

## ZASADY KONSTRUOWANIA SILNIKÓW

Jedną z bardziej charakterystycznych cech rozwoju współczesnej cywilizacji jest nie spotykana dotychczas ilość prototypów. Wynika to ze stale rozszerzającego się wachlarza potrzeb, wywołanego wkraczaniem nowoczesnej techniki w coraz to inne dziedziny życia.

Ta sytuacja w znacznym stopniu wpłynęła na zmianę drogi, jaką musi przejść każda nowo projektowana konstrukcja o znamionach prototypu.

Jeszcze do niedawna proces tworzenia nowego urządzenia ograniczał się w głównej mierze do obliczeń funkcjonalno-wytrzymałościowych, przeprowadzanych za pomocą wzorów otrzymanych na drodze teoretycznej lub doświadczalnej, a zbieranych dla potrzeb biur konstrukcyjnych, w kalendarzach lub podręcznikach, oraz do projektowania przy desce kreślarskiej, polegającego na znalezieniu poprzez dyskusję różnych wariantów optymalnego rozwiązania. Przeprowadzane po wykonaniu nowo zaprojektowanego urządzenia próby miały charakter prób sprawdzających całego zespołu. Jeśli konstruktor był doświadczony, a prototyp tylko nieznacznie odbiegał od wzorca, konstrukcja była z reguły udana. Niektórzy budowniczowie mostów w zeszłym stuleciu byli tak pewni swoich rozwiązań, że podczas próby wytrzymałościowej zaprojektowanego przez nich mostu przebywali w łódce pod przęsłami.

Można zaryzykować twierdzenie, że przemiany dokonane w dziedzinie metod tworzenia nowych urządzeń były większe i trudniejsze do przewidzenia niż zmiany samych urządzeń, będące chlubą epoki, w której żyjemy. Dziewiętnastowieczni pisarze — marzyciele, autorzy powieści fantastycznych typu Vernego, zupełnie trafnie przewidzieli warunki, w jakich odbywać się będzie lot kosmiczny i jak będzie wyglądał pojazd, na którym człowiek oderwie się od ziemi. Ale ich bohaterowie zabierali się do realizacji lotu na Księżyc zupełnie tak samo jak inż. Stanisław Kierbedź do budowy mostu przez Wisłę w Warszawie. Nocami

ślęczeli nad obliczeniami i stołem kreślarskim, a gdy wymarzoną przez siebie konstrukcję przenieśli całkowicie na papier, zabierali się od razu do jej urzeczywistnienia. Start rakiety, oczywiście z załogą i od razu na inną planetę, był równocześnie pierwszą próbą urządzenia. W tej metodzie pracy było coś z kartezjańskiej wiary w możliwość przewidzenia wszystkiego na drodze tylko logicznego rozumowania w oparciu o najbardziej podstawowe prawa przyrody.

Metoda ta nie zdała niestety egzaminu w rzeczywistości, a na podstawie wielu doświadczeń należy otwarcie postawić pesymistyczną tezę, że w nowych sytuacjach człowiek nie może wszystkiego przewidzieć. Dlatego w przypadku projektowania urządzenia prototypowego znacznie odbiegającego od wzorca proces tworzenia powinien w głównej mierze opierać się na badaniu. Badania prowadzić należy krok za krokiem, rozpoczynając od najbardziej podstawowych, poprzez badanie zespołów aż do badań wytrzymałościowych i funkcjonalnych całej konstrukcji.

Żaden przeskok jest tu niedopuszczalny, bo z góry skazany jest na niepowodzenie. Należy się z tym niestety pogodzić, tak jak godzimy się, że entropia rośnie i że perpetuum mobile jest niemożliwe do zrealizowania.

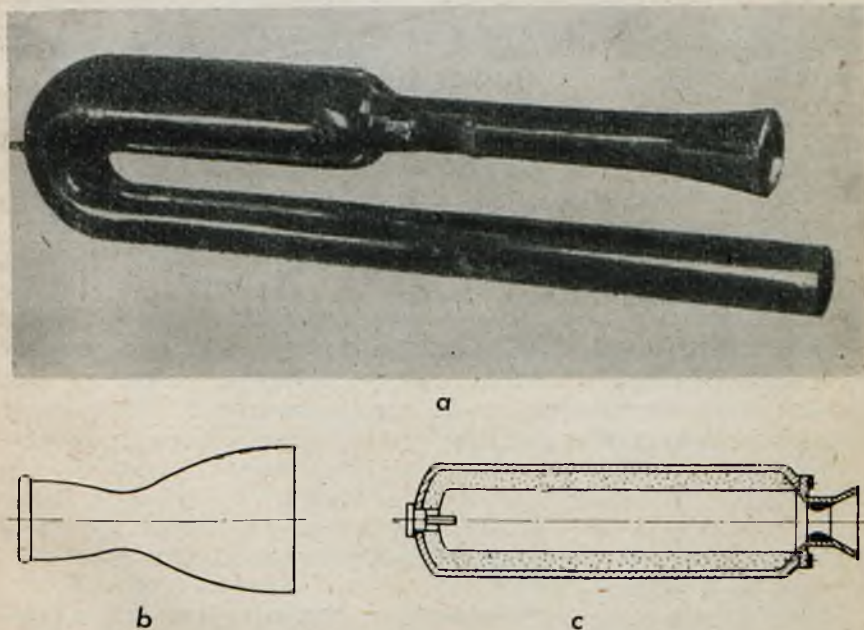
Drugim ważnym przeobrażeniem, jaki dokonał się w ostatnich latach w metodach konstruowania, jest wzrost roli wytrzymałościowca. Do niedawna jego zadanie ograniczało się wyłącznie do rachunkowego, a czasem doświadczalnego, sprawdzania wątpliwych pod względem wytrzymałości elementów. Często też zdarzało się, że w mniej odpowiedzialnych konstrukcjach konstruktor kierował się jedynie wyczuciem opartym na własnym doświadczeniu. W tej chwili, w racjonalnie zorganizowanych biurach projektowych, wytrzymałościowiec jest bezpośrednim współtwórcą konstrukcji. Do niego należy wybór optymalnych materiałów oraz optymalnego z punktu widzenia wytrzymałości rozłożenia tworzywa w konstrukcji, tak żeby nie ucierpiała na tym strona funkcjonalna urządzenia. I w tym przypadku o wyborze wariantu decyduje często badanie.

Proces projektowania silników można podzielić na następujące etapy:

- ustalenie założeń;
- ustalenie najkorzystniejszych parametrów termodynamicznych i gazodynamicznych, obliczenie geometrii kanałów przepływowych;
- przyjęcie układu konstrukcyjnego, ustalenie sylwetki silnika;
- obliczenie obciążeń;
- wybór materiałów konstrukcyjnych, obliczenia wytrzymałościowe;

- wstępne próby wytrzymałościowe i aerodynamiczne;
- projekt wstępny;
- projekt techniczny i rysunki wykonawcze;
- program prac badawczych;
- projekt stoisk badawczych lub projekt przystosowania istniejących stoisk do badania nowego silnika.

Przy ustalaniu założeń trzeba sobie jasno zdać sprawę z przeznaczenia silnika. Nie ma konstrukcji uniwersalnych, a w związku z tym każda konstrukcja odznacza się jakąś zasadniczą cechą charakterystyczną, której w granicach rozsądku powinny być podporządkowane wszystkie inne cechy. Konstrukcja nie może być obwarowana zbyt dużą ilością warunków. Nie można na przykład ustalać w założeniach do projektu silnika strumieniowego równocześnie ciągu jednostkowego i jednostkowego zużycia paliwa. Trzeba się zdecydować, o co w konstrukcji chodzi: czy o duży ciąg z jednostki przekroju czołowego, czy też o maksymalną sprawność. Przy ustalaniu najkorzystniejszych parametrów termodynamicznych i gazodynamicznych najczęściej korzysta się z danych statystycznych lub też przeprowadza dyskusje na wy-



Rys. 13.1. Nowoczesne kształty silników:

a — pulsacyjnego, b — raketowego na ciekły materiał pędny, c — raketowego na stały materiał pędny



kresach przez siebie sporządzonych lub znalezionych w literaturze. Analiza taka jest bardzo korzystna, gdyż dane statystyczne ważne są na ogół tylko w wąskich granicach. Po ustaleniu wielkości ciśnień, temperatur i prędkości, w poszczególnych przekrojach określa się zasadnicze wymiary kanałów przepływowych, dobierając najkorzystniejsze z punktu widzenia sprawności profile dysz i dyfuzorów.

Rola obliczeniowca-termodynamika kończy się po sporządzeniu wymaganych, teoretycznych charakterystyk silnika, a projekt zostaje przekazany w ręce konstruktora, który, jak to już podkreślono, wspólnie z wytrzymałościowcem dyskutuje nad optymalnym dla danego silnika układem konstrukcyjnym. W dyskusji tej podstawowym kryterium wyboru powinna być prostota, minimalna liczba części, uzasadniony względami funkcjonalnymi kształt i estetyka sylwetki. W przypadkach wątpliwych można się podporządkować zasadzie, że lepsze jest to, co jest ładniejsze.

Rys. 13.1 przedstawia dla przykładu nowoczesne kształty silników: pulsacyjnego, raketowego na stały materiał pędny oraz sylwetkę komory spalania i dyszy silnika raketowego na ciekły materiał pędny. Wszystkie reprezentowane na tym rysunku rozwiązania odznaczają się najdalej idącą prostotą i pięknem linii konstrukcyjnej.

Przy obliczaniu sił działających na konstrukcję należy uwzględnić działanie następujących obciążeń:

- obciążenia w okresie startu. Problem ten ujawnia się szczególnie ostro przy zastosowaniu silników w technice rakietowej. Występujące wtedy przyspieszenia dochodzą do 40 g. Pamiętać także należy, co jest szczególnie ważne w układach dwustopniowych, o opóźnieniach występujących po zakończeniu pracy silnika startowego, które mogą wynosić  $3 \div 10$  g i są oczywiście przeciwnie skierowane;

- obciążenia podczas manewrowania w locie. Wymagają one rozpatrzenia przewidywanego programu lotu: prędkości, wysokości oraz promienia zakrętu i rodzaju ewolucji;

- obciążenia na skutek ciśnień aerodynamicznych. Ważna jest oczywiście maksymalna wartość

$$q = \frac{\rho w^2}{2}$$

gdzie:  $\rho$  — gęstość powietrza zależna od wysokości,  
 $w$  — prędkość lotu;

- obciążenia wywołane ciśnieniem, w dyfuzorze, komorze spalania i dyszy. W silniku strumieniowym należy zwrócić uwagę na umiejscowienie fal uderzeniowych i rozrzedzeniowych, w silniku pulsacyjnym natomiast na wędrówkę tych fal;

— obciążenia wywołane ciśnieniem paliwa, które działa na zbiorniki i elementy zamocowania zbiorników w chwili przyspieszenia lub opóźnienia układu.

O wyborze materiału, jaki ma być zastosowany w konstrukcji silnika, decyduje przede wszystkim:

- czas pracy silnika,
- temperatury i ciśnienia,
- rodzaj materiału pędnego.

W przypadku silnika o czasie pracy do kilkudziesięciu sekund można stosować stale konstrukcyjne niskowęgliste i nisko-stopowe w stanie ulepszonym cieplnie. Do grupy pierwszej stosowanej w przypadku niższych obciążeń można zaliczyć stale 15 i 20, do drugiej zaś 30 HGSA i 30 HMA (tabele 13.1 i 13.2).

Komory spalania silników strumieniowych i rakietowych przewidzianych na dłuższy czas pracy są wykonywane ze stali żaroodpornych i kwasoodpornych oraz ze stopów grupy EJ. Te ostatnie stosuje się przy wyższych temperaturach (tabele 13.3 i 13.4).

Dysze silników rakietowych na stały materiał pędny wykonuje się z wkładkami zrobionymi z materiałów o wysokiej temperaturze topliwości, takich jak wolfram, molibden czy grafit. Przy doborze materiałów należy pamiętać o poważnym wpływie temperatury na właściwości fizyczne stali konstrukcyjnych. Wzrost temperatury obniża wydatnie wytrzymałość i moduł sprężystości oraz zmienia współczynnik rozszerzalności i współczynnik przewodności cieplnej. Ostatnio coraz częściej zaczynają wchodzić w użycie stopy tytanu i tworzywa sztuczne, które mają bardzo korzystny stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego. Przed przystąpieniem do właściwych obliczeń wytrzymałościowych dobiera się dopuszczalne naprężenia zależnie od rodzaju konstrukcji, przeznaczenia, czasu i paramet-

Tabela 13.1

### **Skład chemiczny stali konstrukcyjnych niskowęglowych oraz niskostopowych**

Stal	Udział składników [%]							
	C	Si	Mn	P	S	Cr	Ni	Mo
15	0,12 ÷ 0,20	0,17 ÷ 0,37	0,35 ÷ 0,65	0,040	0,045	0,30	0,30	—
20	0,17 ÷ 0,25	0,17 ÷ 0,37	0,35 ÷ 0,65	0,040	0,045	0,30	0,30	—
30 HMA	0,25 ÷ 0,33	0,17 ÷ 0,37	0,40 ÷ 0,70	0,035	0,030	0,80 ÷ 1,10	0,40	0,15 ÷ 0,25
30 HGSA	0,28 ÷ 0,35	0,90 ÷ 1,20	0,80 ÷ 1,10	0,035	0,030	0,80 ÷ 1,10	0,40	—

Tabela 13.2

**Własności wytrzymałościowe stali konstrukcyjnych niskowęglistych  
oraz niskostopowych**

Stal		Temperatura [°C]			
		20	300	400	600
15	$R_r$ $a_{10}$	37 ÷ 50 27	31,9 20,8	29,7 35	9,1 42,6
20	$R_r$ $a_{10}$	41 ÷ 50 25	45,5 19,7	40,3 33,7	16 49,4
30 HMA	$R_r$ $a_5$	108 12	105* 12*	92 16	63 20
30 HGSA	$R_r$ $a_5$	108 12	105* 12*	92 17,5	53 25

$R_r$  — wytrzymałość na rozciąganie [kG/mm<sup>2</sup>],  $a$  — wydłużenie [%], \* — dla 200°C

Tabela 13.3

**Skład chemiczny stali żaroodpornych i kwasoodpornych**

Stal	Udział składników [%]							
	C	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Ti
1H18N9T	0,12	2,0	1,2	0,035	0,030	17,0—20,0	8,0 ÷ 11,0	0,8
1H13	0,15	0,6	0,6	0,035	0,030	12,0—14,0	0,6	—
EJ435	0,12	0,7	0,8	—	—	19 ÷ 23	75	0,4
EJ437	0,08	0,5	1,0	—	—	19 ÷ 23	reszta	2,0

Tabela 13.4

**Własności wytrzymałościowe stali żaroodpornych i kwasoodpornych**

		Temperatura [°C]				
		20	200	400	600	800
1H18N9T	$R_r$ $a_5$	62 58	57 42	50 33	40 39	12 56
1H13	$R_r$ $a_5$	60 ÷ 70 20	55 18	50 20	18 26	— —
EJ435	$R_r$ $a_5$	75 50	74 —	72 —	60 —	24 29
EJ437	$R_r$ $a_5$	97,7 19,3	100 21,5	102,3 23,3	79,9 6,9	35,7 6,8

Oznaczenia — patrz tabela 13.2.



Współczynniki bezpieczeństwa (L. 9.1)

Lp.	Z e s p ó ł	Współczynnik
1	Wszystkie konstrukcje poza wymienionymi od- dzielnie . . . . .	1,0
2	Obciążenia przy obsłudze . . . . .	1,15
3	Odlewy . . . . .	1,0
4	Połączenia obliczone, lecz niesprawdzone . . . . .	1,15
	sprawdzone za pomocą prób . . . . .	1,00
	nity, śruby, kołki . . . . .	1,15
5	Zbiorniki pod ciśnieniem: niebezpieczne dla obsługi . . . . .	2,0
	pracujące z dala od obsługi . . . . .	1,0

Tabela 13.6

Typowe odchyłki wykonawcze

Lp.	Z e s p ó ł	Odchyłki	U w a g i
1	Dyfuzory . . . . .	$\pm 0,8$	na promieniu na średnicy
2	Dysze . . . . .	$\pm 1,6$	
3	Rozmieszczenie elementów wewnątrz kadłuba, współśrodkowość względem krawędzi dyfuzora	$\pm 0,8$	
4	Błąd kątowy wewnątrz kadłuba . . . . .	$\pm 0,5^\circ$	
5	Położenie wzdłużne węzłów kadłuba . . . . .	$\pm 0,8$	
6	Położenie wzdłużne powierzchni wlotów i wy- lotów . . . . .	$\pm 0,6$	
7	Prostopadłość powierzchni współpracujących . . . . .	$\pm 0,5^\circ$	
8	Średnica powierzchni współpracujących . . . . .	$\pm 0,25$	
9	Owalizacja powierzchni współpracujących . . . . .	$\pm 1,5$	
10	Grubość blach . . . . .	$\pm 2\%$	

rów pracy. Przy wyborze naprężeń dopuszczalnych należy posługiwać się współczynnikami bezpieczeństwa zebranymi w tabeli 13.5.

Współczynnikiem bezpieczeństwa nazywa się stosunek obciążenia niszczącego do obciążenia maksymalnego przewidywanego.

Maksymalne obciążenie przewidywane nie powinno wywoływać w silniku nadmiernych odkształceń trwałych. Jest to największe obciążenie, jakie przewiduje się w ciągu działania

silnika, i jest zwykle mnożone przez jedność dla uzyskania obciążenia obliczeniowego.

Przy opracowywaniu rysunków wykonawczych należy zwrócić uwagę na właściwy dobór odchyłek, które ze względów oszczędnościowych nie powinny być zbyt wąskie. Tabela 13.6 podaje optymalne wartości najważniejszych odchyłek występujących w konstrukcjach silników omawianych w tej książce.

#### LITERATURA DO ROZDZIAŁU 13:

13.1. C. Besserer: *Structures and Design Practice*. 1956.

13.2. J. Lipka: *Analiza własności wytrzymałościowych w wysokich temperaturach stali konstrukcyjnych niskowęglistych w zastosowaniu do komór spalania i silników strumieniowych*. Zeszyty I. L. 1961.



## BADANIE SILNIKÓW

Badanie jest podstawowym ogniwem w procesie powstawania prototypu. Prowadzone jednak w sposób racjonalny i skuteczny, wymaga dużych środków materialnych i ludzkich.

Znaczny postęp, jakiego dokonano w ostatnich latach w technice odrzutowej i raketowej, należy zawdzięczać przede wszystkim nie spotykanym dotychczas nakładom na rozwój ośrodków badawczych specjalizujących się w tych dziedzinach. Najpoważniejszym problemem technicznym w silnikach pulsacyjnych, strumieniowych i raketowych jest opanowanie zjawisk spalania, które odznaczają się tu wysokimi, bo dochodzącymi nieraz do  $3000^{\circ}\text{K}$  temperaturami oraz bardzo poważnymi niestałościami mogącymi w przypadku silników raketowych doprowadzić do niebezpiecznego dla obsługi zniszczenia silnika.

Spowodowało to narodzenie się nowych metod eksperymentowania specjalnie przystosowanych do warunków działania tych silników.

### 14.1. OGÓLNE ZASADY PROWADZENIA BADAŃ ROZWOJOWYCH

Prace badawcze silników można podzielić na następujące rodzaje:

- badania elementów,
- badania rozwojowe,
- próby kontrolne,
- próby w locie.

Największy wpływ na ukształtowanie się silnika mają dwa pierwsze rodzaje badań i o nich głównie będzie dalej mowa.

Kardynalną zasadą badań rozwojowych jest rozpoczęcie eksperymentowania z jak najprostszymi elementami.

Badany silnik rozczłonkowuje się na zespoły, a te z kolei na poszczególne fragmenty i sprawdza się je pod względem najpierw funkcjonalnym, a potem wytrzymałościowym na oddzielnych stoiskach, w warunkach jak najbardziej zbliżonych do rzeczywistych.

A więc dla przykładu bardzo, zdawałoby się, proste urządzenie, jakim jest przedstawiony na rys. 8.23 silnik strumieniowy służący do napędu łopat śmigłowca, powinien przed próbą imitującą rzeczywiste warunki pracy przejść następujące badania:

- badanie wtryskiwacza w warunkach statycznych. Badanie to będzie zawierało: sporządzenie charakterystyki, czyli wyznaczenie zależności między ciśnieniem wtrysku i wydatkiem, określenie kąta wtrysku oraz badanie rozkładu strefowego, czyli rozkładu w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku wtrysku;

- badanie tworzenia się mieszanki za wtryskiwaczem przeciwprądowym w warunkach coraz bardziej zbliżonych do rzeczywistej pracy wtryskiwacza w silniku;

- badanie dyfuzora wraz ze wstawionym w niego statecznikiem płomienia;

- badanie komory spalania, czyli badanie współpracy wtryskiwacza ze statecznikiem;

- badanie całego silnika na stoisku statycznym;

- próba wytrzymałościowa silnika, to jest próba niszcząca połączenia uchwytu ze ścianką silnika;

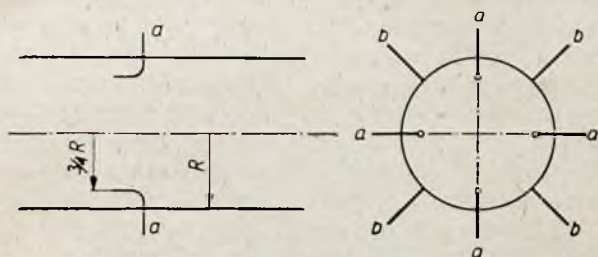
- próba dynamiczna na stoisku obrotowym, składającym się z wirującego ramienia z zamocowanym na końcu silnikiem i przeci ciężarem z drugiej strony.

Dopiero tak wypróbowany silnik można założyć na rzeczywiste łopaty celem przebadania wzajemnego oddziaływania na siebie śmigłowca i silników.

Wszystkie badania, których zadaniem jest określenie wpływu różnych parametrów na osiągi urządzenia, powinny być prowadzone, w celu łatwiejszego ujawnienia tych wpływów, w warunkach ekstremalnych. Na przykład wpływ temperatury, prędkości czy też ciśnienia na sprawność komory spalania najłatwiej jest ujawnić w pobliżu granicy ubogiego zgaśnięcia płomienia, czyli zgaśnięcia wywołanego niedomiarem paliwa. W tych warunkach jakakolwiek zmiana parametrów wywołuje wyraźną zmianę sprawności.

Wynik badań jest tym pewniejszy i tym ogólniejsze ma znaczenie, im układ badany jest przejrzystszy pod względem wyeliminowania wpływów ubocznych. Chcąc badać wpływ kształtu statecznika płomienia na zakres współczynników nadmiaru powietrza, przy których spalanie jest jeszcze stateczne, należy z tego właśnie powodu, celem wyeliminowania wpływu rozkładu mieszanki w strumieniu oraz wpływu wielkości kropel na przebieg zjawiska, tak rozmieścić wtryskiwacze, aby w strefie statecznika dysponować zawsze mieszanką odparowaną i jednorodną.

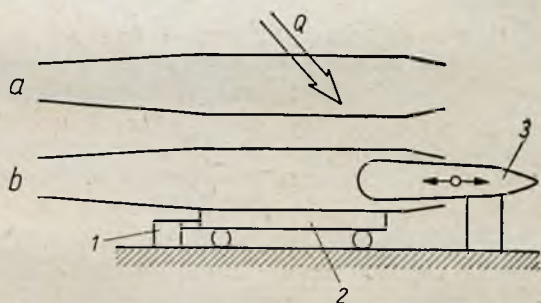
W celu skrócenia czasu prób i zmniejszenia ich kosztów wskazane jest często stosowanie pośrednich, uproszczonych metod badania. Zamiast więc określać sprawność spalania przez pomiar rozkładu prędkości, ciśnień i temperatur na wylocie z komory,



Rys. 14.1. Metoda pomiaru natężenia przepływu za pomocą 4 rurek Pitota ustawionych na  $3/4$  promienia:

a — rurki do pomiaru ciśnień całkowitych, b — rurki do pomiaru ciśnień statycznych

aby potem z tych danych wyznaczyć średni przyrost entalpii strumienia i porównując go z przyrostem teoretycznym znaleźć sprawność, prościej jest określić sprawność jako np. stosunek



Rys. 14.2. Badanie silnika strumieniowego metodą trzpienia:

a — silnik strumieniowy ze spalaniem w komorze, b — silnik strumieniowy z dławieniem wylotu za pomocą trzpienia; 1 — urządzenie do pomiaru ciągu, 2 — wózek przesuwany, na którym jest zamocowany silnik strumieniowy, 3 — trzpień dławiący wylot z silnika

rzeczywistego spadku ciśnienia w komorze do spadku teoretycznego i w ten sposób drogą bezpośrednich pomiarów bez przeliczeń sporządzać charakterystyki komory. Z tego samego powodu korzystniej jest mierzyć wydatek gazu przepływającego przez



przewód za pomocą zwięźki niż za pomocą rozkładu prędkości w przewodzie. Gdy jednak ze względu na zbyt duże opory, jakie daje zwięźka, korzystanie z niej jest niemożliwe, wtedy można poradzić sobie, ustawiając w przewod 4 na  $\frac{3}{4}$  promienia rurki Pitota i połączwszy je razem odczytywać z dużą dokładnością średnią prędkość przepływu (rys. 14.1). Podobnie przy badaniu zespołów można w warunkach laboratoryjnych efekty jednego procesu zastępować z tym samym skutkiem efektami innego, którego zastosowanie jest z pewnych względów korzystniejsze. Przykładem takiej wymiany procesów jest badanie silnika strumieniowego (rys. 14.2), w którym doprowadzenie ciepła w komorze zastąpiono wstawieniem w dyszę wylotową trzpienia związanego na stałe ze stoiskiem. Jeśli silnik zamocowany jest przesuwnie w stosunku do trzpienia, to zmieniając ich wzajemne położenie, można zmieniać ciąg silnika. Metoda ta nadaje się szczególnie dobrze do określenia najkorzystniejszego kształtu części wlotowej silnika.

## 14.2. ZASADY MODELOWANIA SILNIKÓW

Ze względu na olbrzymi koszt badań związany z dużymi kosztami materiałów pędnych oraz olbrzymimi nieraz kosztami stoisk badawczych przeznaczonych do prób silników w skali 1 : 1 bardzo korzystnie jest prowadzić badania modelowe.

W celu zachowania pełnego podobieństwa procesów zachodzących w modelu i we wzorcu należy uwzględnić w obydwu układach:

- podobieństwo geometryczne,
- podobieństwo pól parametrów termodynamicznych i prędkości w punktach nie objętych reakcją chemiczną,
- podobieństwo rozkładu mieszanki,
- podobieństwo przebiegu reakcji chemicznej.

Wiąże się to z zachowaniem stałości następujących liczb podobieństwa:

(a) stosunek ciepła właściwych:  $\kappa = \frac{c_p}{c_v}$ ,

(b) liczba Macha:  $M = \frac{w}{a}$ ,

(c) liczba Reynoldsa:  $Re = \frac{\rho w d}{\mu}$ ,

(d) liczba Prandtla:  $Pr = \frac{\mu c_p}{\lambda}$ ,

(e) liczba Schmidta:  $Sc = \frac{\mu}{\rho D}$ ,

(f) pierwszy parametr podobieństwa Damköhlera

$$D_I = \frac{d}{w\tau_{ch}}$$

(g) drugi parametr podobieństwa Damköhlera

$$D_{II} = \frac{\Delta h}{c_p T}$$

gdzie,  $w, a$  — prędkość przepływu i prędkość dźwięku,

$\rho, T$  — gęstość i temperatura,

$d$  — wymiar charakterystyczny,

$\mu, \lambda, D$  — lepkość, przewodność i stała dyfuzji,

$c_p, c_v$  — ciepła właściwe przy stałym ciśnieniu i stałej objętości,

$\Delta h$  — ciepło wywiązane podczas reakcji chemicznej,

$\tau_{ch}$  — czas reakcji chemicznej.

Liczby podobieństwa od (a) do (e) są charakterystycznymi wielkościami bezwymiarowymi aerodynamiki i termodynamiki klasycznej, parametry Damköhlera natomiast wynikają z analizy procesów chemicznych, przy czym pierwszy z nich uwzględnia stronę kinetyczną, a drugi energetyczną zjawiska.

#### 14.2.1. Modelowanie silników raketowych na stały materiał pędny

Silniki raketowe na stały materiał pędny są najprostszym przykładem zastosowania zasad modelowania.

Przy zachowaniu podobieństwa geometrycznego modelu i wzorca oraz zastosowaniu tego samego materiału otrzymuje się następujące zależności między parametrami pracy silnika i wymiarem charakterystycznym  $d$ :

— czas pracy:  $\tau \sim d$ ,

— ciąg:  $S \sim d^2$ ,

— impuls całkowity:  $J_c = S\tau \sim d^3$ .

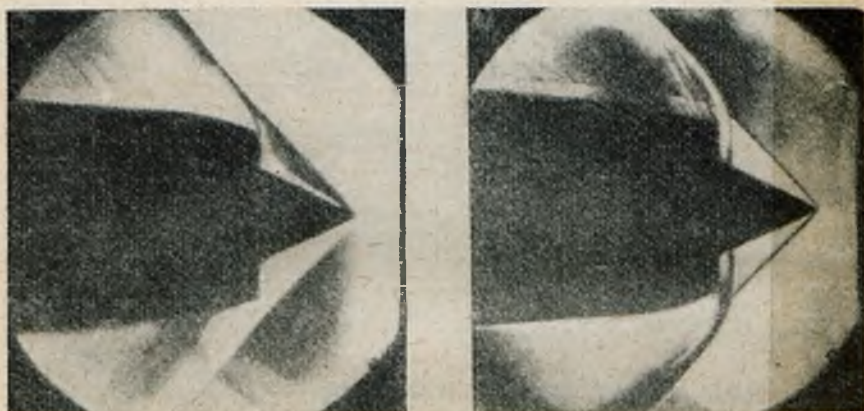
Ciśnienie w komorze oraz wielkości  $K_N$  i  $K_J$  nie zależą od wartości  $d$ .

Badania modelowe silników raketowych na stały materiał pędny pozwalają z dużą dokładnością i bez wielkich kosztów określić optymalny kształt ziarna.

#### 14.2.2. Modelowanie silników strumieniowych

Prowadzenie badań modelowych całego silnika strumieniowego nie zawsze jest możliwe ze względu na trudności w zachowaniu równocześnie dwu liczb podobieństwa: liczby Macha oraz liczby Reynoldsa. Ponieważ jednak liczba Macha wpływa głównie na pracę dyfuzora, natomiast liczba Reynoldsa na pracę komory spalania, z łatwością więc można uniknąć sprzeczności, rozdzielając badanie dyfuzora i komory.

W badaniu dyfuzorów najważniejszym problemem jest ustalenie położenia fal uderzeniowych na stożku wlotowym w różnych zakresach jego działania (rys. 14.3), wyznaczenie granicy pracy



Rys. 14.3. Wlot do dyfuzora przy dwu zakresach pracy:  
a — przepływ nadkrytyczny, b — przepływ podkrytyczny

niestatecznej oraz sporządzenie charakterystyki, czyli zależności między wydatkiem i wytworzonym ciśnieniem zależnie od prędkości przepływu.

W badaniach modelowych komór spalania można wprowadzić duże uproszczenie, jeśli założy się dla wzorca i dla modelu tę samą temperaturę początkową oraz przyjmie się ten sam stosunek paliwa do powietrza.

Z założeń tych automatycznie wynika

$$D_{II} = \text{idem}$$

oraz

$$Pr = \text{idem}$$



W celu zachowania podobnego rozkładu paliwa w strumieniu należy przyjąć stałość kąta wtrysku

$$\alpha_w = \text{idem}$$

oraz stały stosunek pędów paliwa i powietrza, co prowadzi do zależności

$$\frac{\Delta p^{0,5}}{w} = \text{idem}$$

gdzie:  $\Delta p$  nadciśnienie wtrysku.

W celu zapewnienia podobieństwa zjawisk dyfuzji, wymiany ciepła oraz kinetyki reakcji należy przyjąć

$$Sc = \frac{\mu}{\rho D} = \text{idem}$$

$$Re = \frac{\rho w d}{\mu} = \text{idem}$$

$$D_I = \frac{\rho}{w \tau_{ch}} = \text{idem}$$

Zamiast czasu reakcji chemicznej można w parametrze Damköhlera użyć opóźnienia zapłonu jako najbardziej reprezentatywnego parametru charakteryzującego proces spalania. Jeśli poza tym założyć: stałą początkową prędkość przepływu

$$w = \text{idem}$$

— odwrotnie proporcjonalną zależność między ciśnieniem i stałą dyfuzji oraz ciśnieniem i opóźnieniem zapłonu

$$D \sim p^{-1} \quad \tau_{ch} \sim p^{-1}$$

— stałą niezależnie od ciśnienia lepkość dynamiczną

$$\mu = \text{idem}$$

oraz zastąpić gęstość przez ciśnienie zgodnie z równaniem stanu

$$p = \rho R T$$

wtedy otrzymuje się proste prawo modelowania komór spalania silników strumieniowych

$$p d = \text{const} \quad [14.1]$$

Równanie [14.1] oddaje poważne usługi przy modelowaniu komór spalania silników strumieniowych przeznaczonych do pracy na dużych wysokościach. W tym przypadku można przy odpowiednio dobranej skali prowadzić badania modelu komory, zasi-

lając ją powietrzem o ciśnieniu zbliżonym do ciśnienia atmosferycznego, co jest bardzo korzystne, gdyż wymaga małej mocy do napędu dmuchawy zasilającej komorę.

### 14.2.3. Modelowanie silników pulsacyjnych

Metoda modelowania silników pulsacyjnych, jeśli ma przynieść konkretną pomoc w pracy badawczej, powinna spełniać następującą zasadniczy warunek:

— model i wzorzec powinny być badane na ziemi w powietrzu atmosferycznym, a więc ciśnienie i temperatura początkowa powietrza zasilającego powinny być takie same. Spełnienie tego warunku jest ważne ze względu na koszt badań. Narzucenie go jednak uniemożliwia ściśle modelowanie zjawisk.

Zakładając:

— taki sam skład mieszanki zawierającej paliwo o tej samej wartości opałowej,

— takie same prędkości przepływu, co może być zrealizowane przy tym samym polu chwilowych ciśnień, otrzymuje się

$$M = \text{idem}, \quad D_{II} = \text{idem} \quad Pr = \text{idem} \quad \text{oraz} \quad Re \neq \text{idem}$$

Wydaje się, że niespełnienie tożsamości liczby Reynoldsa nie jest groźne ze względu na przepływ, ma natomiast poważne znaczenie, jeśli idzie o szybkość odparowania wtrysniętego do komory paliwa.

Tak czy inaczej, w celu zachowania podobieństwa przebiegu procesu spalania muszą być utrzymane warunki

$$D'_I = \frac{d}{w\tau_f} \quad D'_{II} = \frac{d}{w\tau_{ch}}$$

gdzie:  $d$  — charakterystyczny wymiar silnika,

$w$  — idem — charakterystyczna prędkość przepływu,

$\tau_f$  — fizyczne opóźnienie zapłonu,

$\tau_{ch}$  — chemiczne opóźnienie zapłonu.

Z warunków powyższych wynika prawo modelowania silników pulsacyjnych

$$\frac{d}{\tau_f} = \text{const}; \quad \frac{d}{\tau_{ch}} = \text{const} \quad [14.2]$$

Spełnienie tego prawa jest możliwe tylko przez

— zasilanie silników wzorcowego i modelowego różnymi paliwami o tej samej wartości opałowej, lecz innych własnościach kinetycznych. Dobranie takich paliw nie jest trudne, jeśli zastosuje się dodatkowo w silniku modelowym wstępne podgrzewanie paliwa.

#### 14.2.4. Modelowanie silników rakietowych na ciekły materiał pędny

W celu zachowania podobieństwa geometrycznego i mechanicznego w komorze spalania silnika wzorcowego i modelowego powinny być spełnione zależności

$$n_d = \frac{d}{d_M} \quad n_w = \frac{w}{w_M} \quad [14.3]$$

gdzie:  $n_d, n_w$  — stałe podobieństwa,  
 $d, w$  — wymiar i prędkość,  
 $M$  — wskaźnik odnoszący się do modelu.

Zakładając, że podstawowym czasem charakteryzującym proces chemiczny jest opóźnienie zapłonu, z równań powyższych otrzymuje się

$$\frac{n_d}{n_w} = \frac{\tau_k}{\tau_{kM}} = \frac{\tau}{\tau_M} \quad [14.4]$$

gdzie:  $\tau_k$  — czas przebywania w komorze,  
 $\tau$  — opóźnienie zapłonu.

Opóźnienie zapłonu zależy od ciśnienia w komorze  $p$  oraz od nadciśnienia wtrysku  $\Delta p$  zgodnie z równaniem

$$\tau = k p^{-n} \Delta p^{-r} \quad [14.5]$$

gdzie:  $k, n, r$  — stałe doświadczalne.

Podstawiając to równanie do zależności [14.4] otrzymuje się

$$\frac{n_d}{n_w} = \frac{p_M^n}{p^n} \cdot \frac{\Delta p_M^r}{\Delta p^r} \quad [14.6]$$

Ponieważ

$$\frac{\Delta p}{\Delta p_M} = \left( \frac{w_{wtr}}{w_{wtrM}} \right)^2 = n_w^2$$

gdzie:  $w_{wtr}$  — prędkość strumienia cieczy wtryskiwanej do komory, równanie [14.6] przekształca się na

$$\left( \frac{p_M}{p} \right)^2 = n_d n_w^{2r-1}$$

Łącząc powyższe równanie z warunkiem tożsamości liczb Reynoldsa wyrażonym przez

$$p w d = p_M w_M d_M$$



otrzymuje się prawo modelowania silników rakietowych na ciekły materiał pędny

$$\frac{p_M}{p} = n_d \frac{2(1-r)}{1+n-2r}$$

$$\frac{w}{w_M} = n_d \frac{1+n}{1+n-2r} \quad [14.7]$$

Dla przypadku mieszanki kwasu azotowego oraz spirytusu furfurylowego otrzymuje się

$$n = 0,3 \quad \text{ i } \quad r = 1,5$$

Z fizycznej interpretacji równań [14.5] i [14.7] wynikają dwa następujące krańcowe przypadki:

— zakładając  $r = \infty$  otrzymuje się

$$\frac{w}{w_M} = 1$$

$$\frac{p_M}{p} = n_d$$

Przypadek ten odnosi się do takich warunków pracy komory spalania, w których o opóźnieniu zapłonu decyduje opóźnienie chemiczne, a więc kinetyka reakcji chemicznych.

— zakładając  $n = \infty$  otrzymuje się

$$\frac{p_M}{p} = 1$$

$$\frac{w}{w_M} = n_d^{-1}$$

Ten przypadek istnieje w takich warunkach pracy komory spalania, w których o opóźnieniu zapłonu decyduje opóźnienie fizyczne, a więc szybkość odparowania kropeł.

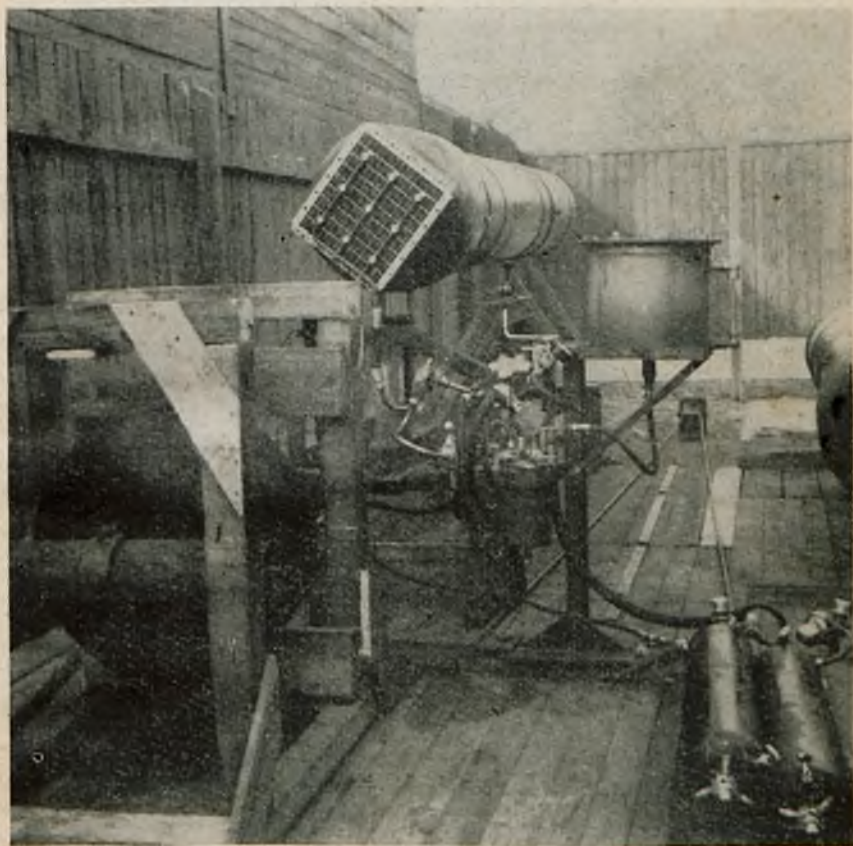
### 14.3. STANOWISKA PRÓB

Przy projektowaniu stanowisk badawczych należy zwrócić uwagę na następujące zagadnienia:

- bezpieczeństwo załogi;
- łatwość montażu, demontażu oraz możliwość przeróbek stoisk;

— zadbać raczej o wyposażenie stanowiska w aparaturę niż o komfort samego pomieszczenia.

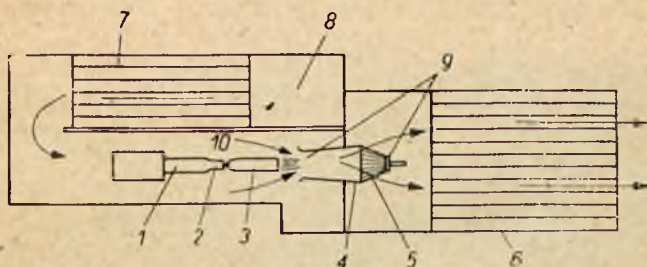
Rys. 14.4 przedstawia fotografię stanowiska do badania silników pulsacyjnych. Silnik zamocowany jest na ruchomym łożu, które umożliwia pomiar ciągu. Przed silnikiem znajduje się kulisty zbiornik paliwa. Obok leżą dwie butle ze sprężonym powietrzem: jedna do rozruchu silnika, druga do podawania paliwa.



Rys. 14.4. Stanowisko do badania silników pulsacyjnych

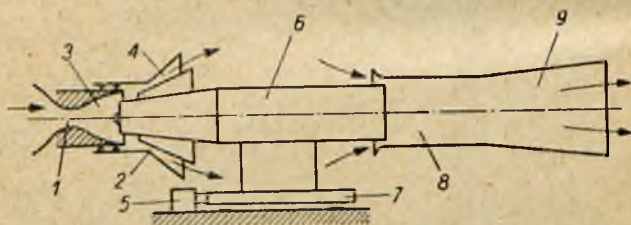
Zadziwiająca jest prostota urządzeń i zupełny brak komfortu w laboratorium. Ci, którzy prowadzili badania na tym stoisku, musieli mieć więcej inteligencji niż pieniędzy. Jest to tym bardziej zastanawiające, że to tu właśnie zrodził się pierwszy użytkowy silnik pulsacyjny.

Rys. 14.5 przedstawia stanowisko do badania silników strumieniowych. Prędkość lotu odwzorowuje się tu za pomocą wypływającego z dyszy sprężonego uprzednio powietrza atmosferycznego. Powstałe w silniku spaliny chłodzone są za pomocą wtrysku wody. Jeśli ciśnienie sprężonego powietrza jest niewy-



Rys. 14.5. Stanowisko do badania silników strumieniowych:

1 — rurociąg sprężonego powietrza, 2 — dysza Laval'a, 3 — silnik strumieniowy, 4 — dyfuzor odprowadzający spaliny, 5 — komora mieszania, 6 — tłumik wylotowy, 7 — tłumik wlotowy, 8 — wlot chłodzącego powietrza, 9 — wtrysk wody, 10 — powietrze chłodzące



Rys. 14.6. Stanowisko do badania silników strumieniowych w warunkach wysokościowych:

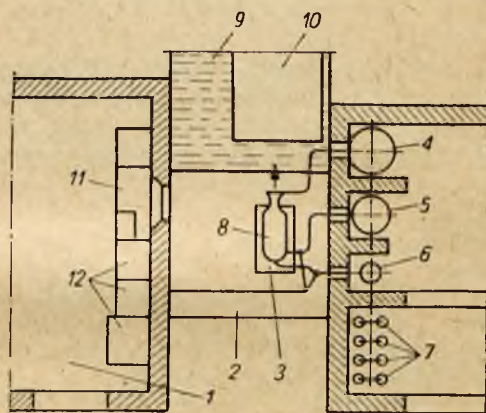
1 — pierwszy przekrój krytyczny (przejście przepływu poddźwiękowego w naddźwiękowy), 2 — drugi przekrój krytyczny (przejście przepływu naddźwiękowego w poddźwiękowy), 3 — dysza naddźwiękowa, 4 — dyfuzor naddźwiękowy, 5 — urządzenie do pomiaru ciągu, 6 — silnik strumieniowy, 7 — ruchome łóżko silnika, 8 — komora mieszania spalin i zasysanego z otoczenia powietrza, 9 — dyfuzor

starczające do wytworzenia odpowiedniej liczby Macha, wtedy na wylocie z dyszy należy stworzyć warunki umożliwiające rozprężanie poniżej ciśnienia atmosferycznego. W ten sposób na skutek większego rozprężu uzyskuje się odpowiednio większą liczbę Macha. Tak właśnie pomyślane stoisko przedstawia rys. 14.6. Warunki pracy, w jakich znajduje się silnik, odpowia-



dają warunkom wysokościowym. Podciśnienie na wlocie uzyskuje się dzięki odpowiedniemu stosunkowi powierzchni przekroju wylotowego dyszy do przekroju krytycznego. Przed powstaniem fali uderzeniowej cofniętej w głąb dyszy chroni naddźwiękowy dyfuzor sprężający resztę powietrza, która nie przejdzie przez silnik do ciśnienia atmosferycznego. Powierzchnia drugiego przekroju krytycznego występującego w naddźwiękowym dyfuzorze (typu odwróconej dyszy Laval'a) musi być odpowiednio dobrana w zależności od wydatku dyszy zasilającej oraz przepustowości silnika. Podciśnienie na wylocie z silnika uzyskuje się za pomocą rozszerzającego się w kierunku przepływu eżektora składającego się z komory mieszania i dyfuzora sprężającego mieszaninę spalin i powietrza atmosferycznego do ciśnienia otoczenia.

Stanowisko do badania silników rakietowych przedstawione na rys. 14.7 składa się z trzech pomieszczeń: kabiny pomiarowej,



Rys. 14.7. Stanowisko do badania silników rakietowych:

1 — kabina pomiarowa, 2 — pomieszczenie stoiskowe, 3 — łóż silnika, 4 — zbiornik wody, 5 — zbiornik utleniacza, 6 — zbiornik paliwa, 7 — butle ze sprężonym gazem, 8 — silnik rakietowy, 9 — zbiornik wody, 10 — tłumienie i odprowadzenie spalin, 11 — pulpit obserwatora, 12 — przyrządy pomiarowe i zapisujące

pomieszczenia stoiskowego oraz pomieszczenia, w którym odpowiednio oddzielone znajdują się butle ze sprężonym gazem oraz zbiorniki paliwa, utleniacza i wody. Woda służy do chłodzenia spalin wypływających z dyszy oraz do zmywania z posadzki materiału pędnego, który spłynął tam z silnika w chwili jego rozruchu.

Wszystkie przyrządy i urządzenia pomiarowe znajdują się w kabinie obserwatora.

Uruchamianie i zatrzymywanie silnika odbywa się oczywiście także z kabiny. W kabinie, metodą samopisania lub fotografowania wskazań przyrządów, są rejestrowane następujące wielkości:

— natężenie przepływu utleniacza i paliwa (pomiar za pomocą zwężki lub przepływomierza młynkowego, w którym obroty młynka są rejestrowane przez urządzenie elektrooptyczne lub magnetyczne);

— ciąg silnika (pomiar metodą tensometryczną);

— ciśnienia we wszystkich charakterystycznych punktach silnika oraz w przewodach doprowadzających materiał pędny (pomiar za pomocą odpowiednio chłodzonych nadajników pojemnościowych lub indukcyjnych, których wskazania zapisywane są na taśmie oscylograficznej);

— temperatura ścianki silnika oraz temperatura materiału pędnego (pomiar za pomocą termoelementów);

— temperatura płomienia (pomiar za pomocą metod optycznych);

— prędkość spalin w komorze (pomiar przesuwania się płonących cząstek materiału pędnego za pomocą fotografowania aparatem do zdjęć szybkich. Zdjęcia wykonuje się poprzez specjalnie w tym celu wykonaną szczelinę w komorze spalania).

#### LITERATURA DO ROZDZIAŁU 14:

14.1. R. Jamison: *Journal of the Royal Aeronautical Society*. 61, nr 558, 1957.

14.2. T. Karman: *Fundamental Equations in Aerothermochemistry. Selected Combustion Problems II*. 1958.

14.3. M. Barrere, A. Jaumotte i in.: *Rocket Propulsion*. 1960.



ZAŁĄCZNIKI



## STAŁE RÓWNOWAGI

[T°K]	$K_1 = \frac{p_{\text{CO}} p_{\text{O}_2}}{p_{\text{CO}_2}}$	$K_2 = \frac{p_{\text{H}_2} p_{\text{O}_2}}{p_{\text{H}_2\text{O}}}$	$K_3 = \frac{p_{\text{OH}} p_{\text{H}_2}}{p_{\text{H}_2\text{O}}}$	$K_4 = \frac{p_{\text{N}_2\text{O}}}{p_{\text{N}_2} p_{\text{O}_2}}$	$K_5 = \frac{p_{\text{H}}^2}{p_{\text{H}_2}}$	$K_6 = \frac{p_{\text{O}}^2}{p_{\text{O}_2}}$	$K_7 = \frac{p_{\text{N}}^2}{p_{\text{N}_2}}$	[ $M_0$ ] L
300	0,1825 · 10 <sup>-14</sup>	0,1637 · 10 <sup>-39</sup>	0,5140 · 10 <sup>-16</sup>	0,6653 · 10 <sup>-30</sup>	0,1813 · 10 <sup>-70</sup>	0,8191 · 10 <sup>-80</sup>	0,216 · 10 <sup>-118</sup>	300
400	0,3895 · 10 <sup>-32</sup>	0,5759 · 10 <sup>-29</sup>	0,1237 · 10 <sup>-33</sup>	0,4898 · 10 <sup>-22</sup>	0,1811 · 10 <sup>-51</sup>	0,3084 · 10 <sup>-58</sup>	0,3359 · 10 <sup>-87</sup>	400
500	0,9886 · 10 <sup>-23</sup>	0,1302 · 10 <sup>-22</sup>	0,3518 · 10 <sup>-26</sup>	0,2587 · 10 <sup>-17</sup>	0,4899 · 10 <sup>-40</sup>	0,2944 · 10 <sup>-15</sup>	0,1879 · 10 <sup>-68</sup>	500
600	0,8624 · 10 <sup>-20</sup>	0,2333 · 10 <sup>-18</sup>	0,3400 · 10 <sup>-21</sup>	0,3648 · 10 <sup>-14</sup>	0,2153 · 10 <sup>-32</sup>	0,1387 · 10 <sup>-26</sup>	0,6218 · 10 <sup>-56</sup>	600
700	0,2900 · 10 <sup>-16</sup>	0,2614 · 10 <sup>-15</sup>	0,1265 · 10 <sup>-17</sup>	0,6489 · 10 <sup>-12</sup>	0,6425 · 10 <sup>-27</sup>	0,2240 · 10 <sup>-30</sup>	0,5633 · 10 <sup>-47</sup>	700
800	0,1277 · 10 <sup>-13</sup>	0,5156 · 10 <sup>-13</sup>	0,6119 · 10 <sup>-15</sup>	0,3163 · 10 <sup>-10</sup>	0,8426 · 10 <sup>-23</sup>	0,1034 · 10 <sup>-25</sup>	0,3010 · 10 <sup>-40</sup>	800
900	0,1445 · 10 <sup>-11</sup>	0,3183 · 10 <sup>-11</sup>	0,7548 · 10 <sup>-12</sup>	0,6195 · 10 <sup>-9</sup>	0,1359 · 10 <sup>-19</sup>	0,4450 · 10 <sup>-22</sup>	0,5230 · 10 <sup>-35</sup>	900
1000	0,6331 · 10 <sup>-10</sup>	0,8728 · 10 <sup>-10</sup>	0,3404 · 10 <sup>-11</sup>	0,7302 · 10 <sup>-8</sup>	0,5148 · 10 <sup>-17</sup>	0,3631 · 10 <sup>-19</sup>	0,8239 · 10 <sup>-31</sup>	1000
1100	0,1389 · 10 <sup>-8</sup>	0,1314 · 10 <sup>-8</sup>	0,8519 · 10 <sup>-10</sup>	0,5277 · 10 <sup>-7</sup>	0,6676 · 10 <sup>-15</sup>	0,8820 · 10 <sup>-17</sup>	0,2262 · 10 <sup>-27</sup>	1100
1200	0,1814 · 10 <sup>-7</sup>	0,1267 · 10 <sup>-7</sup>	0,1193 · 10 <sup>-8</sup>	0,2752 · 10 <sup>-6</sup>	0,3886 · 10 <sup>-13</sup>	0,8630 · 10 <sup>-15</sup>	0,1673 · 10 <sup>-24</sup>	1200
1300	0,1591 · 10 <sup>-6</sup>	0,8648 · 10 <sup>-7</sup>	0,1116 · 10 <sup>-7</sup>	0,1112 · 10 <sup>-5</sup>	0,1220 · 10 <sup>-11</sup>	0,4191 · 10 <sup>-13</sup>	0,4503 · 10 <sup>-22</sup>	1300
1400	0,1020 · 10 <sup>-5</sup>	0,4501 · 10 <sup>-6</sup>	0,7603 · 10 <sup>-7</sup>	0,3680 · 10 <sup>-5</sup>	0,2338 · 10 <sup>-10</sup>	0,1173 · 10 <sup>-11</sup>	0,5478 · 10 <sup>-20</sup>	1400
1500	0,5087 · 10 <sup>-5</sup>	0,1835 · 10 <sup>-5</sup>	0,4016 · 10 <sup>-6</sup>	0,1039 · 10 <sup>-4</sup>	0,3087 · 10 <sup>-9</sup>	0,2113 · 10 <sup>-10</sup>	0,3527 · 10 <sup>-18</sup>	1500
1600	0,2074 · 10 <sup>-4</sup>	0,6615 · 10 <sup>-5</sup>	0,1726 · 10 <sup>-5</sup>	0,2575 · 10 <sup>-4</sup>	0,2944 · 10 <sup>-8</sup>	0,2657 · 10 <sup>-9</sup>	0,1354 · 10 <sup>-16</sup>	1600
1700	0,7131 · 10 <sup>-4</sup>	0,2005 · 10 <sup>-4</sup>	0,6250 · 10 <sup>-5</sup>	0,5738 · 10 <sup>-4</sup>	0,2162 · 10 <sup>-7</sup>	0,2486 · 10 <sup>-8</sup>	0,3393 · 10 <sup>-15</sup>	1700
1800	0,2135 · 10 <sup>-3</sup>	0,5383 · 10 <sup>-4</sup>	0,1964 · 10 <sup>-4</sup>	0,1170 · 10 <sup>-3</sup>	0,1277 · 10 <sup>-6</sup>	0,1819 · 10 <sup>-7</sup>	0,5961 · 10 <sup>-14</sup>	1800
1900	0,5087 · 10 <sup>-3</sup>	0,1303 · 10 <sup>-3</sup>	0,5475 · 10 <sup>-4</sup>	0,2213 · 10 <sup>-3</sup>	0,6267 · 10 <sup>-6</sup>	0,1080 · 10 <sup>-6</sup>	0,7761 · 10 <sup>-13</sup>	1900
2000	0,1371 · 10 <sup>-2</sup>	0,2892 · 10 <sup>-3</sup>	0,1378 · 10 <sup>-3</sup>	0,3926 · 10 <sup>-3</sup>	0,2631 · 10 <sup>-5</sup>	0,5376 · 10 <sup>-6</sup>	0,7829 · 10 <sup>-12</sup>	2000
2100	0,3035 · 10 <sup>-2</sup>	0,5954 · 10 <sup>-3</sup>	0,3178 · 10 <sup>-3</sup>	0,6595 · 10 <sup>-3</sup>	0,9658 · 10 <sup>-5</sup>	0,2299 · 10 <sup>-5</sup>	0,6349 · 10 <sup>-11</sup>	2100
2200	0,6240 · 10 <sup>-2</sup>	0,1149 · 10 <sup>-2</sup>	0,6797 · 10 <sup>-3</sup>	0,1057 · 10 <sup>-2</sup>	0,3155 · 10 <sup>-4</sup>	0,8624 · 10 <sup>-5</sup>	0,4263 · 10 <sup>-10</sup>	2200
2300	0,1203 · 10 <sup>-1</sup>	0,2094 · 10 <sup>-2</sup>	0,1361 · 10 <sup>-2</sup>	0,1625 · 10 <sup>-2</sup>	0,9313 · 10 <sup>-4</sup>	0,2885 · 10 <sup>-4</sup>	0,2429 · 10 <sup>-9</sup>	2300
2400	0,2195 · 10 <sup>-1</sup>	0,3634 · 10 <sup>-2</sup>	0,2573 · 10 <sup>-2</sup>	0,2410 · 10 <sup>-2</sup>	0,2516 · 10 <sup>-3</sup>	0,8738 · 10 <sup>-4</sup>	0,1198 · 10 <sup>-8</sup>	2400
2500	0,3810 · 10 <sup>-1</sup>	0,6037 · 10 <sup>-2</sup>	0,4625 · 10 <sup>-2</sup>	0,3391 · 10 <sup>-2</sup>	0,6284 · 10 <sup>-3</sup>	0,2423 · 10 <sup>-2</sup>	0,5206 · 10 <sup>-8</sup>	2500
2600	0,6333 · 10 <sup>-1</sup>	0,9649 · 10 <sup>-2</sup>	0,7947 · 10 <sup>-2</sup>	0,4840 · 10 <sup>-2</sup>	0,1464 · 10 <sup>-2</sup>	0,6215 · 10 <sup>-2</sup>	0,2731 · 10 <sup>-7</sup>	2600
2700	0,1013	0,1490 · 10 <sup>-1</sup>	0,1312 · 10 <sup>-1</sup>	0,5992 · 10 <sup>-2</sup>	0,3207 · 10 <sup>-2</sup>	0,1487 · 10 <sup>-2</sup>	0,7114 · 10 <sup>-7</sup>	2700
2800	0,1563	0,2233 · 10 <sup>-1</sup>	0,2091 · 10 <sup>-1</sup>	0,8786 · 10 <sup>-2</sup>	0,6649 · 10 <sup>-2</sup>	0,3345 · 10 <sup>-2</sup>	0,2289 · 10 <sup>-6</sup>	2800
2900	0,2245	0,3256 · 10 <sup>-1</sup>	0,3228 · 10 <sup>-1</sup>	0,1148 · 10 <sup>-1</sup>	0,1312 · 10 <sup>-1</sup>	0,7117 · 10 <sup>-2</sup>	0,6797 · 10 <sup>-6</sup>	2900
3000	0,3417	0,4628 · 10 <sup>-1</sup>	0,4841 · 10 <sup>-1</sup>	0,1472 · 10 <sup>-1</sup>	0,2475 · 10 <sup>-1</sup>	0,1441 · 10 <sup>-1</sup>	0,1879 · 10 <sup>-5</sup>	3000

3100	0.4854	$0.6436 \cdot 10^{-1}$ $0.8770 \cdot 10^{-1}$	$0.7074 \cdot 10^{-1}$	$0.1858 \cdot 10^{-1}$ $0.2310 \cdot 10^{-1}$ $0.2833 \cdot 10^{-1}$ $0.3431 \cdot 10^{-1}$ $0.4115 \cdot 10^{-1}$	$0.4485 \cdot 10^{-1}$ $0.7836 \cdot 10^{-1}$ $0.1324$ $0.2170$ $0.3459$	$0.2786 \cdot 10^{-1}$ $0.5174 \cdot 10^{-1}$ $0.9253 \cdot 10^{-1}$ $0.1600$ $0.2680$	$0.4866 \cdot 10^{-5}$ $0.1189 \cdot 10^{-4}$ $0.2751 \cdot 10^{-4}$ $0.6064 \cdot 10^{-4}$ $0.1278 \cdot 10^{-3}$	3100 3200 3300 3400 3500
3600	2.0810	0.2556	0.3444	$0.4882 \cdot 10^{-1}$	0.5374	0.4364	$0.2587 \cdot 10^{-3}$	3600
3700	2.6520	0.3222	0.4492	$0.5736 \cdot 10^{-1}$	0.8156	0.6926	$0.5042 \cdot 10^{-3}$	3700
3800	3.3340	0.4017	0.5780	$0.6677 \cdot 10^{-1}$	1.2120	1.0730	$0.9491 \cdot 10^{-3}$	3800
3900	4.1410	0.4951	0.7343	$0.7720 \cdot 10^{-1}$	1.7630	1.6240	$0.1731 \cdot 10^{-2}$	3900
4000	5.0870	0.6042	0.9217	$0.8851 \cdot 10^{-1}$	2.5190	2.4080	$0.3063 \cdot 10^{-2}$	4000
4100	6.1810	0.7303	1.1450	0.1008	3.5380	3.5050	$0.5276 \cdot 10^{-2}$	4100
4200	7.4420	0.8750	1.4070	0.1141	4.8890	5.0100	$0.8857 \cdot 10^{-2}$	4200
4300	8.8740	1.0400	1.7130	0.1283	6.6580	7.0460	$0.1452 \cdot 10^{-1}$	4300
4400	10.5000	1.2280	2.0670	0.1436	8.9390	9.7540	$0.2330 \cdot 10^{-1}$	4400
4500	12.5300	1.4370	2.4750	0.1598	11.8500	13.3100	$0.3660 \cdot 10^{-1}$	4500
4600	14.3600	1.6730	2.9400	0.1770	15.5200	17.9300	$0.5641 \cdot 10^{-1}$	4600
4700	16.6200	1.9340	3.4660	0.1952	20.0800	23.8300	$0.8541 \cdot 10^{-1}$	4700
4800	19.1100	2.2240	4.0610	0.2143	25.7200	31.3200	0.1272	4800
4900	21.8400	2.5430	4.7290	0.2343	32.6200	40.7000	0.1863	4900
5000	24.8300	2.8940	5.4730	0.2553	40.9900	52.3400	0.2689	5000
5100	28.0600	3.2760	6.2980	0.2771	51.0100	66.6500	0.3828	5100
5200	31.5800	3.6940	7.2090	0.2997	62.9800	84.1000	0.5379	5200
5300	35.3700	4.1460	8.2130	0.3234	77.1400	105.2000	0.7464	5300
5400	39.4100	4.6340	9.3110	0.3478	93.7800	130.5000	1.0230	5400
5500	43.7500	5.1600	10.5100	0.3731	113.2000	160.6000	1.3890	5500
5600	48.3700	5.7270	11.8100	0.3988	135.7000	196.3000	1.8640	5600
5700	53.2700	6.3330	13.2300	0.4258	161.7000	238.1000	2.4750	5700
5800	58.4800	6.9810	14.7600	0.4533	191.5000	287.0000	3.2610	5800
5900	63.9600	7.6700	16.4000	0.4812	225.5000	343.8000	4.2560	5900
6000	69.7400	8.4050	18.8100	0.5100	264.0000	409.4000	5.5080	6000



# ENTALPIA CAŁKOWITA ICI PRODUKTÓW SPALANIA PALIWA DO SILNIKÓW RAKIETOWYCH[cal/mol°C]

T [°K]	CO <sub>2</sub>	H <sub>2</sub> O	CO	OH	NO	H <sub>2</sub>	O <sub>2</sub>	N <sub>2</sub>	H	O	N	T [°K]
300	-93990,0	-57731,4	-26375,1	10107,9	21645,2	46,9	47,9	47,6	52115,6	59183,1	85591,6	300
400	-93049,8	-56919,4	-25676,8	10815,0	22359,2	741,4	758,0	744,9	52612,4	59701,0	86088,4	400
500	-92021,8	-56087,9	-24970,6	11520,4	23082,3	1439,9	1489,1	1447,5	53109,2	60211,5	86585,2	500
600	-90922,2	-55231,2	-24251,1	12226,2	23819,6	2139,0	2244,4	2160,5	53606,0	60717,8	87082,0	600
700	-89763,3	-54341,9	-23514,8	12932,3	24575,0	2841,9	3022,3	2887,8	54102,8	61221,6	87578,8	700
800	-88555,2	-53423,8	-22760,8	13643,8	25348,0	3547,8	3819,9	3631,1	54599,6	61723,7	88075,6	800
900	-87304,7	-52478,7	-21990,0	14362,8	26138,9	4258,4	4634,0	4390,5	55096,4	62224,8	88572,4	900
1000	-86022,6	-51505,4	-21204,1	15091,4	26944,4	4976,2	5461,5	5163,0	55993,2	62724,9	89069,2	1000
1100	-84709,6	-50505,1	-20404,6	15830,0	27762,9	5702,7	6300,3	5953,2	56090,0	63224,5	89566,0	1100
1200	-83371,8	-49477,2	-19593,3	16579,6	28592,1	6438,5	7148,6	6753,7	56586,8	63723,7	90062,8	1200
1300	-82013,4	-48423,2	-18771,7	17310,3	29430,5	7184,3	8005,1	7565,1	57083,6	64222,5	90559,6	1300
1400	-80637,2	-47344,3	-17941,0	18112,0	30276,7	7940,5	8869,0	8386,0	57580,4	64721,0	91056,4	1400
1500	-79245,6	-46242,2	-17102,6	18894,4	31129,6	8707,3	9739,6	9215,1	58077,2	65219,3	91553,2	1500
1600	-77840,4	-45118,3	-16257,6	19686,8	31988,3	9484,4	10616,5	10051,6	58574,0	65717,4	92050,0	1600
1700	-76423,0	-43974,5	-15406,8	20488,7	32852,0	10271,7	11499,4	10894,5	59070,8	66215,4	92546,8	1700
1800	-74995,0	-42812,4	-14550,7	21299,6	33720,1	11068,8	12388,1	11743,0	59567,6	66713,2	93043,6	1800
1900	-73557,4	-41633,7	-13690,1	22118,9	34592,1	11875,2	13282,6	12596,6	60064,4	67211,1	93540,5	1900
2000	-72111,2	-40440,1	-12825,5	22945,9	35467,6	12690,4	14182,7	13454,7	60561,2	67708,8	94037,4	2000
2100	-70657,4	-39232,8	-11957,3	23780,2	36346,2	13514,0	15088,3	14316,6	61058,0	68206,6	94534,3	2100
2200	-69196,4	-38013,1	-11085,9	24621,3	37227,6	14345,5	15999,5	15182,5	61554,8	68704,4	95031,3	2200
2300	-67729,0	-36782,1	-10211,5	25468,6	38111,6	15184,5	16916,1	16051,5	62051,6	69202,3	95528,5	2300
2400	-66255,6	-35540,7	-9334,4	26321,9	38997,9	16030,8	17838,2	16923,4	62548,4	69700,4	96025,8	2400
2500	-64776,6	-34289,9	-8454,9	27180,6	39886,4	16883,9	18765,7	17798,0	63045,2	70198,6	96523,4	2500
2600	-63292,4	-33030,3	-7573,2	28044,5	40776,8	17743,5	19698,4	18675,1	63542,0	70697,1	97021,4	2600
2700	-61803,2	-31762,6	-6689,5	28913,1	41669,1	18609,5	20636,4	19554,5	64038,3	71195,9	97519,8	2700
2800	-60309,3	-30487,6	-5803,9	29786,4	42563,2	19481,3	21579,4	20436,0	64535,6	71695,0	98018,9	2800
2900	-58811,1	-29205,7	-4916,6	30664,0	43458,9	20358,9	22527,3	21319,5	65032,4	72194,6	98518,6	2900
3000	-57308,8	-27917,4	-4027,6	31545,8	44356,3	21242,1	23480,0	22204,7	65529,2	72694,8	99019,2	3000



3100	-55802,6	-26623,4	-3136,0	32431,6	45255,1	22130,6	24437,3	23091,6	66026,0	73195,5	99520,9	3100
3200	-54292,7	-25324,1	-2244,0	33321,1	46155,4	23024,4	25399,1	23980,2	66522,8	73696,8	100023,3	3200
3300	-52797,2	-24020,0	-1350,7	34214,2	47037,1	23923,3	26365,2	24870,2	67019,6	74196,9	100528,0	3300
3400	-51262,4	-22711,4	-456,2	35110,7	47960,2	24827,2	27335,5	25761,6	67516,4	74701,8	101033,9	3400
3500	-49742,4	-21398,7	+439,6	36010,6	48864,5	25736,0	28309,7	26654,3	68013,2	75205,4	101541,6	3500
3600	-48219,2	-20082,2	1336,4	36913,7	49770,0	26649,6	29287,8	27548,3	68510,0	75710,0	102051,4	3600
3700	-46693,2	-18762,1	2234,4	37819,9	50676,7	27568,0	30269,5	28443,5	69006,8	76215,5	102563,3	3700
3800	-45164,4	-17438,7	3133,4	38729,1	51584,6	28491,0	31254,7	29339,3	69503,6	76722,0	103077,7	3800
3900	-43632,8	-16112,2	4033,4	39641,2	52493,6	29418,5	32243,2	30237,2	70000,4	77229,5	103594,8	3900
4000	-42098,6	-14782,8	4934,4	40556,0	53403,8	30350,5	33234,8	31135,6	70497,2	77738,1	104114,7	4000
4100	-40561,8	-13450,7	5836,3	41473,6	54315,0	31286,9	34229,4	32035,0	70994,0	78247,8	104637,7	4100
4200	-39022,6	-12116,1	6739,2	42393,8	55227,3	32227,6	35226,8	32935,4	71490,8	78758,6	105164,0	4200
4300	-37480,9	-10779,1	7643,0	43316,6	56140,6	33172,5	36226,8	33836,6	71987,6	79270,6	105693,8	4300
4400	-35936,8	-9439,9	8547,7	44241,9	57034,9	34121,7	37229,3	34738,8	72484,4	79783,8	106227,3	4400
4500	-34390,5	-8098,6	9453,2	45169,7	57970,2	35074,9	38234,1	35641,9	72981,2	80298,1	106764,6	4500
4600	-32841,8	-6755,2	10359,5	46099,9	58886,5	36032,1	39241,2	36545,8	73478,0	80813,7	107305,9	4600
4700	-31291,0	-5409,8	11266,5	47032,5	59803,8	36993,4	40250,4	37450,6	73974,8	81330,5	107851,4	4700
4800	-29737,8	-4062,4	12174,3	47967,5	60722,1	37958,6	41261,6	38356,2	74471,6	81848,5	108401,1	4800
4900	-28182,6	-2713,2	13082,9	48904,8	61641,4	38927,7	42274,6	39262,6	74968,4	82367,7	108955,4	4900
5000	-26625,0	-1362,0	13992,1	49844,3	62561,7	39900,5	43289,3	40169,8	75465,2	82888,1	109514,1	5000
5100	-25065,4	-9,0	14902,1	50786,0	63483,0	40877,2	44305,7	41077,8	75962,0	83409,7	110077,6	5100
5200	-23503,4	+1346,0	15812,7	51729,7	64403,3	41857,6	45323,7	41986,5	76458,8	83932,5	110645,8	5200
5300	-21939,4	2702,8	16724,1	52675,6	65328,5	42841,6	46343,1	42896,1	76955,6	84456,6	111218,9	5300
5400	-20373,0	4061,4	17636,1	53623,5	66252,6	43829,3	47363,9	43806,3	77452,4	84981,8	111796,9	5400
5500	-18804,6	5422,0	18548,7	54573,4	67177,7	44820,5	48386,0	44717,4	77949,2	85508,2	112380,0	5500
5600	-17233,8	6784,3	19462,1	55525,3	68103,8	45815,1	49409,9	45629,1	78446,0	86035,8	112968,1	5600
5700	-15661,0	8148,5	20376,1	56479,1	69030,9	46813,5	50433,8	46541,6	78942,8	86564,6	113561,4	5700
5800	-14085,8	9514,5	21290,7	57434,9	69958,9	47815,1	51459,4	47454,9	79439,6	87094,6	114159,9	5800
5900	-12508,6	10892,3	22206,0	58392,5	70887,8	48820,1	52485,9	48368,8	79936,4	87625,5	114763,7	5900
6000	-10929,0	12251,9	23121,9	59351,9	71817,7	49828,5	53513,4	49283,5	80433,2	88157,7	115372,8	6000

U w a g a: Wartości entalpii całkowitej podane są w cal/moleC. Aby przeliczyć je na [kcal/moleC], należy wartości wzięte z powyższej tablicy podzielić przez 1000.

Zdjęcia zamieszczone w książce pochodzą z czasopism zagranicznych: INTERVIA (Szwajcaria),  
FLIGHT (ANGLIA), FLUGWELT (NRF).