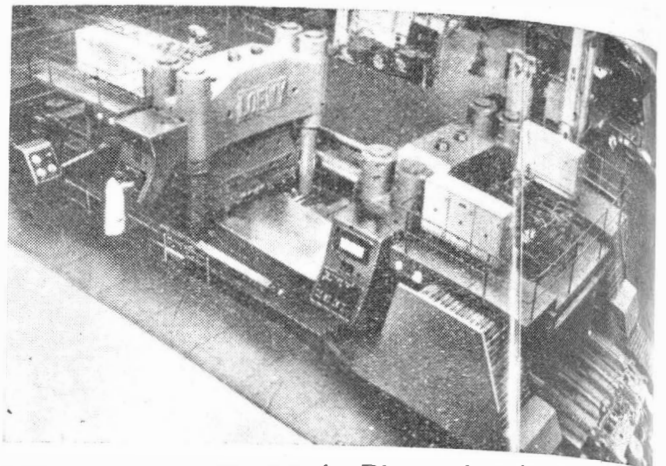
Osiągana dokładność jest rzędu od $\pm 0,02$ do $\pm 0,07$ mm. Do obróbki tą metodą nadają się takie materiały jak: stale nierdzewne, stopy tytanu, stopy niklu.

Dotychczasowy stan zaawansowania metody sięga opracowań laboratoryjnych. Stosowany głównie do obróbki płaszczyzn wypełniaczy komórkowych, wykonanych ze stali nierdzewnych oraz stali z dużym dodatkiem molibdenu.

A. G.

USUWANIE NAPRĘŻEŃ WEWNĘTRZNYCH DROGĄ ROZCIĄGANIA

Wykonywanie złożonych elementów integralnych, szczególnie cienkościennych, stanowi w produkcji lotniczej osobny, trudny problem technologiczny. Doświadczenia ostatnich lat przeważały na korzyść metody obróbki mechanicznej z pełnego materiału wyjściowego, a raczej definitywnie odrzuciły kucie matrycowe. Przyjęcie tej koncepcji procesu technologicznego związane jednak jest z dużym niebezpieczeństwem deformacji przedmiotu w czasie obróbki mechanicznej na skutek wyzwiania się naprężeń wewnątrz-



nych z płyt obrabianych. Dla zwalczania tego niebezpieczeństwa należało zbadać mechanizm powstawania naprężeń, ich wielkość i rozkład oraz opracować metodę ich usunięcia i środki potrzebne do tego celu. W czasie badań stwierdzono, że główną przyczyną powstawania naprężeń w prętach i płytach ze stopów lekkich jest proces chłodzenia w czasie obróbki cieplnej.

Metal zanurzony do cieczy chłodzącej, jak wynika z analizy zmian temperaturowych w czasie studzenia, przyjmuje pewien stan naprężeń złożonych, różny w różnie zorientowanych przekrojach, jednakże stały w odniesieniu do charakteru naprężeń. Naprężenia w warstwie podpowierzchniowej są naprężeniami ściskającymi o wysokiej wartości, a w warstwach rdzenia — naprężeniami rozciągającymi równoważącymi układ naprężeń powierzchniowych. Wychoząc z tego rozkładu, postanowiono usunąć, a przynajmniej zredukować, naprężenia przez rozciąganie badanych prętów czy płyt. Na podstawie przeprowadzonych badań stwierdzono, że stosując rozciąganie materiału o 2% z tolerancją $\pm 0,5\%$ można zredukować naprężenia wewnętrzne do poziomu kilku do kilkunastu procent w stosunku do naprężeń przed rozciąganiem. Pomiaru naprężeń dokonano na drodze pomiaru odkształceń przez wykonanie jednostronnych nacięć. Po stwierdzeniu możliwości tej obrzyniejszej redukcji naprężeń wewnętrznych, która w pełni umożliwiła zastosowanie obróbki mechanicznej do wyrobów elementów konstrukcyjnych, postanowiono metodę tę zastosować w warunkach produkcyjnych. W tym celu opracowano i wykonano unikalne urządzenie (patrz zdjęcie) pozwalające na rozciąganie płyt o maksymalnych wymiarach: długość 12,25 m, szerokość 3 m i grubość 152,4 mm. Minimalna grubość płyt wynosi 6,35 mm, a minimalna długość, zależnie od grubości płyty, od 3,3 m do 4,45 m, co po odliczeniu strat na długość zamocowania i strefy przejściowej daje minimalną użyteczną długość płyty rozciąganej odpowiednio 3 m i 3,7 m. Maksymalna siła ciągu maszyny wynosi 4064 tony, a dla celów specjalnych można osiągnąć nawet 6096 tony.

Wartości te narzucają wielkość przekroju poprzecznego rozciąganych płyt. Przyjmując, że dla badanych płyt ze stopów lekkich trzeba było stosować naprężenia przekraczające lokalnie granicę plastyczności, tj. rzędu 31,5 kG/cm², maksymalna powierzchnia przekroju poprzecznego wynosi 1290 cm². Dla maksymalnej grubości 152,4 mm można więc stosować szerokość 838 mm, a dla maksymalnej szerokości 3048 mm — maksymalną grubość 41,3 mm. Kilkuletnie doświadczenia zebrane z eksploatacji tego urządzenia potwierdziły słuszność przyjętej metody technologicznej.

A. G.

PRASA TECHNICZNA

*podnosi wasze kwalifikacje zawodowe —
czytajcie i rozpowszechniajcie*

PRASĘ TECHNICZNĄ

++ Komunikat FAI przynosi tabelę międzynarodowych kobiecych rekordów szybowcowych zdobytych w 1963 r. W wykazie, obok 6 rekordów (w tym 3 na szybowcach dwumiejscowych), widnieje czterokrotnie nazwisko Majewskiej, ponadto Dankowskiej i Zachary.

++ Pilot szybowcowy NRF ustanowił rekord świata w przelocie po trasie trójkąta długości 500 km, uzyskując średnią prędkość 97 km/h. Lecił on na szybowcu „Standard-Austria”.

++ Francuska pilotka Auriol pobiła rekord świata na nadźwiękowym samolocie odrzutowym Mirage III R., osiągając — na trasie 100 km — prędkość 2033,7 km/h.

++ Jugosłowianie są mistrzami w nocnych skokach grupowych. FAI zatwierdziła cztery rekordy w tej dyscyplinie, przy czym zwycięstwo w grupie 4- 5- 6- i 8-osobowej przypadło Jugosłowianom.

++ Lotnik polski i konstruktor samolotów, inż. H. Millier, zamieszkały w Australii, otrzymał „Oswald Walt Memorial Medal”. Jest to w Australii najstarsze i najbardziej cenione odznaczenie za zasługi dla lotnictwa cywilnego.

++ Czechośłowackie zakłady Ostrokovice zakończyły produkcję znanego samolotu akrobacyjnego „Trenner-Master” Z. 326, znanego z licznych zwycięstw odniesionych w zawodach. Ogółem wyprodukowano 1105 szt. tego typu.

++ Brytyjska firma Napier Aero Engines Ltd. wyprodukowała ostatnio specjalny typ śmigłowca dla rolnictwa, który można używać do opylania zasiewów chemicznymi środkami ochronnymi oraz rozsiwania nawozów sztucznych nad znacznymi arealami. „Agricopter”, bo tak nazywa się maszyna, wyposażony jest w silnik o mocy 70 KM i rozwija prędkość przelotową 40 km/godz. na wysokości ok. 2 m nad ziemią. Ze względu na niewielki ciężar „Agricopter” można przewozić na pole na przyczepce zwykłego samochodu.

++ Urządzenie rozpylające wodę w celu wyhamowania samolotu po jego wylądowaniu na pasie startowym zostało wypróbowane we Francji. Urządzenie składa się z rur do rozpylania wody pod ciśnieniem 14 kg/cm², z pomp oraz rozciągniętych w poprzek pasa kabli służących do uruchomienia urządzenia rozpylającego wodę w kierunku samolotu. Urządzenie hamowało samolot o ciężarze 22 680 kg i prędkości lądowania 190 km/h na długości 183 m.

++ Ponad 400 sztucznych ciał krąży dookoła Ziemi, z tego 190 większych obiektów (satelitów i członów rakiet nośnych); czynne radiostacje posiada 20 sztucznych satelitów Ziemi.

++ XIV Plenum Komitetu Centralnego PZPR podjęło uchwałę w sprawie węzłowych zadań planu narodowego na 1964 r. Wytworzona sytuacja gospodarcza wymaga od wszystkich obywateli wyłożonych wysiłków w celu usunięcia niedociągnięć w realizacji zadań ważnych dla naszego kraju. W pracach wytyczonych przez XIV Plenum nie może zabraknąć przedstawicieli Sekcji Lotniczej SIMP. Niech członkowie naszego Stowarzyszenia spowodują zwolnienie specjalnych zebrań kół zakładowych; niech się wykażą czynną rolą w naradach KSR, niech przewodzą realizację uchwał Konferencji.

++ Konferencja NOT „Koszty własne w pracy inżyniera i technika” wytyczyła program realizacji wniosków w zakresie ekonomiki zakładów. Program ten zamieszcza Biuletyn SIMP nr 121/122. Działacze SIMP i zarządy kół zakładowych kierujemy do łamów tego periodyka.

++ Zarząd Główny APRL ustalił następujący kalendarz centralnych imprez lotnictwa sportowego na 1964 r.:

X Szybowcowe Mistrzostwa Polski (Leszno) — 7—21.VI.

V Samolotowe Mistrzostwa Polski w Akrobacji — 9—20. IX.

VII Spadochronowe Mistrzostwa Polski — 29.VIII—6.IX.

IV Krajowe Zawody Balonowe.

++ W 1964 r. planuje się udział polskich szybowników w mistrzostwach NRD, Węgier i Jugosławii na zasadzie wymiany bezdeewizowej. Spadochroniarze będą startowali na zawodach w NRD, ZSRR i Bułgarii oraz Spadochronowych Mistrzostwach Świata w NRF. Piloci samolotowi wyjadą jedynie do NRD.

++ Plebiscyt „Przełądu Sportowego” uznał szybowcowego mistrza świata E. Makulę jako czwartego wśród 10 najlepszych sportowców Polski w 1963 r.

++ Pelagia Majewska za wybitne osiągnięcia w sporcie szybowcowym została odznaczona — w kraju — Medalem im. Cz. Tańskiego, zaś przez FAI — Medalem Lilienthala. Ta świetna szybowniczka ustanowiła już 15 międzynarodowych rekordów; medal Lilienthala uzyskała jako druga kobieta na świecie.

++ Zakłady Sprzętu Lotnictwa Sportowego we Wrocławiu przystąpiły do budowy prototypu nowoczesnego szybowca wyczynowego „Kobuz-3”. Dwa pierwsze szybowce tego typu będą gotowe w połowie br.

++ Polska Akademia Nauk powołała Komitet Badań Przestrzeni Kosmicznej, który ma prowadzić badania własne i nawiązać współpracę z Międzynar. Unią Badań Przestrzeni Kosmicznej COSPAR.

++ W dniach 7—12 września br. odbędzie się w stolicy XV Kongres Międzynarodowej Federacji Astronautycznej. W Kongresie weźmie udział ok. 1000 uczestników z 40 krajów. Większość prac Kongresu poświęconych będzie zagadnieniu lotu człowieka na Księżyc. Omówiona też zostanie sprawa utworzenia międzynarodowego laboratorium księżycowego.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ BRANŻOWY OŚRODEK INFORMACJI TECHNICZNEJ I EKONOMICZNEJ INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XIX

WARSZAWA, CZERWIEC 1964 R.

ZESZYT 6

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

539.431.1/6:621.882.082

ILot

Kudrjawcew I. W., Cziżik W. N.: Powyszenie soprotiwlenia ustalosi riezbowych dietalej. Powiększenie wytrzymałości zmęczeniowej części gwintowanych. Wiestn. Maszinostr., 1963, nr 1, s. 51—55, rys. 8.

Części gwintowane (śruby, wkręty, kołki śrubowe), poddawane obciążeniom zmiennym, wykazują niską wytrzymałość zmęczeniową. Wynika to z dużej koncentracji naprężeń w gwintach i zależy od sposobu ich wykonania (przecinanie włókien). Zastosowanie walcowania gwintów pozwala na polepszenie ich własności wytrzymałościowych. Walcowanie gwintów o większych średnicach (40—50 mm) jest bardzo trudne ze względu na konieczność stosowania dużych docisków rolek. W wyniku przeprowadzonych badań stwierdzono, że dobre rezultaty uzyskuje się przy walcowaniu gwintów rolkami wprawionymi w ruch drgający. Konstrukcja tego typu rolek jest przedmiotem patentu ZSRR (nr 128034).

W wyniku tego rodzaju obróbki następuje powierzchniowe utwardzenie materiału (pomiędzy nitkami gwintu). W zależności od głębokości utwardzenia następuje wzrost wytrzymałości zmęczeniowej. Stwierdzono, że przy utwardzeniu materiału na głębokość 0,2 mm następuje 1,5—2,0-krotny wzrost wytrzymałości zmęczeniowej. W artykule podano wyniki badań wytrzymałości zmęczeniowej (na zginanie, rozciąganie i ściskanie) części gwintowanych ze stali 45, 18XHBA i 34XH3M.

H. Z.

620.171.33:678.5

ILot

Romanienko I. G.: Wlijanje wlažnostnych faktorow na poľuczest laminatow. Wplyw wilgotności na pełzanie laminatów. Plastikowskije massy, 1963, nr 7, s. 45—48.

Badano wpływ wilgoci na pełzanie laminatów w zależności od ich składu. Stwierdzono poważny wpływ czasu wstępnego nawilgacania. Najintensywniej wilgoć wpływa na deformację pod stałym obciążeniem w ciągu początkowych 200—250 godzin. Po ich upływie sprężyste własności stabilizują się. Wpływ wilgoci na deformację pod obciążeniem trwałym zależy od składu i struktury laminatu. Zwiększenie deformacji nawilgoconych laminatów wynika z osłabienia przyczepności żywicy do szkła i kohezji żywicy.

I. G.

620.171.5:624.078

ILot

Seeger D.: Kraefteinleitung in dünne Platten über Bolzen und Bolzenlöcher. Wprowadzanie sił w cienkie płyty za pomocą sworzni i otworów. Konstruktion, 1963, t. 15, nr 8, s. 325—333, rys. 14, ods. 11.

Porównano znalezionej metodą elastooptyczną rozkład naprężeń w prostokątnej płycie obciążonej siłą pochodzącą od oddziaływania sworznia — ze znanym rozwiązaniem teoretycznym dla płyty nieskończenie długiej, obciążonej w jednym kierunku. Zbadano wpływ luzu sworzni oraz odległości otworu od brzegów płyty na rozkład naprężeń w otworze przy obciążeniach sprężystych. Podano najkorzystniejsze wymiary otworów i ich położenie dla wprowadzenia największych sił przy obciążeniach czysto sprężystych. Uzupełniono artykuł wynikami pomiarów dla blach obciążonych sprężystoplastycznie.

J. F.

678.01:539.4

Szczerbakow W. M.: Procznostnyje swojstwa sloistych konstrukcij s legkim zapoinietielem. **Własności wytrzymałościowe konstrukcji z lekkim zapoinietielem. Własności wytrzymałościowe konstrukcji z lekkim zapoinietielem.** Plastikczeskije Massy, 1963, nr 8, s. 46-48, rys. 2, tab. 2, ods. 4.

Badano wytrzymałość na zgnięcie i ściskanie lekkich konstrukcji przekładkowych w zależności od rodzaju rdzenia (dwustronna spieniana o różnym ciężarze właściwym, tworzywo komórkowe z tkaniny bawełnianej syconej żywicą BF-2) i grubości kowe z tkaniny bawełnianej syconej żywicą BF-2) i grubości pokrycia laminatowego z tkaniny szklanej i żywicy epoksydowo-fenolowej. Określono rolę rdzenia i pokrycia przy przenoszeniu naprężeń i podano sugestie dotyczące doboru grubości pokrycia i jakości rdzenia dla poprawnej ich współpracy przy maksymalnym wykorzystaniu własności wytrzymałościowych konstrukcji.

I. G.

ZAGADNIENIA NAPĘDÓW

621.438:621.454:536.7/8

Jerzy Kral: **Funkcje pomocnicze dla obliczeń cieplnych i gazodynamicznych silników turbinowych.** Prace Instytutu Lotnictwa nr 20, 1963, str. 3-9, rys. 8.

Artykuł zawiera wprowadzenie w specyfikę obliczeń cieplnych i gazodynamicznych, wykonywanych w celu określenia parametrów obiegu oraz osiągnięć silników turbinowych. Zapoznaję on z trzema funkcjami pomocniczymi, ułatwiającymi prowadzenie powyższych obliczeń z uwzględnieniem zależności ciepła właściwego od temperatury.

621.454:621.438

Walerian Korziński: **Zależności między różnymi określeniami sprawności zespołów silników turbinowych.** Prace Instytutu Lotnictwa, 1963, nr 20, s. 10-19, rys. 15.

W pracy wyprowadzono i obliczono zależności między sprawnościami izentropowymi η i współczynnikami zachowania ciśnienia całkowitego σ dla wlotu, sprężarki, turbiny i dyszy wylotowej silników turbinowych oraz zależności między współczynnikiem zachowania ciśnienia całkowitego we wlocie silnika σ_w a sprawnością spiętrzenia we wlocie η_R i współczynnikiem strat ciśnienia całkowitego we wlocie ξ . Wyniki obliczeń przedstawiono w postaci tablic i wykresów.

621.438:621.454.001.5

Wierzba A.: **Metoda obliczania przybliżonej stoiskowej charakterystyki silników turbinowych.** Prace Instytutu Lotnictwa 1963, nr 20, s. 20-29, rys. 8.

W pracy rozpatrzone zagadnienie obliczania przybliżonych stoiskowych charakterystyk silników turbinowych. Przedstawiona została metoda obliczania takich charakterystyk, wymagająca jedynie znajomości wyników obliczeń silnika w maksymalnych warunkach pracy, nie zawierająca jednocześnie upraszczających założeń, odbiegających znacznie od rzeczywistych warunków pracy zespołów silnika, takich jak np. założenia stałości w poaabliczeniowych warunkach pracy stosunku ciśnień w turbinie, sprawności sprężarki, „bezwymiarowego” wydatku gazów w turbinie itd.

Metoda ta polega na określeniu przybliżonych charakterystyk zespołów składowych silnika lub wykorzystaniu znanych i sprawdzonych zależności między podstawowymi parametrami tych zespołów i uwzględnieniu ich warunków współpracy. Omówiono założenia ogólne oraz założenia dotyczące zespołów składowych silnika. Przedstawiono obliczenia stoiskowej charakterystyki dla turbinowego silnika odrzutowego oraz silnika turbinowego ze swobodną turbiną napędową. Wyniki obliczeń charakterystyk według wskazanej metody porównano z danymi statystycznymi oraz doświadczalnymi.

621.454.001.5

Kuśkowsk B.: **Wpływ zmian sprawności zespołów na osiągi turbinowego silnika odrzutowego.** Prace Instytutu Lotnictwa 1963, nr 20, s. 30-37, rys. 9.

W pracy określono współczynniki wpływu zmian sprawności poszczególnych zespołów na osiągi silnika, to jest na ciężar jednostkowy i jednostkowe zużycie paliwa za pomocą metody małych przyrostów.

W części pierwszej wyprowadzono wzory określające współczynniki wpływu i obliczono wartości liczbowe oraz podano wykresy przystosowane do analiz turbinowego silnika odrzutowego przy projektach wstępnych.

W części drugiej rozpatrzone wpływ zmian sprawności poszczególnych zespołów na osiągi silnika już skonstruowanego. Wyprowadzono równania opisujące pracę poszczególnych zespołów silnika metodą małych przyrostów. Rozwiązano układ powyższych równań w celu znalezienia interesujących nas współczynników wpływu.

621.454:533.697.3

Kowalewicz A.: **Przybliżona analiza stateczności przepływu przez dyfuzor z prostopadłą falą uderzeniową.** Prace Instytutu Lotnictwa, 1963, nr 20, s. 38-45, rys. 10.

Zasadniczym celem pracy jest zbadanie stateczności prostopadłej fali uderzeniowej w podkrytycznych i krytycznych warunkach przepływu przez dyfuzor naddźwiękowy oraz przepływu za falą względem małych zaburzeń (fal akustycznych).

W rozważaniach teoretycznych przyjęto jednowymiarowy model przepływu gazu nielepkiego i doskonałego przez dyfuzor o stałym polu przekroju w krytycznych warunkach przepływu. Za pomocą linearyzacji ogólnych równań zachowawczych względem pulsacji, będących zespolonymi funkcjami czasu i położenia, uzyskano układ trzech równań różniczkowych cząstkowych względem tych pulsacji, który rozwiązano przy założeniu, że pulsacje są harmonicznymi funkcjami czasu.

Uwzględnienie warunków brzegowych na poddźwiękowej stronie fali uderzeniowej i w przekroju wylotowym dyfuzora prowadzi do układu równań, z którego określić można czestotliwość własną pulsacji oraz współczynnik tłumienia w funkcji liczby Macha M_0 w przedziale $1,0 < M_0 \leq 2,5$. Przeprowadzono analizę wpływu liczby Macha M_0 na stateczność przepływu.

W części doświadczalnej pracy omówiono wyniki badań dwu wersji dyfuzora o rozszerzeniu $A_2/A_1 = 3$ i 1 przy liczbie Macha $M_0 = 2,35$ oraz przedstawiono schemat stanowiska badawczego

i aparatury pomiarowej, głównie do pomiaru pulsacji ciśnienia. W zakończeniu przedstawiono celowość uwzględnienia w lebn na wlocie w przypadku przepływu podkrytycznego, a także program dalszych badań eksperymentalnych dla weryfikacji wyników teoretycznych. Zagadnienia te są obecnie przedmiotem pracy autora.

533.697.4

Blythe P. A.: **Non-equilibrium flow through a nozzle. Przepływ przez dyszę w przypadku nierównowagi chemicznej.** Mech. 1963, t. 17, nr 1, s. 126-140, rys. 3.

Zbadano przepływ przez dyszę z uwzględnieniem reakcji wibracyjnej. Wykazano, że istnieje obszar „warstwy przysięmnej” w której zachodzi stosunkowo duże odchylenie od stanu równowagi. Położenie tego obszaru określone jest przez pewne kryteria, które zostały przedtem wykorzystane do określenia krytycznego stanu „zamrożenia”. Uzyskano analityczne rozwiązanie rozkładu energii drgań w dyszy dla szczególnego kształtu dyszy oraz zezależono wyrażenia na końcowa asymptotyczna wartość „zamrożona” energii drgań daleko w dół przepływu. Rozwiązanie asymptotyczne może być uzyskane z warunku, że został zastosowany punkt „zamrożony”, zapewniający odpowiedni warunek brzegowy.

621.43.04

Söhner G.: **Zündanlagen mit Halbleiterbauelementen. Układy zapłonowe z elementami półprzewodnikowymi.** MTZ, 1963, t. 13, nr 1, s. 291-295, rys. 18, ods. 6.

Znane są układy zapłonowe z indukcyjnym (układy z cewką indukcyjną) lub pojemnościowym (układy kondensatorowe) zasilaniem układów z cewki. W szczególności poświęcono uwagę układom, w których rolę przerywacza w obwodzie pierwiastek spełniają tranzystory krzemowe lub germanowe. Sterowanie tranzystora może się odbywać za pomocą styków lub bezstykowo, np. przy użyciu nadajnika magnetycznego. Nie ma zasadniczej różnicy w działaniu na silniku układu klasycznego w stosunku do tranzystorowego. Układ tranzystorowy może jednak działać w czasie dłuższych okresów bez konieczności obsługi.

621.438.2

Tunakow A. P.: **Rasczot proizwolnowo rieziama radialno-osiovej turbiny. Obliczanie parametrów turbiny promieniowo-osiowej dla dowolnych warunków pracy.** Izv. Wyssh. Uceb. Awiac. Tekh. 1963, nr 2, s. 111-117, rys. 3.

Podczas końcowych prac nad turbiną gazową często powstaje problem oceny parametrów gotowej już turbiny dla dowolnych nieobliczeniowych warunków pracy. Jeśli korzystać z metod obliczeniowych charakterystyk, to wystąpi konieczność powstania ich dla wielu warunków pracy, co niezwykłe zwiększa pracochłonność. Przy tym znane są metody obliczeniowe jedynie dla turbin osiowych. W omawianej pracy przedstawiono metodę obliczenia parametrów promieniowo-osiowej turbiny dla dowolnych warunków pracy.

Dla rozwiązania tego zagadnienia należy znać ciśnienie całkowite i temperaturę całkowitą przed turbiną, ciśnienie statyczne w wlocie z turbiny oraz przyjąć liczbę obrotów. Znajac te cztery parametry można obliczyć wydatek gazu przez turbinę, masę wewnętrzną i sprawność wewnętrzną.

EKONOMIKA I TECHNOLOGIA PRODUKCJI

331.87

Lambert H. A.: **An estimating procedure for part-manned equipment. Sposób kalkulowania dla wyposażenia o obsłudze częściowo ręcznej.** Machinery 1963, t. 103, nr 2651, s. 526-533, rys. 7, tab. 1.

Przy obsłudze urządzeń, w których potrzebny jest udział prac ręcznej, a jeszcze bardziej w przypadku obsługi wieloobrotowej, wymagana jest gruntowna analiza czasu oraz synchronizacji czynności w czasie. Autor przeprowadza analizę takich przypadków w celach kalkulacyjnych oraz dla ustalenia właściwej organizacji miejsca pracy i dostaw, wraz z doбором prawidłowej sekwencji czynności. Operując przykładami mierza do doboru najbardziej ekonomicznego wariantu.

669.14:621.791

Uszakowa S. E.: **Issledowanie diffuzionnoj swarki w wakuum nierawiejuszej stali 2H13. Próby dyfuzyjnego spawania w próżni stali nierdzewnej 2H13.** Awtom. Swarka, 1963, nr 6, s. 44-45, rys. 2.

Spawanie chromowej stali nierdzewnej (2H13) — ostatnio szeroko stosowanej — jest bardzo kłopotliwe ze względu na wysypujące w spoinie peknięcia. Do łączenia elementów z tej stali zastosowano z dużym powodzeniem proces dyfuzyjnego spawania w próżni. Podane są wyniki przeprowadzonych badań względem parametrów technologicznych procesu na własności wytrzymałościowe złącz. Ustalono właściwe parametry procesu spawania i przedstawiono zalety tej metody spawania, w porównaniu z spawaniem gazowym i łukowym w atmosferze argonu.

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

Tabela 1

Wykładnik izentropy dla gazów $\frac{c_p}{c_v}$

Temperatura [°C]	Powietrze (suche)	N ₂	O ₂	H ₂	CO	CO ₂	H ₂ O
0	1,400	1,402	1,397	1,410	1,400	1,301	—
100	1,397	1,400	1,385	1,398	1,397	1,260	1,28
200	1,390	1,394	1,370	1,396	1,389	1,235	1,30
300	1,378	1,385	1,353	1,395	1,379	1,217	1,29
400	1,366	1,375	1,340	1,394	1,367	1,205	1,28
500	1,357	1,364	1,334	1,390	1,354	1,195	1,27
600	1,345	1,355	1,321	1,387	1,344	1,188	1,26
700	1,337	1,345	1,314	1,381	1,335	1,180	1,25
800	1,330	1,337	1,307	1,375	1,329	1,177	1,25
900	1,325	1,331	1,304	1,369	1,321	1,174	1,24
1000	1,320	1,323	1,300	1,361	1,317	1,171	1,23

Tabela 2

Wykładnik izentropy dla par niektórych węglowodorów i alkoholu etylowego $\frac{c_p}{c_v}$

Temperatura [°C]	Metan CH ₄	Etan C ₂ H ₆	Propan C ₃ H ₈	Butan C ₄ H ₁₀	Alkohol etylowy C ₂ H ₅ OH
0	1,314	1,202	1,138	1,097	1,16
100	1,268	1,154	1,102	1,075	1,12
200	1,225	1,124	1,083	1,061	1,10
300	1,193	1,105	1,070	1,052	1,08
400	1,171	1,095	1,062	1,046	1,08
500	1,155	1,085	1,057	1,043	1,07
600	1,141	1,077	1,053	1,040	1,06

Tabela 3

Średnie objętościowe ciepła właściwe produktów pełnego spalania węgla i wodoru w stechiometrycznej ilości powietrza

Temperatura w [°C]	Ciepło właściwe		Średnie wartości m ³ produktów spalania węgla i wodoru
	produktów spalania węgla	produktów spalania wodoru	
0	0,321	0,325	0,323
100	0,330	0,327	0,328
200	0,335	0,329	0,332
300	0,340	0,332	0,336
400	0,345	0,335	0,340
500	0,350	0,339	0,345
600	0,355	0,343	0,349
700	0,360	0,347	0,353
800	0,365	0,350	0,357
900	0,369	0,354	0,361
1000	0,373	0,359	0,366
1100	0,377	0,364	0,370
1200	0,381	0,368	0,375
1300	0,385	0,372	0,379
1400	0,387	0,376	0,381
1500	0,390	0,379	0,385
1600	0,393	0,382	0,388
1700	0,395	0,385	0,390
1800	0,397	0,388	0,393
1900	0,400	0,391	0,395
2000	0,402	0,394	0,398
2100	0,404	0,396	0,400

W tabelach 1, 2 podane zostały wartości $\frac{c_p}{c_v}$ dla niektórych gazów i par węglowodorów. Wartości c_p i c_v można wyrazić za pomocą wartości:

$$c_v = \frac{AR}{M} \frac{1}{z-1}$$

$$c_p = \frac{AR}{M} \frac{z}{z-1}$$

Zależność ciepła właściwego od temperatury niektórych ciekłych węglowodorów przedstawiono na rys. 1. Ciepło właściwe stechiometrycznych mieszanek węglowodorów z powietrzem w niewielkim stopniu zależy od składu paliwa; ciepła właściwe produktów spalania węgla i wodoru w stechiometrycznych objętościach powietrza są zbliżone w zakresie temperatur od 0 do 2100 °C — tabela 3.

Zależność ciepła właściwego od temperatury niektórych ważniejszych gazów, paliw i węglowodorów podane są w tabelach 3, 4, 5 i 6. W tabelach 7 i 8 oraz na rys. 2 przedstawiono ciepła właściwe produktów spalania dla różnych temperatur i współczynników α .

Stosowane oznaczenia: \bar{C}_p [kcal/kgmol °] — średnie molowe ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu; \bar{C}_v [kcal/kgmol °] — średnie molowe ciepło właściwe przy stałej objętości; \bar{c}_p [kcal/kg °] —

Tabela 5 Średnie masowe ciepła właściwe gazów przy stałym ciśnieniu \bar{c}_p przy $p = 0$ w zależności od temperatury

Temperatura °C	N	O	C	O ₂	N ₂	N ₂ atm
0	0,3544	0,3295	0,4222	0,2185	0,2482	0,2461
100	0,3544	0,3253	0,4142	0,2205	0,2485	0,2464
200	0,3544	0,3229	0,4141	0,2234	0,2492	0,2471
300	0,3544	0,3206	0,4139	0,2269	0,2505	0,2484
400	0,3544	0,3192	0,4139	0,2305	0,2524	0,2502
500	0,3544	0,3182	0,4138	0,2339	0,2546	0,2524
600	0,3544	0,3173	0,4137	0,2371	0,2570	0,2548
700	0,3544	0,3166	0,4137	0,2400	0,2596	0,2574
800	0,3544	0,3161	0,4137	0,2426	0,2621	0,2599
900	0,3544	0,3156	0,4137	0,2450	0,2646	0,2623
1000	0,3544	0,3152	0,4136	0,2472	0,2670	0,2646
1100	0,3544	0,3149	0,4136	0,2492	0,2692	0,2668
1200	0,3544	0,3146	0,4136	0,2510	0,2713	0,2689
1300	0,3544	0,3143	0,4137	0,2527	0,2734	0,2709
1400	0,3544	0,3141	0,4137	0,2543	0,2753	0,2728
1500	0,3544	0,3139	0,4138	0,2559	0,2771	0,2746
1600	0,3544	0,3137	0,4139	0,2573	0,2788	0,2762
1700	0,3544	0,3135	0,4140	0,2587	0,2803	0,2778
1800	0,3544	0,3134	0,4143	0,2600	0,2818	0,2792
1900	0,3544	0,3132	0,4144	0,2613	0,2832	0,2806
2000	0,3544	0,3131	0,4146	0,2625	0,2845	0,2819
2100	0,3545	0,3130	0,4149	0,2637	0,2858	0,2831
2200	0,3545	0,3129	0,4152	0,2648	0,2869	0,2843
2300	0,3545	0,3129	0,4155	0,2660	0,2880	0,2853
2400	0,3546	0,3128	0,4158	0,2671	0,2891	0,2864
2500	0,3546	0,3128	0,4162	0,2682	0,2900	0,2873

dla N₂ atm $M = 28,16$; $\gamma_0 = 1,256$; $AR/M = 0,0769$

Tabela 4

Ciepła właściwe gazów wchodzących w skład produktów spalania i niektórych węglowodorów dla $t = 0^\circ\text{C}$ ciężar właściwy przy $p = 1,033 \text{ kg/cm}^2$

Gaz	\bar{C}_p	\bar{C}_v	\bar{c}_p	\bar{c}_v	\bar{c}_p	\bar{c}_v	γ_0	M	$AR/M = 1,9858/M$
Powietrze	6,944	4,958	0,2397	0,1711	0,3098	0,2212	1,292	28,970	0,0685
H ₂ O para	8,001	6,015	0,4441	0,3339	0,3569	0,2634	0,804	18,016	0,1102
N ₂ O	8,945	6,950	0,2052	0,1581	0,3991	0,3105	1,964	44,020	0,0451
CO ₂	8,565	6,579	0,194	0,1495	0,3821	0,2935	1,963	44,010	0,0451
O ₂	6,992	5,005	0,2185	0,1546	0,3119	0,2233	1,428	32,000	0,0620
N ₂	6,954	4,968	0,2482	0,1773	0,3102	0,2216	1,250	28,016	0,0709
H ₂	6,835	4,849	0,3901	0,24053	0,3049	0,2163	0,090	2,016	0,9830
NO	7,160	5,171	0,2385	0,1724	0,3194	0,2308	1,339	30,008	0,0662
CO	6,956	4,940	0,2583	0,1774	0,3103	0,2217	1,250	28,010	0,0709
OH	7,163	5,177	0,4212	0,3044	0,3196	0,2310	0,759	17,008	0,1167
O	5,272	3,286	0,3295	0,2053	0,2352	0,1466	0,714	16,000	0,1241
N	4,965	2,979	0,3544	0,2126	0,2215	0,1329	0,625	14,008	0,1418
C	5,068	3,082	0,4222	0,2566	0,2261	0,1375	0,536	12,010	0,1633
Metan CH ₄	8,29	6,31	0,5172	0,3934	0,3702	0,2816	0,716	16,04	0,1238
Etan C ₂ H ₆	11,83	9,84	0,3934	0,3274	0,5278	0,4392	1,342	30,07	0,0660
Propan C ₃ H ₈	16,32	14,33	0,3701	0,3250	0,7281	0,6393	1,967	44,09	0,0450
Butan C ₄ H ₁₀	22,10	20,11	0,3802	0,3460	0,9860	0,8972	2,593	58,12	0,0342
Etylen C ₂ H ₄	9,78	7,79	0,3486	0,2777	0,4363	0,3475	1,251	28,05	0,0708
Propylen C ₃ H ₆	14,33	12,34	0,3406	0,2933	0,6393	0,5505	1,877	42,08	0,0472
Etylen C ₂ H ₂	19,88	17,89	0,3543	0,3189	0,8874	0,7981	2,503	56,10	0,0354
Acetylen C ₂ H ₂	10,01	8,02	0,3845	0,3080	0,4466	0,3578	1,162	26,04	0,0763
Cykloheksan C ₆ H ₁₂	22,00	20,00	0,2514	0,2377	0,982	0,892	3,755	84,16	0,0236
Benzen C ₆ H ₆	17,60	15,61	0,2253	0,1998	0,785	0,696	3,485	78,11	0,0254
Alkohol etylowy C ₂ H ₅ OH	16,74	14,75	0,3633	0,3202	0,7468	0,6582	2,055	46,07	0,0431

średnie masowe ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu, c_v [kcal/(kg^o)] — średnie masowe ciepło właściwe przy stałej objętości; \bar{c}_p [kcal/m^{3o}] — średnie objętościowe ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu; c'_l [kcal/m³] — średnie objętościowe ciepło właściwe

przy stałej objętości; A — ciepły równoważnik pracy [kcal/kgm]; R [kgm/kgmol^o] — uniwersalna stała gazowa (dla gazu idealnego); M — ciężar cząsteczkowy; γ_0 [kg/m³] — właściwy dla $t = 0$ °C; $AR = \frac{848}{427} = 1,986$ kcal/kgmol^o; p [kg/m³] — nie; η — pełność spalania; α — współczynnik nadmiaru powietrza. Do obliczania średniego molowego ciepła właściwego produktów spalania można stosować zależność $\bar{C}_p = 22,413 \bar{c}'_p$. Objętości zów odniesione są do ciśnienia 760 mm Hg i temperatury

Tabela 5 cd.
Średnie masowe ciepło właściwe gazów przy stałym ciśnieniu \bar{c}_p przy $p = 0$ w zależności od temperatury

Temperatura [°C]	Powietrze	H ₂	CO	NO	OH	CO ₂	H ₂ O
0	0,2397	3,3904	0,2483	0,2386	0,4212	0,1946	0,4441
100	0,2403	3,4281	0,2488	0,2380	0,4179	0,2068	0,4473
200	0,2416	3,4444	0,2499	0,2388	0,4163	0,2174	0,4523
300	0,2434	3,4504	0,2517	0,2406	0,4157	0,2266	0,4584
400	0,2456	3,4578	0,2540	0,2430	0,4155	0,2347	0,4652
500	0,2481	3,4653	0,2567	0,2457	0,4157	0,2419	0,4724
600	0,2507	3,4732	0,2594	0,2484	0,4167	0,2483	0,4799
700	0,2533	3,4841	0,2622	0,2511	0,4181	0,2541	0,4877
800	0,2558	3,4970	0,2649	0,2537	0,4199	0,2592	0,4957
900	0,2583	3,5124	0,2675	0,2561	0,4220	0,2638	0,5039
1000	0,2605	3,5293	0,2700	0,2583	0,4244	0,2681	0,5120
1100	0,2627	3,5476	0,2723	0,2604	0,4270	0,2719	0,5200
1200	0,2647	3,5670	0,2745	0,2623	0,4297	0,2754	0,5280
1300	0,2667	3,5883	0,2765	0,2641	0,4324	0,2785	0,5357
1400	0,2685	3,6096	0,2784	0,2658	0,4350	0,2814	0,5432
1500	0,2702	3,6309	0,2802	0,2673	0,4376	0,2841	0,5505
1600	0,2718	3,6528	0,2818	0,2688	0,4403	0,2865	0,5576
1700	0,2733	3,6741	0,2834	0,2701	0,4430	0,2888	0,5644
1800	0,2747	3,6954	0,2848	0,2713	0,4455	0,2909	0,5710
1900	0,2761	3,7168	0,2862	0,2725	0,4480	0,2928	0,5772
2000	0,2773	3,7376	0,2874	0,2736	0,4504	0,2946	0,5833
2100	0,2786	3,7584	0,2886	0,2746	0,4528	0,2963	0,5891
2200	0,2797	3,7783	0,2897	0,2756	0,4552	0,2979	0,5946
2300	0,2808	3,7981	0,2908	0,2765	0,4575	0,2993	0,6000
2400	0,2819	3,8175	0,2918	0,2773	0,4597	0,3006	0,6051
2500	0,2828	3,8368	0,2928	0,2781	0,4618	0,3018	0,6101

Tabela 8
Średnie masowe ciepło właściwe produktów spalania mieszanek nafta (palma) — powietrze przy stałym ciśnieniu \bar{c}_p dla $p = 0$ i $\eta = 1$

Temperatura [°C]	$\alpha = 1$	$\alpha = 2$	$\alpha = 3$	$\alpha = 4$	$\alpha = 5$
0	0,2537	0,2478	0,2459	0,2446	0,2440
100	0,2570	0,2500	0,2476	0,2460	0,2453
200	0,2600	0,2522	0,2495	0,2478	0,2470
300	0,2633	0,2547	0,2518	0,2500	0,2491
400	0,2668	0,2577	0,2545	0,2525	0,2516
500	0,2704	0,2607	0,2574	0,2554	0,2544
600	0,2741	0,2639	0,2604	0,2582	0,2573
700	0,2777	0,2671	0,2635	0,2612	0,2601
800	0,2812	0,2702	0,2664	0,2640	0,2629
900	0,2846	0,2731	0,2692	0,2667	0,2656
1000	0,2878	0,2759	0,2719	0,2693	0,2681
1100	0,2909	0,2786	0,2744	0,2717	0,2705
1200	0,2938	0,2811	0,2768	0,2740	0,2728
1300	0,2966	0,2835	0,2791	0,2763	0,2749
1400	0,2992	0,2858	0,2812	0,2781	0,2770
1500	0,3017	0,2880	0,2832	0,2803	0,2789
1600	0,3040	0,2899	0,2851	0,2821	0,2807
1700	0,3062	0,2918	0,2869	0,2838	0,2824
1800	0,3082	0,2935	0,2885	0,2854	0,2839

Tabela 6
Średnie masowe ciepło właściwe niektórych węglowodorów przy stałym ciśnieniu \bar{c}_p przy $p = 0$ w zależności od temperatury

Temperatura [°C]	Metan CH ₄	Etan C ₂ H ₆	Propan C ₃ H ₈	Butan C ₄ H ₁₀	Etylen C ₂ H ₄	Propylen C ₃ H ₆	Butylen C ₄ H ₈	Acetylen C ₂ H ₂	Cykloheksan C ₆ H ₁₂
0	0,5172	0,3934	0,3701	0,3802	0,3486	0,3406	0,3543	0,3845	0,2614
100	0,5480	0,4442	0,4261	0,4334	0,3936	0,3878	0,4057	0,4208	0,3318
200	0,5870	0,4949	0,4815	0,4842	0,4356	0,4299	0,4531	0,4451	0,3921
300	0,6294	0,5420	0,5305	0,5317	0,4763	0,4715	0,4964	0,4649	0,4494
400	0,6727	0,5891	0,5779	0,5772	0,5126	0,5095	0,5354	0,4820	0,5018
500	0,7143	0,6325	0,6184	0,6161	0,5465	0,5449	0,5709	0,4969	0,5493
600	0,7545	0,6726	0,6595	0,6554	0,5775	0,5775	0,6032	0,5104	0,5921
700	0,7932	0,7098	0,6949	0,6894	0,6049	0,6077	0,6327	0,5229	0,6310
800	0,8323	0,7444	0,7271	0,7192	0,6313	0,6350	0,6600	0,5345	0,6666
900	0,8685	0,7755	0,7566	0,7474	0,6549	0,6604	0,6848	0,5453	0,6975
1000	0,9008	0,8055	0,7845	0,7741	0,6770	0,6835	0,7076	0,5554	0,7272
1100	0,9299	0,8339	0,8108	0,7994	0,6976	0,7049	0,7286	0,5648	0,7522
1200	0,9555	0,8592	0,8355	0,8233	0,7162	0,7248	0,7481	0,5737	0,7759

Tabela 7
Średnie masowe ciepło właściwe produktów spalania mieszanek benzyna — powietrze przy stałym ciśnieniu \bar{c}_p przy $p = 0$

Temperatura [°C]	$\eta = 1$					Temperatura [°C]	$\eta = 0,8$				
	$\alpha = 1$	$\alpha = 2$	$\alpha = 3$	$\alpha = 4$	$\alpha = 5$		$\alpha = 1$	$\alpha = 2$	$\alpha = 3$	$\alpha = 4$	$\alpha = 5$
0	0,252	0,247	0,244	0,243	0,243	0	0,255	0,248	0,245	0,244	0,243
100	0,255	0,249	0,246	0,245	0,245	100	0,258	0,250	0,247	0,245	0,244
200	0,258	0,251	0,248	0,246	0,246	200	0,261	0,251	0,248	0,247	0,246
300	0,252	0,253	0,250	0,248	0,248	300	0,264	0,254	0,251	0,249	0,248
400	0,255	0,257	0,253	0,251	0,251	400	0,267	0,257	0,253	0,251	0,250
500	0,269	0,259	0,255	0,254	0,253	500	0,270	0,260	0,256	0,254	0,253
600	0,273	0,262	0,259	0,256	0,257	600	0,273	0,262	0,259	0,257	0,256
700	0,275	0,265	0,262	0,259	0,259	700	0,277	0,265	0,262	0,260	0,259
800	0,280	0,268	0,265	0,262	0,262	800	0,280	0,269	0,264	0,263	0,261
900	0,283	0,271	0,267	0,265	0,265	900	0,283	0,271	0,267	0,265	0,264
1000	0,286	0,274	0,270	0,267	0,267	1000	0,285	0,274	0,269	0,268	0,266
1100	0,289	0,277	0,273	0,269	0,270	1100	0,287	0,277	0,272	0,270	0,268
1200	0,292	0,279	0,275	0,271	0,271	1200	0,289	0,279	0,274	0,272	0,271
1300	0,294	0,281	0,277	0,274	0,274	1300	0,291	0,281	0,277	0,274	0,273
1400	0,296	0,284	0,280	0,275	0,275	1400	0,294	0,284	0,279	0,277	0,275
1500	0,300	0,285	0,281	0,278	0,278	1500	0,297	0,287	0,282	0,279	0,277
1600	0,302	0,283	0,281	0,277	0,277	1600	0,299	0,286	0,280	0,278	0,277
1700	0,303	0,290	0,285	0,282	0,281	1700	0,302	0,287	0,282	0,280	0,278
1800	0,305	0,291	0,287	0,283	0,283	1800	0,304	0,289	0,284	0,282	0,280
1900	0,308	0,293	0,288	0,285	0,285	1900	0,307	0,293	0,287	0,284	0,282
2000	0,310	0,295	0,290	0,285	0,285	2000	0,309	0,294	0,288	0,286	0,284
2100	0,311	0,296	0,291	0,287	0,287	2100	0,310	0,295	0,290	0,287	0,285
2200	0,313	0,298	0,292	0,289	0,288	2200	0,312	0,297	0,291	0,289	0,287
2300	0,315	0,299	0,293	0,289	0,289	2300	0,314	0,298	0,293	0,290	0,288
2400	0,316	0,301	0,294	0,291	0,290	2400	0,315	0,299	0,294	0,291	0,289
2500	0,317	0,302	0,295	0,292	0,292	2500	0,316	0,300	0,295	0,292	0,290