

## BADANIE WYMIANY CIEPŁA ZA FALĄ DETONACYJNĄ

DOMINIK KUBLIK

*Centrum Technologii Kosmicznych, Instytut Lotnictwa, Warszawa*

*Zakład Silników Lotniczych, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska*

### Streszczenie

*W artykule przedstawiono wyniki badań nad wymianą ciepła za falą detonacyjną propagującą w jednorodnej, stacjonarnej mieszaninie  $H_2-O_2$ . Badania przeprowadzone zostały na poziomie eksperymentalnym jak i teoretycznym. Część eksperymentalna skupia się na szybkim pomiarze temperatury na drodze, propagującej w rurze uderzeniowej, fali detonacyjnej, na podstawie którego wyznaczyć można strumień ciepła przekazywany do ścianki. Wyniki eksperymentów porównane zostały z wynikami obliczeń teoretycznych. Obliczenia przeprowadzone zostały w oparciu o model analityczny zaproponowany przez Sichelę i Davida [1], w którym jako parametry wejściowe wykorzystano wyniki symulacji CFD (Obliczeniowej Mechaniki Płynów, ang. Computational Fluid Dynamics) nielepkiego, reagującego gazu. Uzyskane wyniki posłużą do oceny możliwości chłodzenia komory spalania wykorzystującej zjawisko wirującej detonacji.*

*Słowa kluczowe: detonacja, wymiana ciepła, silnik raketowy*

### WSTĘP

Wykorzystanie zjawiska detonacji w komorach spalania silników odrzutowych jest obecnie intensywnie badane na całym świecie [2,3]. Wynika to z szeregu zalet, jakie niesie ze sobą spalanie detonacyjne. W porównaniu ze spalaniem deflagacyjnym charakteryzuje się ono bardzo dużą prędkością frontu płomienia, (przekraczającą wartość 1500m/s przy kilkudziesięciu metrach na sekundę w przypadku spalania deflagacyjnego) oraz dużym przyrostem ciśnienia i gęstości za falą detonacyjną. Wymienione własności oraz fakt, iż spalanie zachodzi właściwie w stałej objętości powodują wzrost sprawności silnika detonacyjnego w stosunku do silnika konwencjonalnego [4,5]. Dodatkowo spalanie detonacyjne realizować można w szerokim zakresie składu mieszanki – od ubogiej do bogatej przy jednoczesnym zachowaniu dużej prędkości frontu płomienia [6]. Pozwala to na obniżenie maksymalnych temperatur (spalanie detonacyjne mieszanin ubogich), co przy jednoczesnym znacznym skróceniu czasu przebywania czynnika w strefie podwyższonej temperatury pozwala potencjalnie na obniżenie emisji toksycznych składników spalin.

Zastosowanie detonacyjnej komory spalania pozwoli więc na znaczne podniesienie sprawności silnika (mniejsze zużycie paliwa), obniżenie emisji toksycznych składników spalin i gazów cieplarnianych, uproszczenie konstrukcji (eliminacja kilku stopni sprężarki i turbiny w przypadku silnika turbinowego) i w efekcie zmniejszenie jej masy oraz obniżenie kosztów wykonania.

## MODEL WYMIANY CIEPŁA ZA FALĄ DETONACYJNĄ

O ile zagadnienie możliwości wykorzystania ciągłego spalania detonacyjnego do konwersji energii w silnikach odrzutowych zostało już dostatecznie opisane [7,8,9], to budowa docelowej jednostki napędowej wymaga jeszcze wielu badań. Jednym z problemów, z jakimi należy się zmierzyć jest kwestia chłodzenia elementów silnika. Aby realizować je efektywnie niezbędna jest znajomość wartości strumienia ciepła przekazywanego do ścianek komory spalania. W niniejszej pracy, do wyznaczenia strumienia ciepła za falą detonacyjną wykorzystano model opracowany przez Sichela i Davida [1]. Model ten był podstawą wyznaczania obciążeń cieplnych w prowadzonych przez Nicholasa na Uniwersytecie Michigan pracach nad silnikiem wykorzystującym zjawisko wirującej detonacji [10].

Model Sichela i Davida został stworzony w oparciu o badania Mirelsa [11], który wyprowadził zależność na strumień ciepła za falą uderzeniową. W przypadku obliczeń dla fali detonacyjnej, parametry gazu za falą wyznaczone są z uwzględnieniem zachodzących w strefie spalania reakcji chemicznych. W obu przypadkach zależność na strumień ciepła opiera się na analogii Reynoldsa i może zostać wyrażona Równaniem 1.

$$q_w = \frac{(h_r - h_w) \tau_w}{(u_s - u_e) \text{Pr}^{2/3}} \quad (1)$$

Gdzie:

$q_w$  – strumień ciepła przekazywany do ścianki

$h_w$  – entalpia gazu przy ścianie

$h_r$  – entalpia spiętrzenia,  $h_r = h_e + \frac{u^2}{2} \text{Pr}^{1/3}$

$\tau_w$  – naprężenia styczne na ścianie

$u_s$  – prędkość gazu przed falą (w stosunku do fali)

$u_e$  – prędkość gazu w punkcie C-J (w stosunku do fali)

Pr – liczba Prandtla

Ze względu na fakt, iż warstwa przyścienna za falą detonacyjną ma charakter turbulentny (wynika to z burzliwego przepływu w strefie reakcji [12]) do obliczeń przyjęto, wyprowadzoną dla turbulentnej warstwy przyściennej, zależność Blasiusa (Równanie 2).

$$\frac{\tau_w}{\rho_m (u_s - u_e)^2} = 0.0225 \left[ \frac{\nu}{\delta (u_s - u_e)} \right]^{1/4} \quad (2)$$

Gdzie:

$\rho_m$  – gęstość gazu w warstwie przyściennej dla punktu, gdzie temperatura gazu jest równa

średniej temperaturze w warstwie przyściennej  $(T_m = \frac{1}{2}(T_e + T_w))$

$\delta$  – grubość warstwy przyściennej

$\nu_m$  – średnia lepkość gazu w warstwie przyściennej

Zależność ta wykorzystana została przy całkowaniu równania pędu wyprowadzonego dla warstwy przyściennej (Równanie 3).

$$\frac{\tau_w}{\rho_e u_e^2} = \frac{\theta}{\delta} \cdot \frac{d\delta}{dx} \quad (3)$$

Gdzie:

$\delta$  – grubość warstwy przyściennej

$\theta$  – grubość odpowiadająca stracie pędu w warstwie przyściennej (ang. momentum thickness)

Profil warstwy użyty przy całkowaniu równania pędu wyraża się Zależnością 4.

$$\frac{\theta}{\delta} = 0.137 \left( 1 - \frac{u_s}{u_e} \right) \quad (4)$$

Profil ten opracowany został przez Hartuniana [13] dla warstw przyściennych wywołanych przez fale uderzeniowe o liczbie Macha  $Ma > 5$ , co doskonale odpowiada liczbom Macha charakteryzującym fale detonacyjne propagujące w mieszaninach wodorowo-tlenowych.

Ostatecznie, całkując równanie pędu z uwzględnieniem powyższych zależności otrzymać można Wzór 5, wiążący wartość strumienia ciepła za falą z wielkościami opisującymi przepływ gazu.

$$\frac{q_w}{\rho_1 u_s (h_r - h_w)} \cdot \left( \frac{\rho_1 u_s x}{\mu_e} \right)^{1/5} = -0.0366 \left( \frac{\mu_m}{\mu_e} \right)^{1/5} \cdot \left( \frac{\rho_m}{\rho_e} \right)^{3/5} \cdot \left( \frac{u_s}{u_e} \right)^{3/5} \cdot \text{Pr}^{-2/3} \quad (5)$$

Parametry gazu niezbędne do wyznaczenia strumienia ciepła dostarczane są w wyniku symulacji komputerowej opisanej w dalszej części pracy.

## MODEL PRZEPŁYWU GAZU

W celu uzyskania parametrów niezbędnych do wyznaczenia strumienia ciepła na podstawie Zależności 5, przepływ gazu modelowany jest w oparciu o równania Eulera, zawierające dodatkowo człon uwzględniający szybkość tworzenia związków w wyniku reakcji chemicznych. Równania te opisują przepływ ściśliwego, nielepkiego, reagującego chemicznie gazu. Ich jednowymiarową formę zachowawczą przedstawia zależność 6.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} = \frac{\partial F}{\partial x} - S \quad (6)$$

Przy czym:

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ E \\ \rho_i \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ E + pu \\ \rho_i u \end{bmatrix}, \quad S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \omega_i \end{bmatrix}$$

Gdzie:

$Q$  – jest wektorem zmiennych zachowawczych – gęstości  $\rho$ , pędu  $\rho u$ , energii  $E$  oraz gęstości poszczególnych składników mieszaniny  $\rho_i$ .

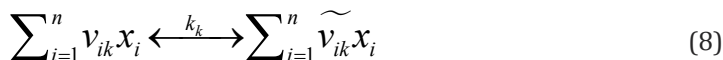
$F$  – to wektor strumieni masy  $\rho u$ , pędu  $\rho u^2 + p$ , energii  $E + pu$ ,  $\rho_i u$  to strumień masy poszczególnych składników mieszaniny.

$S$  – to człon źródłowy wynikający z reakcji chemicznych.

Układ równań 6 domknięty jest równaniem stanu gazu doskonałego 7.

$$p = \sum_{i=1}^n \frac{\rho_i}{w_i} RT \quad (7)$$

Model kinetyki opiera się na elementarnych reakcjach chemicznych (Równanie 8).



Gdzie:

$n$  – liczba reagentów

$v_{ik}, \widetilde{v}_{ik}$  – współczynnik stechiometryczny  $i$ -tego związku w  $k$ -tej reakcji

$x_i$  –  $i$ -ty związek

$k_k$  – szybkość reakcji

Wynikająca z reakcji chemicznych zmiana gęstości składników mieszaniny (reagentów) wyznaczana jest z Zależności 9. W równaniach Eulera (6) zależność ta uwzględniona została w postaci członu źródłowego  $S$ .

$$\omega_i = \frac{d\rho_i}{dt} = W_i \left[ \sum_{k=1}^m \pm v_{i,k} \alpha \left( k_{k,for} \prod_j C_j^{\xi_{jk}} - k_{k,rev} \prod_j C_j^{\xi_{jk}} \right) \right] \quad (9)$$

Gdzie:

$W_i$  – masa molowa  $i$ -tego związku

$m$  – liczba uwzględnionych reakcji chemicznych

$\alpha$  – współczynnik trzeciego ciała

$k_{k,for}$  – szybkość reakcji prostej

$k_{k,rev}$  – szybkość reakcji odwrotnej

$C_j$  – koncentracja  $j$ -tego składnika

$\xi_{jk}$  – wykładnik dla  $j$ -tego związku w  $k$ -tej reakcji

Zależność 9 opiera się na szybkościach (prostej i odwrotnej) poszczególnych reakcji, przy czym szybkość reakcji prostej modelowana jest przy użyciu równania Arrheniusa (Równanie 10).

$$k_{k,for} = A_k T^{n_k} \exp\left(-\frac{E_k}{RT}\right) \quad (10)$$

Szybkość reakcji odwrotnej natomiast, wyznaczana jest przy założeniu lokalnej, chwilowej równowagi chemicznej.

Ciepło spalania wynikające z reakcji chemicznych uwzględniane jest poprzez entalpię tworzenia poszczególnych związków ( $\Delta H_f^0$ ). Entalpia gazu jest w tym przypadku sumą entalpii termicznej oraz entalpii tworzenia zgodnie z Zależnością 11.

$$H(T) = H_{term}(T) + \Delta H_f^0 \quad (11)$$

Opisana Równaniem 12 energia całkowita gazu odwołuje się do entalpii poprzez energię wewnętrzną  $U$  (Równanie 13).

$$E = \rho U + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \quad (12)$$

$$U(T) = H(T) - P \quad (13)$$

Równania Eulera (6) rozwiązywane są Metodą Objętości Skończonych (ang. Finite Volume Method [14]), przy użyciu programu DETLAY. Szczegółowe informacje dotyczące kodu oraz wykorzystanych schematów dostępne są w pracy A. Kobiery [15], który wykorzystał powyższy model do badania inicjacji warstw wysokoenergetycznych przez fale detonacyjne w ram-akceleratorach.

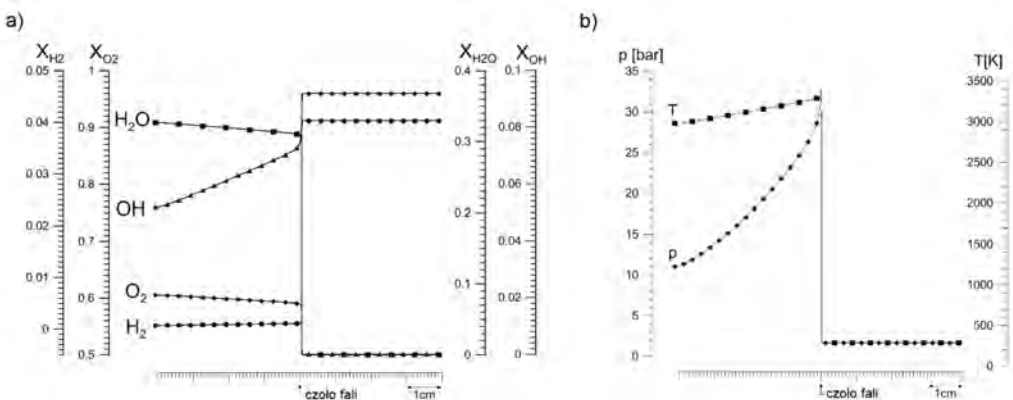
#### WYZNACZENIE STRUMIENIA CIEPŁA ZA FALĄ DETONACYJNĄ

Obliczenia wykonane zostały dla różnych warunków początkowych mieszaniny wodorowo-tlenowej (ciśnienia i składu). Do ich przeprowadzenia wykorzystano program DETLAY [15]. Przyjęto jednowymiarową domenę o długości 1.5m, którą podzielono na 15 000 jednakowych, sześciennych elementów. W obliczeniach założono ściankę izotermiczną, o temperaturze  $T_w=288K$  – takie podejście pozwala pominąć wpływ nagrzewania ścianki na strumień ciepła, dzięki czemu uzyskać można jego graniczną wartość. Liczba Prandtla założona została na poziomie  $Pr=0.815$  [1]. Przyjęty mechanizm reakcji chemicznych przedstawiony jest w tabeli 1 [15].

Tabela 1. Przyjęty mechanizm reakcji chemicznych

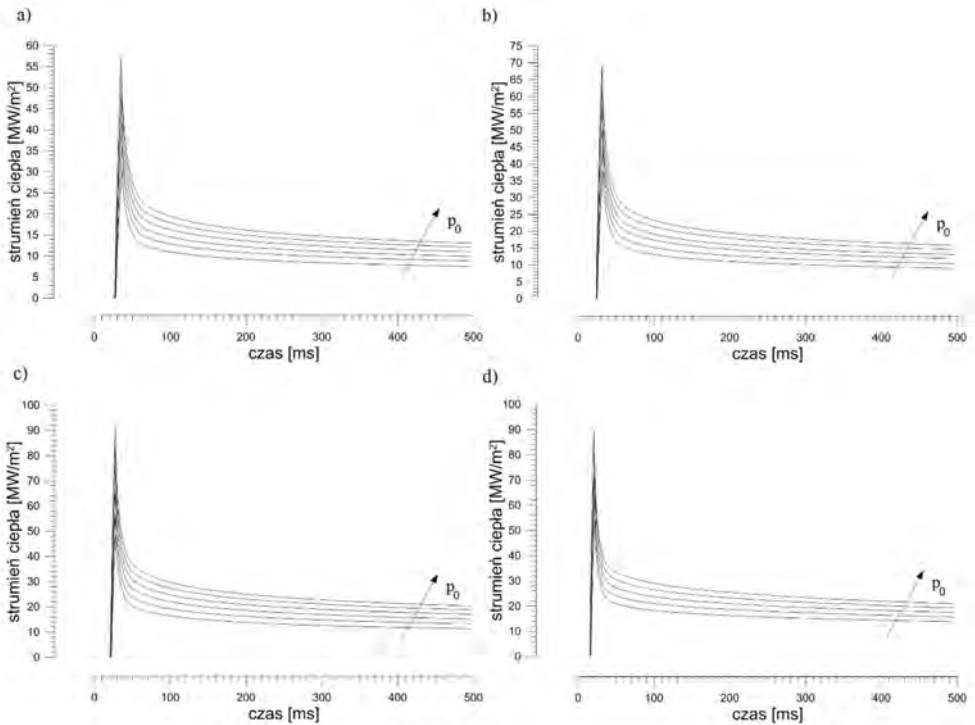
						Ak [cm,mol]	n	Ek [cal/molK]	
H2	+	O2	→	HO2	+	H	5.4954E13	0.0	58200.0
H	+	O2	→	OH	+	O	2.1878E14	0.0	16800.0
O	+	H2	→	OH	+	H	1.8197E10	1.0	8900.0
OH	+	H2	→	H	+	H2O	2.1878E13	0.0	5100.0
H	+	O2	→	HO2	+	M	1.5136E15	0.0	-1000

Przykładowy przebieg parametrów gazu obliczonych dla detonacji w mieszaninie wodorowo-tlenowej (40% udziału objętościowego  $H_2$ ) przedstawiony został na wykresie 1.



Wykres 1. Zmiana parametrów gazu wywołana falą detonacyjną. Mieszanina wodorowo-tlenowa (40% udziału objętościowego  $H_2$ ) o ciśnieniu początkowym 1.6bar.  $X_i$  – udziały masowe,  $p$  – ciśnienie,  $T$  – temperatura,  $\rho$  – gęstość,  $u$  – prędkość gazu

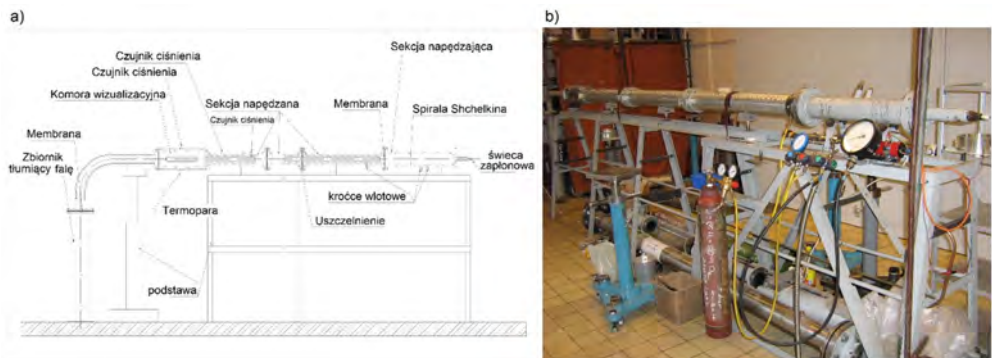
Wyznaczone strumienie ciepła przedstawione zostały na wykresie 2.



Wykres 2. Obliczone przebiegi strumieni ciepła w czasie, dla mieszankiny  $H_2-O_2$  o różnych ciśnieniach początkowych z zakresu 1.0 – 2.0 bar. a) 40% vol.  $H_2$ , b) 50% vol.  $H_2$ , c) 66.67% vol.  $H_2$ , d) 80% vol.  $H_2$

## BADANIA EKSPERYMENTALNE

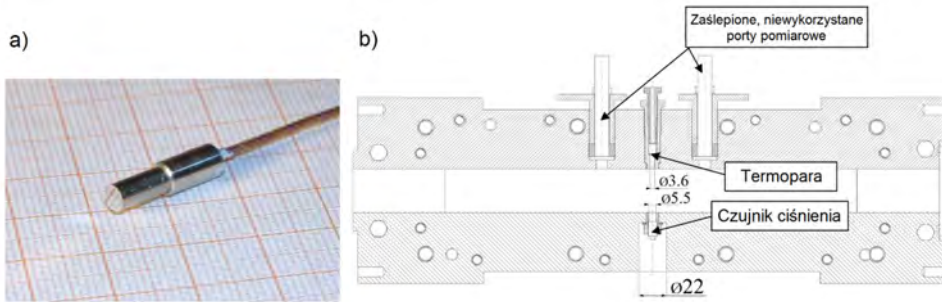
W celu eksperymentalnego określenia strumienia ciepła prowadzone są testy z wykorzystaniem rury uderzeniowej (rysunek 1) o kanale prostokątnym 35x35mm, wyposażonej w komorę wizualizacyjną.



Rysunek 1. Stanowisko badawcze a) schemat ogólny b) zdjęcie stanowiska

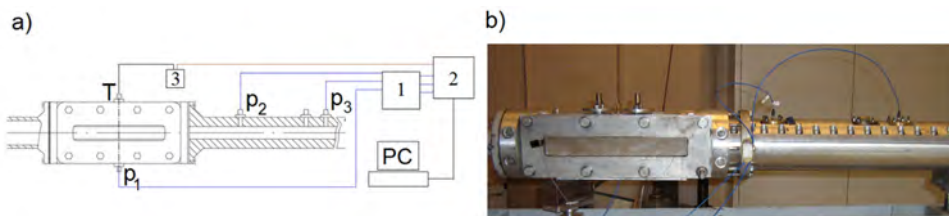
Ze względu na stosunkowo niską wytrzymałość stosowanych w komorze szyb kwarcowych, na obecnym etapie badań, szyby zastąpione zostały stalowymi płytami – pozwoliło to na

badania detonacji w mieszaninach o wyższych ciśnieniach początkowych. W eksperymentach skupiono się na pomiarze temperatury przy użyciu szybkiej termopary [18] (Rysunek 2a) opracowanej i wyprodukowanej przez RWTH (Nadreńsko-Westfalska Wyższa Szkoła Techniczna) w Akwizgranie (Niemcy). Termopara zainstalowana została w ścianie komory wizualizacyjnej w sposób przedstawiony na Rysunku 2b.



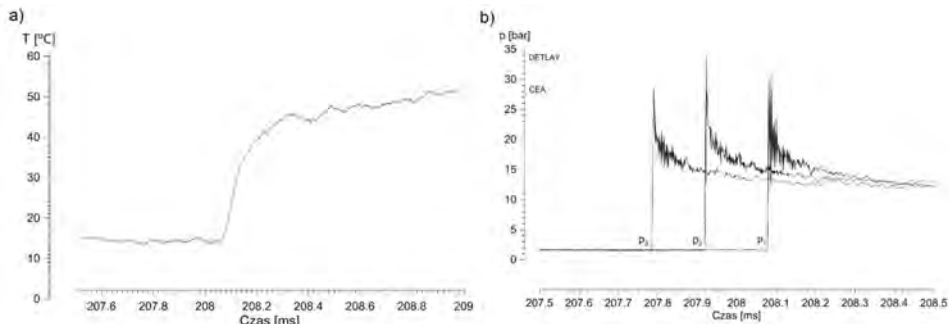
Rysunek 2. Szybka termopara wykorzystana do badań a) zdjęcie termopary  
b) schemat przedstawiający zamocowanie termopary w ścianie kanału

Oprócz pomiaru temperatury w eksperymentach mierzono również ciśnienie w trzech przekrojach kanału. System akwizycji danych przedstawiono schematycznie na Rysunku 3a.



Rysunek 3. System akwizycji danych. 1 – kondycjoner sygnału, 2 – karta pomiarowa, 3 – kąpiel lodowa zimnego końca termopary

Pomiar ciśnienia w czasie, w różnych przekrojach kanału, pozwala na wyznaczenie prędkości fali detonacyjnej, dzięki czemu możliwa jest weryfikacja poprawności przeprowadzenia eksperymentu. Różnice między otrzymanymi w eksperymentach prędkościami propagacji fali a prędkościami wyznaczonymi przy użyciu równowagowego programu CEA [16] są nie większe niż 5%. Przykładowe, zmierzone przebiegi ciśnienia i temperatury przedstawione zostały na wykresie 3.



Wykres 3. Przykładowe, zmierzone przebiegi a) temperatury oraz  
b) ciśnienia za falą detonacyjną (40% vol.  $H_2$ ,  $p_0=1.6$  bar)

Strumień ciepła wyznaczany jest na podstawie teorii o nieustalonym przewodzeniu ciepła w ciele pół-nieskończonym [17], wg zależności 14.

$$\dot{q}_n(t) = \frac{2\sqrt{\rho c k}}{\sqrt{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{T(t_i) - T(t_{i-1})}{(t_n - t_i)^{1/2} + (t_n - t_{i-1})^{1/2}} \quad (14)$$

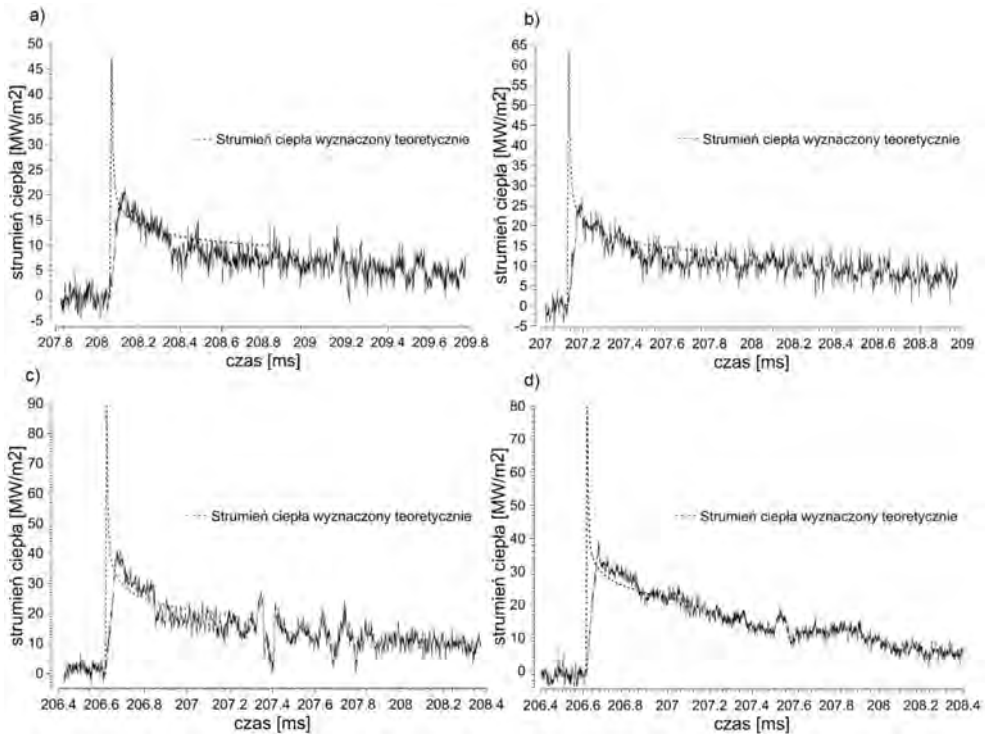
Gdzie:

$\sqrt{\rho c k}$  – współczynnik charakteryzujący materiał termopary,

$T$  – temperatura

$t$  – czas

Przykładowe, wyznaczone na podstawie powyższej zależności strumienie ciepła dla różnych parametrów początkowych mieszaniny (ciśnienia i składu) przedstawione zostały na wykresie 4.



Wykres 4. Wyznaczone na podstawie pomiarów temperatury (oraz porównane z przebiegami teoretycznymi) przykładowe strumienie ciepła za falą detonacyjną dla mieszaniny H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub> a) 40% vol H<sub>2</sub>, p<sub>0</sub>=1.6bar, b) 50% vol H<sub>2</sub>, p<sub>0</sub>=1.8bar c) 66.67% vol H<sub>2</sub>, p<sub>0</sub>=2.0bar, d) 80% vol H<sub>2</sub>, p<sub>0</sub>=2.0bar

## WNIOSKI

Analiza wyników badań eksperymentalnych potwierdza zgodność strumienia ciepła otrzymanego na podstawie pomiaru temperatury ze strumieniem ciepła wyznaczonym w oparciu o model analityczny. Przeprowadzone badania pozwalają stwierdzić iż opracowany przez



Sichela i Davida model z powodzeniem może zostać zastosowany do wyznaczania obciążeń cieplnych za propagującą w jednorodnej, stacjonarnej mieszaninie falą detonacyjną.

#### LITERATURA

- [1] M. Sichel, T.S. David. (1966). Transfer Behind Detonations in H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub> Mixtures. *AIAA Journal* Vol 4, No. 6
- [2] P. Wolański. (2013). Detonative Propulsion. *Proceedings of the Combustion Institute* 34 pp. 125-158
- [3] F. K. Lu, E. M. Braun, L. Massa, D. R. Wilson, Rotating Detonation Wave Propulsion: Experimental Challenges, Modeling, and Engine Concepts. In 47<sup>th</sup> IAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2011, San Diego, California
- [4] J. Kindracki. (2008). *Badania Eksperymentalne I Symulacje Numeryczne Procesu Inicjacji Wirującej Detonacji Gazowej*, Rozprawa Doktorska, Politechnika Warszawska.
- [5] E. Wintenberger, J. E. Shepherd. (2006). Thermodynamic cycle analysis of propagating detonations. *Journal of Propulsion and Power*, vol. 22, issue 3, pp: 694-698
- [6] J. H. S. Lee (2008), *The Detonation Phenomenon*, Cambridge University Press
- [7] J. Kindracki, A. Kobiera, P. Wolański, Z. Gut, M. Folusiak, K. Świdorski. (2011). Experimental and Numerical Research on the Rotating Detonation Engine in Hydrogen-air Mixtures. *Advances in Propulsion Physics*. Edited by S. Frolov, Torus Press, 2011, 35-62;
- [8] Kindracki, A. Kobiera, P. Wolański. (2009). Experimental and Numerical Research on Rotating Detonation in Small Rocket Engine Model. *Combustion Engines - Silniki Spalinowe*, Nr 2009-SC2
- [9] F. Falempin. (2008). Continuous Detonation Wave Engine. *Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft*, pp. 8-1 – 8-16.
- [10] J.A. Nicholls, R.E. Cullen. (1964). *The Feasibility of a Rotating Detonation Wave Rocket Motor*, University of Michigan. ( RPL-TDR-64-113)
- [11] H. Mirels. (1956). *Boundary Layer Behind Shock or Thin Expansion Wave Moving Into Stationary Fluid*. NACA Technical Note 3712
- [12] D. R. White. (1961). Turbulent Structure of Gaseous Detonation. *Physics of Fluids*, Vol. 4, No. 4
- [13] R.A. Hartunian, A.L. Russo, P.V. Marrone. (1955). Boundary layer transition and heat transfer in shock tubes. *Journal of Aerospace Sciences*, vol. 27, pp. 585-587,
- [14] J.H. Ferziger, M. Peric. (2002). *Computational Methods for Fluid Dynamics*, 3<sup>rd</sup> edition, Springer, London
- [15] A. Kobiera. (2004). *Badanie Inicjacji Warstw Wysokoenergetycznych Przez Detonację Gazową*, Rozprawa Doktorska, Politechnika Warszawska
- [16] S. Gordon, B. McBride. (1971). *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouget Detonations*, NASA SP-273
- [17] D.L. Schultz, T.V. Jones. (1973). *Heat-Transfer Measurements in Short-Duration Hypersonic Facilities*, Agard Library, AGARD-AG-165, Feb.
- [18] Aachen University, *Coaxial thermocouples for fast heat flux measurement*. Retrieved May 19, 2014 from <http://www.swl.rwth-aachen.de/en/industry-solutions/thermocouples/>

## INVESTIGATION OF HEAT TRANSFER BEHIND DETONATION WAVE

### Abstract

*Investigation of heat transfer behind detonation wave that propagates in stationary, homogeneous  $H_2-O_2$  mixture is described in this article. Investigation was conducted both experimentally and theoretically. Experiments were carried in the shock tube, and focused on fast temperature measurements which were the basis for evaluation of heat flux behind detonation wave. Calculations were conducted using analytical model proposed by Sichel and David. Input parameters for the model were obtained via CFD simulations of reactive, compressible, inviscid flow. The results will be useful for evaluation of heat transfer in Rotating Detonation Combustion Chamber.*

Keywords: *detonation, heat transfer, rocket engine*