„ Badania napędów detonacyjnych w Polsce”

Piotr Wolański

Sieć Badawcza Łukasiewicz - Instytut Lotnictwa

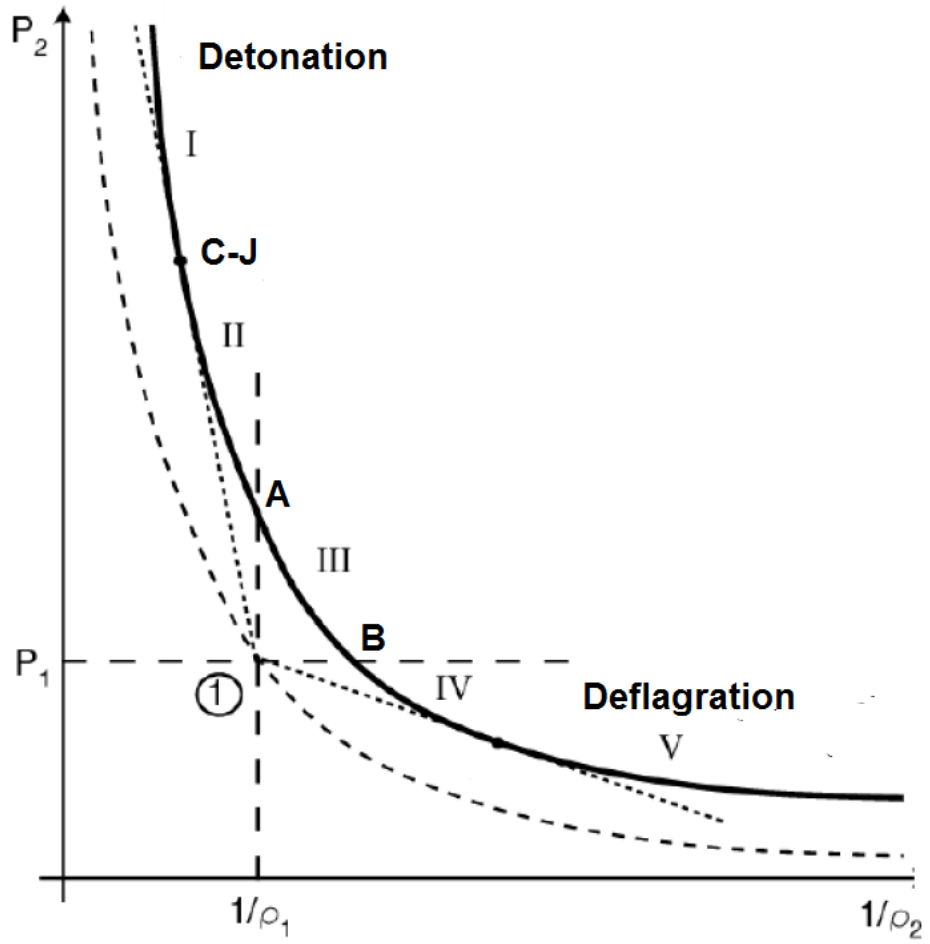
II WEBINARIUM AKADEMII INŻYNIERSKIEJ W POLSCE
Warszawa, 13 styczeń 2021

Plan wystąpienia

- Wprowadzenie
- Silniki detonacyjne
- Badania w Instytucie Techniki Cieplnej wydz. MEiL Politechniki Warszawskiej
- Numeryczne Symulacje procesów RDE oraz współpraca międzynarodowa
- Stabilność wirującej detonacji
- Badania w Instytucie Lotnictwa oraz w Sieci Badawczej Łukasiewicza – Instytut Lotnictwa
- Obecne badania RDE na Świecie
- Podsumowanie i wnioski

Wprowadzenie

Co to jest „detonacja” mieszanin gazowych?



Detonacja to proces gwałtownego spalania o prędkości propagacji frontu rzędu km/s (najczęściej od 1,5 do ponad 3 km/s),podczas którego ciśnienie we froncie detonacji znacznie wzrasta (najczęściej 12 do 30 razy). W odróżnieniu od detonacji, deflagracja to proces powolnego spalania (najczęściej o prędkości od cm/s do kilkudziesięciu m/s), podczas takiego spalania w przepływie ciśnienie spada.

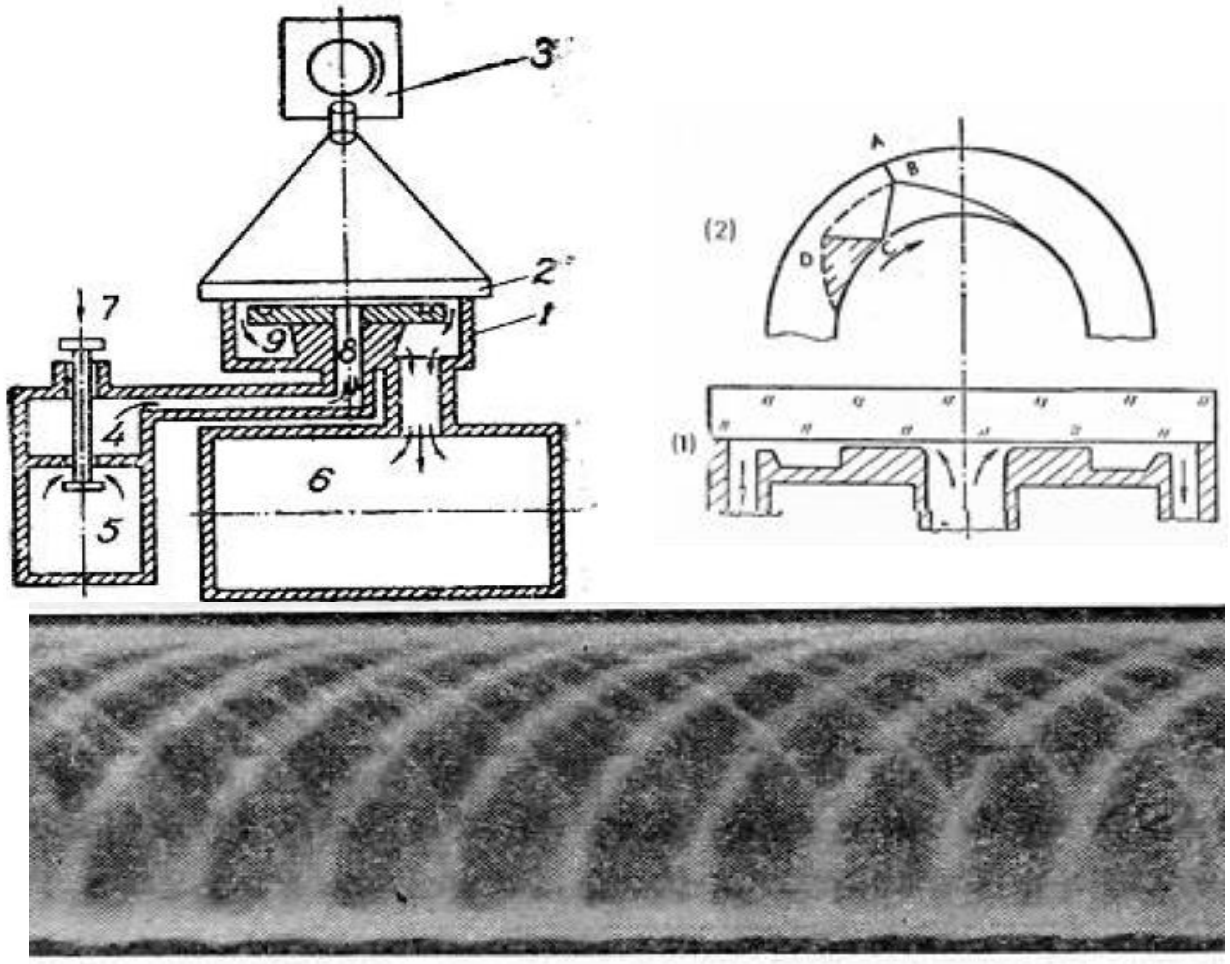
Pierwsze badania

Na początku lat sześćdziesiątych ubiegłego stulecia Voitsekhovskii, Mitrofanov i Topchiyan w Instytucie Hydromechaniki AN ZSRR w Nowosybirsku, przeprowadzili pierwsze udane doświadczenia, podczas których uzyskano ciągle wirującą detonację (Continuously Rotating Detonation - CRD),

również w tym okresie

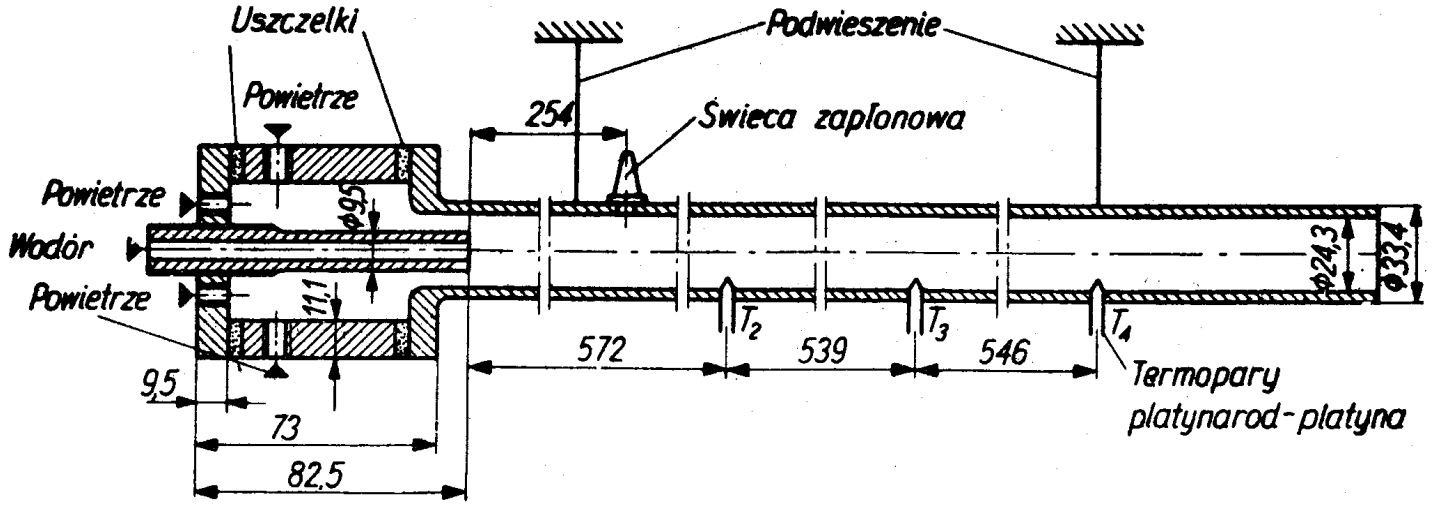
na Uniwersytecie Michigan w Ann Arbor przeprowadzono pierwsze udane próby pulsacyjnego silnika detonacyjnego (Pulsed Detonation Engine – PDE) oraz nieudane próby wykorzystania CRD w silniku rakietowym.

Schemat urządzenia, w którym po raz pierwszy uzyskano proces ciągle wirującej detonacji CRD, opisanej w „*Structure of the detonation front in gases”*, Izdatielstvo SO AN SSSR, Novosibirsk, 1963 (in Russian), by B.V. Voitsekhovskii, V.V. Mitrofanov, and M.E. Topchiyan



Schemat stanowiska, komory i zdjęcie kompensacyjne 6 frontów wirującej detonacji

Pierwszy silnik detonacyjny



Pulsacyjny Silnik Detonacyjny (PDE) zaprojektowany przez Nicholls, Wilkinson and Morrison z Uniwersytetu Michigan

Dlaczego napęd detonacyjny ?

- Większa gęstość wydzielania energii oraz większa sprawność procesu,

- Może być zastosowany do silników lotniczych, rakietowych ale również w warunkach przemysłowych (np. w turbinach gazowych).

Porównanie spalania deflagracyjnego ze spalaniem detonacyjnym

Deflagracja

- Niewielka prędkość spalania (m/s)
- Duże komory spalania
- Spalanie przy składzie stechiometrycznym
- Wysoka emisja NOx
- W silnikach lotniczych konieczne mieszanie przed turbiną z dodatkowym powietrzem
- Ciśnienie spada podczas spalania

Detonacja

- Prędkości detonacji rzędu km/s
- Mała strefa spalania
- W silnikach można stosować procesu detonacji ubogich lub bogatych mieszanin
- Mały czas przebywania produktów w strefie wysokich temperatur
- Niska emisja NOx
- W silnikach lotniczych brak konieczności domieszania zimnego powietrza do spalin
- Ciśnienie rośnie podczas detonacji

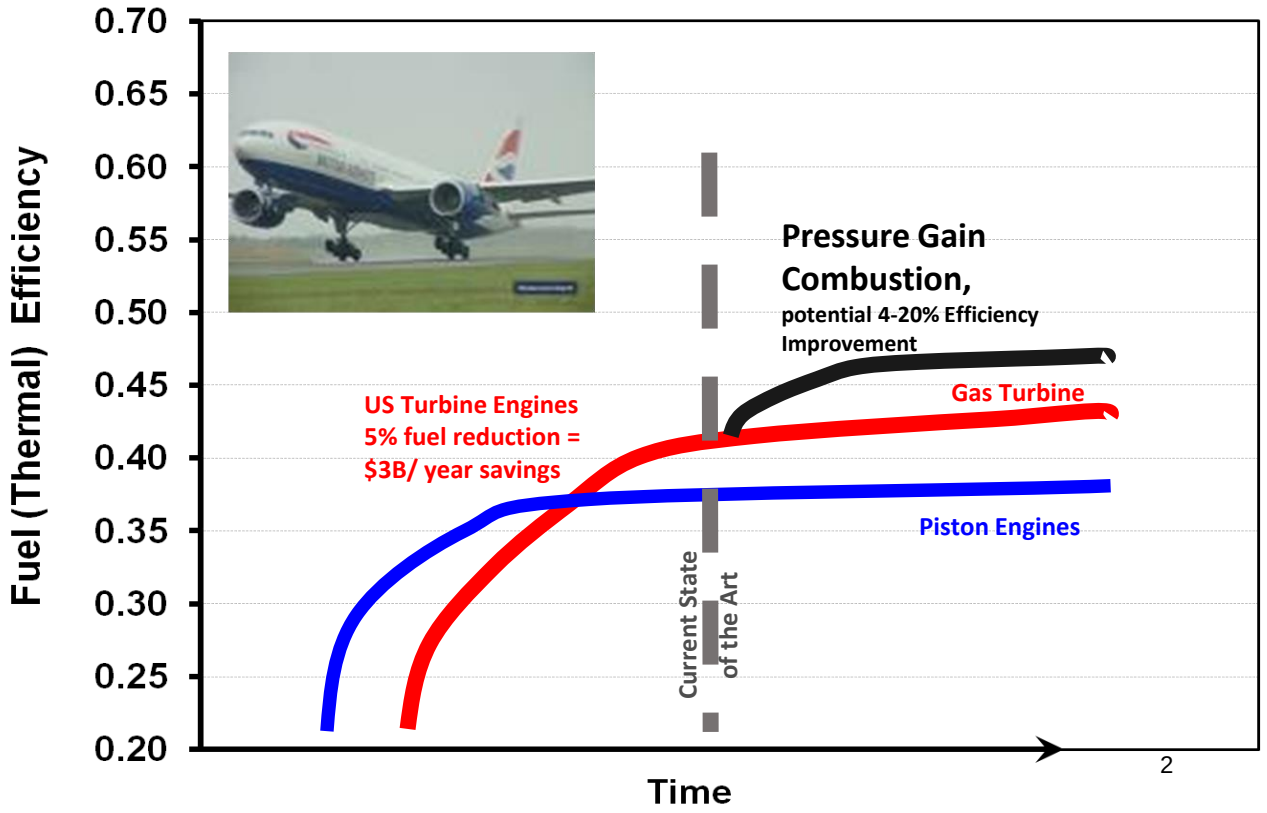
Porównanie sprawności termodynamicznej

(J. Kindracki)

Comparison of calculated efficiency for different fuels and different thermodynamic cycles for initial compression ratio equal to 5.

FUEL	Braytona	Humphrey	Fickett-Jacobs
Hydrogen – H_2	*36,9%*	*54,3%*	*59,3%*
Methane – CH_4	*31,4%*	*50,5%*	*53,2%*
Acetylene – C_2H_2	*36,9%*	*54,1%*	*61,4%*

Konwencjonalne silniki lotnicze osiągają już granice swoich możliwości



Robert Fievisohn
Air Force Research Laboratories

Porównanie PDE do RDE

PDE

- Praca pulsacyjna (niskie częstotliwości od kilku do kilku dziecięciu Hz)
- Konieczność inicjacji detonacji w każdym cyklu
- Pracuje przy stężeniach stechiometrycznych (wysoka temperatura i wysoka emisja NOx)
- Jeśli zastosowana do silników turbinowych konieczne jest domieszanie powietrza przed turbiną

RDE

- Ciągle wirująca detonacja (wysoka częstotliwość: setki a nawet tysiące Hz)
- Raz zainicjowana detonacja propaguje ciągle
- Może pracować przy ubogich mieszaninach (niskie temperatury i niska emisja NOx)
- Może być bezpośrednio zastosowana w silnikach turbinowych czy turbinach energetycznych

Silniki detonacyjne

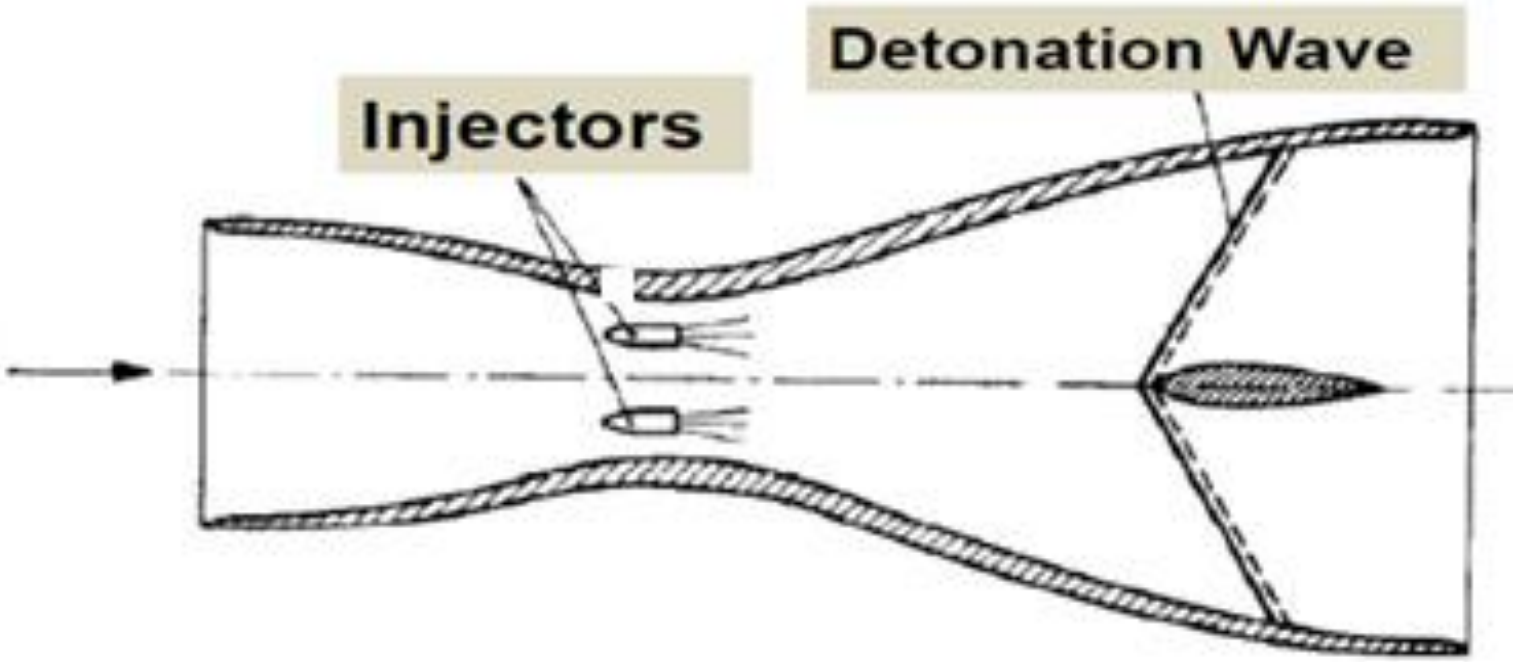
Silniki detonacyjne:

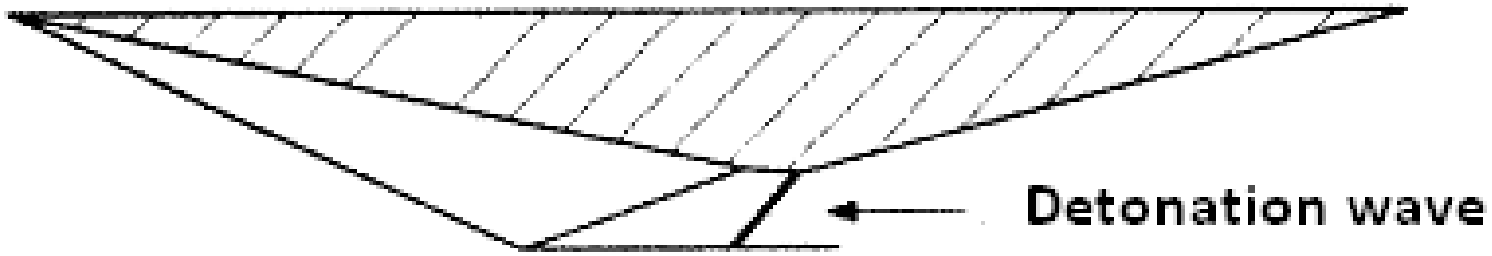
- **Silniki ze stacjonarną detonacją:**
  - **Bardzo prosta idea.**
  - **Działanie ograniczone do bardzo małego zakresu prędkości - od prędkości lotu równej prędkości detonacji (V_{C-J}) do prędkości około 7M .**

- **Pulsacyjne silniki detonacyjne (PDE):**
  - **Duży zakres pracy (liczba Mach w zakresie 0~5).**
  - **Pulsacyjny ciąg- konieczność ciągłego napełniania i ponownej inicjacji.**
  - **Duży hałas i duże drgania.**

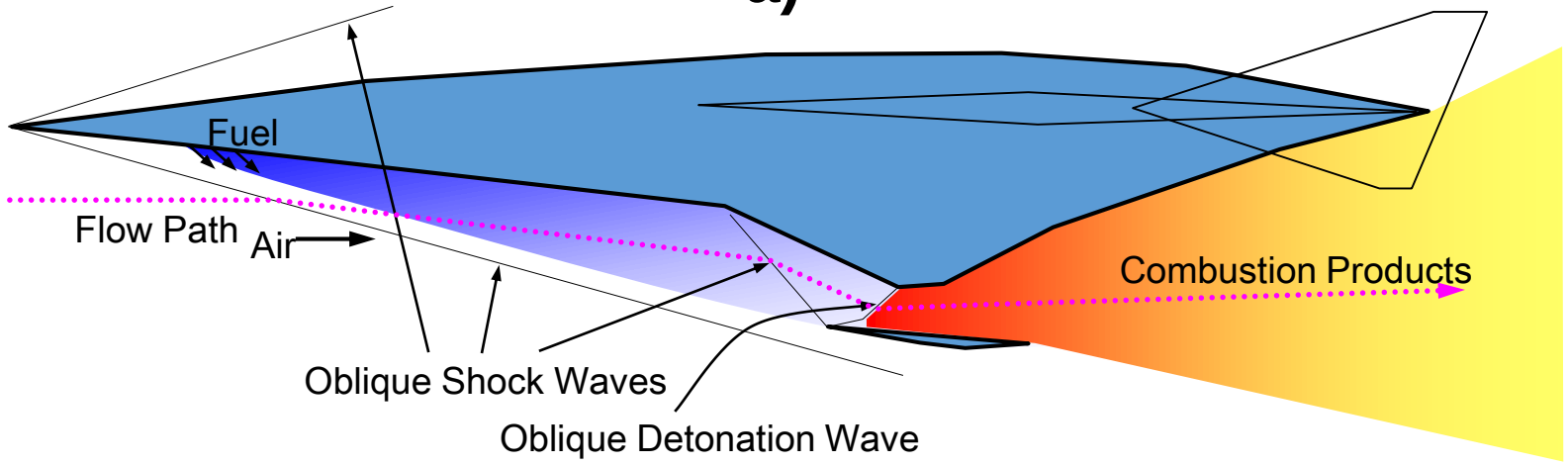
- **Silniki wykorzystujące wirującą detonację (Rotating Detonation Engines RDE):**
  - **Prosta konfiguracja i stały ciąg.**
  - **Szeroki zakres stosowalności niezależny od prędkości lotu.**

Silniki ze stacjonarną detonacją





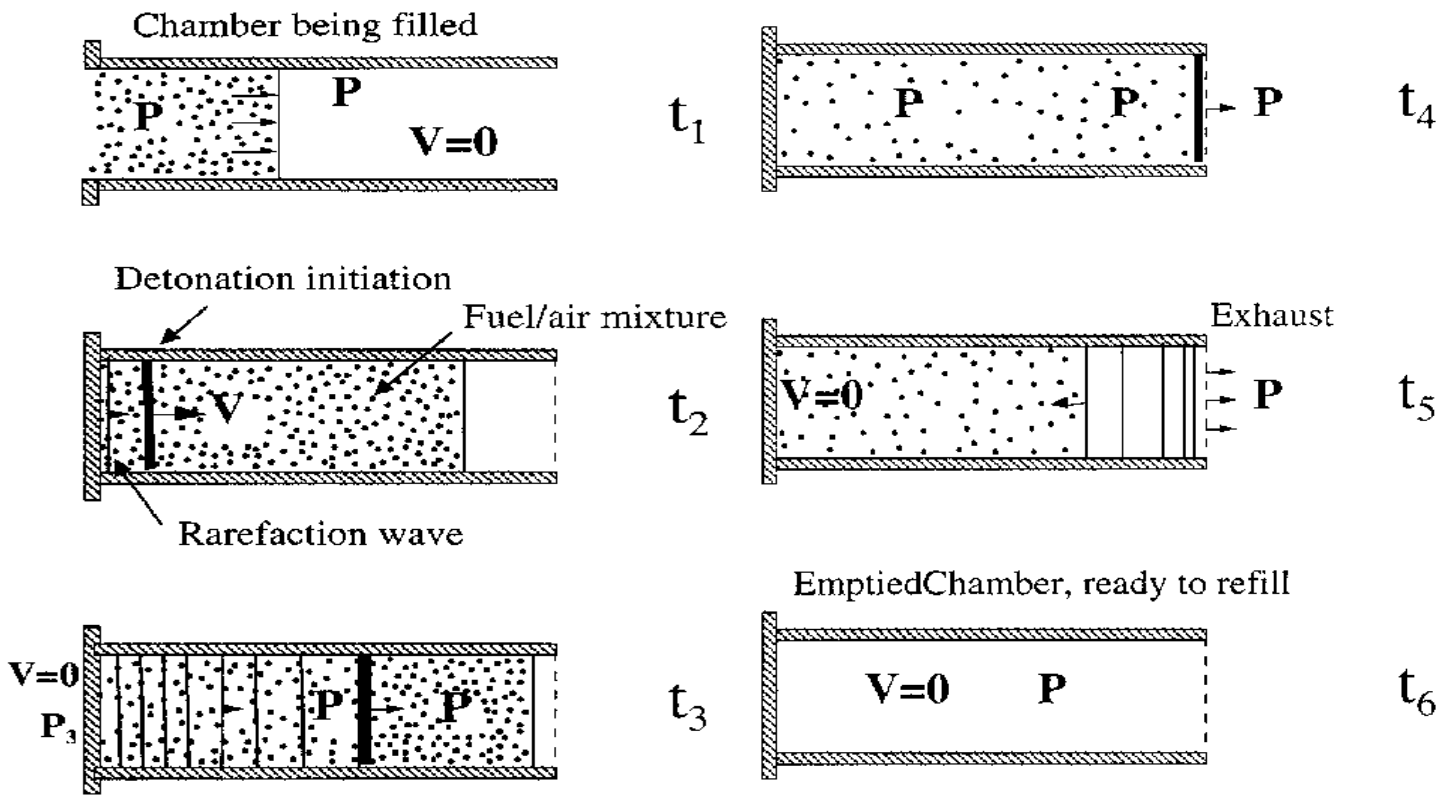
a)



b)

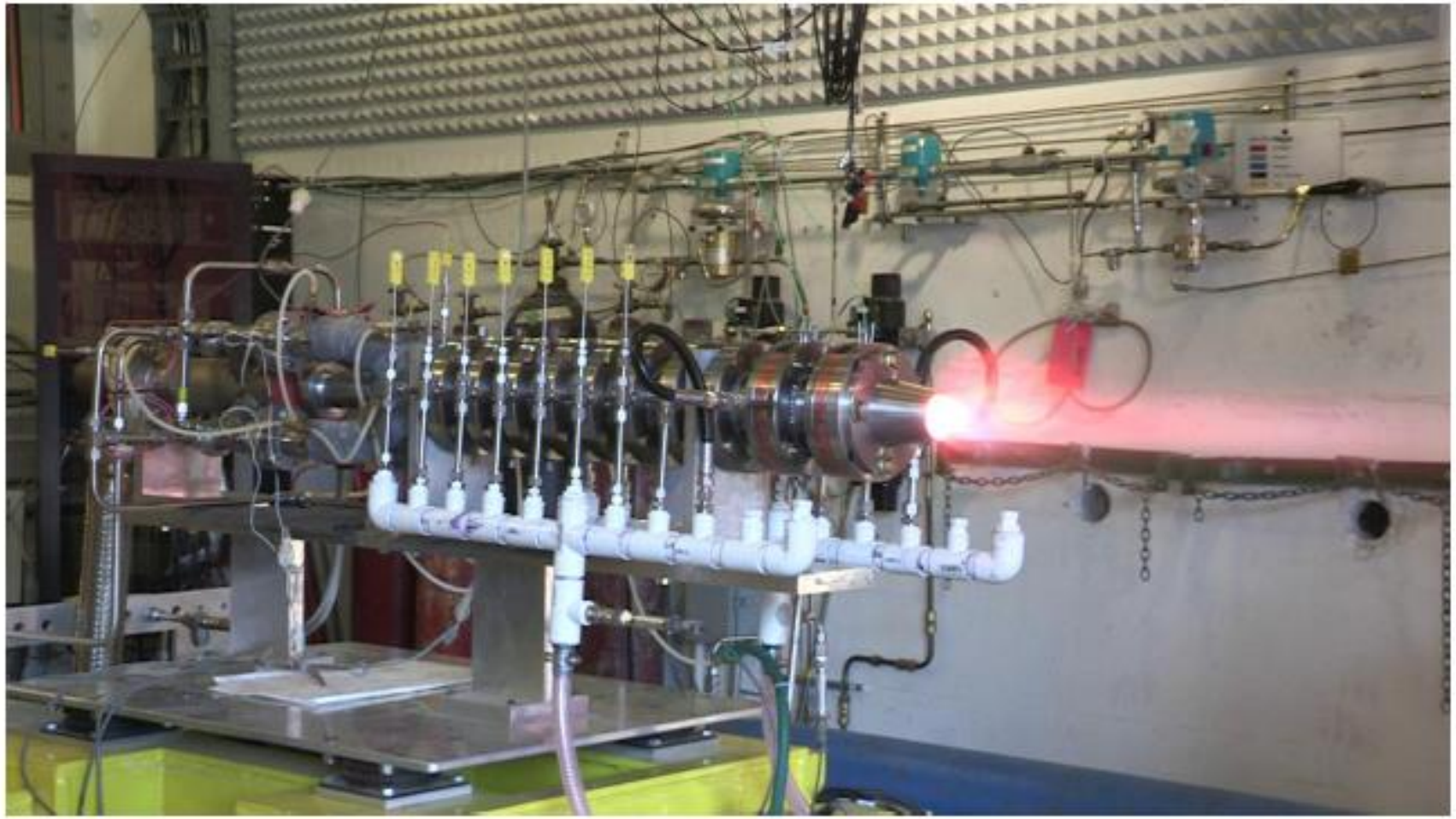
Naddźwiękowy silnik strumieniowy ze skośną falą detonacyjną: a) schemat, b) zintegrowany z samolotem hipersonicznym (b, Courtesy by Choi)

Schemat działania pulsacyjnego silnika detonacyjnego



Pulse Detonation Combustor

NPS Architecture



JP10/C_2H_4/Air Stoichiometric, P=3 atm, T=500 K

Brophy C.M., Dausen D., and Wright R., NPS Monterey, Ca, USA

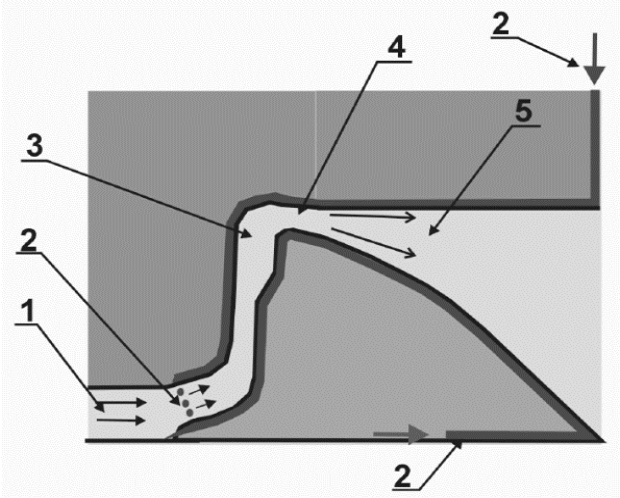
Próba laboratoryjna wielosegmentowego silnika PDE

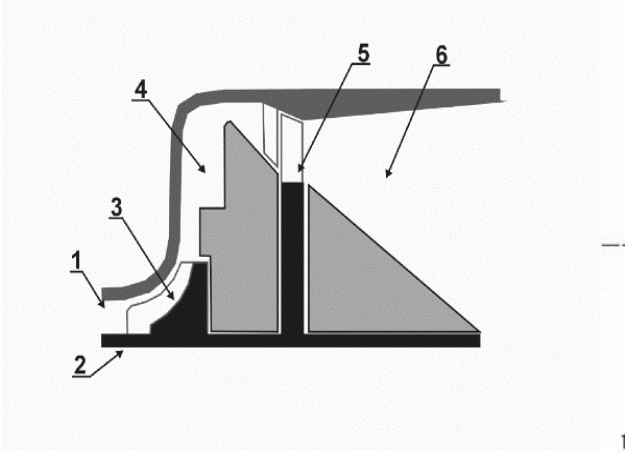
Pierwszy samolot napędzany detonacyjnym silnikiem pulsacyjnym.

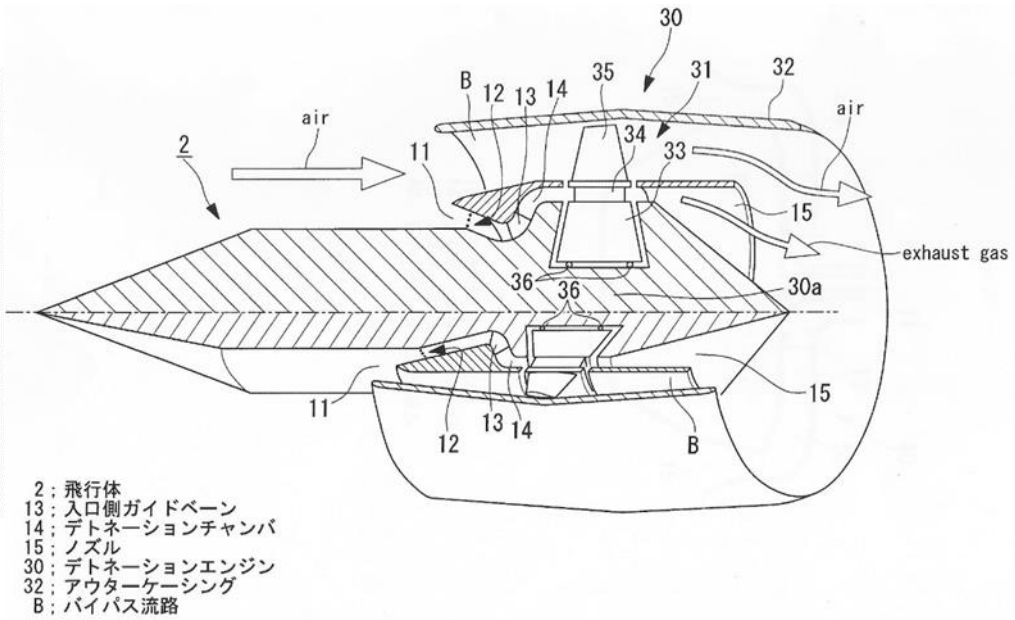
Lot w którym silnik detonacyjny pracował tylko 10s. Ciąg około 0,9 KN. Prędkość lotu 190 km/h. Lot na wysokości 20-30 m nad pasem startowym bazy Mojave USAForce (styczeń 2008)

Silniki wykorzystujące proces wirującej detonacji

(Rotating Detonation Engines-RDE)



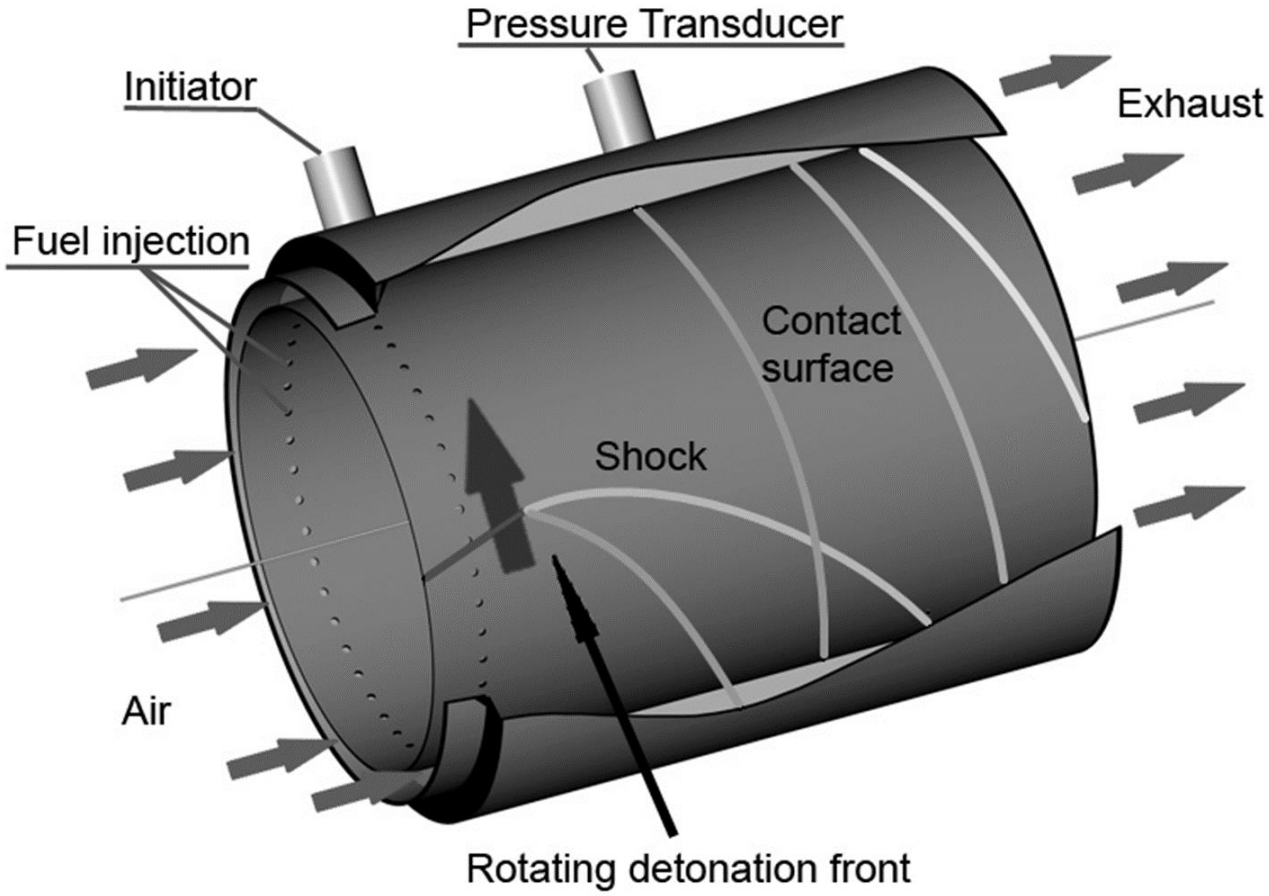




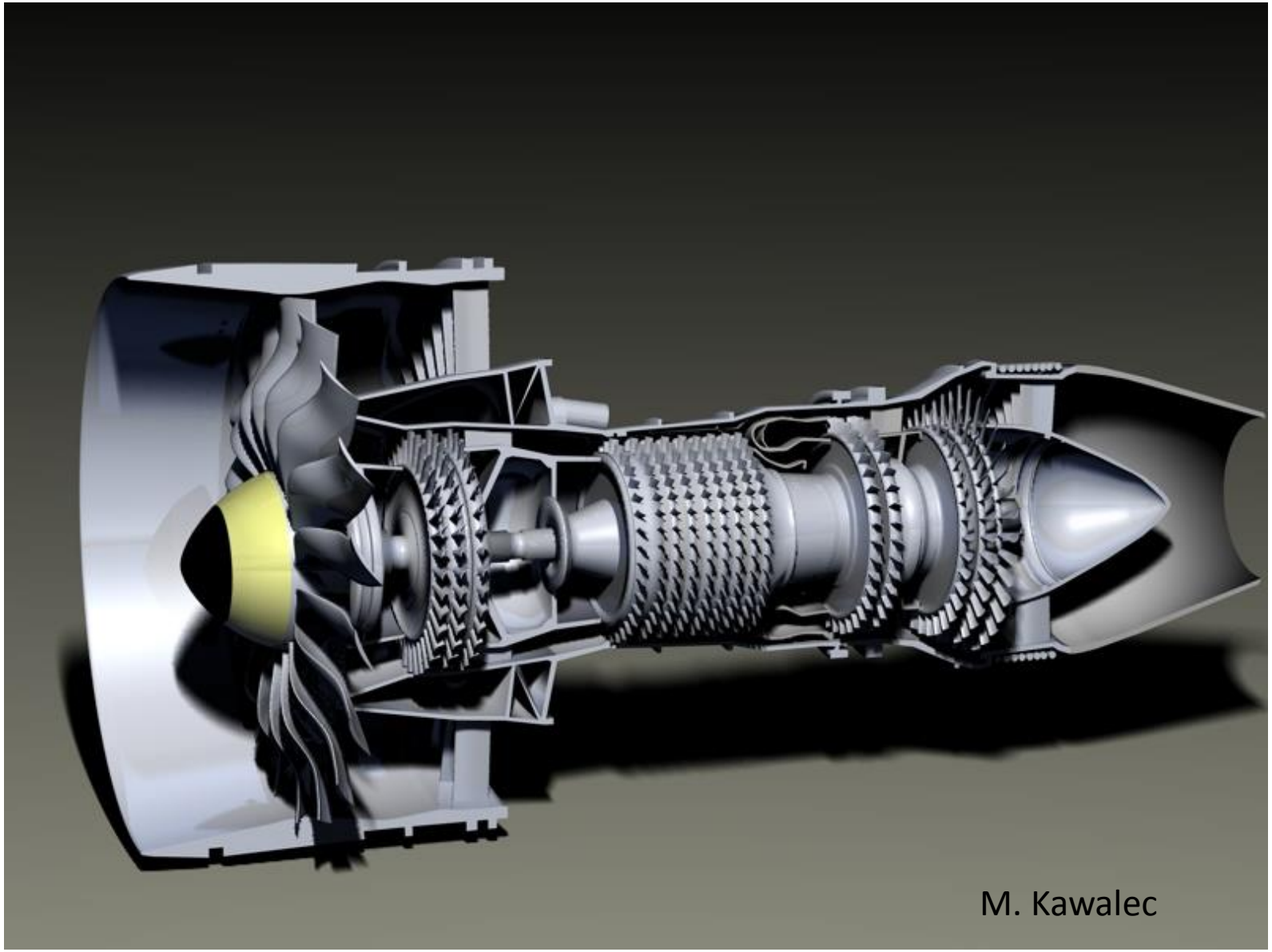
Motywacją do badań nad wirującą detonacją było opracowanie w 2004 roku wspólnego Japońsko-Polskiego patentu dotyczącego tego rodzaju silników lotniczych i rakietowych.

A. Tobita, T. Fujiwara, P. Wolanski, Detonation Engine and Flying Object Provided there with, Publication Data: 2005-12-29; Japanese Patent No. 2004-191793 (Granted 2009), Patent US7784267 (Granted 2010).

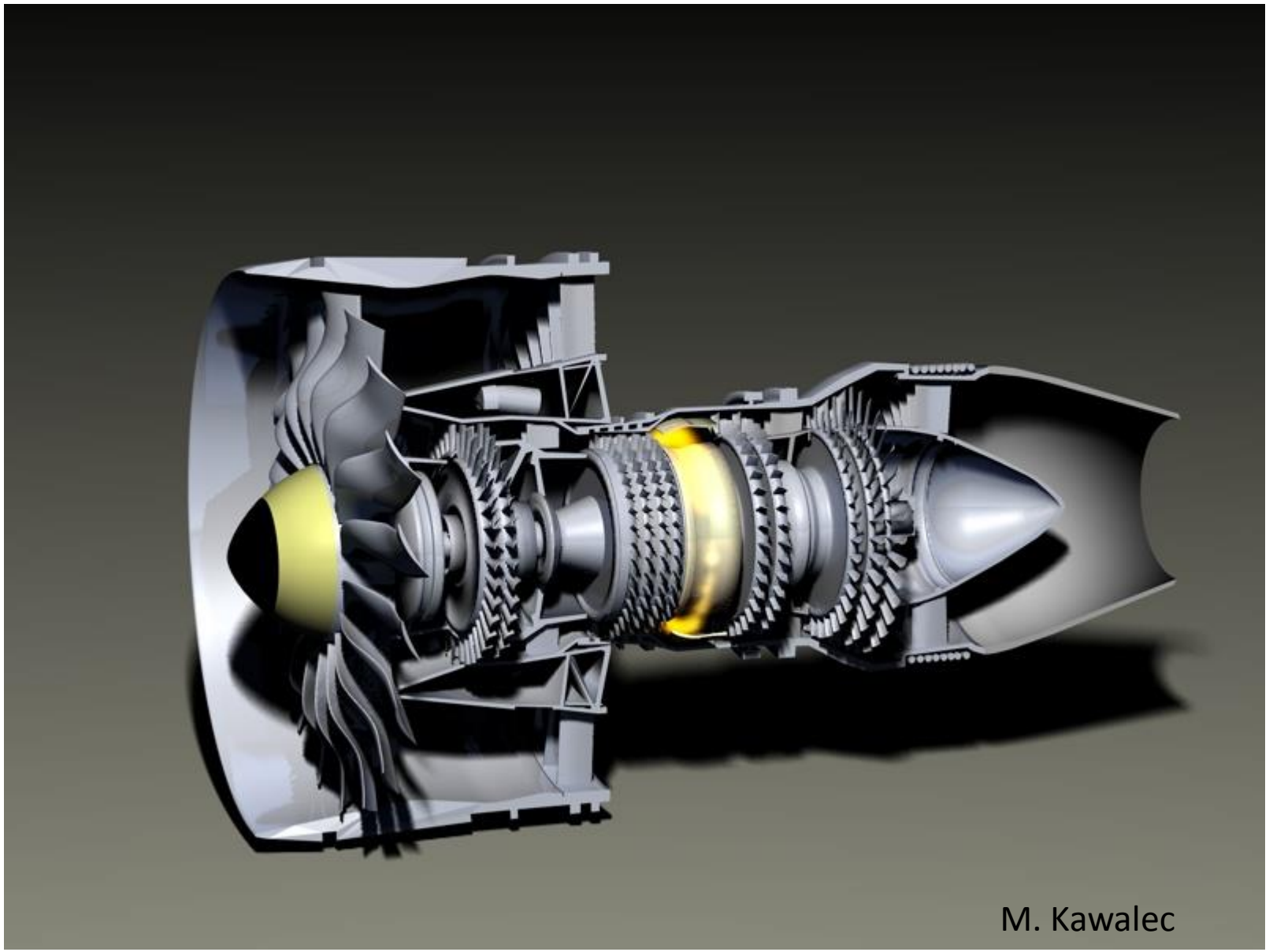
Schemat pierścieniowej komory detonacyjnej



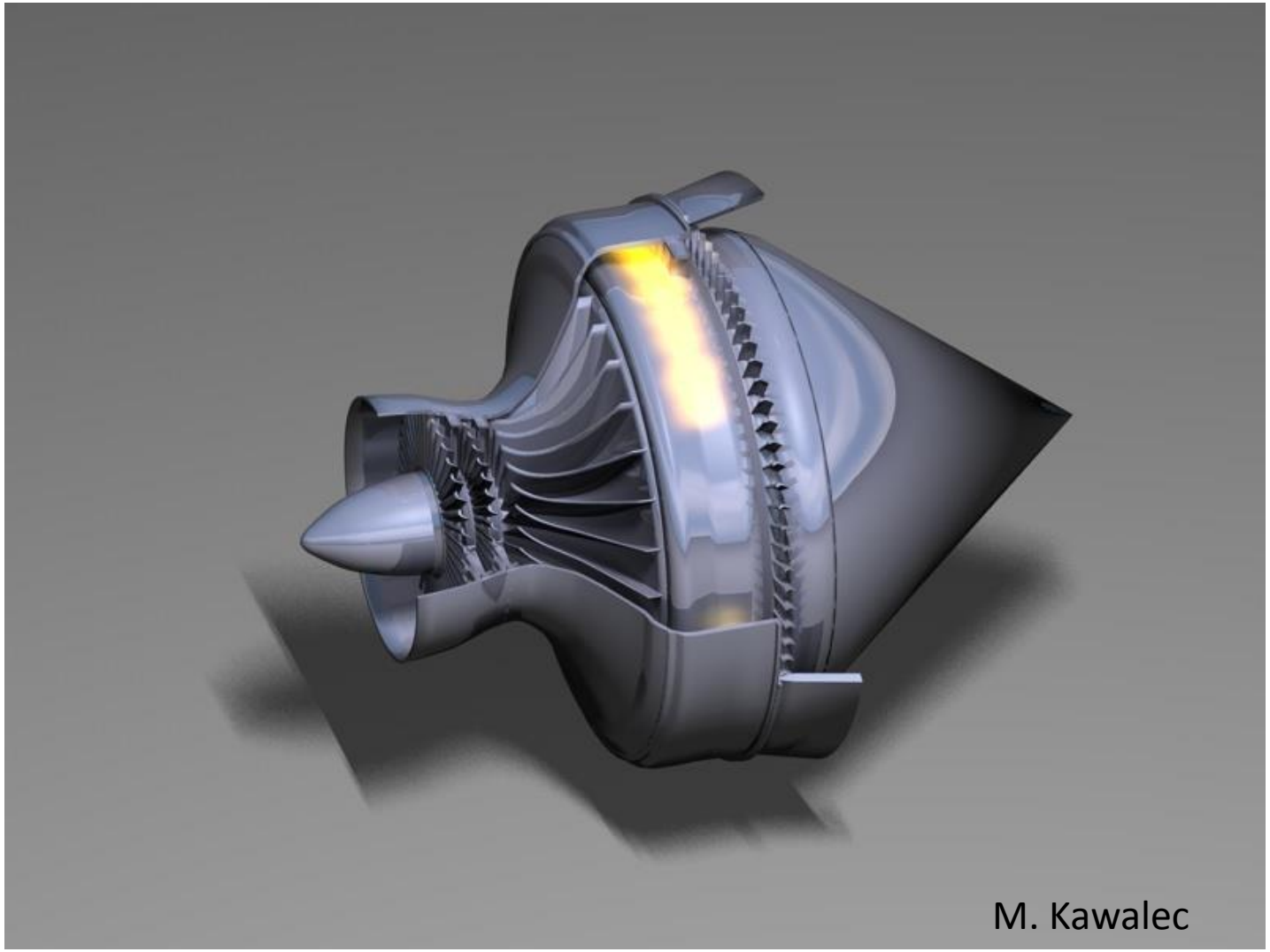
Schemat konwencjonalnego silnika turbinowego



Schemat silnika turbinowego z detonacyjną komorą spalania



Silnik detonacyjny z osiową i odśrodkową komorą spalania, turbiną osiową i dyszą aerospike



Zalety zastosowania napędów detonacyjnych do silników

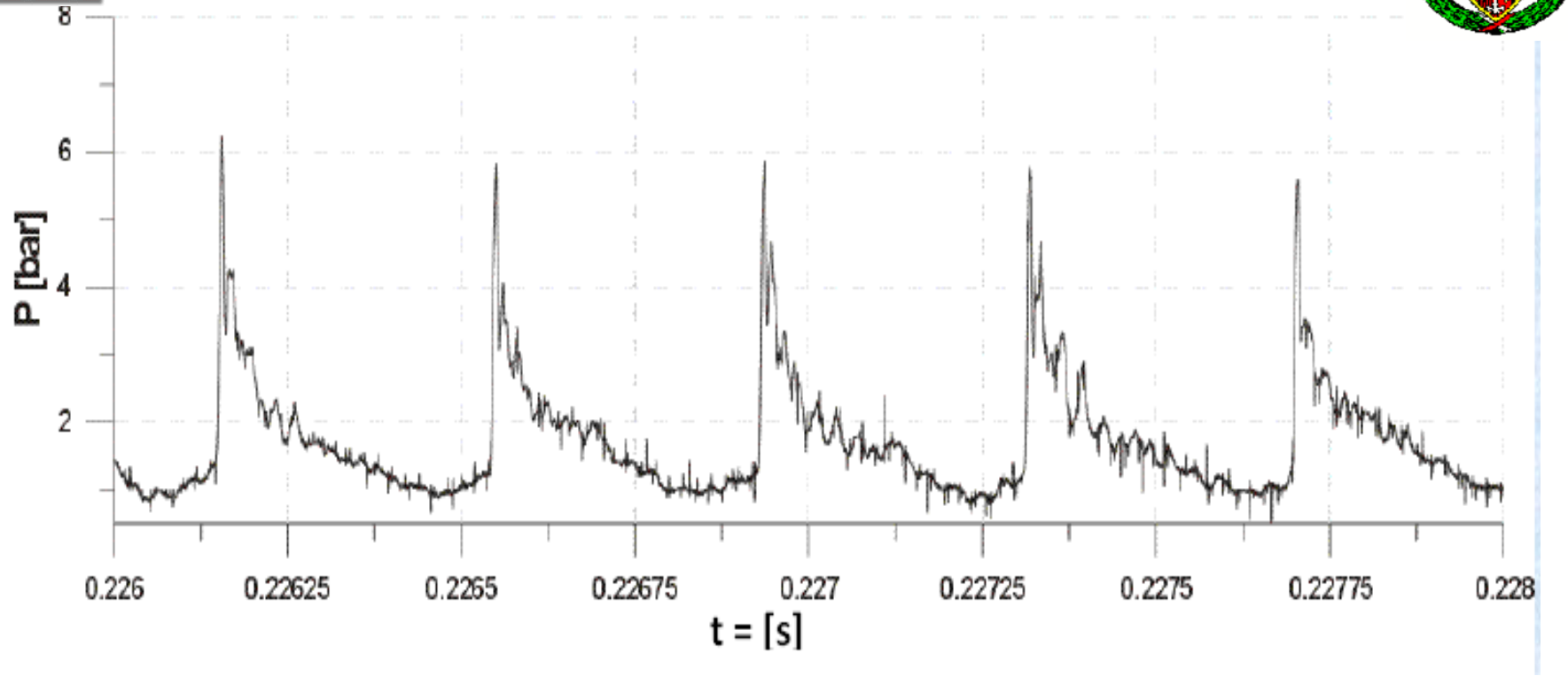
- Spalanie zachodzi na bardzo małej przestrzeni
- Komora spalania jest mała
- Ciśnienie rośnie podczas spalania
- Można wyeliminować kilka stopni sprężarki turbiny
- Wyższe osiągi silnika
- Mniejsza masa silnika
- Mniejsze koszty silnika

Badania w Instytucie Techniki Cieplnej wydz. MEiL Politechniki Warszawskiej

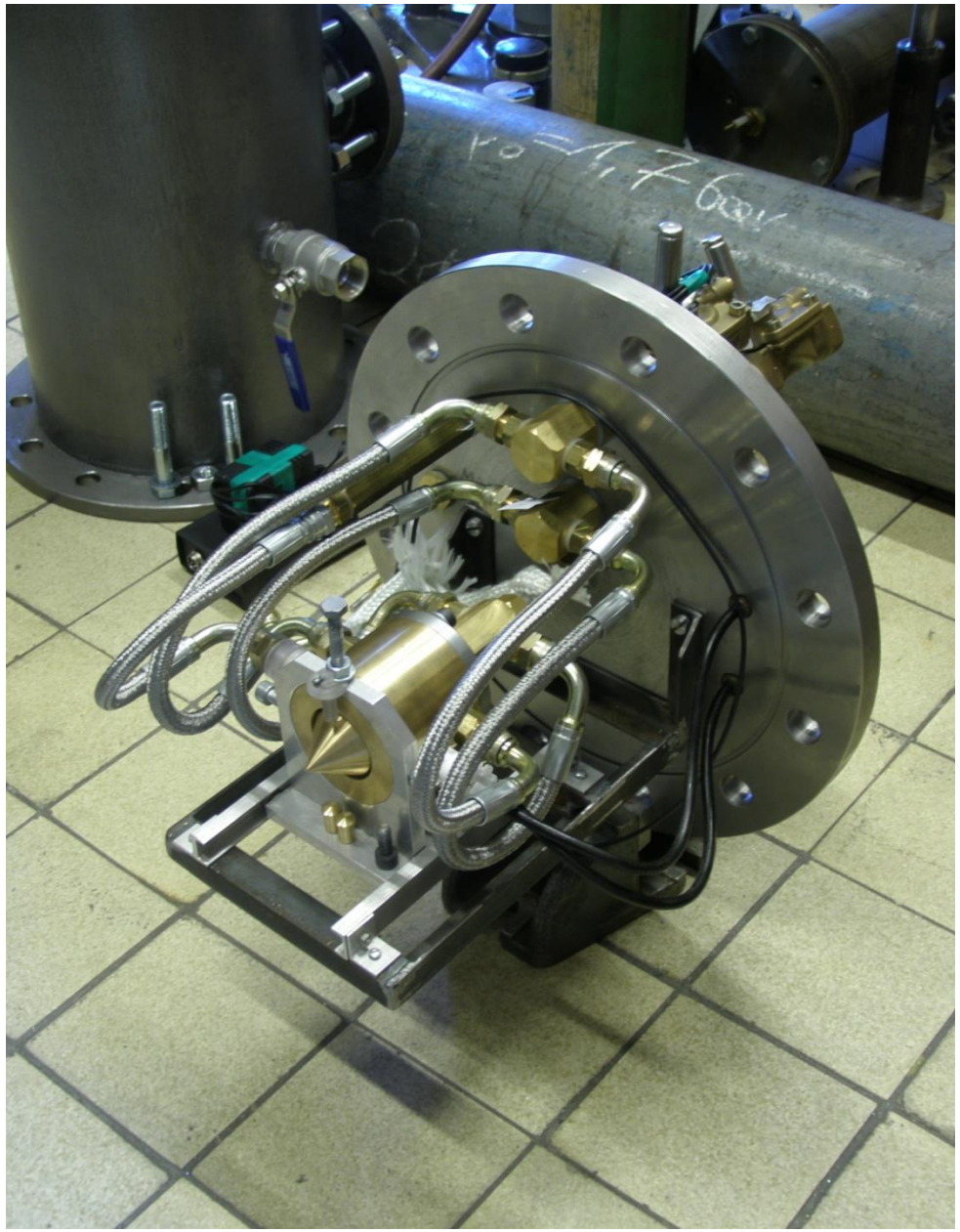
Pierwsze prace/publikacje

1. **Wolański P. Fujiwara T., Oka Y. Shimauchi K.: „Koncepcja nowego silnika odrzutowego o spalaniu detonacyjnym”(The concept of a new jet engine with detonative combustion), Postępy Astronautyki, (2006), tom 29, nr 1, pp. 5-14;**
2. **Kindracki J., Wolański P.: „Badania laboratoryjne wirującej detonacji w aspekcie zastosowań do silnika odrzutowego” (Laboratory tests of rotating detonation for jet engine applications), Postępy Astronautyki, (2006), tom 29, nr 1, pp. 15-29;**
3. **Wolański P., Kindracki J., Fujiwara T.: „An Experimental Study of Small Rotating Detonation Engine”, Proceedings of Fifth International Colloquium on Pulsed and Continuous Detonations, Toruss Press, (2006), pp. 332-338;**

Widok stanowiska do badania wirującej detonacji, ITC PW

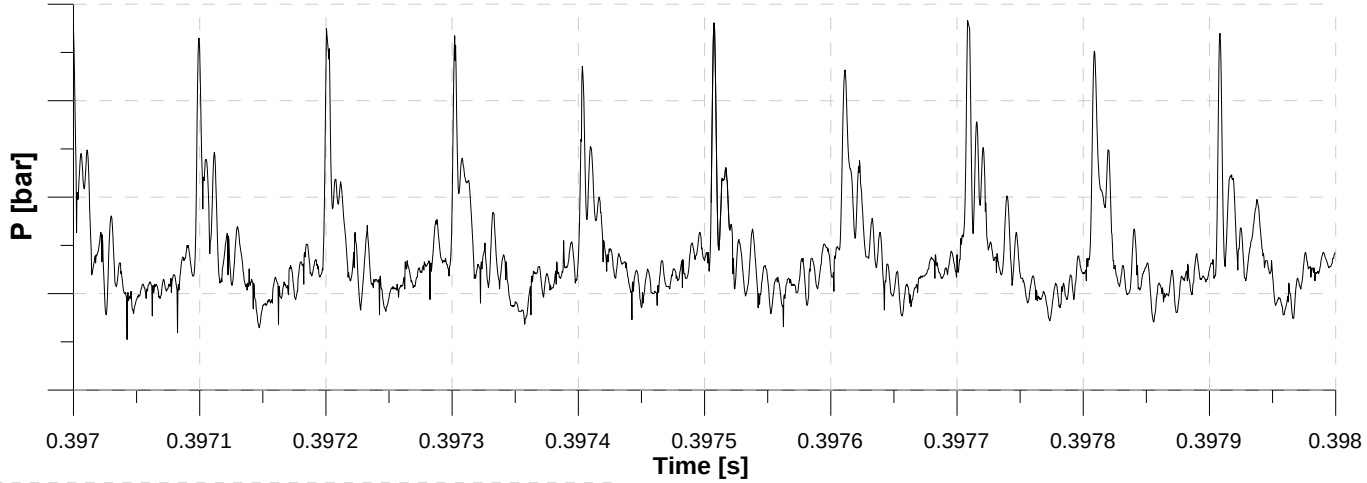


Przebiegi ciśnienia w procesie stabilnej wirującej detonacji w kanale pierścieniowym – ITC PW

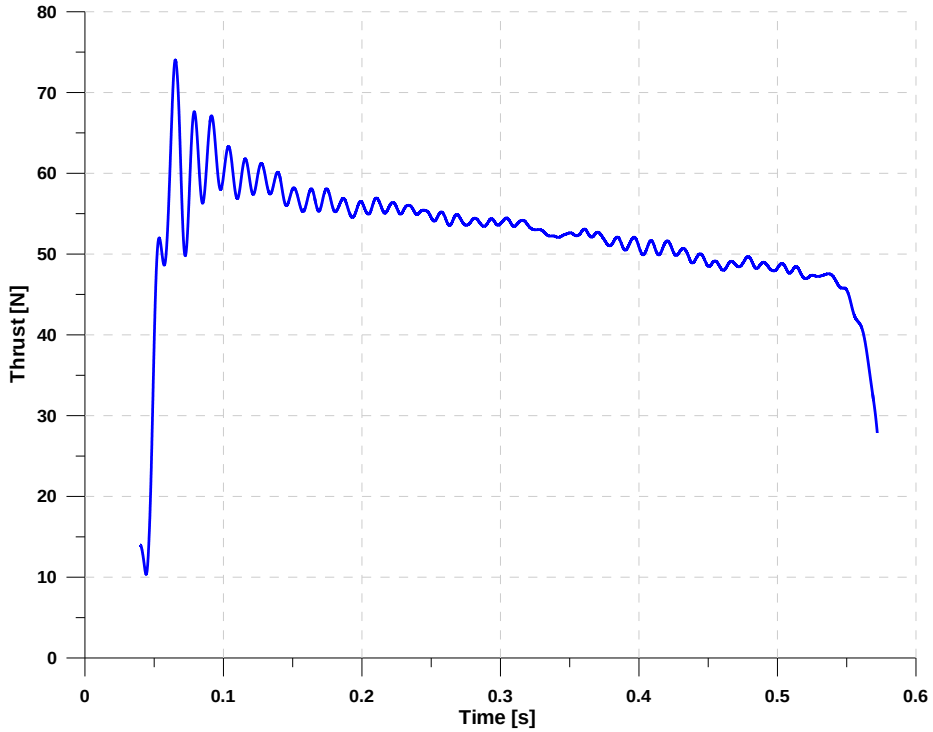


Laboratoryjny silnik rakietowy z dyszą Aerospike

Przebiegi ciśnienia i ciąg

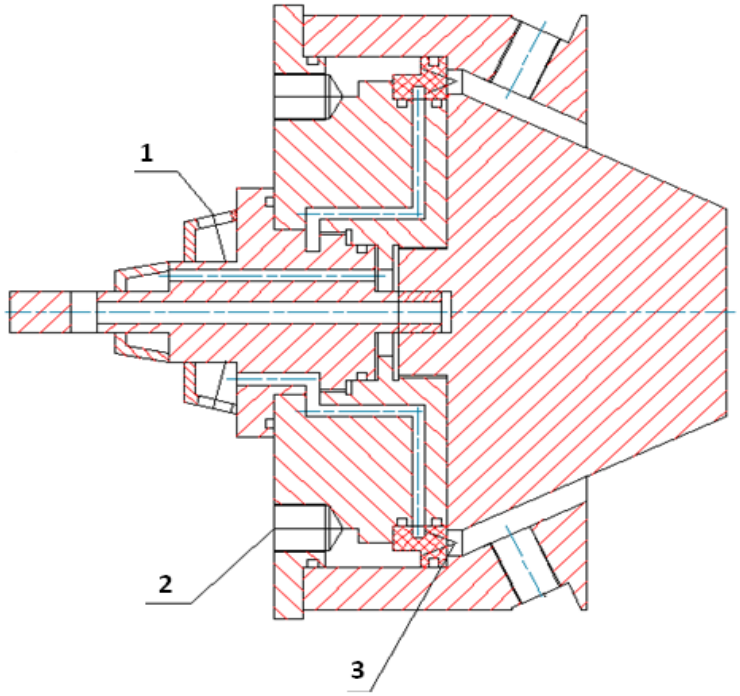


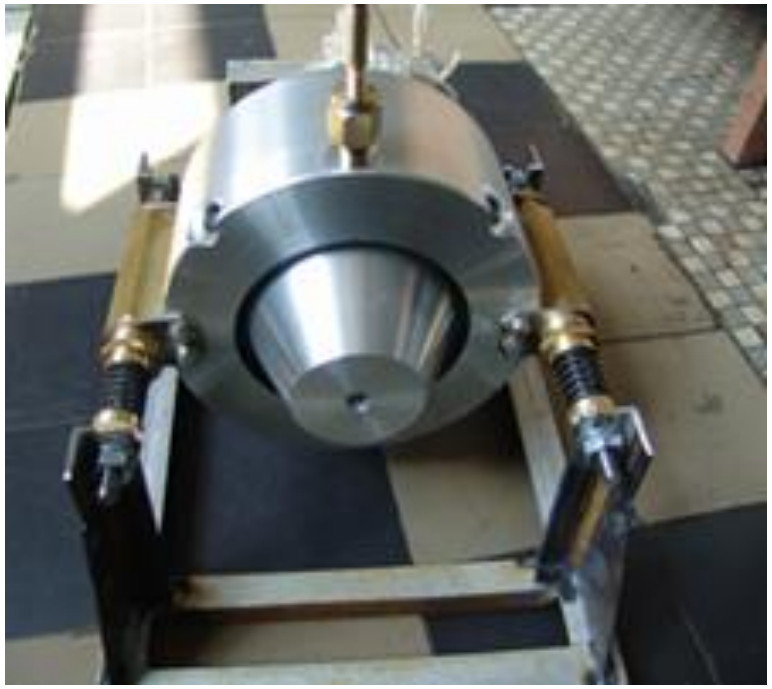
Pressure vs time



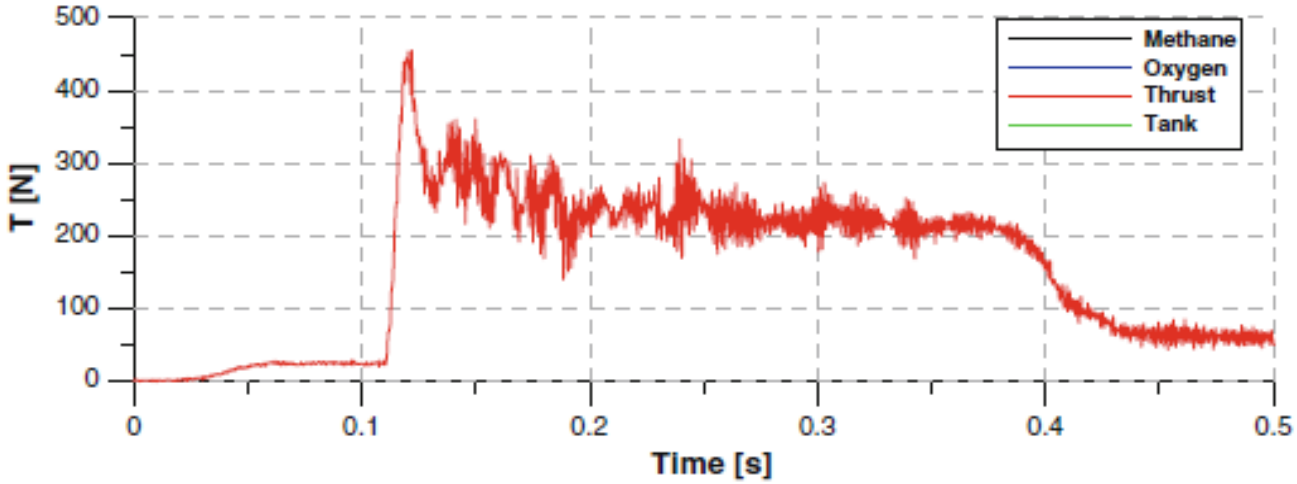
Methane-Oxygene mixture,
initial conditions p=0,05bar;
nozzle 77deg

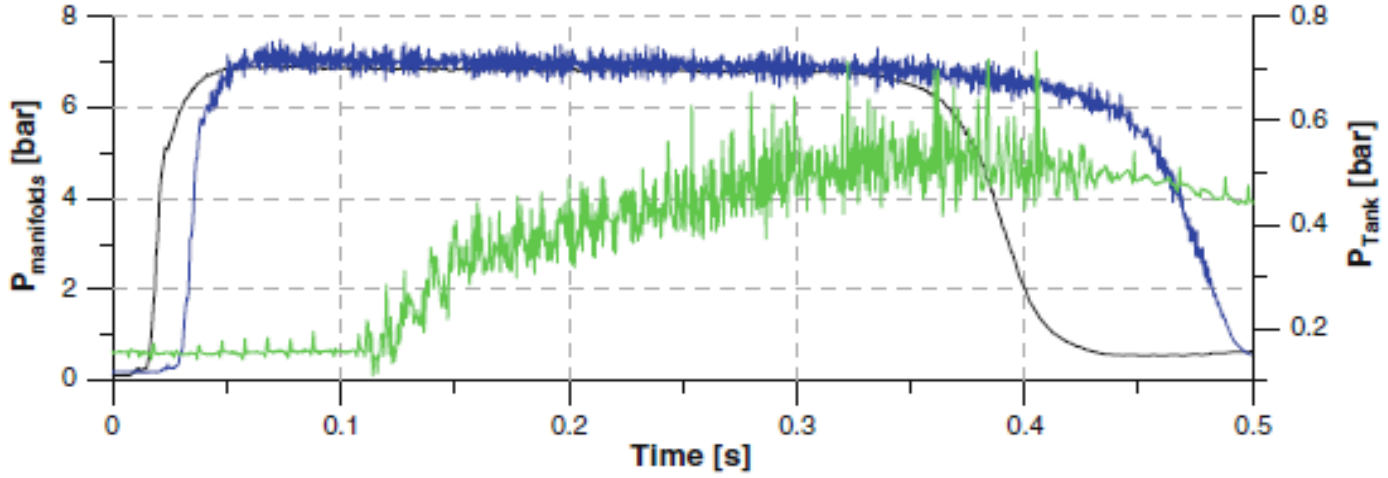
Thrust vs time





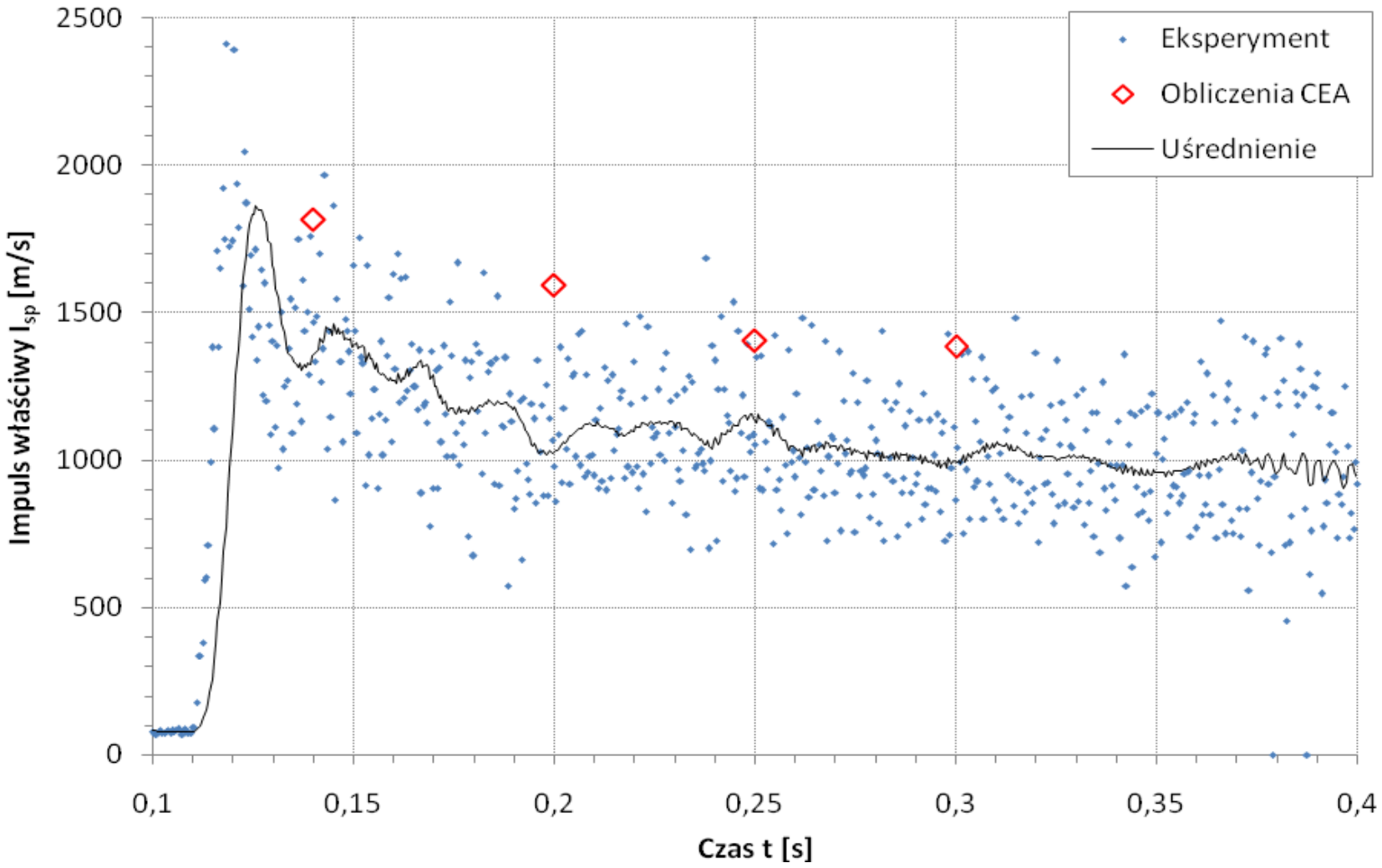
Gazowy silnik rakietowy zasilany mieszaniną CH_4-O_2 (ITC-PW)





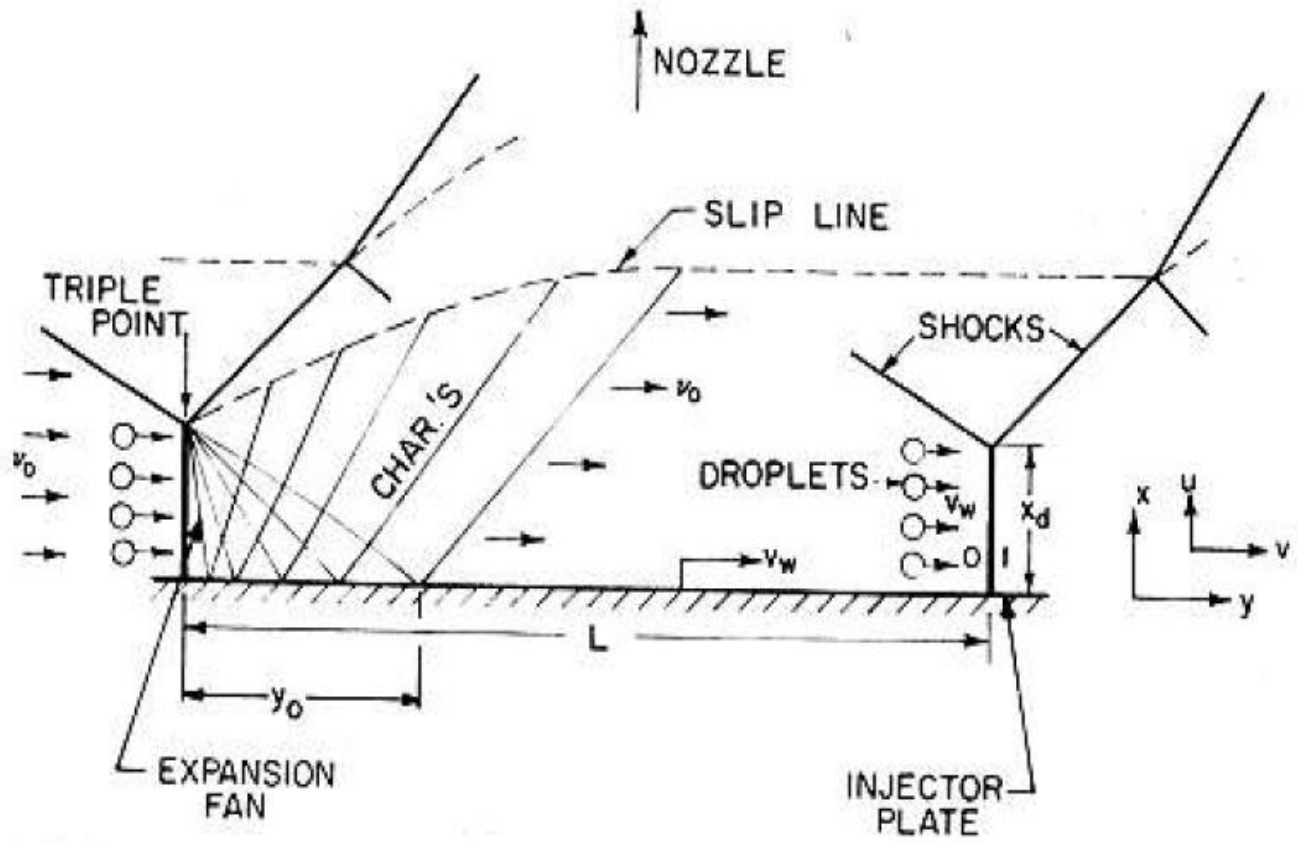
Pomiary ciągu i ciśnień w silniku

Impuls właściwy [m/s]



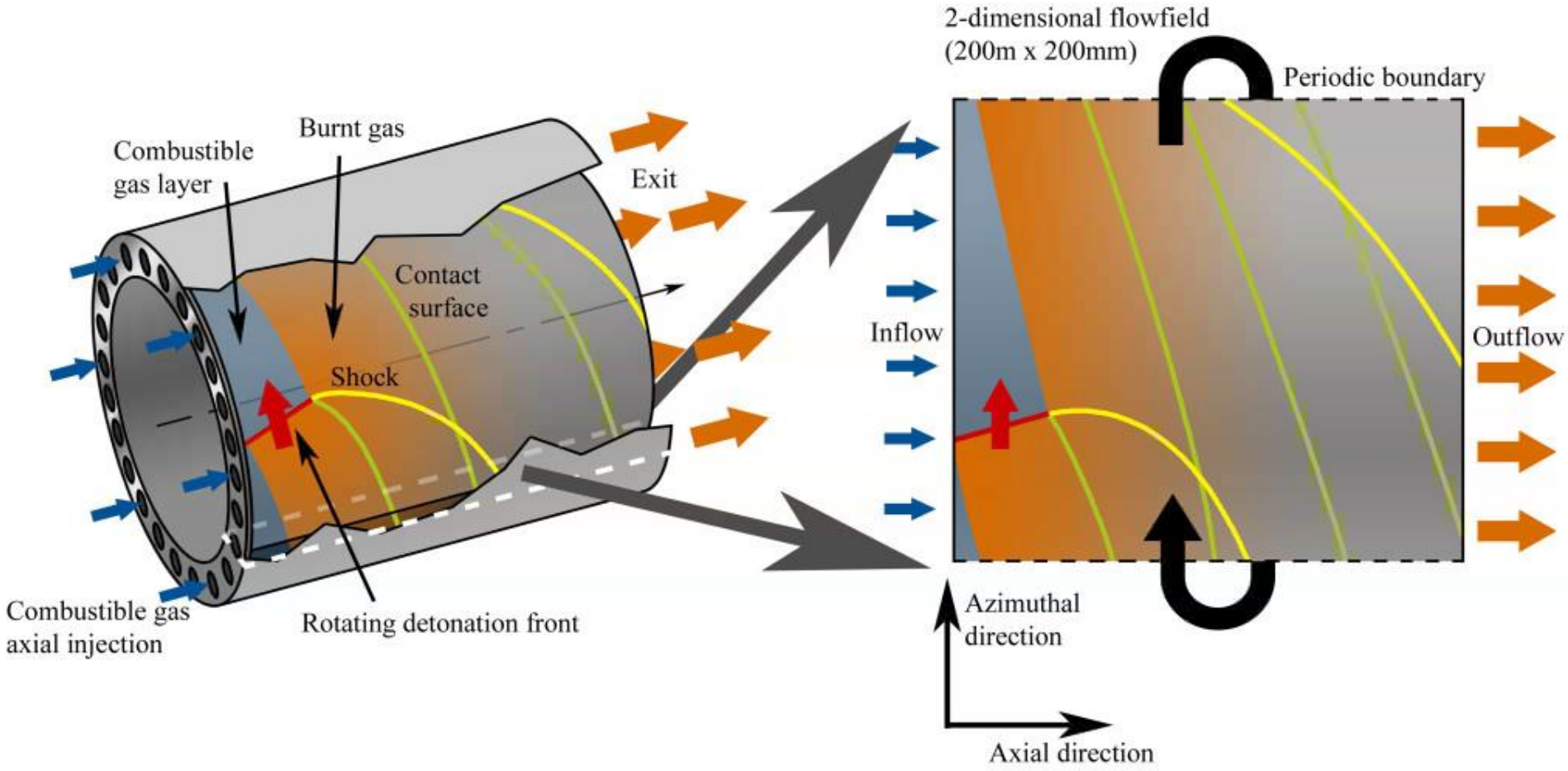
Numeryczne symulacje procesów RDE oraz współpraca międzynarodowa

Pierwsza numeryczna symulacja RDE



Rotating detonation structure calculated for heterogeneous mixture (in the wave-fixed coordinate system) by T. Adamson (University of Michigan-1967)

Współczesne symulacje RDE



Flowfield in an annular cylindrical channel of RDE can be unrolled into a 2-D one with a periodic boundary, assuming radial thickness of channel << radius of channel.

Manabu Hishida , Toshi Fujiwara, Nagoya University; Piotr Wolanski, WUT, Warsaw- 2009

Shock Waves (2009) 19:1–10
DOI 10.1007/s00193-008-0178-2

ORIGINAL ARTICLE

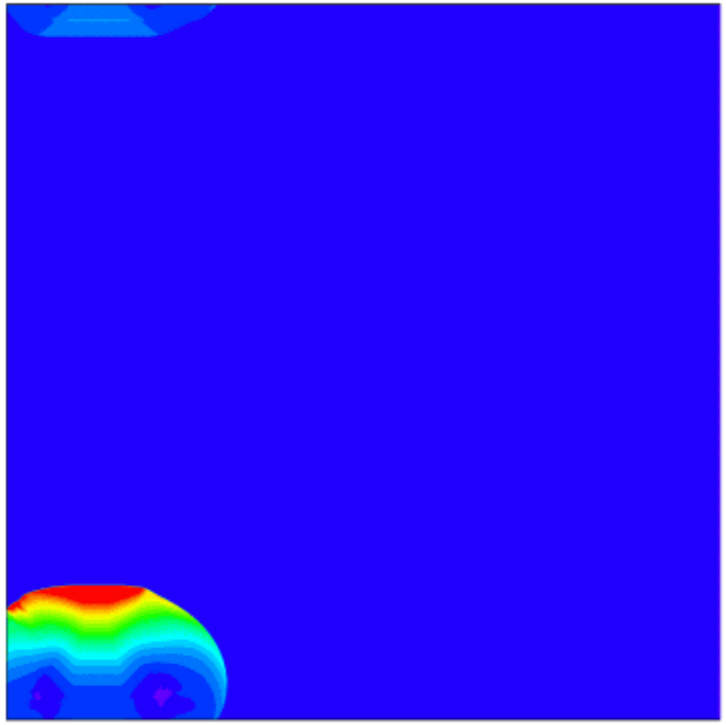
Fundamentals of rotating detonations

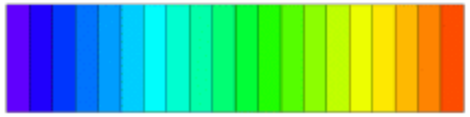
Manabu Hishida · Toshi Fujiwara · Piotr Wolanski

Received: 31 March 2008 / Revised: 13 October 2008 / Accepted: 4 November 2008 / Published online: 10 February 2009
© Springer-Verlag 2009

Development of flowfield in Model RDE

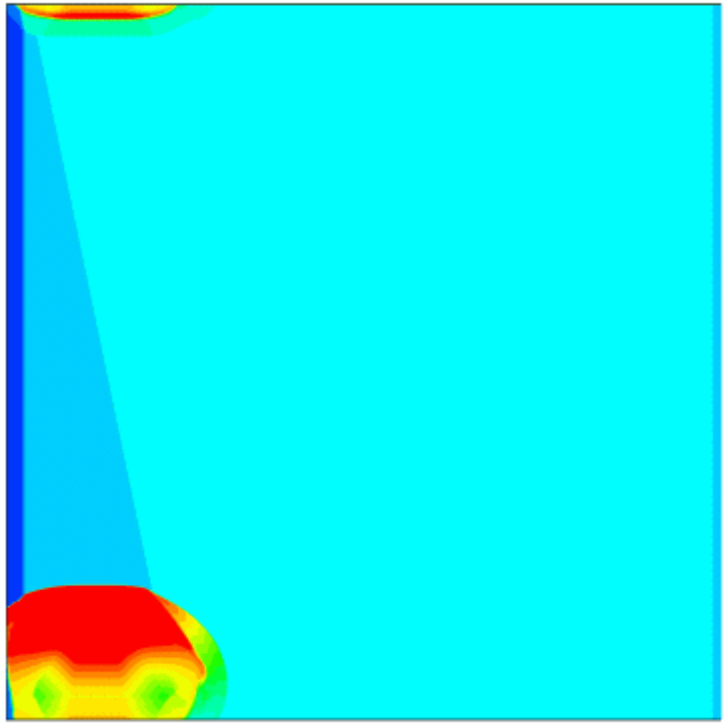
Pressure
t= 14.9μs

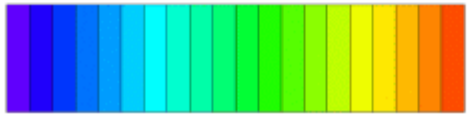




0.0 7.515.022.530.0

Temperature
t= 14.9μs



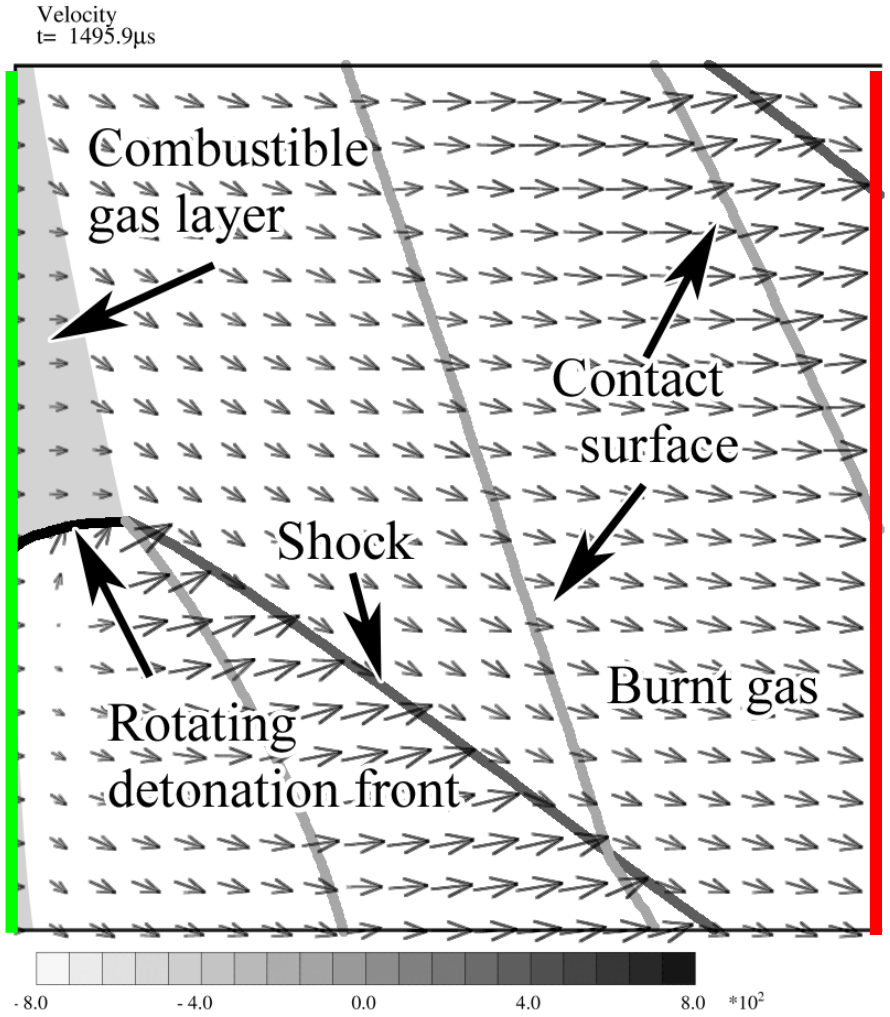


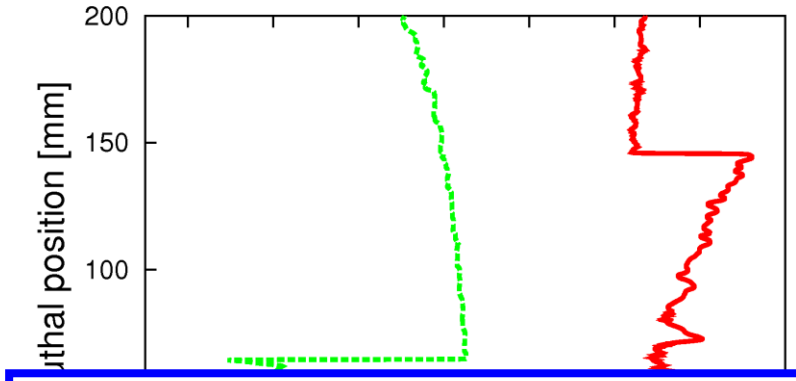
0.0 0.5 1.0 1.5 2.0*10^3

At nearly 1ms after ignition, a detonation rotating azimuthally in channel is seen to propagate steadily.

A detailed triple-shock structure is seen on detonation wavelet.

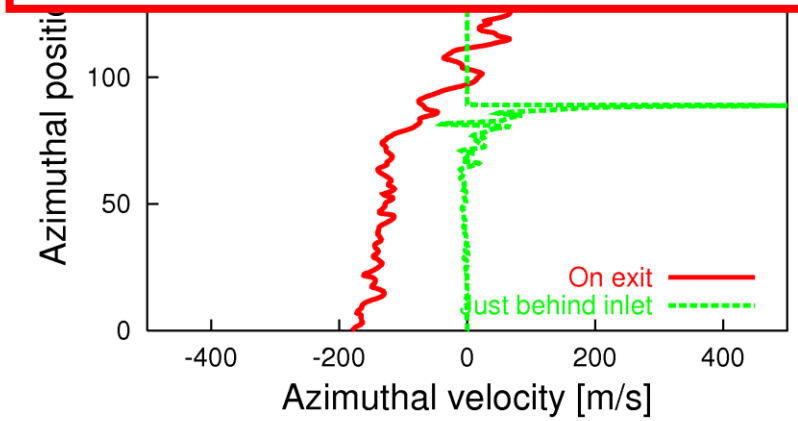
Distribution of velocities
(Laboratory Coordinate System)



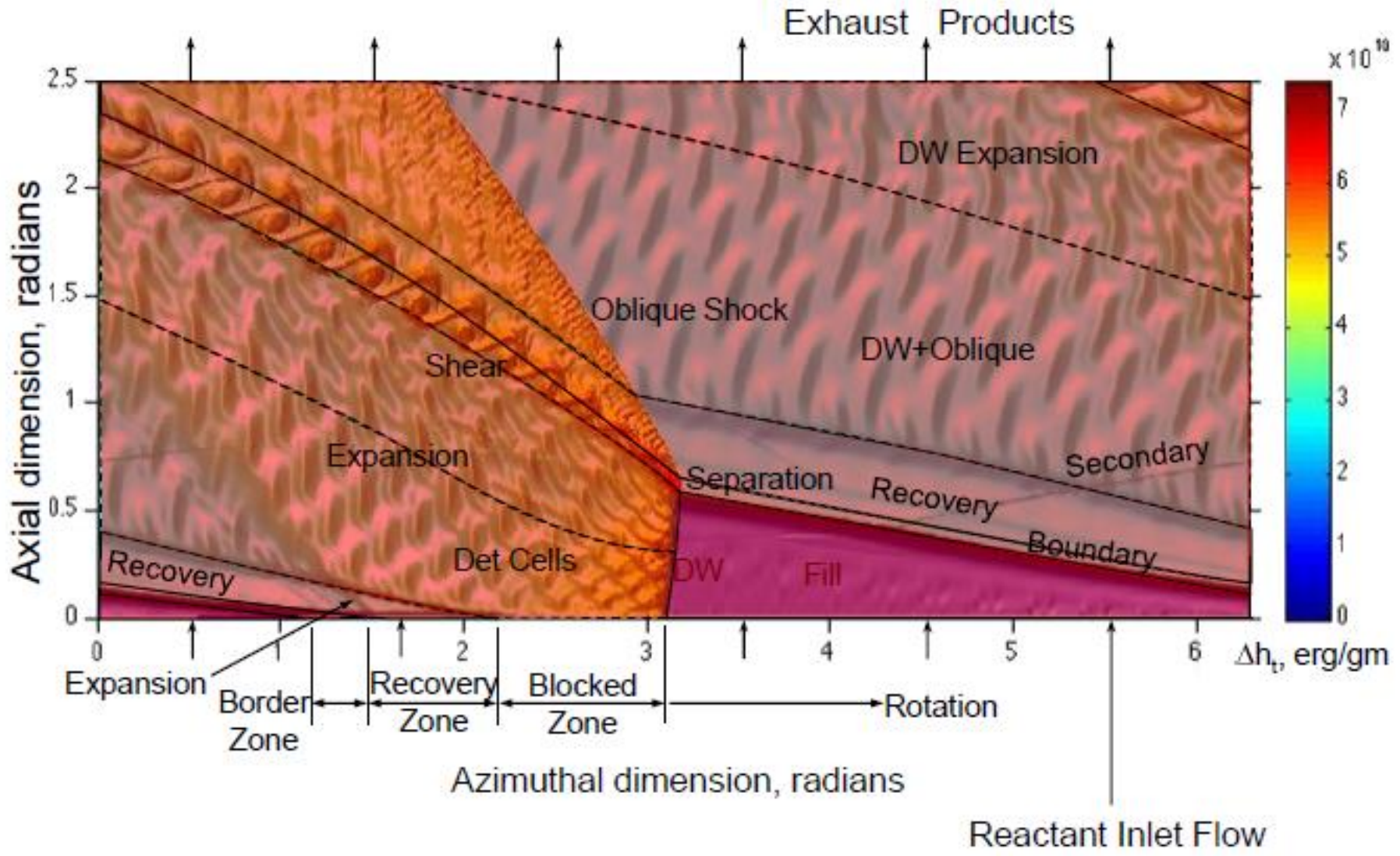


Flow injection is stopped over some length behind rotating detonation wavelet. If channel diameter is too short, combustible gas can not be injected.

A complicated azimuthal motion is produced on channel exit due to oblique shock wave propagation.



Detailed RDE Structure



John Hoke
Innovative Scientific Solutions Inc.

Współpraca
z
Pratt & Whitney

(Prezentacja w dniu
16 grudnia 2008
w
East Hartford, USA)

UTRC & PW FELLOWS LECTURE

RESEARCH ON CONTINUOUS ROTATING DETONATION AND ITS POTENTIAL APPLICATION FOR PROPULSION SYSTEMS

by

Prof. Piotr Wolanski
Institute of Heat Engineering
Warsaw University of Technology

Abstract

This presentation will be devoted to research focused on the development of a jet engine based on continuous rotating detonation (CDE, RDE). Advantage of continuous detonation combustion to jet propulsion is driven by the significant pressure increase which occurs during detonative combustion and its beneficial impact on engine efficiency. Unlike Pulse Detonation Engine (PDE), continuous rotating detonation engine concept offers a more compact design envelope with less noise and vibration. Research carried out at Warsaw University of Technology focuses on evaluation of the thermodynamic and aerodynamic conditions at which rotating detonation propagates in cylindrical channels for different fuel-air mixtures. Hydrogen-air, acetylene-air, as well as hydrogen-oxygen, methane-oxygen and other mixtures have been successfully tested. Pressure vs. time and temperature vs. time histories of these tests will be presented. Results of numerical 2-D and 3-D simulations of mixture formation as well as 2-D simulations of detonation propagation in cylindrical channels, revealing detailed structure of the continuous RDE process will also be presented. Potential applications of continuous rotating detonation in turbojet, ramjet and rocket engines will be presented. Plans for future research will also be discussed.

Piotr Wolanski received his M.S. (1966) and Ph.D. (1971) in Mechanical Engineering from the Warsaw University of Technology where he has been a Professor at the Institute of Heat Engineering at the University since 1989. His research interests range from Propulsion, Internal Combustion Engines, Combustion, Explosions, Space Research and Astrophysics. He is credited as being the discoverer of Diffusion ignition (ignition of high pressure gas during outflow of gas from high pressure installation into ambient air) and for his pioneering work in dust explosion and detonation research. Other achievements include the development of a new jet engine based on Continuous Rotating Detonation, with Mitsubishi, Nagoya University – Japan and the development of Electrical Capacitance Tomography for 3-D flame visualization in jet engine combustion chambers with Pratt & Whitney.

Dr. Wolanski is a member of eleven technical societies, has served as the Editor-in-Chief for two international Journals, and a member of the Editorial Advisory Board for two others. He is the recipient of numerous awards including the Golden Cross of Merit (1987) for outstanding work in education and the Officer's Cross (2005) for achievements in scientific research and education, both awarded by the President of Poland. He has more than 300 scientific publications in: Polish, English, and Russian.

Tuesday, December 16, 4:00 PM
UTRC Auditorium

The P&W & UTRC Fellows, & The Fellows Executive Steering Committee
Al Volponi, Senior Fellow

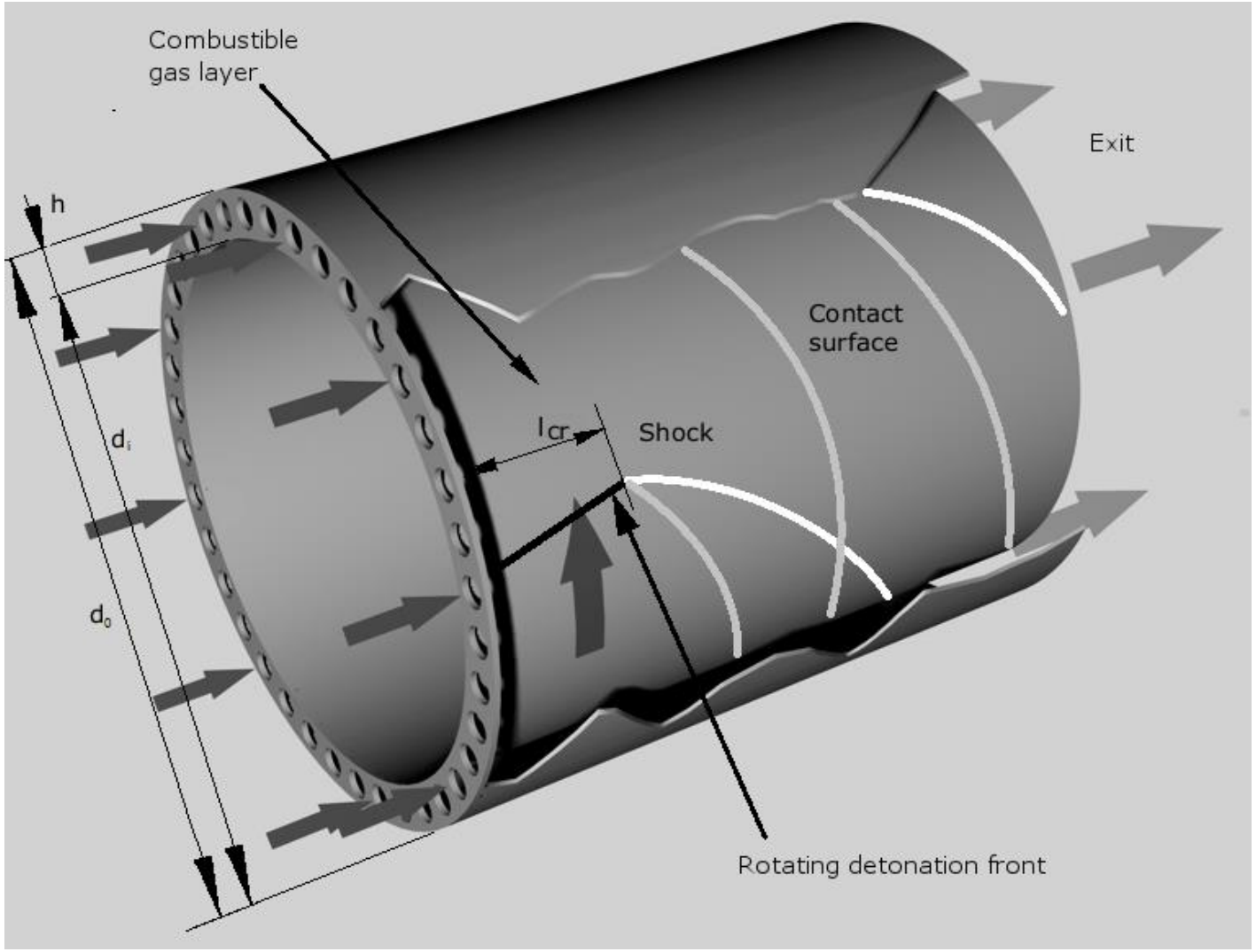
THIS COMMUNICATION SHOULD NOT BE POSTED IN A STAIRWELL OR ON A DOORWAY OR ANY OTHER LOCATION THAT COULD CREATE A RISK OF TRIPPING OR OTHER INJURIES

Research on Continuous Rotating Detonation and its Potential Application for Propulsion Systems

Piotr Wolański
Warsaw University of Technology
Pratt and Whitney West Palm Beach
January 9 - 2009

Stabilność wirującej detonacji

Rotating Detonation Stability



Detonation wave number

$$W = t_r / t_{mf}$$

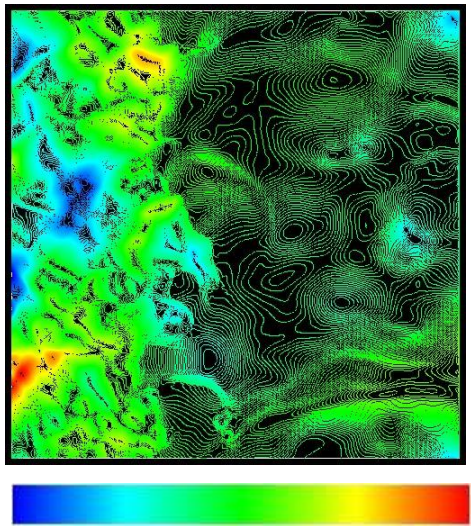
where:

$t_r = \pi d / u_D$; $\quad t_{mf} = V_{cr} / \dot{V}_{mix}$

W= 1,2,….n; detonation is stable

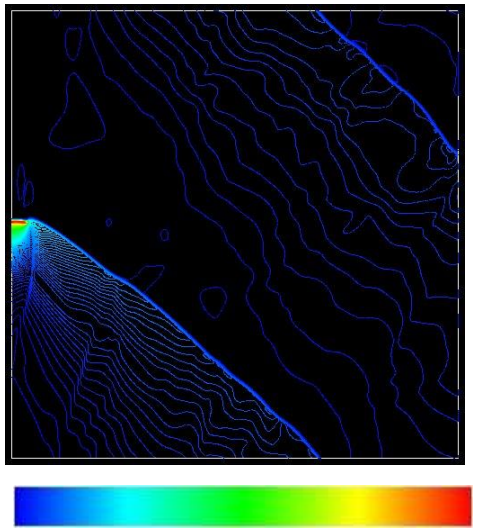
W less than 1 – detonation unstable or failure (deflagration)

Hydrogen-oxygen RDE pressure sensitivity



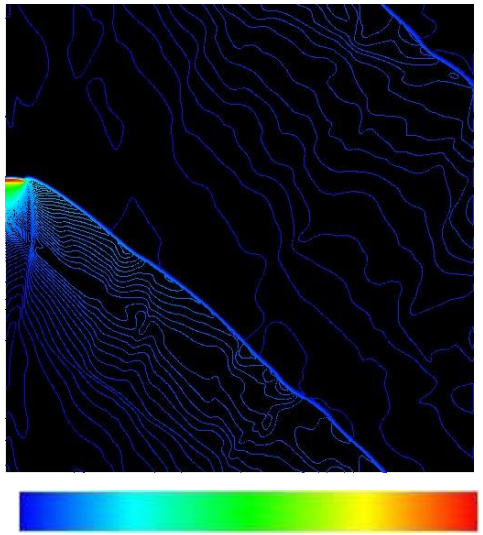
0.26 MPa 0.34

(a) Pressure profiles at 300Kand 1.3 MPa



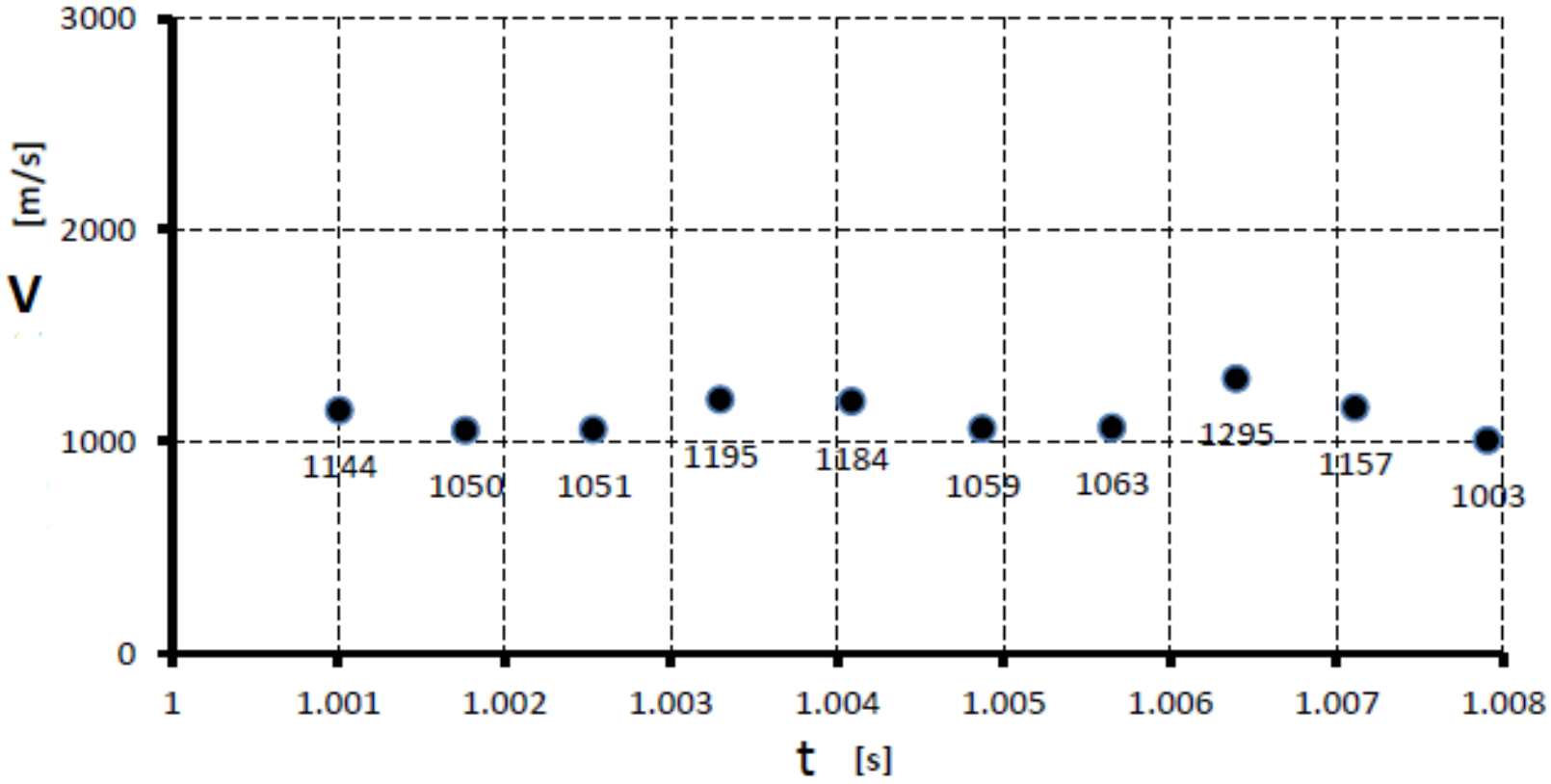
0.28 MPa 9.3

(b) Pressure profiles at 300Kand 1.5 MPa

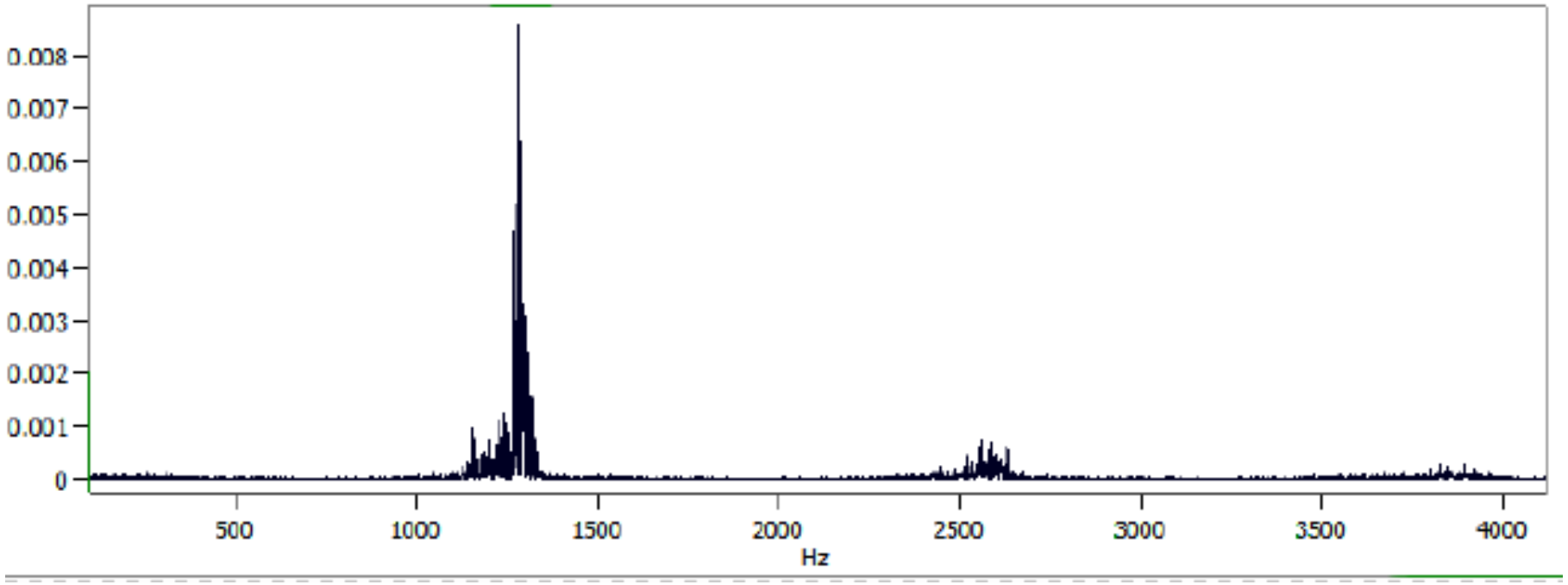


0.19 MPa 12.9

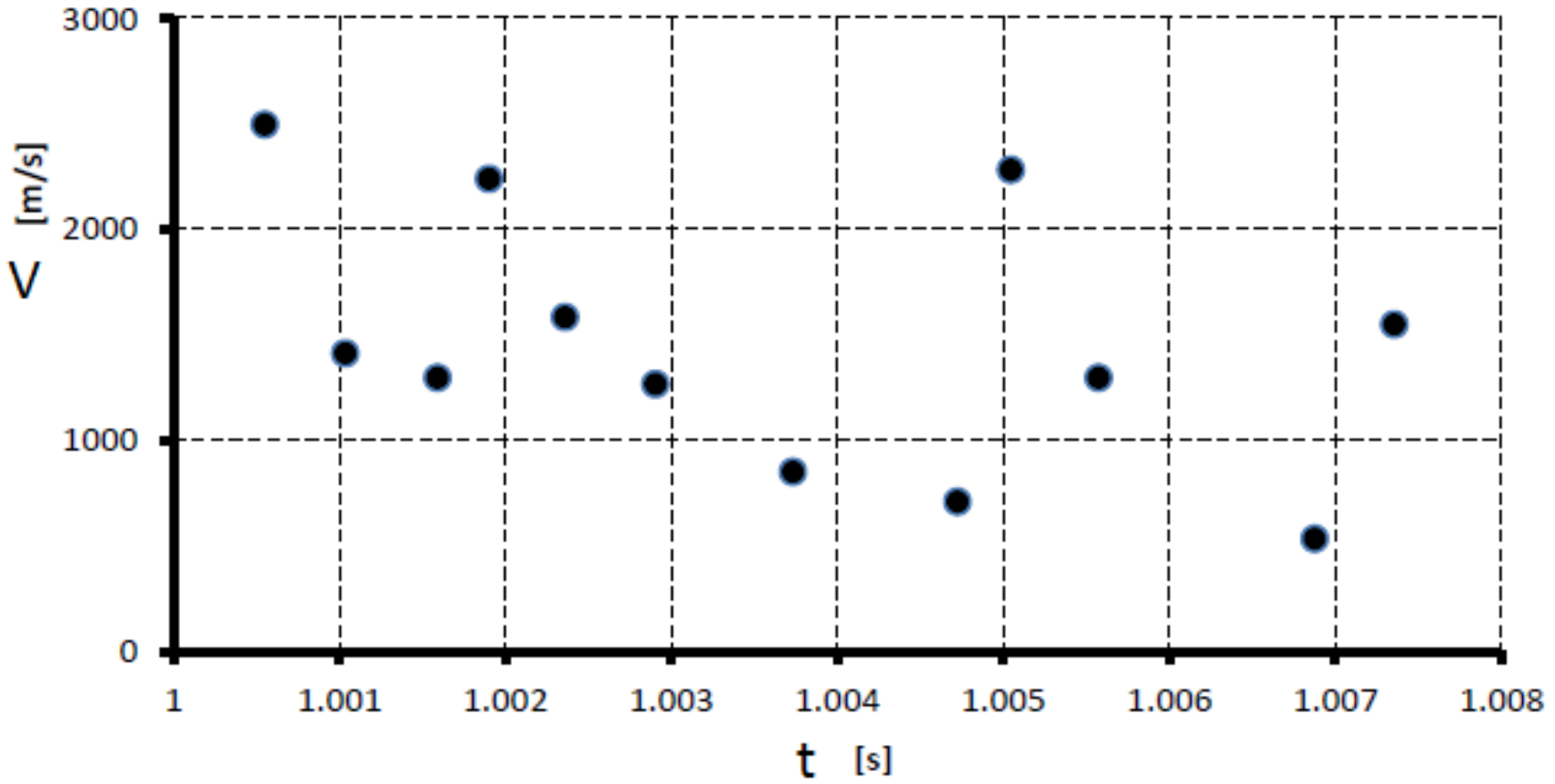
(c) Pressure profiles at 300Kand 2.0 MPa



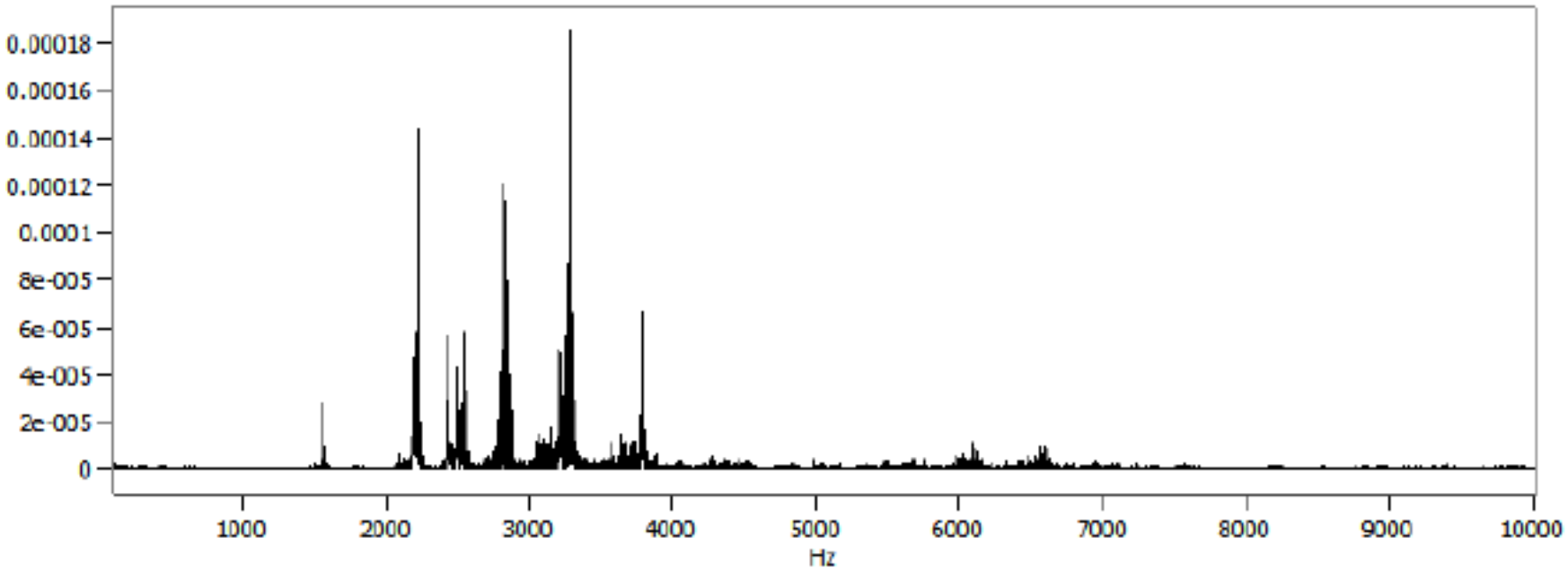
Stability of detonation
Hydrogen-Air mixture, lambda = 2,5 ; $V_{c\text{-}j}$ = 1373 m/s



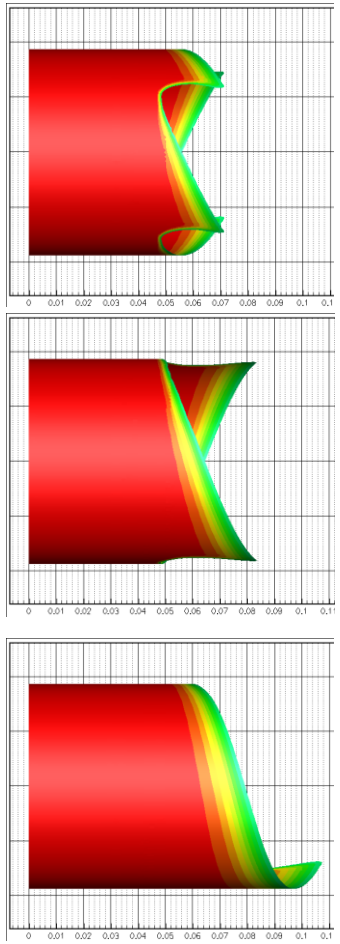
Stability of detonation –Frequency spectrum
Hydrogen-Air mixture, lambda = 2,5 ;

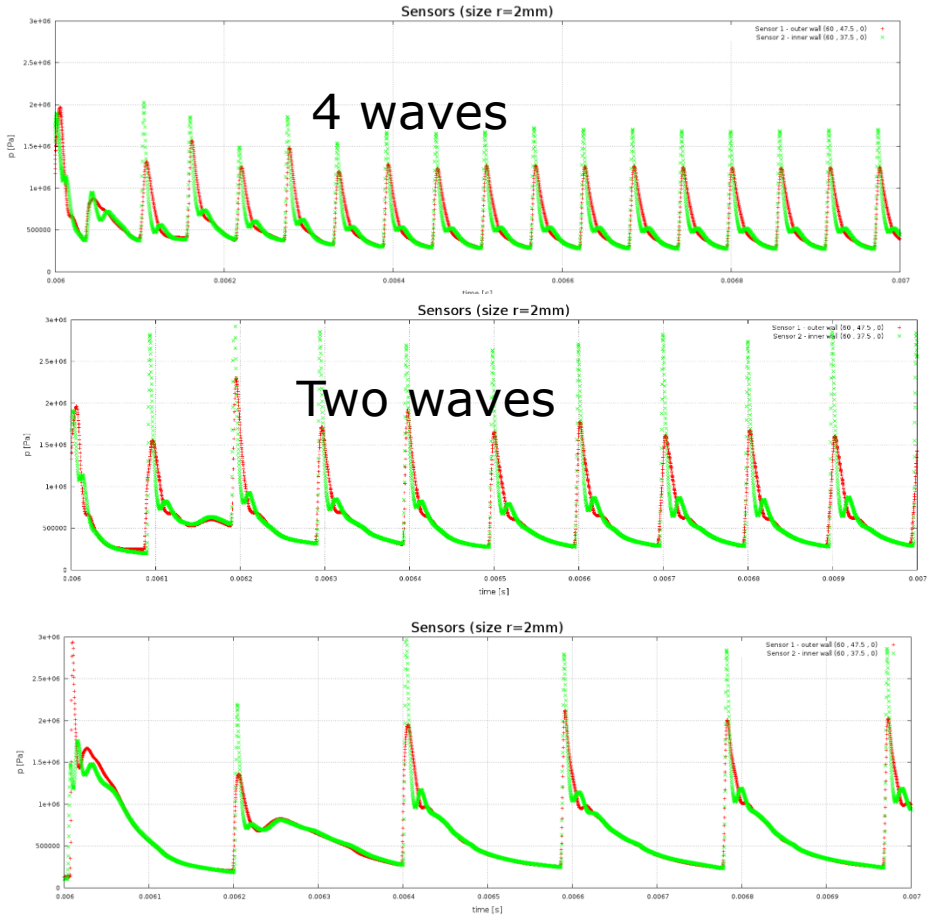


Stability of detonation
Hydrogen-Jet Fuel-Air mixture, $V_{c\text{-}j}$ = 1950 m/s



Stability of detonation - Frequency spectrum
Hydrogen-Jet Fuel-Air mixture, $V_{c\text{-}j}$ = 1950 m/s





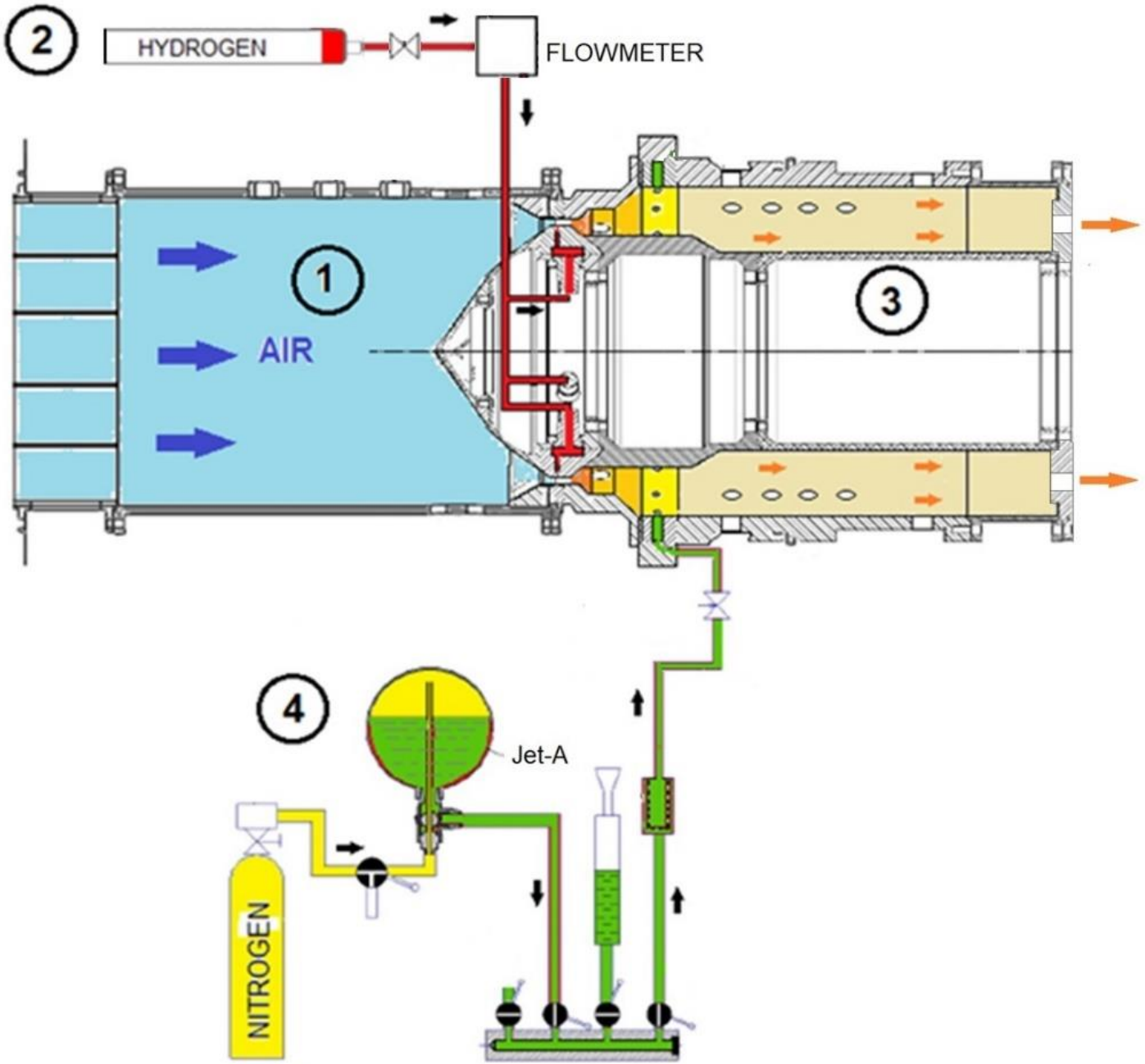
Pressure – calculations

4, 2 and 1 wave propagations

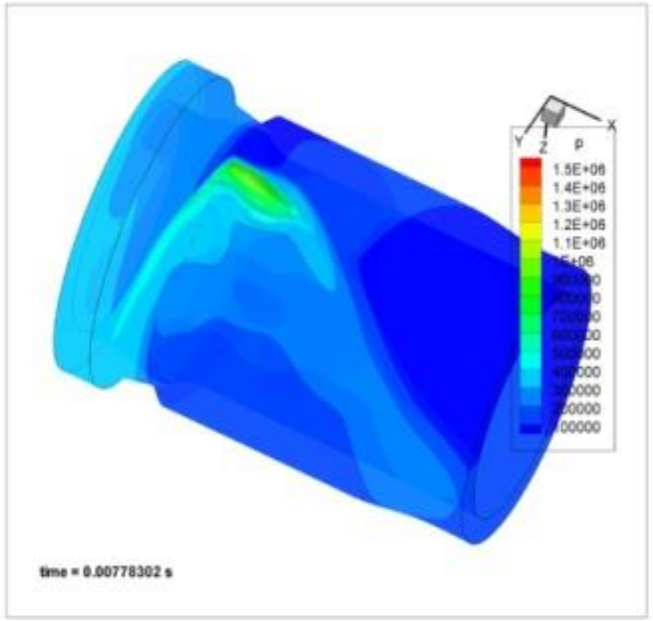
instituteofaviation
warsaw, since 1926

Badania w Instytucie Lotnictwa w Warszawie

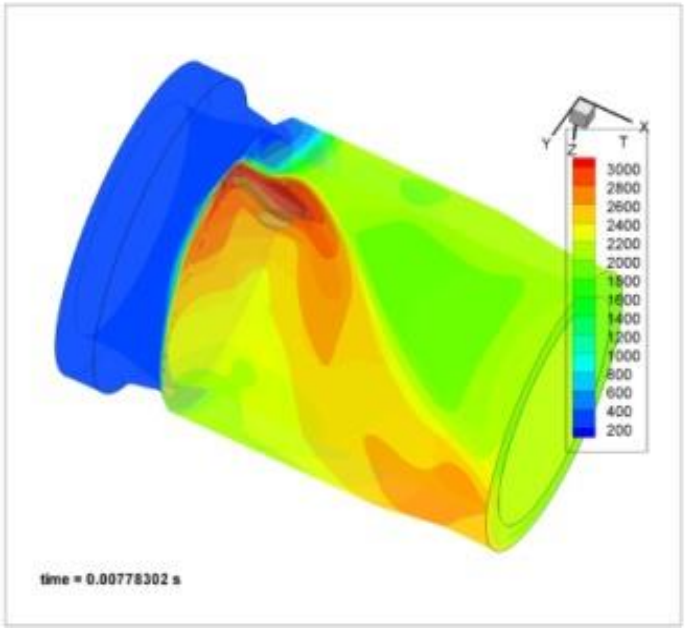
Badania silnika GTD-350 z detonacyjną komorą spalania prowadzone były w ramach projektu UDA-POIG.01.03.01-14-071 “Silnik turbinowy z detonacyjną komorą spalania”



Schemat jednej z wielu komór pierścieniowych przebadanych w ramach tego projektu



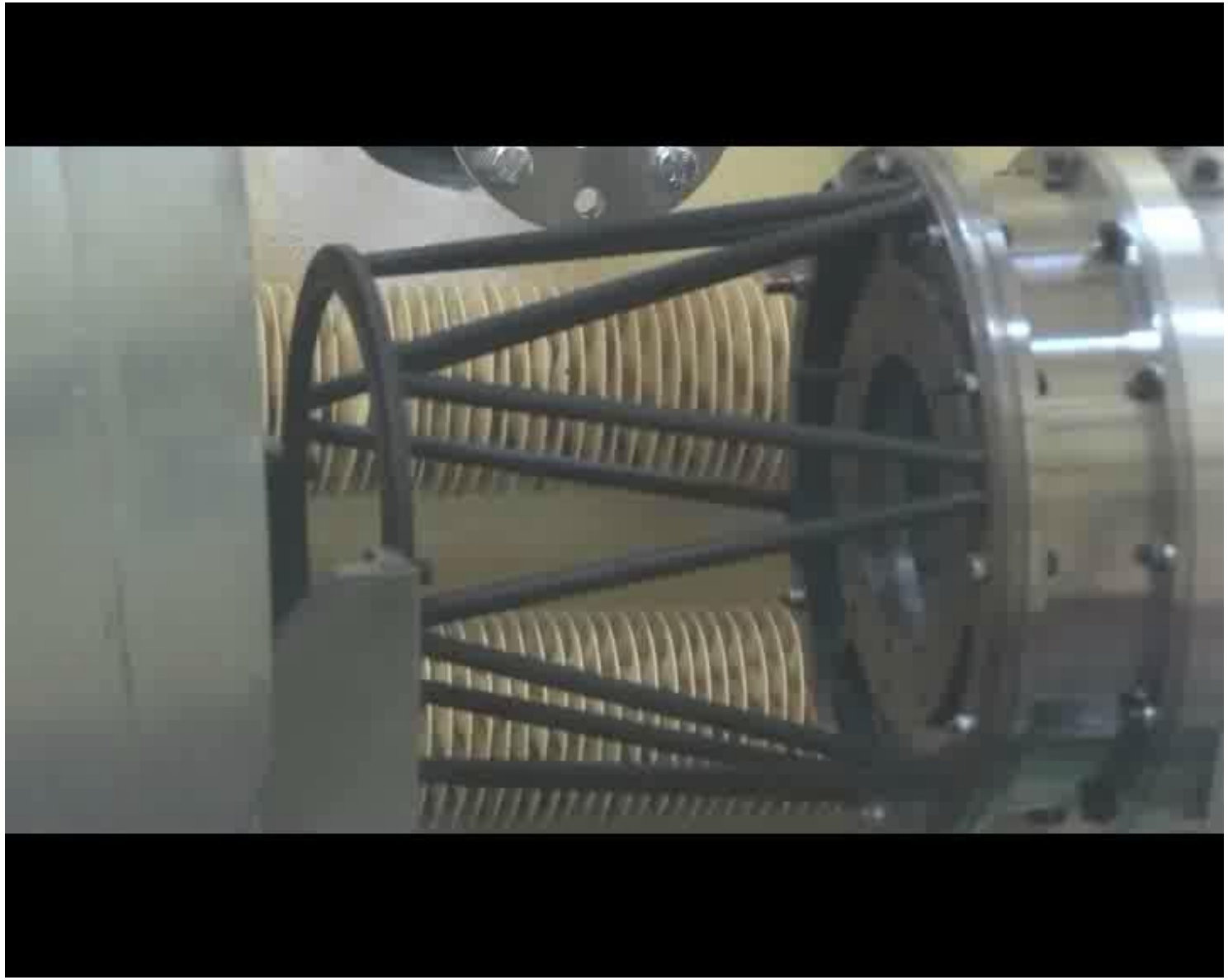
a)

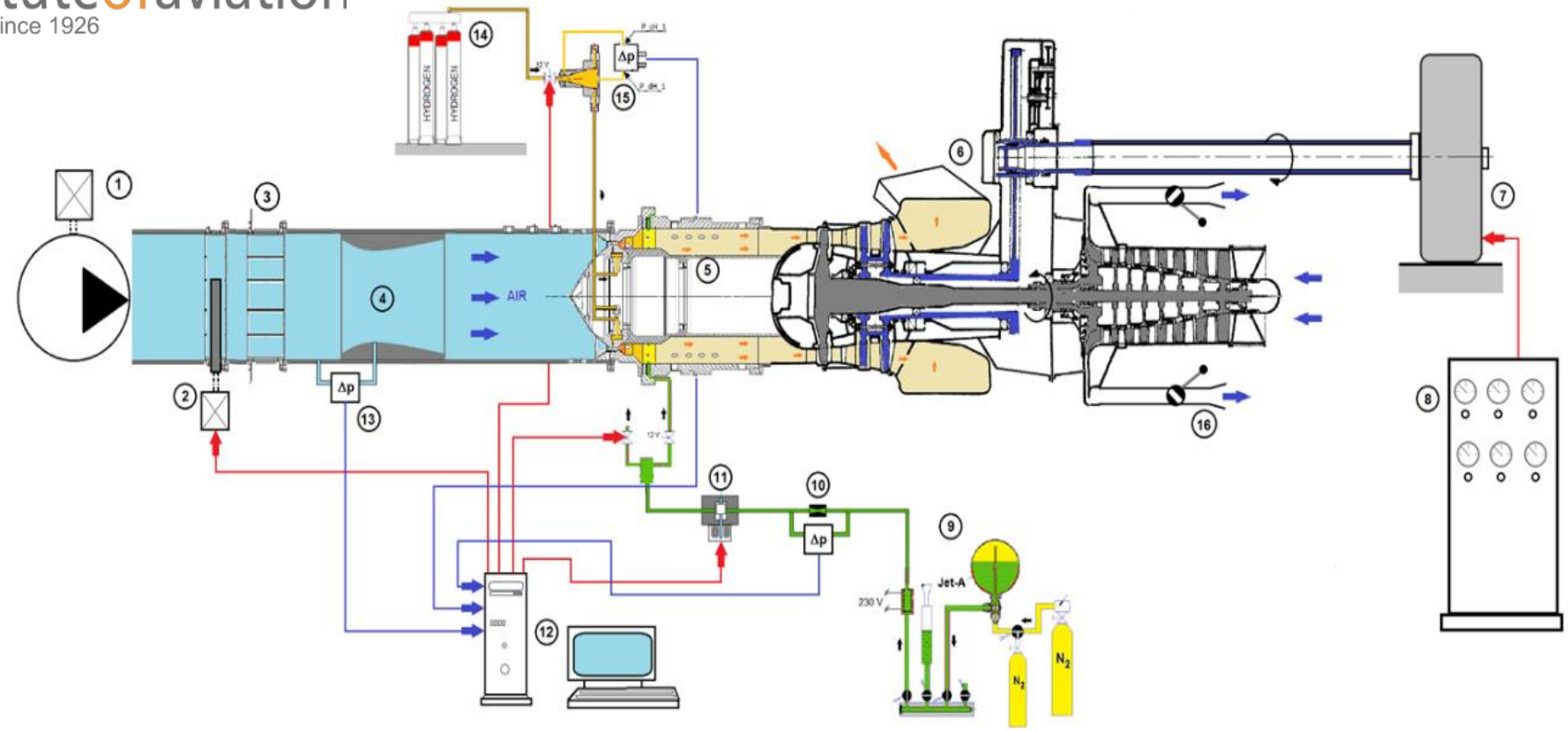


b)

Obliczenia numeryczne 3-D parametrów wirującej detonacji w komorze do silnika GTD-350: a) ciśnienie, b) temperatura

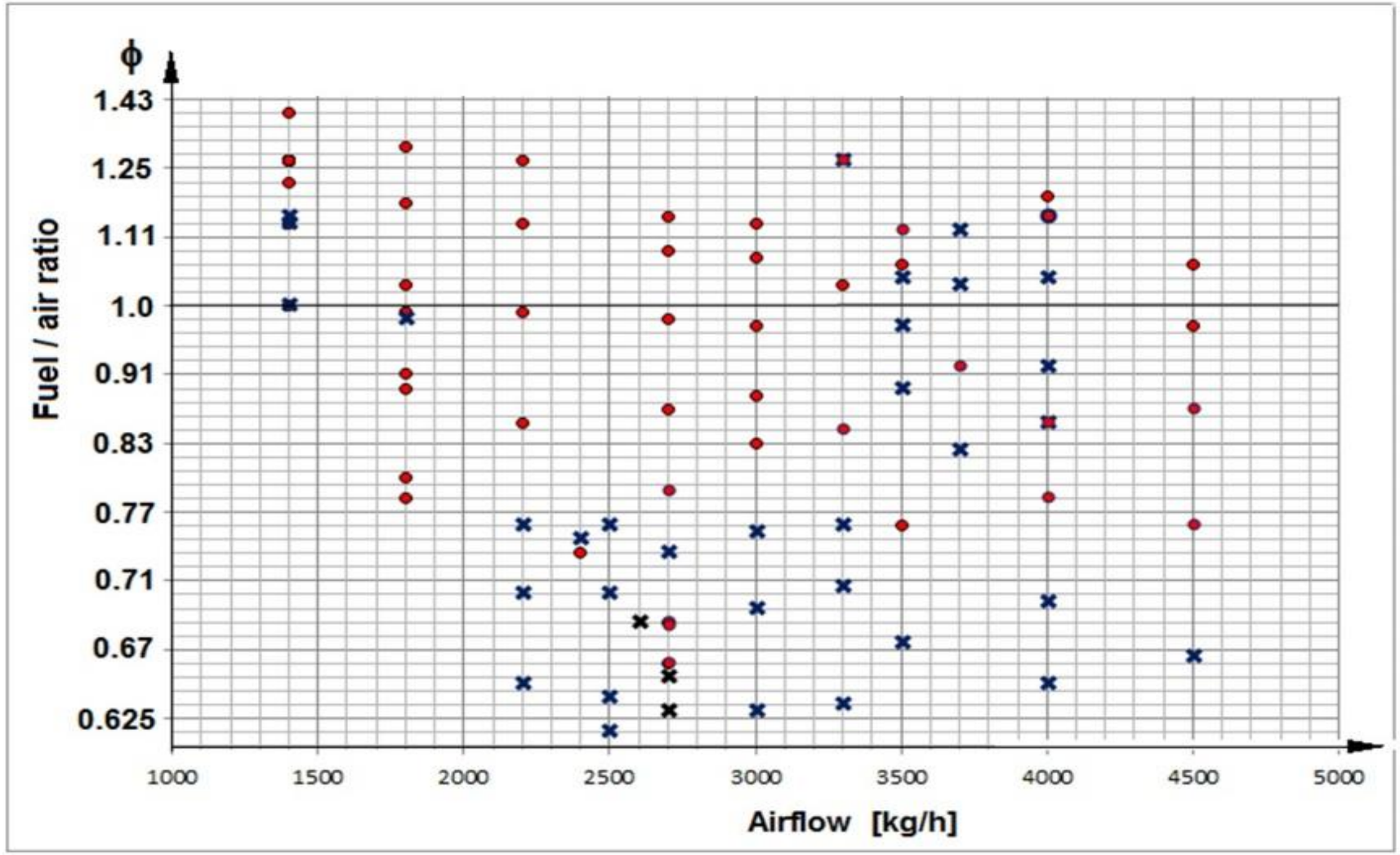
Detonacja w komorze pierścieniowej



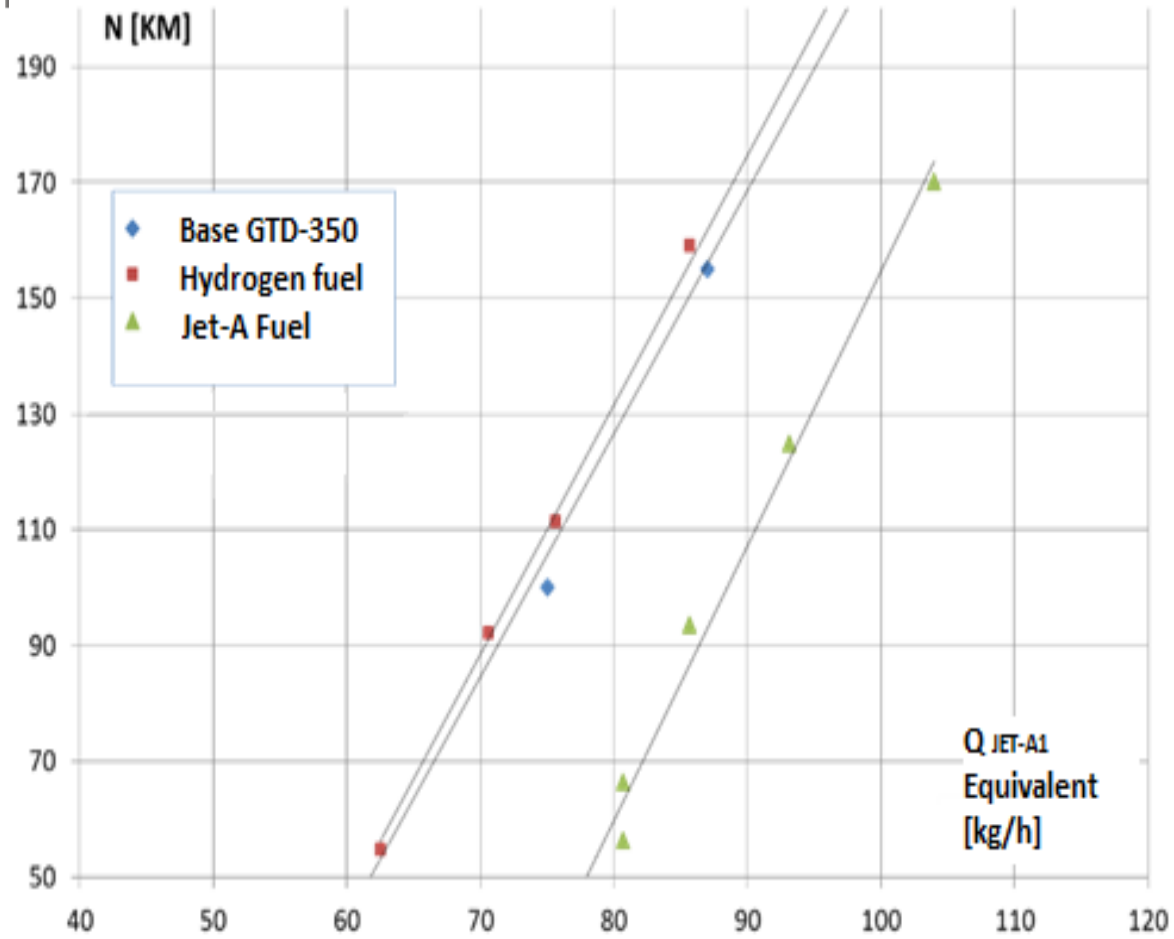


Control system of the turboshaft engine with detonation combustion Chamber (For chamber research during engine run):

1 – air compressors unit; 2 – air flow controller; 3 – Inlet flow equalizer grid; 4 – Venturi air mass flow measurement; 5 – detonation combustion chamber; 6 – turboshaft engine GTD-RD; 7 – brake; 8 – brake controller; 9 – Jet-A injection system (pressurized by nitrogen) 10 – Jet-A flow meter; 11 – electro hydraulic booster WLP-4; 12 – management computer; 13 air flow differential pressure; 14 – hydrogen supply system; 15 – hydrogen flow differential sensor ; 16 – air exhaust with suppression valve;



Zakres występowania detonacji w jednej z badanych komór. Czerwone kropki – stabilna detonacja



Engine shaft power as a function of fuel consumption (for H2-Jet-A1 in equivalent of total heat).

Dla optymalnych warunków pracy silnika GTD-350, sprawność ogólna przy zasilaniu wodorem wzrosła o 5-7%.

Próba silnika GTD-350 z detonacyjną komorą spalania

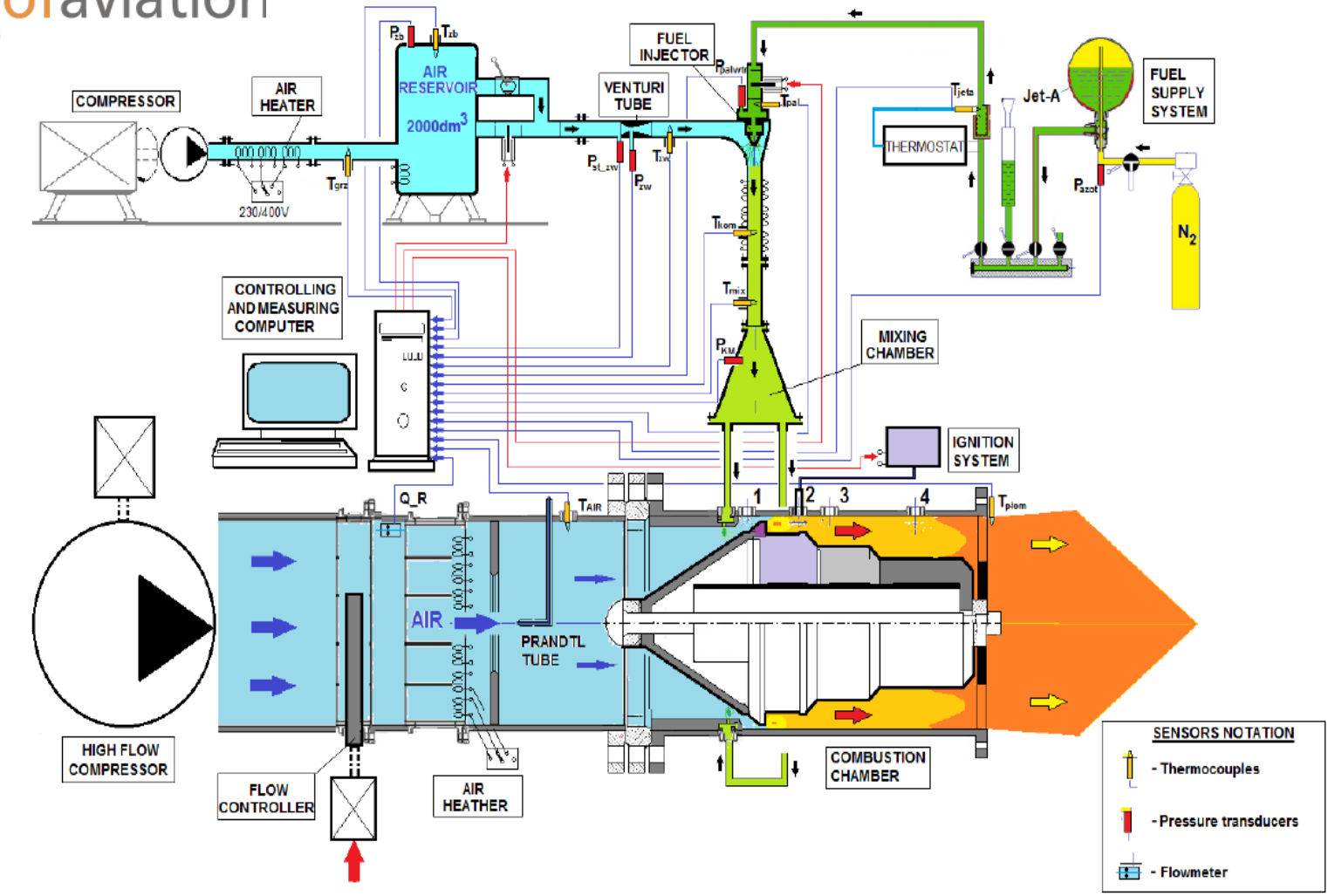
Zapis poziomu hałasu od startu do mocy przelotowej

Zespół realizujący projekt: P. Wolański-project leader and all members in alphabetic order: W. Balicki, A. Bilar, P. Boguszewicz, S. Czyż, M. Folusiak, Ł. Grudzień,A. Irzycki, P. Kalina, M. Kawalec, J. Kindracki, A. Kobiera, B. Łukasik, W. Perkowski, A. Rowiński, K. Snopkiewicz, K. Świderski, P. Wodyński, W. Wróblewski

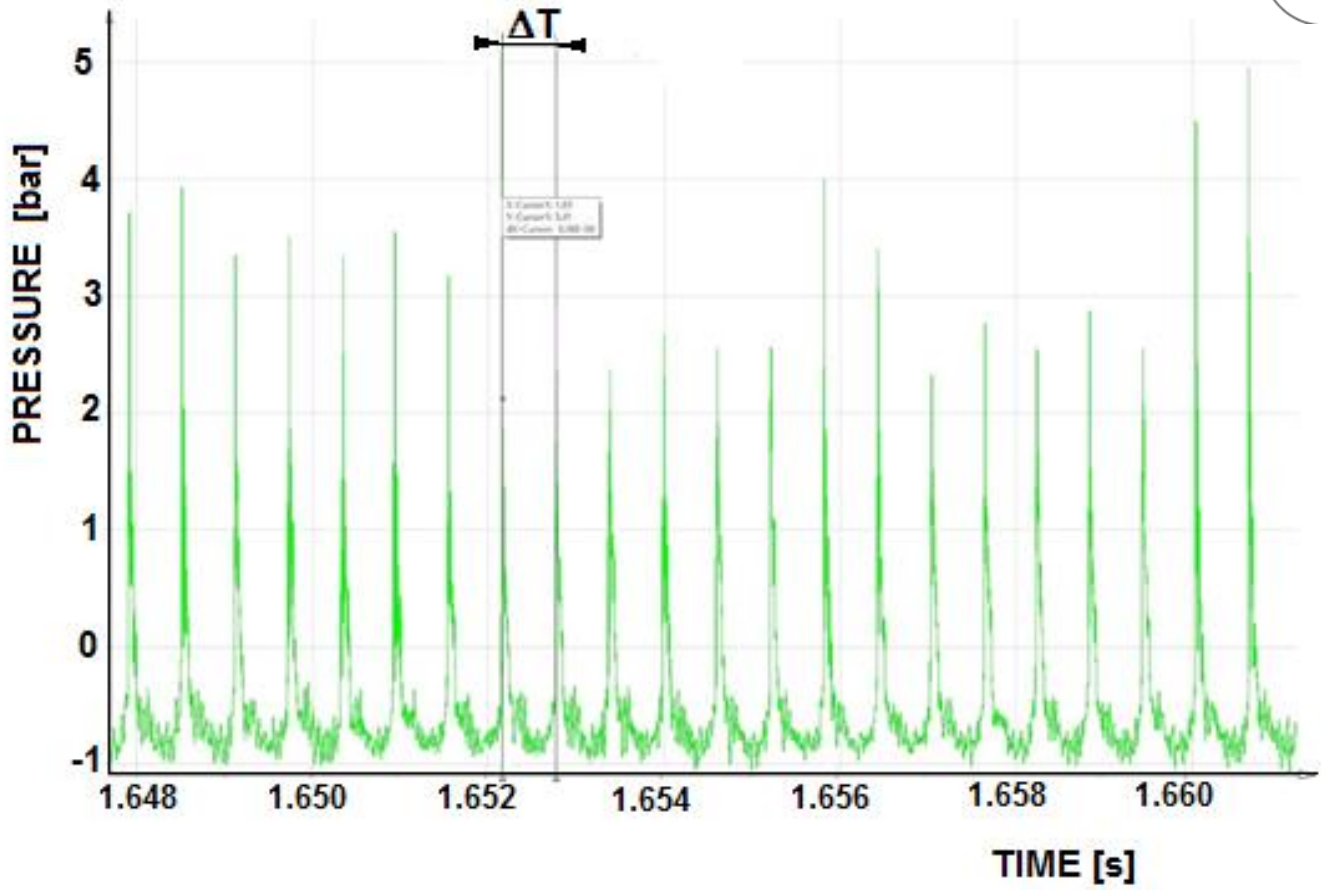
Development of Gasturbine with Detonation Chamber

Piotr Wolański, Piotr Kalina, Włodzimierz Balicki, Artur Rowiński, Witold Perkowski, Michał Kawalec, and Borys Łukasik
Institute of Aviation, Warsaw, Poland

Published in:
© Springer International Publishing AG 2018 23
J.-M. Li et al. (eds.), Detonation Control for Propulsion, Shock Wave and High Pressure Phenomena,
https://doi.org/10.1007/978-3-319-68906-7_2



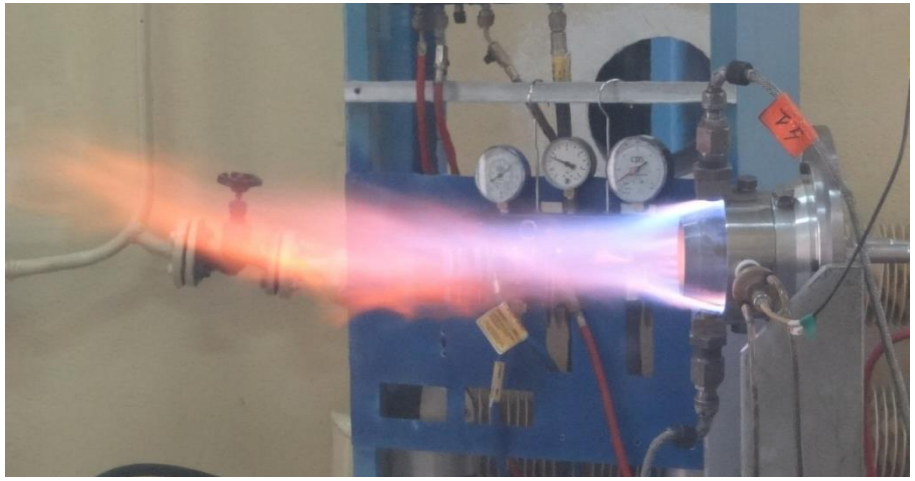
Schemat stanowiska do badania detonacji mieszanin paliw ciekłych z powietrzem.



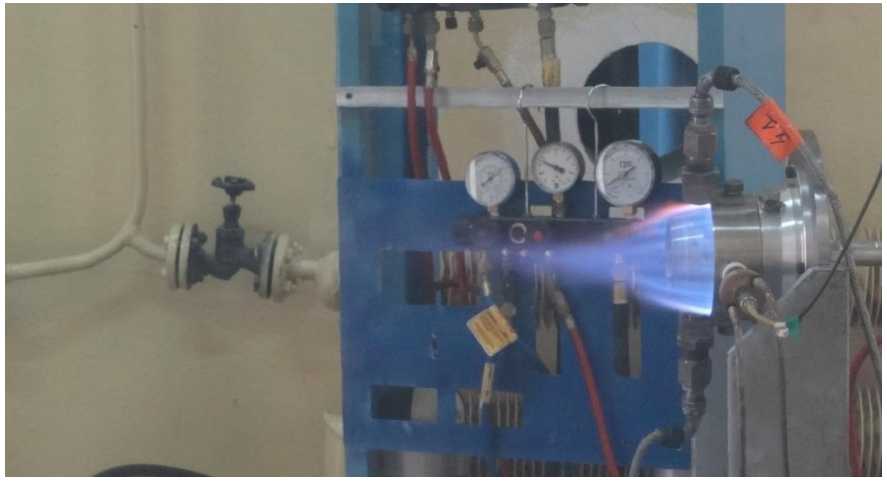
Przebiegi ciśnienia dla stabilnej detonacji mieszaniny benzyny z powietrzem w komorze pierścieniowej. Prędkość detonacji równa 1140 m/s.

Współpraca z US Air Force Research Laboratory

Badania gazowych silników rakietowych RDE



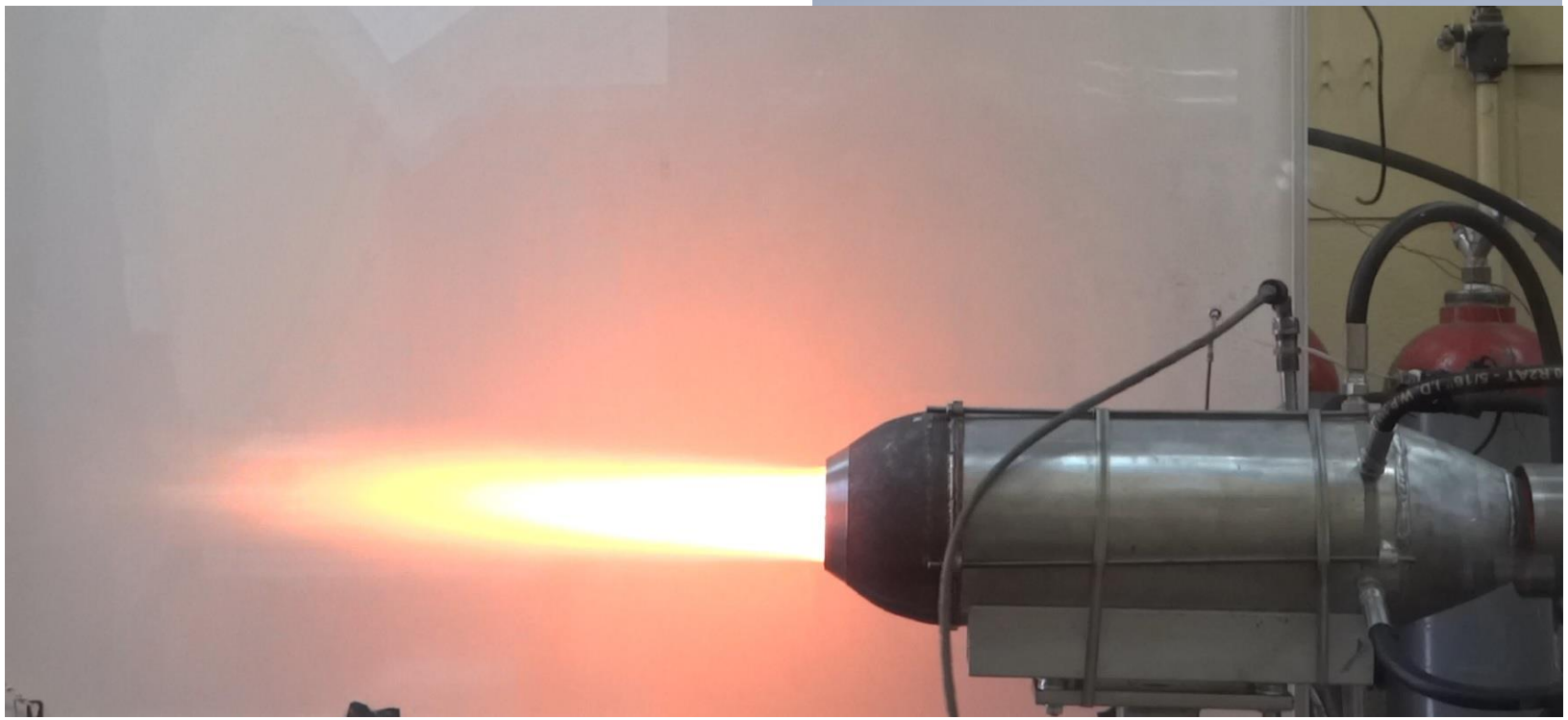
Deflagration



Detonation

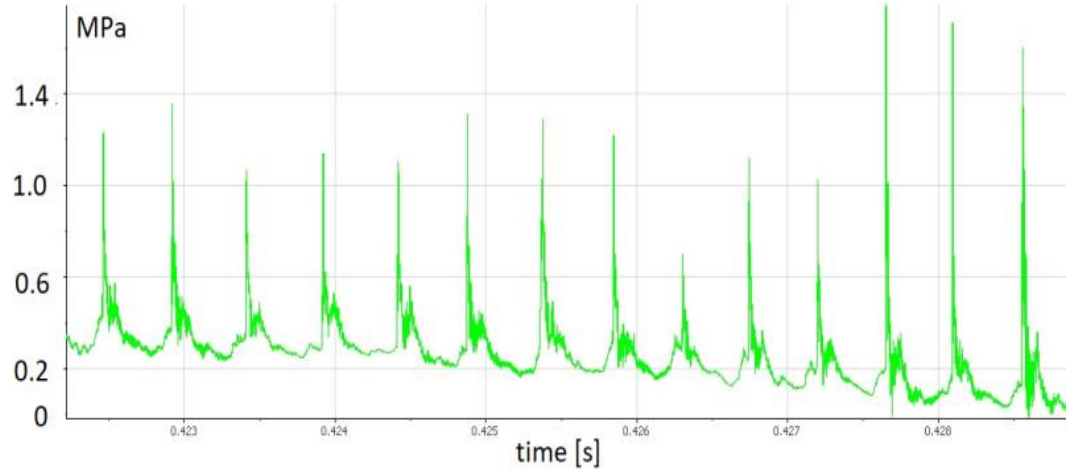
Badania procesu wirującej detonacji w Sieci Badawczej Łukasiewicza – Instytut Lotnictwa

Badania silników zespolonych rokietowo-strumieniowych z detonacyjną komorą spalania

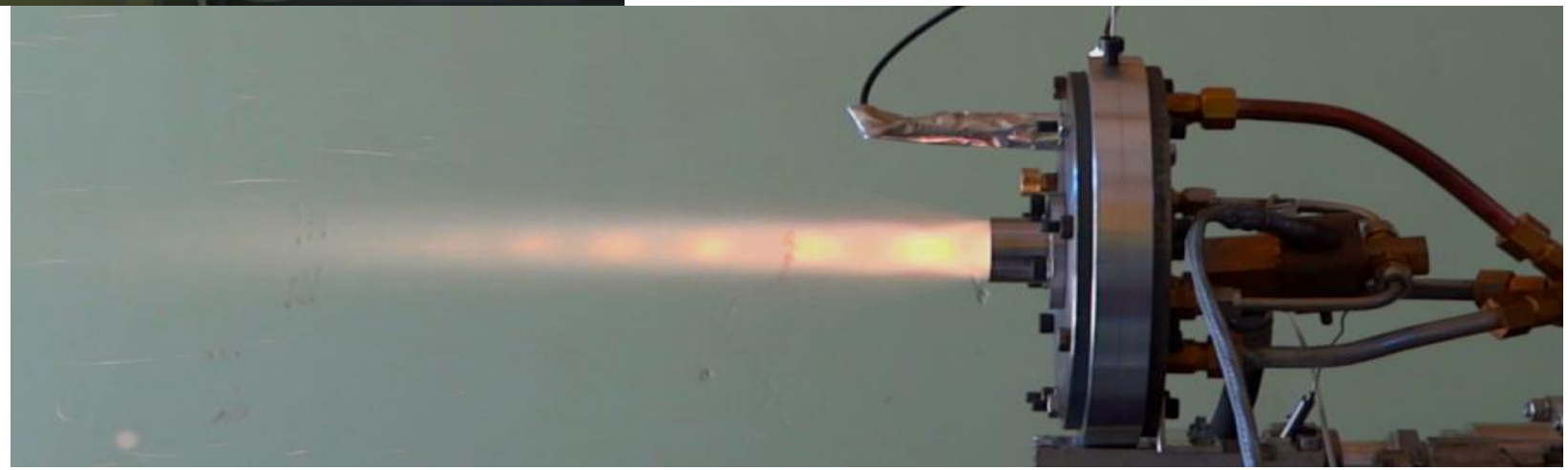


Badania silników rakietowych z detonacyjną komorą spalanie zasilanych ciekłym propanem (C_3H_8) oraz ciekłym podtlenkiem azotu N_2O: a) z komorą pierścieniową, b) z komorą dyskową

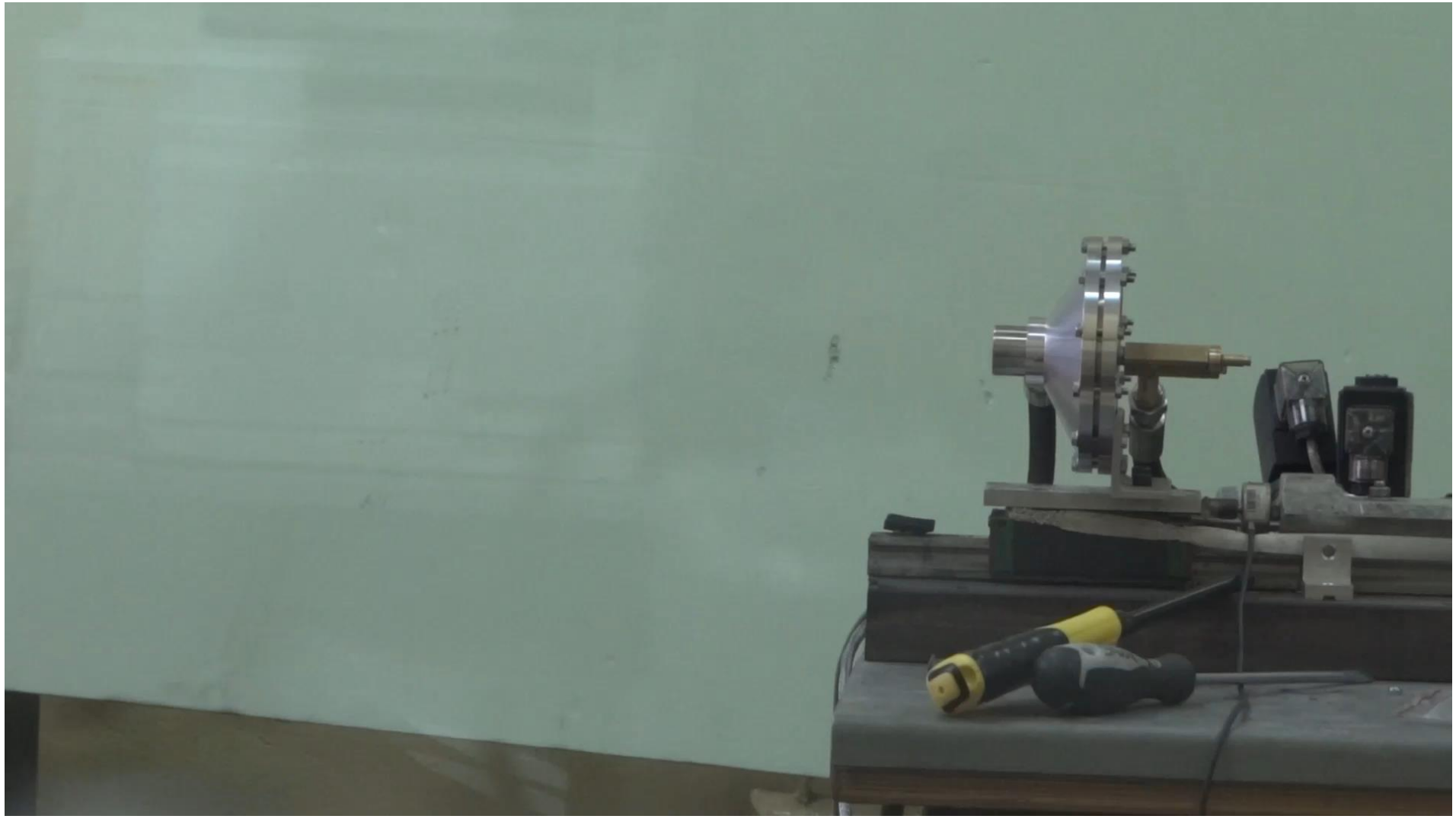
a)

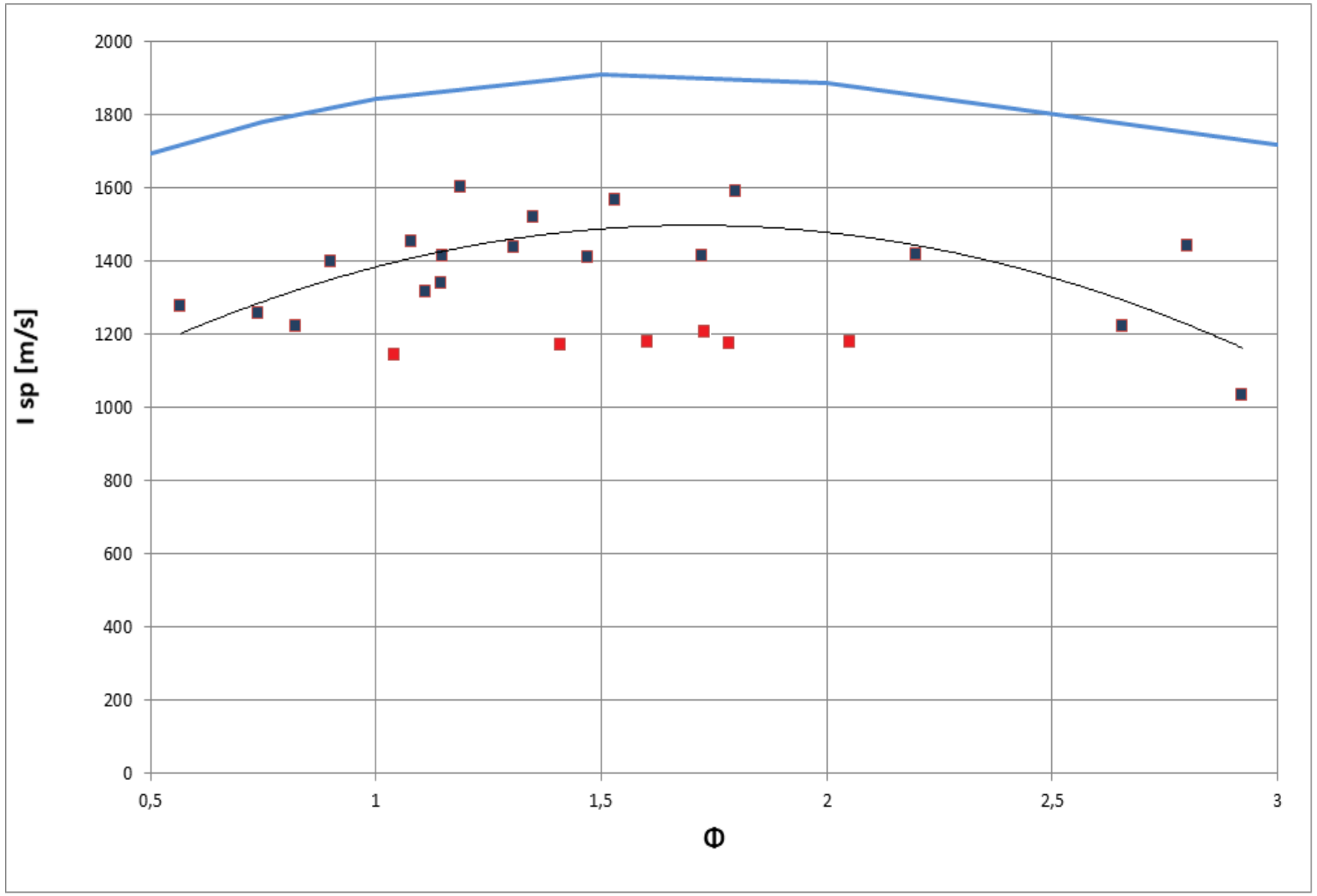


b)



Próba silnika rakietowego z dyskową detonacyjną komorą spalania zasilanego ciekłym propanem (C_3H_8) oraz ciekłym podtlenkiem azotu N_2O





Zależność Impulsu właściwego od parametrów pracy silników rakietowych zasilanych ciekłym propanem i ciekłym podtlenkiem azotu: ciemne punkty-komora dyskowa, czerwone punkty-komora pierścieniowa, niebieska linia – teoretyczna wartość impulsu właściwego obliczona przy pomocy programu NASA-CEA. Najwyższe osiągi dla dyskowej komory detonacyjnej wynoszą **0,87%** wartości idealne.

Obecne badania RDE na Świecie

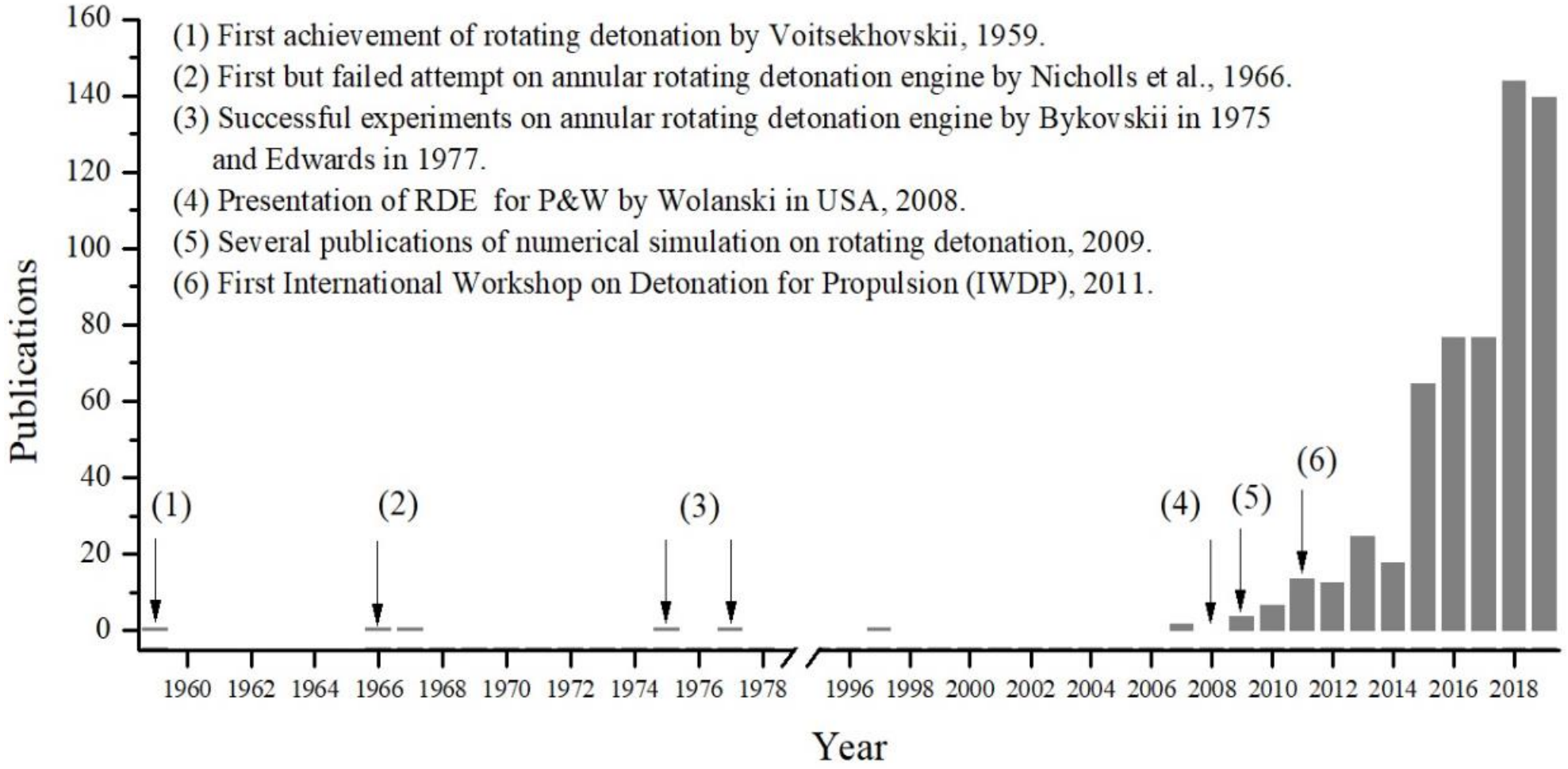
Badania RDE na Świecie

- Research Groups on Rotating Detonation

So far, more than 70 research groups around the world have been working on rotating detonation.

Courtesy of Bing Wang

Publikacje na temat RDE od 1959 do 2019



Timeline of publication statistics on rotating detonation based on the Web of Science, http://apps.webofknowledge.com/
Courtesy of Bing Wang.

Available online at www.sciencedirect.com

SciVerse ScienceDirect

Proceedings of the Combustion Institute 34 (2013) 125–158

Proceedings of the Combustion Institute

www.elsevier.com/locate/proci

Detonative propulsion

Piotr Wolański *

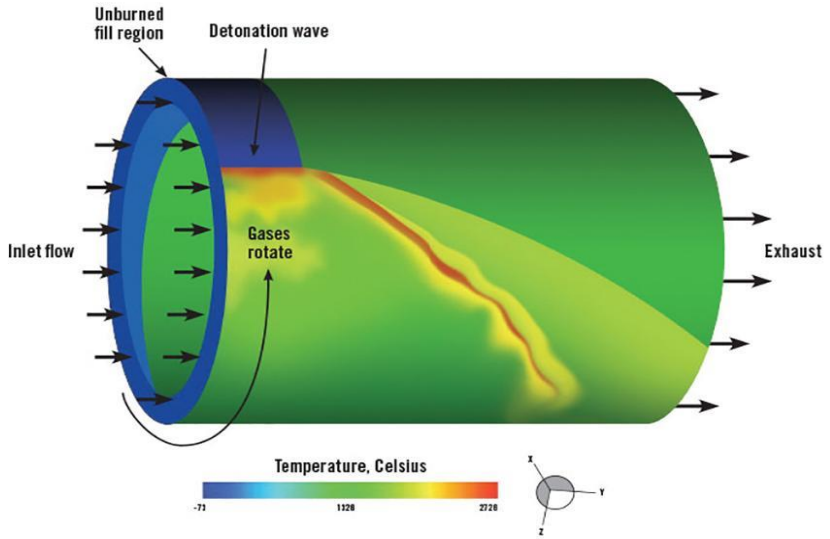
Institute of Heat Engineering, Warsaw University of Technology, Nowowiejska 21/25, 00-665 Warsaw, Poland

Available online 27 November 2012

Najczęściej cytowana publikacja z napędów detonacyjnych

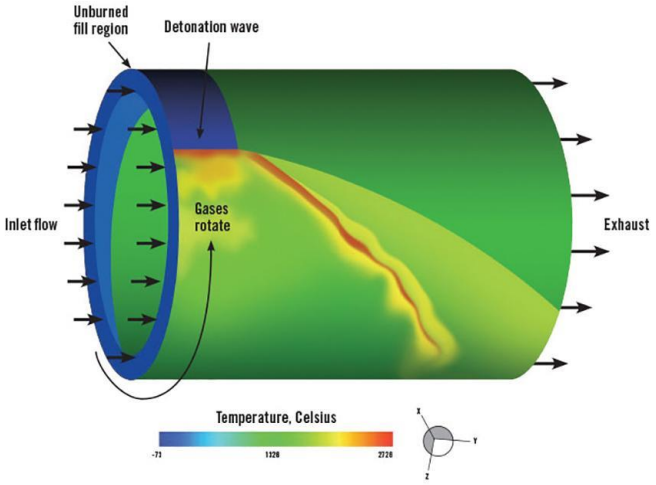
Aviation Week & Space Technology

14-27 September 2020

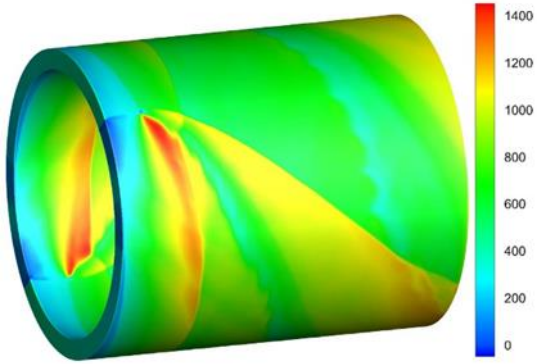


AFRL meanwhile has awarded three key RDE development contracts worth $520 million under the first phase of ATTAM. The bulk of the work is divided equally between General Electric and Pratt & Whitney, which have each been awarded a contract worth $250 million to develop, demonstrate and transition the technology; Aerojet Rocketdyne has signed a $20 million contract.

Numeryczne symulacje 3-D wirującej detonacji w komorze pierścieniowej



Aviation Week & Space Technology
14-27 September 2020



PW in Cooperation with A*Star Singapore (2010)

Airbus' BIG BET

- AIRCRAFT-MAKER REVEALS THREE HYDROGEN-POWERED AIRCRAFT CONCEPTS
- SERVICE ENTRY IS TARGETED FOR 2035
- TECHNOLOGY CHOICES ARE SLATED TO BE NARROWED BY 2025
- INDUSTRIAL LAUNCH PLANNED FOR 2027-28

A hydrogen-powered narrowbody could seat as many as 200 passengers, but it would have a shorter range than the current A320neo family.

Aviation Week & Space Technology 28September-October 11, 2020

Podsumowanie i wnioski

Podsumowanie i wnioski (1)

- **W Politechnice Warszawskiej oraz w Instytucie Lotnictwa wykonano wiele pionierskich badań możliwości wykorzystania wirującej detonacji w silnikach turbinowych i rakietowych;**
- **W Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytucie Lotnictwa przeprowadzono również pierwsze udane próby wykorzystania wirującej detonacji w zespolonym silniku rakietowo – strumieniowym;**
- **Nowy system tworzenia mieszanki paliw ciekłych z powietrzem został również opracowany i przebadany w Instytucie Lotnictwa;**

Podsumowanie i wnioski (2)

- **Możliwość znacznego podwyższenia osiągów silników pozostaje ciągle główną siłą motywacyjną w rozwijaniu badań nad wykorzystaniem wirującej detonacji w silnikach lotniczych i rakietowych, zyskuje również zainteresowanie do stosowania w urządzeniach przemysłowych;**
- **Prowadzone obecnie badania w całym świecie doprowadzą wkrótce do praktycznego zastosowania tego rodzaju spalania w silnikach;**
- **Ostatnia propozycja firmy „Aerobus” budowy samolotu napędzanego wodorem powinna doprowadzić do wykorzystania do napędu tych samolotów silników z detonacyjną komorą spalania;**

Podsumowanie i wnioski (3)

- **Tylko niewielka część badań przeprowadzonych w Polsce oraz przy współpracy z innymi krajami została przedstawiona w tej prezentacji. Obszerny przegląd tych badań jest zawarty w opracowanej obecnie monografii pt.” “Research on Detonative Propulsion in Poland”, która wkrótce zostanie wydana przez Sieć Badawczą Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa;**
- **Badania nad zastosowaniem wirującej detonacji do napędów lotniczych i kosmicznych będą dalej prowadzone w Polsce oraz przy współpracy polskich jednostek naukowych z instytucjami zagranicznymi. Jesteśmy otwarci na taką współpracę na rzecz rozwoju tych napędów.**

Zawartość przygotowanej do druku Monografii:

“Research on Detonative Propulsion in Poland”

P. Wolański - Editor

Contents:

Preface

1. Detonation – short introduction, (P. Wolański),
2. First Ideas,(P. Wolański),
3. Basic Research of the continuously rotating detonation at the Warsaw University of Technology,(J. Kindracki, P. Wolański),
4. Research on application of detonative combustion to rocket engines at the Warsaw University of Technology, (J. Kindracki, P. Wolański),
5. Detonation wave number, (P. Wolański),
6. Numerical Study of Detonation Process in Rotating Detonation Engine and Its Propulsive Performance (Tae-Hyeong Yi et al.).,
7. Evaluation of heat loads in detonative propulsion, (D. Kublik et al.),
8. Development of the detonative combustion chamber working on liquid fuels at the Warsaw University of Technology (J. Kindracki),
9. Development of the gas turbine with detonative combustion chamber at the Institute of Aviation, (W. Balicki et al.),
10. Numerical modelling of RDE at the Institute of Aviation, (K. Świderski and M. Folusiak),
11. Development of the detonative combustion chamber working on liquid fuels at the Institute of Aviation,(P. Wolański et al.),
12. Development of rocket engines with a detonation combustion chamber, (M. Kawalec et al.),
13. International cooperation on the RDE, (P. Wolański),
14. Summary of the IWDP2020 and Concluding Remarks, (P. Wolański),

Appendix: List of published papers and conferences presentations.

Przyszłe plany badań nad wirującą detonacją w Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa

- Badania nad wykorzystaniem ciekłych paliw w silnikach lotniczych (RDE);
- Badania zespolonych silników rakietowo-strumieniowych wykorzystujących proces wirującej detonacji;
- Badania silników rakietowych z wirującą detonacją zasilanych ekologicznymi ciekłymi materiałami pędnymi.

Podziękowanie

Pragnę podziękować wielu współpracownikom, doktorantom i studentom którzy przyczynili się do powstania wspólnych prac z tego zakresu a w szczególności:

- z Politechniki Warszawskiej dr hab. inż. Janowi Kindrackiemu, prof. PW, dr inż. Arkadiuszowi Kobierze (obecnie pracownik EDC ILot), dr inż. Zbigniewowi Gutowi (obecnie pracownik Centrum Badań Kosmicznych ILot), dr inż. Michałowi Kawalcowi (obecnie pracownikowi ILot) oraz dr inż. Kamilowi Milanowskiemu (obecnie pracownik EDC ILot)

- oraz pracownikom Instytutu Lotnictwa biorącym udział w projekcie „Silnik turbinowy z detonacyjną komorą spalania”, i dodatkowo dr hab. inż. Włodzimierzowi Balickiemu, prof. ILot, dr. inż. Witoldowi Perkowskiemu, dr inż. Michałowi Kawalcowi oraz mgr inż. Adamowi Bilarowi a w szczególności Dyrekcji SB Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa dr inż. Pawłowi Stężyckiemu i dr inż. Leszkowi Lorochowi za wsparcie w realizację tych projektów, jak również organizację specjalnych międzynarodowych warsztatów „Special International Workshop on Detonation for Propulsion 2020” i wsparcie wydania Monografii pt.:“Research on Detonative Propulsion in Poland”.

Dziękuję za uwagę!