

# MOŻLIWOŚCI ROZWOJU SILNIKÓW TURBINOWYCH Z DETONACYJNĄ KOMORĄ SPALANIA

PIOTR WOLAŃSKI

Instytut Lotnictwa, Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

PIOTR KALINA, WŁODZIMIERZ BALICKI, ARTUR ROWIŃSKI, WITOLD PERKOWSKI,  
MICHAŁ KAWALEC, BORYS ŁUKASIK

Centrum Technologii Kosmicznych, Zakład Napędów Lotniczych, Instytut Lotnictwa,  
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa

[piotr.wolański@ilot.edu.pl](mailto:piotr.wolański@ilot.edu.pl)

## Streszczenie

W artykule zaprezentowano obszerne badania zastosowania wirującej detonacji w silniku turbinowym. Stanowisko badawcze umożliwiło dostarczenie powietrza o wydatku 2,5 kg/s i ciśnieniu 2,5 bara z możliwością jego podgrzewania do ponad 100°C. Wykonano układ zasilania stanowiska paliwem podgrzewanym do 170°C oraz dodatkowo gazowym wodorem. Stanowisko badawcze wyposażone było w układy pomiarowe i sterowania: wydatkiem powietrza i paliwa oraz w system akwizycji danych w tym szybkozmiennych przebiegów ciśnień w komorze spalania. Szeroko zakrojone badania wirującej detonacji realizowane były na otwartych i zdławionych komorach spalania oraz po dołączeniu ich do turbowałowego silnika GTD-350. Przedstawiono warunki uzyskania stabilnej detonacji. Stwierdzono, że w przypadku wirującej detonacji w silniku zasilanym gazowym wodorem sprawność cieplna może być podwyższona o 5-7% w porównaniu do sprawności silnika z deflagacyjną komorą spalania.

Słowa kluczowe: spalanie detonacyjne, wirująca detonacja, silnik turbinowy.

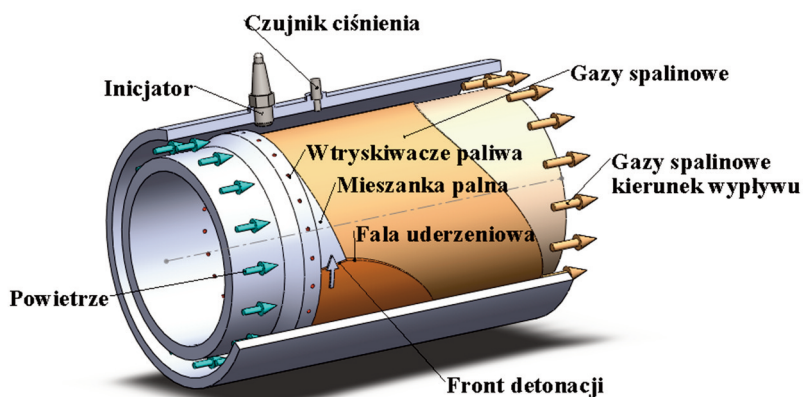
## 1. WPROWADZENIE

W odróżnieniu od spalania deflagacyjnego, w którym mamy do czynienia ze spadkiem ciśnienia spalanie detonacyjne skutkuje jego znacznym podwyższeniem. Zastosowanie detonacji w silniku może powodować zwiększenie jego sprawności. Idea ta została po raz pierwszy zaproponowana przez Zeldowicza [1] ale pierwsze próby pulsacyjnego silnika detonacyjnego zostały przeprowadzone na University of Michigan, przez Nichollsa i współpracowników [2]. Efekt spalania detonacyjnego może być realizowany w systemach napędowych na wiele różnych sposobów (pulsacyjne, rotacyjne, i ze stacjonarną falą detonacyjną). Spalanie detonacyjne może więc mieć charakter ciągły lub pulsacyjny. Zastosowanie spalania detonacyjnego podwyższa nie tylko jego sprawność termodynamiczną, ale także szybkość wywiązywania energii, co skutkuje zwartą konstrukcją komory spalania. Silniki takie mogą być stosowane do napędu samolotów pod i naddźwiękowych oraz do samolotów kosmicznych lub rakiet. Szczegółowy opis możliwości zastosowania detonacji do napędu

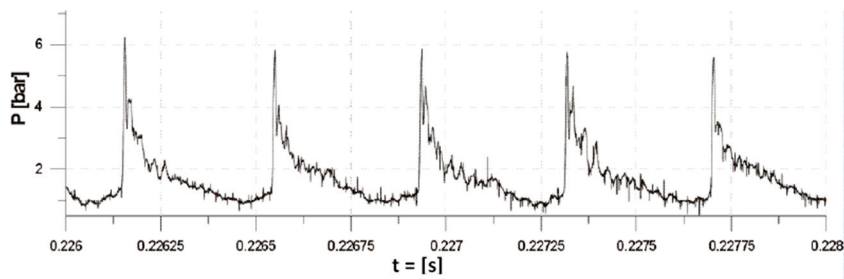
można znaleźć w [3,4]. Podczas ostatniej dekady wiele badań nad napędem detonacyjnym było skupione nad wykorzystaniem do napędu quasi-stacjonarnej detonacji (detonacji stacjonarnej w odniesieniu do wirującego układu odniesienia). Silniki wykorzystujące efekt wirującej detonacji określane są jako Rotating Detonation Engine (RDE) lub Continuous Wave Detonation Engine (CWDE).

## 2. CIĄGŁA WIRUJĄCA DETONACJA (CRD)

Na początku lat 60 ubiegłego wieku w Nowosybirskim Instytucie Hydromechaniki Voitsekhovskii i współpracownicy jako pierwsi, uzyskali doświadczalnie stabilną wirującą detonację [5,6]. Pierwsze próby praktycznych zastosowań stabilnej wirującej detonacji przeprowadzono na University of Michigan. Prace te nie przyniosły oczekiwanych rezultatów, ale autorzy raportu stwierdzili „Nie stwierdzono niczego, co czyniłoby tę koncepcję niemożliwą (do realizacji) ale ważne zagadnienia ...powinny zostać rozwiązane. Uważa się, że wiele można osiągnąć podczas dalszych badań wirującej detonacji realizowanej w cylindrycznej komorze spalania. Choć nie osiągnięto założonych celów nie fundamentalnego nie stoi na przeszkodzie ich realizacji” [7]. Badania nad zastosowaniem ciągłej detonacji do układu napędowego zostały przerwane na wiele lat, ale powrócono do nich w szeregu laboratoriach [8-14] na początku XXI stulecia. Ostatnio eksperymentalne badania i numeryczne analizy CRD są realizowane w Rosji, Polsce, Francji, USA, Japonii, Chinach, Korei i Singapurze [4]. Wirująca detonacja to podstawowy proces spalania dla wszystkich silników RDE. Jest to proces najczęściej realizowany w cylindrycznych (pierścieniowych) komorach. Typowa konfiguracja cylindrycznej komory detonacyjnej została pokazana na rysunku 1 a zapis stabilnego przebiegu ciśnienia w komorze na rysunku 2 [15].

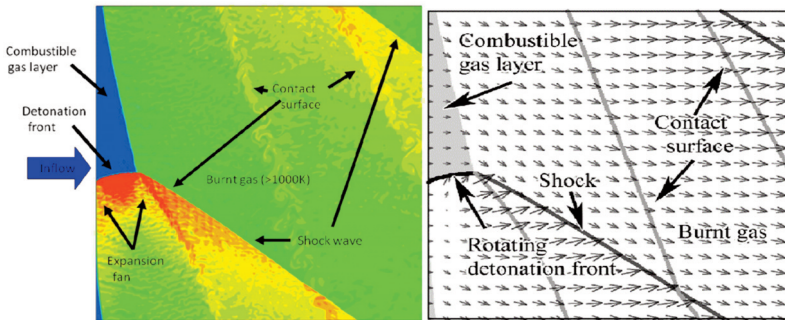


Rys. 1. Schemat detonacyjnej pierścieniowej komory spalania z elementami struktury przepływu CRD [P. Kalina, 2016]



Rys. 2. Przebieg ciśnienia w detonacyjnej komorze spalania przy spalaniu wodoru [13]

Pierwsze obliczenia struktury wirującej detonacji zostały przeprowadzone przez Adamsona i współpracowników [16, 17]. Przebadali oni możliwość zastosowania CRD w silniku raketowym. Mimo użycia komputerów o małych mocach obliczeniowych zdołali rozpoznać podstawowe struktury detonacji. Pierwsze szczegółowe obliczenia 2-D struktury detonacji w stosunkowo dużych komorach przeprowadził Hishida i współpracownicy [18]. Było to możliwe dla przypadku, gdy stosunek wysokości kanału cylindrycznej komory do promienia komory jest mały. Na rysunku 3 przedstawiono strukturę przepływu CRD w laboratoryjnym układzie współrzędnych. Bardzo ważnym wnioskiem z tych obliczeń może być fakt, że mimo wirowania fali detonacyjnej wzdłuż obwodu komory spalania, przepływ produktów spalania w komorze jest zasadniczo osiowy, więc w RDE będą bardzo małe straty energii dla elementów wirującego przepływu z powodu istnienia składowych rotacyjnych przepływu. Szczegółowy opis struktury 2-D CRD można znaleźć w [18]. Gdy wysokość komory jest większa, konieczne jest przeprowadzenie obliczeń 3-D, gdyż struktura fal i przepływu jest bardziej złożona niż w układzie płaskim (2-D). Szczegółowe obliczenia 3-D struktury CRD realizowane są w wielu ośrodkach badawczych w Polsce, Francji, USA, Rosji, Japonii, Korei, Singapurze i w innych krajach [4, 8].



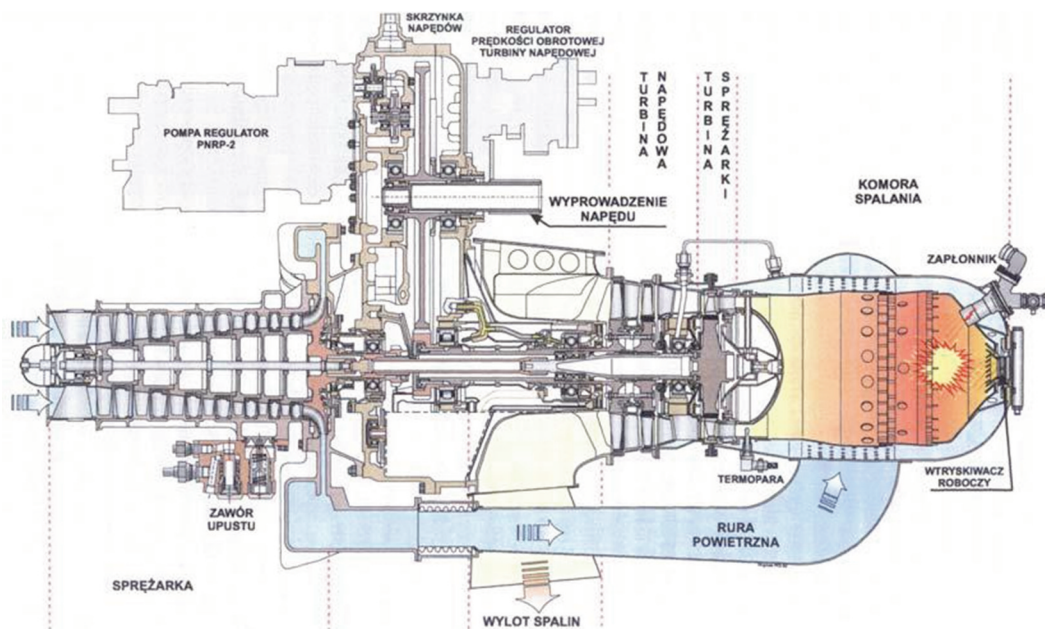
Rys. 3. Wyniki symulacji komputerowej 2-D, struktura detonacji i wektory prędkości w układzie współrzędnych laboratoryjnych [18]

### 3. OBIEKT BADAŃ

Badania zastosowania wirującej detonacji w silniku turbinowym prowadzono w Instytucie Lotnictwa w ramach Programu Operacyjnego Innowacyjna Gospodarka. Do badań wytypowano turbowalowy silnik GTD-350 wykorzystywany do napędu śmigłowca Mi-2. Powodem takiego wyboru była lokalizacja komory spalania, która położona jest na zewnątrz układu sprężarka-turbina, co umożliwiało stosunkowo łatwe modyfikacje komory.

#### 3.1. RD-350 Turbinowy Silnik z detonacyjną komorą spalania

Bazowy silnik GTD-350 składa się z siedmiostopniowej sprężarki osiowej z dodatkowym stopniem sprężarki odśrodkowej. Maksymalny stopień sprężania wynosi od 4,5 do 6 (zależnie od wersji) a maksymalne natężenie przepływu powietrza około 2 kg/s. Silnik posiada pojedynczą komorę spalania o przepływie wstecznym i dwie turbiny: jednostopniową turbinę sprężarki i dwustopniową turbinę napędową. Schemat silnika został przedstawiony na rysunku 4.

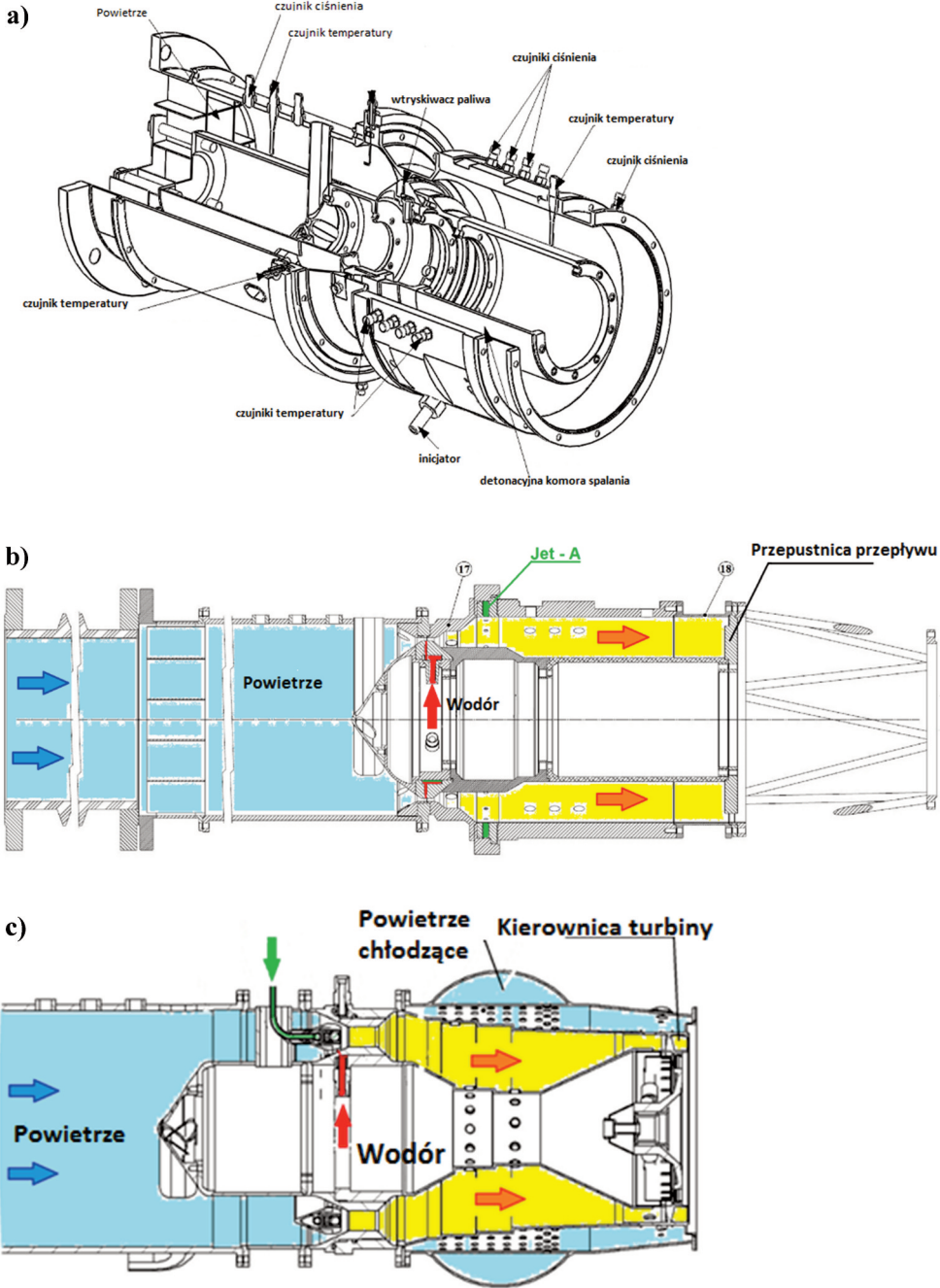


Rys. 4. Schemat silnika GTD-350 [W. Balicki, 2015]

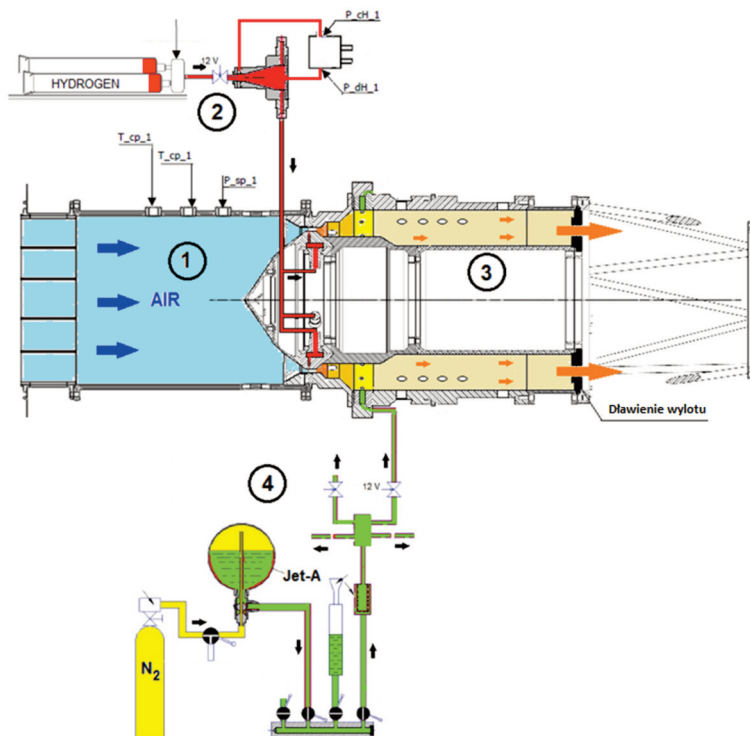
### 3.2. Detonacyjne komory spalania

Pierwsze badania dotyczyły określenia warunków brzegowych, które umożliwiały uzyskanie ciągłej wirującej detonacji dla komór spalania o wymiarach pozwalających na integrację z silnikiem. Przebadano szereg konstrukcji komór spalania dla uzyskania optymalnej konfiguracji. Stwierdzono, że przy zasilaniu czystym paliwem Jet-A trudno uzyskać stabilną wirującą detonację w komorze spalania. Oprócz komór spalania zasilanych czystym paliwem Jet-A badano komory zasilane czystym gazowym wodorem jak i komory zasilane jednocześnie oboma tymi paliwami. W tym przypadku ilość wodoru była zwykle mniejsza niż 25% ale testowano też przypadki z ponad 50% oraz z 100% masowym udziałem wodoru w ogólnym bilansie paliw. Schematyczny diagram tych komór spalania przedstawiono na rysunku 5. We wszystkich przypadkach komory były zasilane przez podgrzane powietrze pod wysokim ciśnieniem. Powietrze było dostarczane do komory spalania pod ciśnieniem od 1 do 2,5 bara i temperaturze od 80 do 130°C a jego wydatek zmieniano w zakresie od 0,4 do 2,5 kg/s. W przypadku badań realizowanych z udziałem paliwa Jet-A testowano proces spalania dla paliwa w temperaturze pokojowej jak i podgrzanego do 170°C. Układ zasilania przedstawia rysunek 6. Ostateczne badania przeprowadzono na stanowisku badawczym, w którym komora detonacyjna była bezpośrednio podłączona do turbowałowego silnika GTD-350. Schemat stanowiska przedstawia rysunek 7. W tym przypadku silnik pracuje w cyklu (trybie) otwartym tj. turbina i sprężarka silnika nie są sprzężone gazodynamicznie – odpowiednio przydławiona sprężarka tłoczy powietrze na zewnątrz silnika (a nie do komory spalania), natomiast detonacyjna komora spalania zasilana jest sprężonym powietrzem z zewnętrznej instalacji. Gorąca mieszanina powietrza i spalin opuszczająca komorę spalania trafia do turbiny sprężarkowej (napędzającej sprężarkę), a następnie do turbiny wolnej, obciążonej hamulcem. Moc turbiny wolnej jest mierzona bezpośrednio, natomiast moc zespołu wytwornicy, czyli moc przekazywana z turbiny sprężarkowej na sprężarkę jest wyliczana na podstawie pomierzonych parametrów gazu przed i za sprężarką, prędkości obrotowej sprężarki oraz charakterystyki sprawnościowej sprężarki.

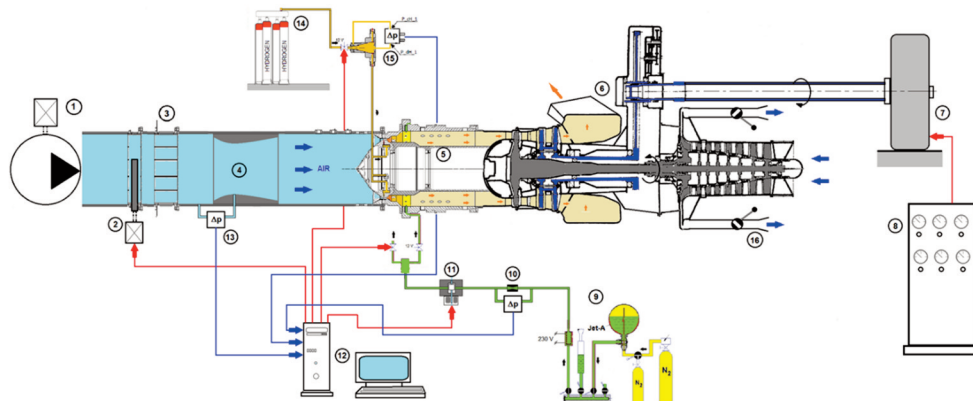
Regulacja natężenia przepływu obu paliw (wodór i Jet-A) jest realizowana przez komputer. System akwizycji danych rejestrował parametry pracy silnika.



Rys. 5. Różne konfiguracje testowanych komór spalania: a) przekrój detonacyjnej komory ze wskazanymi pkt. pomiarowymi, b) schemat komory z dwoma układami zasilania paliwami, c) schemat komory z zasilaniem powietrzem chłodzącym [W. Balicki, 2015]



Rys. 6. Schemat detonacyjnej komory spalania z podwójnym układem zasilania paliwami. 1 – przepływ powietrza, 2 – układ zasilania wodorem, 3 – komora spalania, 4 – układ zasilania paliwem Jet-A [W. Balicki, 2015]



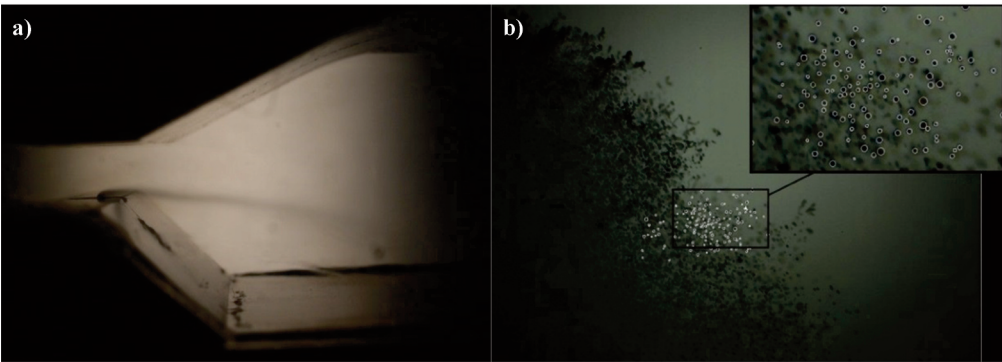
Rys. 7. System sterowania silnikiem z detonacyjną komorą spalania: 1 – sprężone powietrze, 2 – czujnik natężenia przepływu powietrza, 3 – regulator przepływu powietrza, 4 – zwężka pomiarowa natężenia przepływu powietrza, 5 – detonacyjna komora spalania, 6 – turbowalowy silnika GTD, 7 – hamulec, 8 – sterownik hamulca, 9 – układ wtrysku paliwa Jet-A, 10 – miernik przepływu paliwa Jet-A, 11 – electro hydrauliczny sterownik paliwa, 12 – komputer sterujący, 13 – różnicowy czujnik ciśnienia, 14 – układ zasilania wodorem, 15 – różnicowy czujnik ciśnienia, 16 – wylot powietrza z zaworami dławiącymi [W. Balicki, 2015]

### 3.3 Silnik GTD-350 z detonacyjną komorą spalania

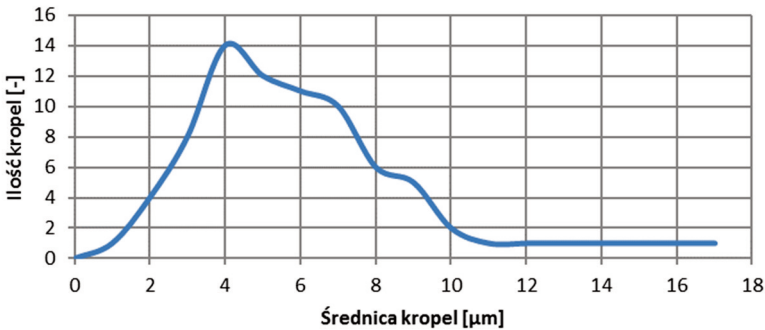
Na rysunku 7 przedstawiono schemat budowy silnika GTD-350 z detonacyjną komorą spalania wraz z układami: zasilania sprężonym powietrzem, zasilania paliwem Jet-A, zasilania gazowym wodorem, układem odbioru mocy i układem sterowania.

## 4. BADANIA

Szeroko zakrojone prace nad wirującą detonacją prowadzono w Instytucie Lotnictwa przez prawie 5 lat. Powstałe stanowiska badawcze służyły do badań rozpylenia paliwa, składu mieszanki palnej, wyboru systemu inicjacji detonacji, układów rejestracji mierzonych parametrów. Na rysunku 8 widać strugę wtryskiwanego paliwa z powiększeniem wybranego obszaru. Rysunek 9 przedstawia rozkład wielkości kropeł paliwa Jet-A.



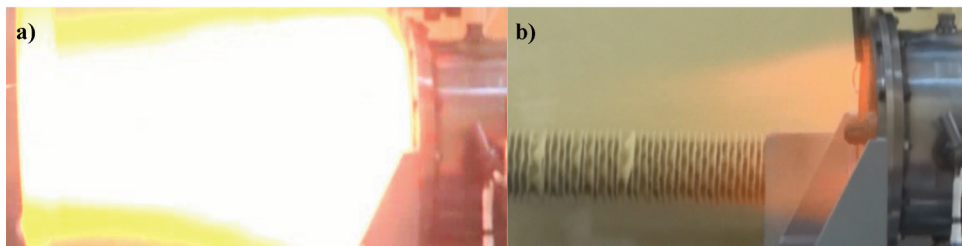
Rys. 8. Zdjęcia strugi wtryskiwanego Jet-A a) pełen widok, b) powiększenie wybranego obszaru [W. Perkowski, 2012]



Rys. 9. Rozkład wielkości kropeł Jet-A podczas wtrysku do badawczej komory (wysokość komory 20mm, średnica otw. wtryskiwacza 0,25 mm  $V_{pow}=100$  m/s,  $p_{wtr}=30$  bar, dla obszaru 6x6 mm na brzegu strugi paliwa [W. Perkowski, 2012]

Przetestowano kilkanaście wersji komór spalania. Początkowo były to komory z otwartym wylotem a następnie z układem dławienia wylotu w celu symulacji parametrów przepływu na wejściu do turbiny silnika. Testy na otwartych komorach pozwalały określić najkorzystniejsze warunki dla uzyskania ciągłej i stabilnej wirującej detonacji. Poza pomiarem ciśnienia w komorze spalania przeprowadzano wizualną obserwację płomienia na wyjściu z komory spalania oraz pomiary poziomu

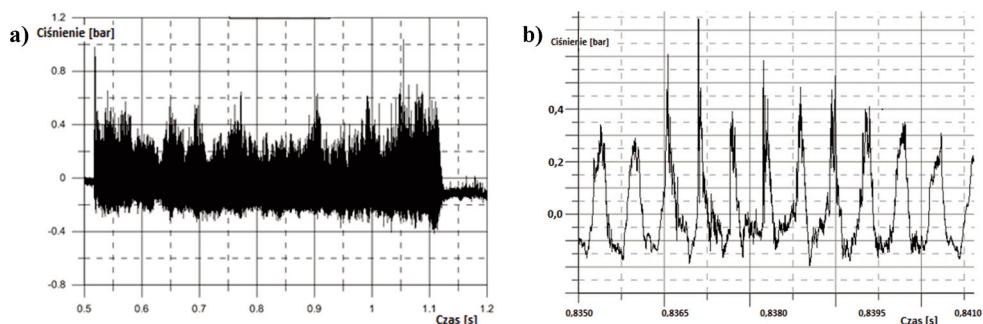
i częstotliwości hałasu. Spalaniu detonacyjnemu towarzyszył bardzo krótki płomień oraz hałas o wysokiej częstotliwości ponad 1,3 kHz. Przy spalaniu deflagacyjnym obserwowano długi płomień oraz hałas o wyraźnie niższej częstotliwości (poniżej 700 Hz). Typowe zdjęcia płomienia przy braku detonacji (deflagacja) i w przypadku detonacji pokazano na rysunku 10.



Rys. 10. Bezpośredni obraz płomienia wychodzącego z komory spalania dla a) spalania deflagacyjnego, b) spalania detonacyjnego [M. Kawalec, 2013]

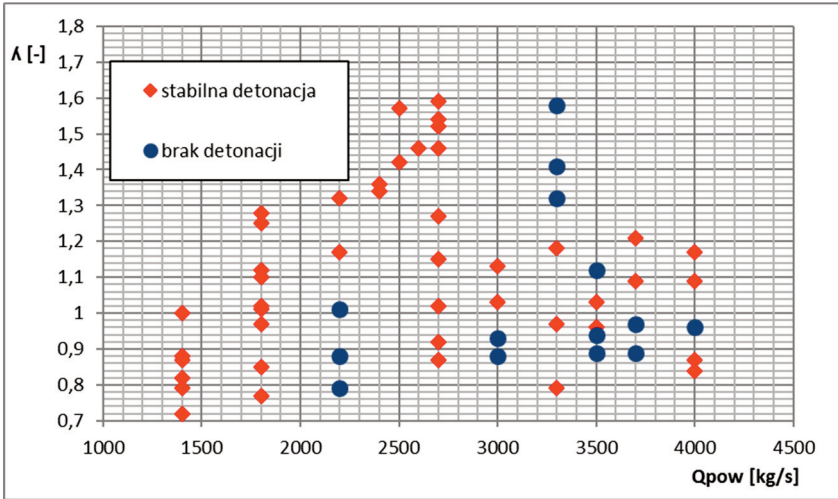
Nawet dla otwartych komór spalania detonacja była dużo łatwiejsza do zainicjowania, jeżeli paliwo Jet-A było podgrzane do około 170°C (lepsza atomizacja i formowanie mieszaniny).

Typowy przebieg ciśnienia dla spalania paliwa Jet-A z powietrzem został przedstawiony na rysunku 11. Jednak stabilność i powtarzalność detonacji dla tej konfiguracji była niezadawalająca. Jest to dobrze widoczne na rysunku 12, który stanowi zbiór wyników badań realizowanych przy różnych natężeniach przepływu powietrza i składu mieszanki paliwowej. Dla małych wartości natężenia przepływu (mniejsze prędkości powietrza na wlocie do komory, lepsze przygotowanie mieszanki paliwowo-powietrznej) uzyskano efekt stabilnej detonacji (ciągły proces detonacyjnego spalania, powtarzalność inicjacji detonacji). Dla wyższych wartości natężenia przepływu stabilność detonacji nie była pewna i miała charakter raczej stochastyczny. Aby poprawić stabilność detonacji, komory spalania zostały przystosowane do jednoczesnego zasilania wodorem i paliwem Jet-A. Gazowy wodór był stosowany jako dodatek ułatwiający inicjowanie detonacji dla paliwa lotniczego. Zabieg ten znacznie poprawił stabilność zainicjowanej detonacji w komorze spalania. Przebiegi ciśnień przy podwójnym zasilaniu paliwami przedstawiono na rysunku 13. Widać, że dodanie wodoru do mieszanki poprawiło stabilność i intensywność procesu detonacji. Jest również wyraźnie widoczne, że gdy odcięto zasilanie paliwem Jet-A a wodór jest nadal podawany, detonacja jest kontynuowana, ale intensywność procesu jest znacznie słabsza. Korzystniejsze rezultaty badań uzyskano dla mieszanki wodoru i powietrza. Jak widać na rysunku 14 piki ciśnienia są wyrównane i stabilne.

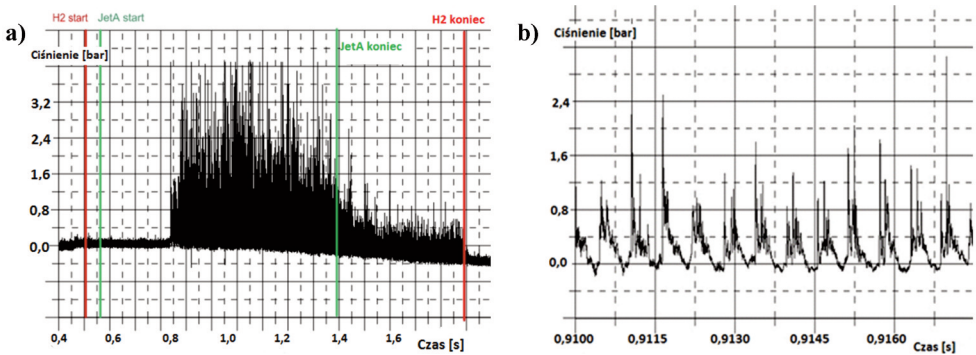


Rys. 11. Typowy przebieg ciśnienia wirującej detonacji w cylindrycznej komorze dla Jet-A, Natężenie przepływu: powietrza 0,7kg/s, Jet-A-0,032 kg/s (170°C) a) pełny zapis b) powiększenie losowo wybranego obszaru [B. Łukasik 2014]

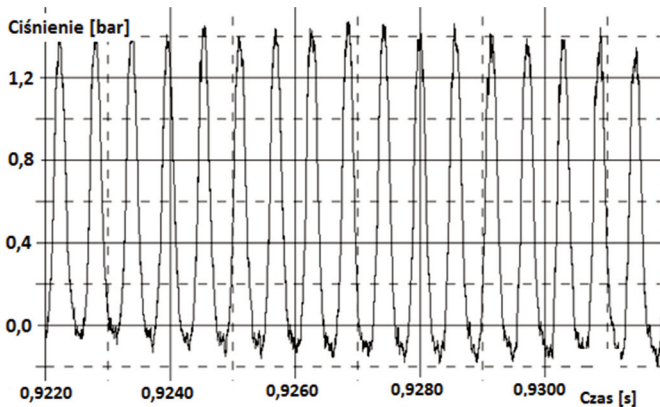




Rys. 12. Wyniki stabilnej detonacji i braku detonacji dla mieszaniny Jet-A+powietrze. Paliwo podgrzane do 170°C, powietrze do 130°C. [W. Balicki, 2015]

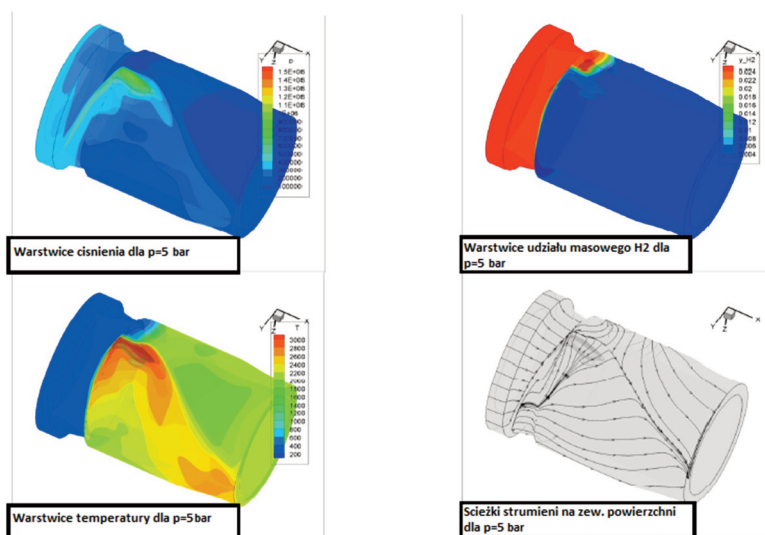


Rys. 13. Typowy przebieg ciśnienia przy zasilaniu dwoma paliwami (wodór i Jet-A) natężenie przepływu powietrza 2 kg/s, H2-0,022 kg/s, Jet-A-0,021 kg/s. a) pełen zapis testu, b) powiększenie losowo wybranego obszaru [B. Łukasik, 2014]

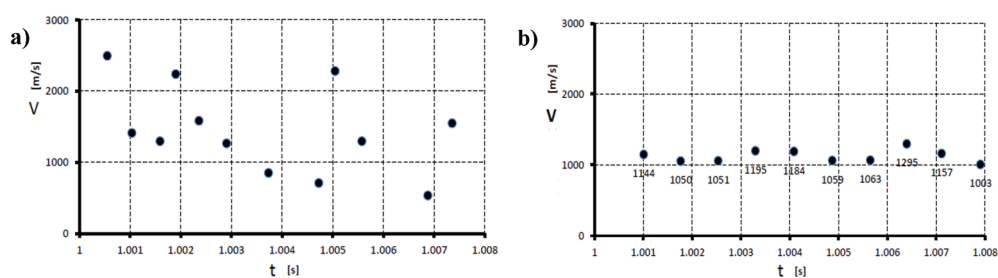


Rys. 14. Typowy przebieg ciśnienia przy zasilaniu mieszanką wodór+powietrze, powiększenie losowo wybranego obszaru, natężenie przepływu powietrza 1 kg/s, H2-0,017 kg/s [B. Łukasik 2014]

W celu uzyskania bardziej szczegółowych informacji o strukturze i stabilności detonacji przeprowadzono szereg obliczeń numerycznych 3-D. Warstwice ciśnienia, temperatury i udziału masowego wodoru przedstawiono na rysunku 15. Obliczenia te były bardzo pomocne w zrozumieniu szczegółów pola przepływu w komorze spalania dla danych warunków pracy jak i uzyskanych wyników eksperymentów oraz pomagały w modyfikacji geometrii komór. W analizowanych komorach detonacja mieszanki wodoru i powietrza była zwykle stabilna w porównaniu z mieszaniną obu paliw i powietrza. Jest to bardzo dobrze widoczne na rysunku 16, gdzie zmiany prędkości wirowania detonacji dla mieszanki obu paliw i powietrza są wyraźnie widoczne, podczas gdy dla mieszanki wodoru i powietrza są nieznaczne.



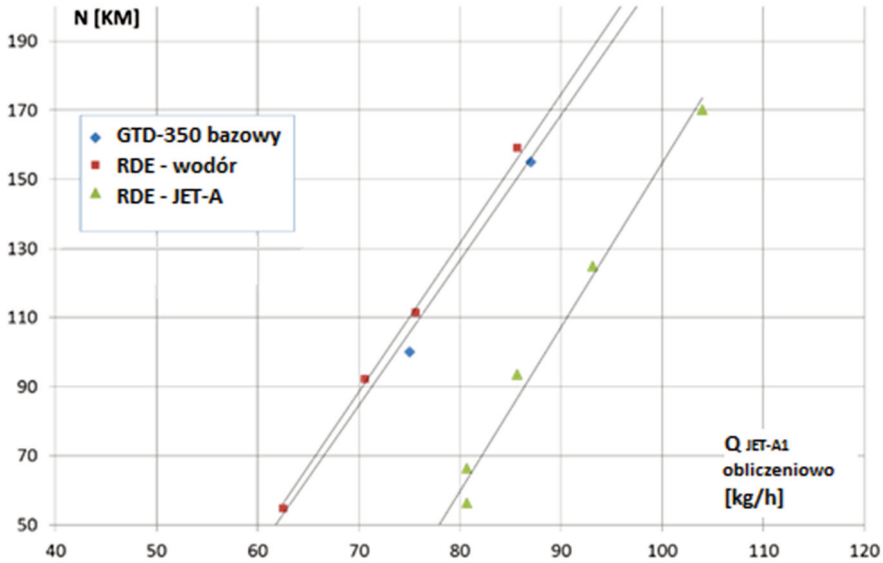
Rys. 15. Obliczenia numeryczne struktury wirującej detonacji w złożonej 3-D geometrii dla mieszanki wodorowo-powietrznej [20] dla ciśnienia na wlocie do komory równego 5 bar.



Rys. 16. Analiza stabilności dla wybranego typowego obszaru pomiarowego w procesie wirującej detonacji dla: a) mieszanka wodor+Jet-A+powietrze, b) mieszanka wodor+powietrze, [M. Kawalec, 2015]

Końcowe badania realizowano na silniku GTD-350 z zainstalowaną detonacyjną komorą spalania. Podczas tych badań monitorowano stabilność wirującej detonacji jak i parametry pracy silnika (prędkość obrotową sprężarki i turbiny, moment obrotowy, temperatury spalin). Stwierdzono, że przy zasilaniu silnika paliwem Jet-A silnik może pracować, ale sprawność takiego silnika jest dużo niższa niż silnika z klasyczną komorą spalania. Najwyższą sprawność silnika uzyskano dla mieszanki wodorowo-powietrznej. W takim przypadku silnik działał stabilnie i wykazywał sprawność wyższą o 5-7% od bazowego silnika GTD-350. Nieco niższą sprawność od silnika bazowego uzyskano przy

zasilaniu dwoma paliwami (gazowym wodorem i ciekłym podgrzany paliwem Jet-A). Wyniki tych eksperymentów przedstawiono na rysunku 17.



Rys. 17. Moc na wale silnika w funkcji zużycia paliwa (dla H<sub>2</sub>-Jet-A skorygowane do ciepła całkowitego) [W. Balicki, 2015]

## 5. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

W Instytucie Lotnictwa w Warszawie od szeregu lat prowadzone są prace z zakresu badań silników turbinowych i raketowych [26-31]. W latach 2010-2015 przeprowadzono kompleksowe badania zastosowania wirującej detonacji w turbinowym silniku. Zbudowano specjalne laboratorium wyposażone w układy zasilania powietrzem, paliwami oraz w układy kontrolno-pomiarowe. Początkowo badania koncentrowały się na problemach tworzenia mieszanin paliwowo-powietrznych oraz sposobach inicjacji detonacji w komorze spalania. Przeprowadzone badania wskazują, że dla lepszego tworzenia mieszanki podgrzewanie paliwa jest bardzo pomocne, ale nie gwarantuje udanych inicjacji detonacji a także stabilności samego procesu detonacji. Znacznie lepsze wyniki uzyskano przy zasilaniu komory spalania dwoma paliwami. Dodanie gazowego wodoru do ciekłego paliwa poprawiło proces inicjacji i stabilność wirującej detonacji. Najlepsze rezultaty otrzymano jednak dla mieszaniny powietrza z gazowym wodorem.

### Podziękowania

Badania przeprowadzono w okresie lat 2010-2015 w ramach projektu UDA-POIG 01.03.01-14-071 „Silnik turbinowy z detonacyjną komorą spalania” współfinansowanego przez UE i Ministerstwo Rozwoju Regionalnego, Polska.

Specjalne podziękowania dla dr inż. Jana Kindrackiego i dr inż. Arkadiusza Kobiery z Politechniki Warszawskiej oraz dr inż. Karola Świderskiego i dr inż. Michała Folusiaka z Instytutu Lotnictwa za wkład w prace prowadzone w ramach w/w projektu.

**BIBLIOGRAFIA**

- [1] Zeldovich, Ya. B., 1940, "On the use of detonative combustion in power engineering," *J. Techn. Phys.*, Vol. 10, pp. 1453-1461 (in Russian).
- [2] Nicholls, J. A., Wilkinson, H. R., Morrison, R. B., 1957, "Intermittent Detonation as a Thrust-Producing Mechanism", *Jet Propulsion*, May 1957.
- [3] Wolański P., 2011, "Detonation Engines", Paper, *Journal of KONES*, Vol. 18, No. 3, pp.515-521.
- [4] Wolański, P., 2013, "Detonative propulsion", *Proceedings of the Combustion Institute*, 34, pp. 125-158, Elsevier.
- [5] Voitsekhovskii, B. V., 1960, "Stationary spin detonation," *J. Appl. Mech. Techn. Phys.*, Vol. 3, pp. 157-164 (in Russian).
- [6] Voitsekhovskii, B. V., Mitrofanov, V. V. and Topchiyan, M. E., 1963, "Structure of the detonation front in gases", *Izdatelstvo SO AN SSSR, Novosibirsk* (in Russian).
- [7] Nicholls J.A., et al, 1962, "The Feasibility of a Rotating Detonation Wave Rocket Motor", *The Univ. of Mich., ORA Report 05179-1-P*.
- [8] Bykovskii F. A. and Vedernikov E. F., 2003, Continuous detonation of a subsonic flow of a propellant. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 39, No. 3, pp. 323-334.
- [9] Bykovskii F. A., Zhdan S. A., and Vedernikov E. F., 2006, Continuous spin detonation of fuel-air mixtures. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, Vol. 42, No. 4, pp. 451-460.
- [10] Kindracki J, Fujiwara T. Wolanski P., 2006, An experimental study of small rotating detonation engine, in: *Pulsed and continuous detonation*, Torus Press, pp. 332-338.
- [11] Falempin, F., Daniau, E., Getin, N., Bykovskii, F. A., and Zhdan, S., 2006, "Toward a continuous detonation wave rocket engine demonstrator," *14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA2006-7956*, Canberra, Australia, 6-9 Nov.
- [12] Davidenko, D., Jouot, F., Kudryavtsev, A., Dupré, G., Gökalp, I., Daniau, E., and Falempin, F., 2007, "Continuous detonation wave engine studies for space application," *2nd European Conference for Aero-Space Sciences (EUCASS 2007)*, Brussels, Belgium, 1-6 Jul.
- [13] Kindracki J., 2008, „Badania eksperymentalne i symulacje numeryczne procesu inicjacji wirującej detonacji gazowej”, *Praca doktorska, Politechnika Warszawska* (PhD thesis, in Polish).
- [14] Zitoun R., and Desbordes D., 2011, "PDE and RDE studies at PPRIME", *Detonation Wave Propulsion Workshop*, Bourges, France 11-13 July.
- [15] Wolanski P., 2010, "Development of the continuous rotating detonation engines", in "Progress in Pulsed and Continuous Detonations", edited by G.D. Roy and S.M. Frolov, Moscow, Torus Press, pp. 395-406.
- [16] Adamson, Jr, T. C. and Olsson G. R., 1967, "Performance Analysis of a Rotating Detonation Wave Rocket Engine", *Acta Astronautica*, Vol. 13, pp.405-415.
- [17] Shen Peter I-wu and Adamson, Jr, T. C., 1972, "Theoretical Analysis of a Rotating Two-Phase Detonation in Liquid Rocket Motors", *Acta Astronautica*, Vol. 17, pp. 715-728.
- [18] Hishida M., Fujiwara T. and Wolanski P., 2009, "Fundamentals of rotating detonation", *Shock Waves*, 19.
- [19] Kindracki J., Kobiera A., Wolański P., Gut Z., Folusiak M., Świdorski K., 2011, "Experimental and Numerical Research on the Rotating Detonation Engine in Hydrogen-air Mixture", *Advances in Propulsion Physics*, Edited by S. Frolov, Torus Press.
- [20] Wolanski P., 2012, "Experimental and Numerical Research of Continuous Rotating Detonation in Poland", *IWDP*, Tsukuba, Japan.
- [21] Schwer D.A., Kailasanath K., 2010, "Numerical Investigation of Rotating Detonation Engines", *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 25-28 July*, Nashville, TN, AIAA Paper 2010-6880.

- [22] Shao Ye-Tao, Wang Jian-Ping, 2010, "Continuous Detonation Engine and the Effects of Different Types of Nozzles on its Propulsion Performance", Chinese Journal of Aeronautics, 23, pp. 647-652.
- [23] Kailasanath K., Cheatham C. Li, S., Patnaik G., and Schwer D., 2011, "Detonation Wave Engine Research at NRL", Detonation Wave Propulsion Workshop, Bourges, France 11-13 July.
- [24] Davidenko D., Eude Y., Gökalp, I. and Falempin, F., 2011, "Theoretical and Numerical Studies on Continuous Detonation Wave Engines", Detonation Wave Propulsion Workshop, Bourges, France 11-13 July.
- [25] Yamada, T., Hayashi, A.K., Yamada, E., Tsuboi, N., Tangirala, V.E., 2010, "Numerical Analysis of Threshold of Limit Detonation in Rotating Detonation Engine", 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace 4-7 January, Orlando, Florida, AIAA 2010-153.
- [26] Balicki W., Chachurski R., Głowacki P., Kozakiewicz A., Szczeciński S., 2011, „Wloty powietrza turbinowych silników odrzutowych i ich wpływ na właściwości lotne samolotów oraz zagrożenie bezpieczeństwa latania”, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 213, s. 47-54.
- [27] Balicki, W., 2011, „Realizacja ograniczeń dopuszczalnych parametrów pracy w strukturze układu automatycznego sterowania lotniczego silnika turbinowego”, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 213, s. 212-223.
- [28] Głowacki, P., Szczeciński, S., 2011, „Turbinowy silnik odrzutowy jako źródło zagrożeń ekologicznych”, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 213, s. 252-257.
- [29] Balicki, W., Chachurski, R., Kawalec, K., Kozakiewicz A., Rowiński A., Szczeciński S., 2009, „Praca niestateczna silników turbinowych”, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 199, s. 50-55.
- [30] Wiśniowski W., Kalina P., 2015, „Silniki spalinowe w Instytucie Lotnictwa”, Combustion Engines, 3, 162.
- [31] Wiśniowski W., Wolański P., 2014, „Rola Instytutu Lotnictwa w badaniach kosmicznych”, Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 1(234), s. 9-16.

## GROWTH OPPORTUNITIES FOR TURBINE ENGINE WITH DETONATION COMBUSTION CHAMBER

### Abstract

Extensive and complex studies of the application of continuously rotating detonation (CRD) to gas turbine are presented. Special installation of high pressure preheated air supply system was constructed which allows to supply air at rate of a few kg/s, preheated to more than 100°C and at initial pressure up to 2,5 bar. Supply system for Jet-A fuel which could be preheated to 170°C was also constructed. Additionally gaseous hydrogen supply system was added to the installation. Also measuring system for controlling air flow and measurements of detonation parameters was installed and data acquisition and control system implemented. Extensive research of conditions in which CRD could be established and supported in open flow detonation chambers, throttled chambers and finally in detonation chambers attached to the GTD-350 gas turbine engine where conducted. Condition for which stable detonation was achieved are presented. It was found that for conditions when the GTD-350 engine was supplied by gaseous hydrogen, thermal efficiency of the engine could be improved even by 5-7% as compare to the efficiency of the base engine.

Keywords: detonative combustion, rotating detonation, turbine engine.