

Mgr inż. Tomasz K. SUCHOCKI  
Dr hab. inż. Piotr LAMPART  
Instytut Maszyn Przepływowych PAN

DOI: 10.17814/mechanik.2015.7.300

## OCENA MODYFIKACJI UKŁADU PAROWNIC ORAZ OTWORÓW CHŁODZĄCYCH TURBINY GAZOWEJ GTM-140

*Streszczenie: W pracy przedstawiono analizę numeryczną 3D dwóch konfiguracji lotniczej komory spalania silnika GTM-140. Porównane zostały wersje 6- oraz 12-parownicowe z różną dystrybucją otworów chłodzących oraz rozcieńczających spaliny w płomienicy silnika. Do obliczeń zostało użyte oprogramowanie ANSYS Fluent. Oba przypadki pochodzą z autentycznych silników turboodrzutowych wyprodukowanych przez firmę JETPOL. Głównym celem pracy jest weryfikacja nowej konfiguracji z zastosowaniem sześciu parownic. Jako model numeryczny został użyty model RANS (z modelem turbulencji k-ε), zastosowano model spalania Non-premix combustion. Cząstki paliwa w postaci kropeł zostały opisane przez model Discrete phase model. Obliczenia wykonano dla masowego natężenia przepływu 0,35 kg/s oraz temperatury 400K.*

### EVALUATION OF FUEL STICKS AND DILUTION HOLES MODIFICATION IN A GTM-140 GAS TURBINE

*Abstract: The paper presents 3D analysis of two configurations of an aircraft combustion chamber used in GTM-140 jet engine. Calculations using the ANSYS Fluent package were carried out for 6 and 12 vaporizers and various distribution of the cooling and dilution holes in the flame tubes. Both cases are authentic designs of engines manufactured by Jetpol. The aim of the paper is to validate the new configuration with 6 vaporizers. The k-ε (RANS) Turbulence Model and Non-Premixed Model of combustion was used. Discrete phase model in a Lagrangian fashion for representation of the fuel evaporation was used. The calculations were performed for the mass flow rate 0.35kg/s and air temperature 400K.*

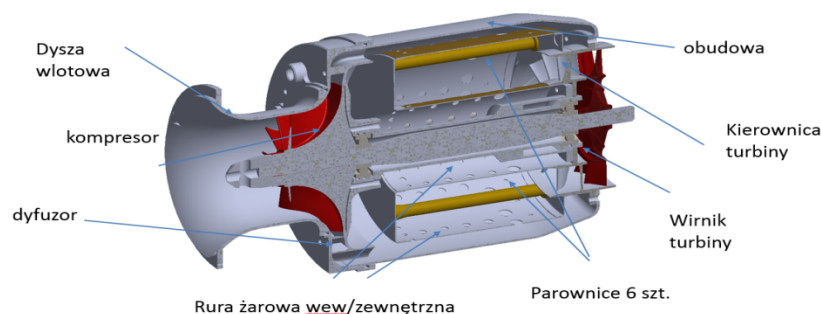
*Słowa kluczowe: silnik odrzutowy, spalanie, Non-Premix Model, CFD*  
*Keywords: jet engine, combustion Non-Premix Model, CFD*

## 1. WPROWADZENIE, CEL PRACY

Poniższy artykuł przedstawia trójwymiarowe obliczenia numeryczne spalania w miniaturowym silniku turbinowym GTM-140 wyprodukowanym przez firmę JETPOL. Głównym celem pracy jest zrozumienie procesów zachodzących w zastosowanej komorze spalania. Sprzężenie kinetyki chemicznej, termochemii, transportu masy, energii i pędu oraz mechaniki płynów to wyzwanie dla inżynierów, a znajomość tej problematyki jest niezbędna do uzyskania wysokosprawnego produktu. Praca przedstawia analizę numeryczną 3D dwóch wersji silnika – standardowej z 12 parownicami oraz nowej konfiguracji 6-parownicowej. Rury żarowe wraz z płaszczami chłodzącymi zostały zaprojektowane przez producenta

silnika. Główną przesłanką zastosowania nowej komory spalania było uzyskanie niższej temperatury w parownicach, a co za tym idzie ograniczenia zmęczenia materiałów spowodowanych wysoką temperaturą. Zostało to osiągnięte dzięki większej ilości doprowadzonego paliwa do każdej z parownic, a co za tym idzie dłuższemu przebywaniu paliwa w parownicy w postaci ciekłej i chłodzeniu jej od wewnątrz.

## 2. ZASADA DZIAŁANIA SILNIKA TURBOODRZUTOWEGO



Rys. 1. Geometria silnika GTM-140

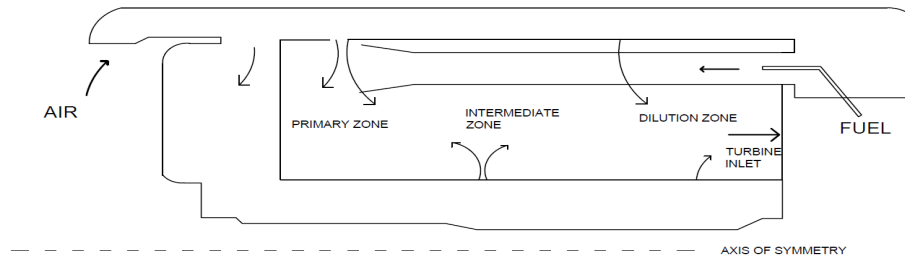
Dysza wlotowa służy do dostarczenia do silnika wymaganej ilości powietrza przy zapewnionym odpowiednim profilu prędkości przed sprężarką – rys. 1. Następnie powietrze zostaje sprężone przez jednostopniową sprężarkę promieniowo odśrodkową charakteryzującą się stosunkowo wysokim sprężeniem na pojedynczym stopniu. Kolejnym elementem jest dyfuzor, gdzie w wyniku wzrostu przekroju poprzecznego następuje przemiana energii kinetycznej strumienia na energię ciśnienia. Za dyfuzorem powietrze kierowane jest do komory spalania. Jest ona miejscem, gdzie przebiegają wszystkie procesy niezbędne do prawidłowego przygotowania – odparowania i spalania paliwa w celu uzyskania maksymalnej energii. Część z tej energii napędza kompresor, natomiast reszta posłuży do wytworzenia siły ciągu. Ostatnim elementem jest turbina, gdzie następuje spadek entalpii przepływających spalin na energię mechaniczną napędzanego wału. Parametry silnika przedstawia tabela 1.

Tab. 1. Dane techniczne silnika GTM-140

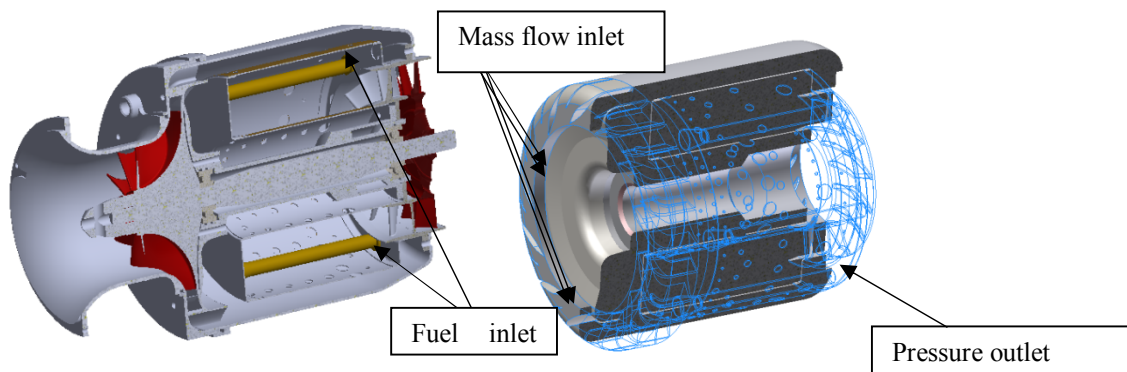
Stopień sprężania	2.8:1
Masowe natężenie powietrza/paliwa	0.35/0.0052 [kg/s]
Temperatura gazów wylotowych	700°C
Wymiar silnika	110 mm
Długość silnika	265 mm
Max. ciąg projektowy	140 N
Typ kompresora/turbiny	Jednostopniowy promieniowy/ jedn. osiowa
Max. prędkość obrotowa	120000

### 3. MODEL GEOMETRYCZNY

Geometria silnika GTM-140 oraz domena przepływowa wraz z warunkami brzegowymi zostały zaprezentowane na rys. 2. Model przepływowy został utworzony w programie INVENTOR – rys. 3. Domena obliczeniowa – rys. 4 – dla obu przypadków uwzględnia dyfuzor oraz komorę spalania wraz z 6 oraz 12 parownicami, a także wieniec kierownic turbiny. Nieparzysta liczba łopatek kompresora powoduje brak możliwości równomiernego podzielenia silnika, co skutkuje koniecznością dyskretyzacji całego obszaru [1]. Dla obydwu modeli zostały dobrane takie same warunki brzegowe – tab. 2.



Rys. 2. Pierścieniowa komora spalania z parownicami z przepływem zwrotnym



Rys. 3. Geometria silnika turbinowego GTM-140 [1] Rys. 4. Obszar obliczeniowy części przepływowej silnika turbinowego GTM-140

Dla obydwu modeli zostały dobrane takie same warunki brzegowe – tab. 2.

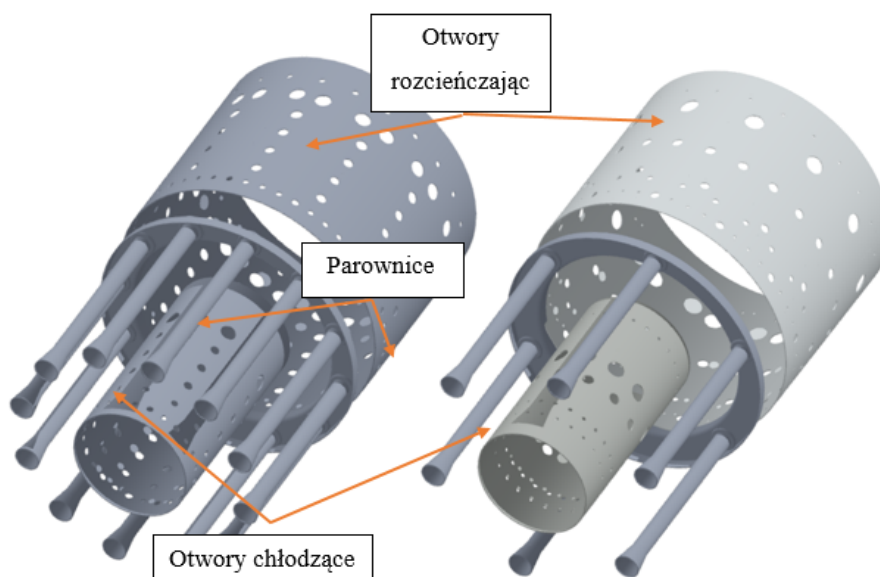
Tab. 2. Warunki brzegowe programu ANSYS Fluent

Powierzchnia	Warunek brzegowy	Masowe natężenie przepływu [kg/s]	Temperatura [K]
Fuel inlet	Mass flow inlet	0,0052	300
Air inlet	Mass flow inlet	0.35	440
<b>Ciśnienie [Pa]</b>			
Outlet	Pressure outlet	190 000	–
Walls	Adiabatic / Radiation	–	–

Ustawienia solwera Fluent zostały wyspecyfikowane w tabeli 3. Geometrię obydwu badanych przypadków komór spalania przedstawia rys. 5. Oba przypadki obliczone zostały dla tych samych warunków brzegowych – tabela 2 [1]. W odróżnieniu od pracy [1] został użyty *mass flow inlet* jako warunek brzegowy wlotowy. Zmiana ta wynika z możliwości lepszego zobrazowania strat ciśnienia w przepływie.

Tab. 3. ANSYS Fluent – parametry solwera

Parametr	Ustawienie parametru
<b>Solver type</b>	Pressure based
<b>Turbulence model</b>	k-ε realizable
<b>Wall treatment</b>	Standard wall function
<b>Radiation model</b>	Discrete Ordinates
<b>Species model</b>	Non-premixed combustion
<b>Spatial discretization</b>	Second Order



Rys. 5. Konfiguracja rur żarowych silnika turbinowego GTM-140.

Model A – 12 parownic, model B – 6 parownic

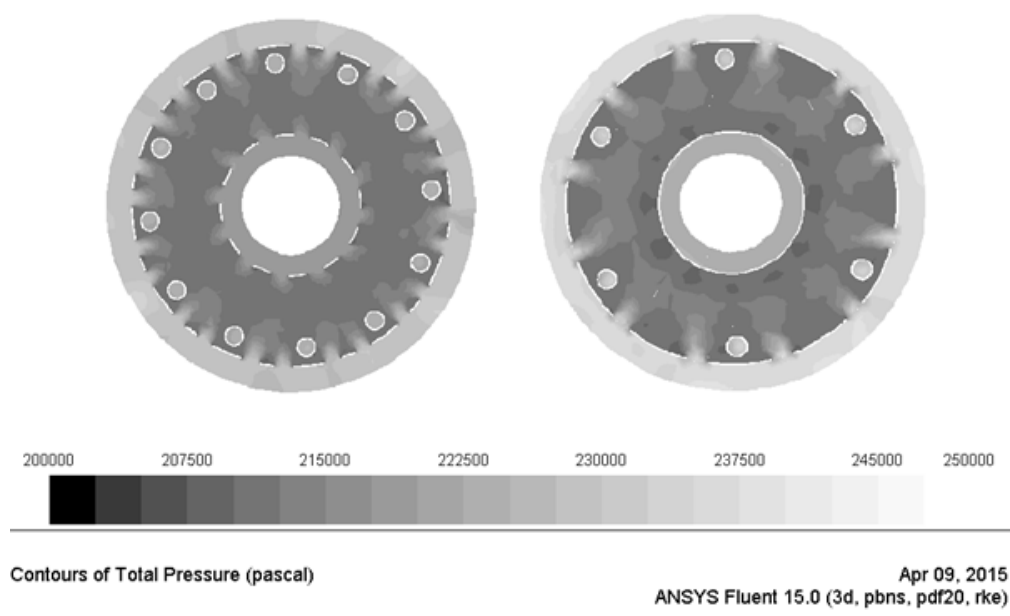
#### 4. OBLICZENIA NUMERYCZNE – WYNIKI

Na rysunkach 6-7 przedstawiony został obraz pola ciśnienia całkowitego dla obydwu geometrii analizowanego silnika. Dla każdego z badanych przypadków zostały dobrane te same parametry brzegowe – tabela 2, czyli masowe natężenie przepływu na wlocie wynoszące 0,35 kg/s oraz warunek wylotowy ciśnienia statycznego 160 000 Pa. Parametry te

zostały pomierzone na hamowni silnikowej dla silnika – model A – a następnie zaimplementowane do obu omawianych geometrii. Do pomiaru ciśnienia wykorzystano cyfrowe czujniki ciśnienia statycznego. Niemniej jednak zostały one umieszczone przed kolektorem parownic z uwagi na wysoką temperaturę panującą w płomienicy. Wartość ciśnienia wylotowego została tak dobrana, aby ciśnienie w okolicy wlotu do parownic było równoważne w badaniach numerycznych oraz na hamowni silnikowej.

Tab. 4. Parametry przepływu przez komorę spalania silnika GTM-140

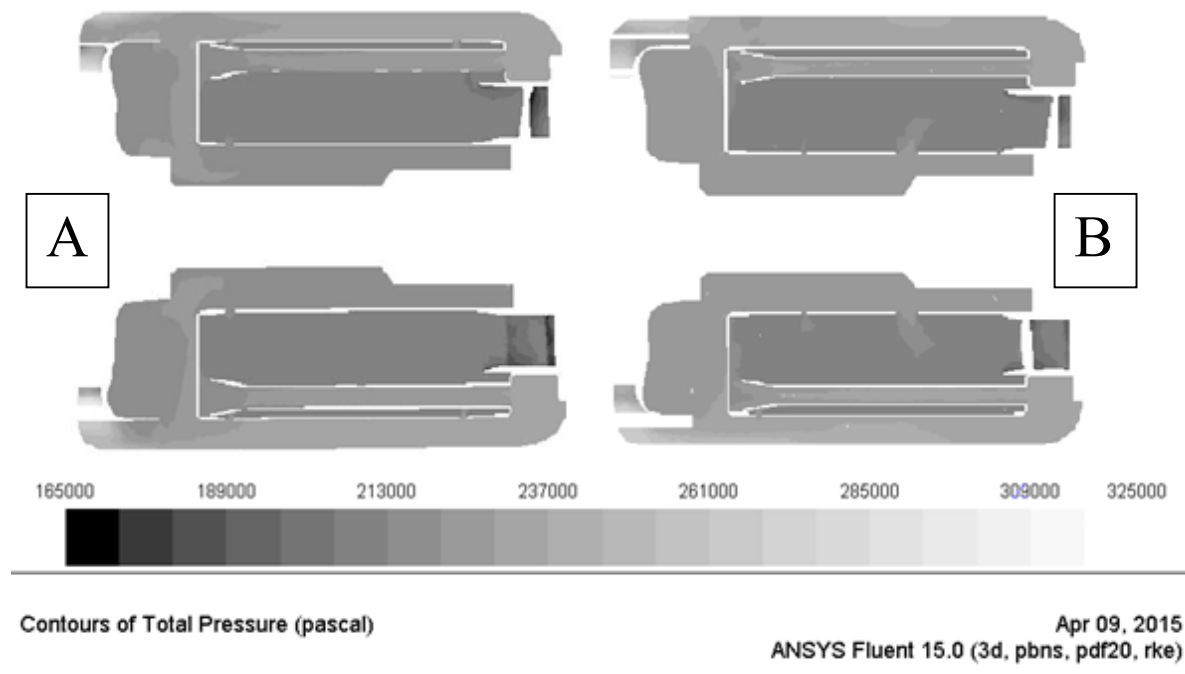
	Powierzchnia (płaszczyzna)	Ciśnienie całkowite [Pa]	prędkość [m/s]	Straty ciśnienia całkowitego [%]
<b>Model A</b>	Combustor Inlet	225 500	79 (220)	11,6
<b>12 parownic</b>	Combustor Outlet	199 000	137 (285)	
<b>Model B</b>	Combustor Inlet	220 000	76 (210)	10,9
<b>6 parownic</b>	Combustor Outlet	196 000	132 (289)	



Rys. 6. Rozkład konturów ciśnienia całkowitego: przekrój promieniowy lewy – Model A, prawy – Model B

Wartość ciśnienia całkowitego na wlocie do komory spalania (za dyfuzorem) wynosi dla modelu A – 225 000 Pa oraz dla modelu B – 220 000 Pa. Tabela 4 przedstawia zestawienie założonych i obliczonych wartości ciśnień dla obu modeli w różnych częściach domeny obliczeniowej. W nawiasach została opisana prędkość na warunku wlotowym – przed

dyfuzorem, oraz na warunku wylotowym – za wieńcem wirnikowym turbiny. Następnie zostały obliczone straty przepływu przez część przepływową komory spalania – bez dyfuzora oraz części kierowniczej turbiny, które również zostały zamodelowane w powyższej pracy. Przedstawione obliczenia pokazują skalę różnic w uzyskiwanych polach ciśnień dla obu konfiguracji. Maksymalne ciśnienie całkowite dla modelu 6-parownicowego w przekroju silnika zawierającym otwory chłodzące wynosi 2,35 bara, natomiast dla modelu 12-parownicowego jest to niespełna 2,25 bara. Ta niewielka różnica wynika z liczby parownic i rozmieszczenia otworów chłodzących oraz rozcieńczających spaliny. Największy wzrost ciśnienia całkowitego można zaobserwować pomiędzy obudową a zewnętrznym płaszczem chłodzącym od dyfuzora do kolektora parownic. Wykonane obliczenia wskazują, że nowa geometria charakteryzuje się niższymi stratami przepływu – tab. 4, wynoszącymi dla modelu A – 12%, natomiast modelu B – 10%. Jak widać, końcowa wartość ciśnienia całkowitego na wylocie z komory spalania dla obu modeli kształtuje się na tym samym poziomie. Spadek prędkości przez domenę przepływową silnika niewiele się różni w obu modelach i przewidywany ciąg jest zbliżony [7].



Rys. 7. Rozkład konturów ciśnienia całkowitego  
– przekrój osiowy silnika GTM0140; lewy – Model A, prawy – Model B

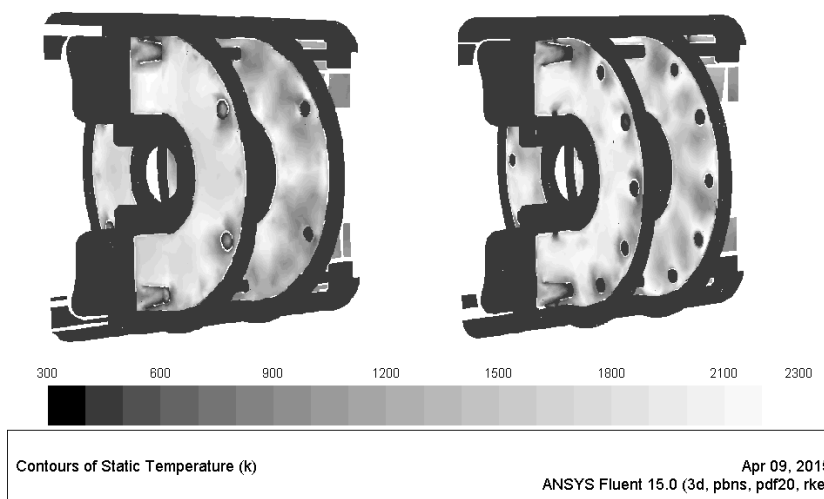
Rozkład otworów chłodzących i rozcieńczających spaliny oraz ich wpływ na pole temperatury w rurach żarowych zostały zaprezentowane na rysunku 8. W modelu A ciepłe powietrze płynące w okolicy ścianki parownicy, transportujące ciepło do ścianki, przyspiesza odparowanie paliwa. Jednakże producent rur żarowych powinien mieć na uwadze kompromis pomiędzy szybkością odparowania a czasem przebywania paliwa w postaci ciekłej w celu lepszego chłodzenia parownic. W modelu B nie mamy takiej prawidłowości, jednakże średnia temperatura gorącego powietrza w pobliżu parownic jest niższa, a tym samym spełnia warunek dotyczący osiągania jak najniższych naprężeń termicznych w parownicach. Ta nieregularność rozkładu pola temperatury wynika z wysokich prędkości wypływu powietrza z otworów chłodzących w płaszczu chłodzącym w pośredniej strefie reakcji w komorze spalania. Dodatkowo nieregularność rozkładu pola temperatury może wynikać bezpośrednio z braku stabilności frontu płomienia, co może wpływać na fluktuację płomienia i lokalne obciążenia termiczne układu łopatkowego turbiny.



W celu lepszej oceny wpływu zmian geometrii komory spalania na zmianę rozkładu pola temperatury należałoby uwzględnić mechanizmy wymiany ciepła pomiędzy ścianką parownicy a przepływającym w pobliżu parownic gorącym powietrzem. Rozważając wpływ nowej geometrii płaszcza chłodzącego należy przywrzeć się rozmieszczeniu otworów chłodzących oraz rozkładowi temperatury dla obu modeli. W celu zaobserwowania powyższej tezy został przedstawiony rozkład temperatury w kolejnych przekrojach promieniowych – rys. 8. Dodatkowo wartość temperatury całkowitej na wyjściu z komory spalania przed wieńcem kierowniczym turbiny została przedstawiona w tabeli 5.

Tab. 5. Uśredniona temperatura całkowita na wylocie z komory spalania

	Średnia temperatura całkowita – warunek wylotowy z komory
Model A – 12 parownic	960 [K]
Model B – 6 parownic	963 [K]



Rys. 8. Rozkład pola temperatury – Model B (lewy), Model A (prawy)

Uśrednione wartości ciśnień oraz prędkości na wylocie z komory spalania w obu modelach są podobne, dlatego też nowa konfiguracja nie wpłynęła na zmianę ciągu silnika. W przyszłych pracach planowane jest zastosowanie zaawansowanej kinetyki chemicznej zaimplementowanej w postaci równań Arrheniusa. Dzięki temu zabiegowi otrzymamy dokładniejszy obraz przepływu reaktywnego poprzez możliwość sprawdzenia zawartości molowej rodników takich jak O, N, H, OH, CH, CH<sub>3</sub> itd. W efekcie będzie można zaobserwować przemieszczenie strefy reakcji oraz kształtowanie frontu płomienia, gdyż powyższe rodniki charakteryzują pośrednią strefę reakcji [1]. Żeby uzyskać wykresy stężeń, należałoby zastosować odpowiedni model spalania dla paliwa JET A1. Literatura podaje modele spalania pełne oraz uproszczone zastępujące paliwo lotnicze, m.in. Strelkova 2007 [2], Frassoldati 2011 [3].

## 5. WNIOSKI

- Nowa konfiguracja komory spalania silnika turboodrutowego GTM-140 wpłynęła na redukcję obciążenia cieplnego parownic.
- Pomimo większych strat ciśnienia całkowitego w modelu B, wartości ciśnień oraz prędkości są bardzo zbliżone, dzięki czemu osiągalna wartość ciągu będzie również podobna.

- Uśrednione ciśnienie całkowite na wylocie z komory spalania dla obu modeli jest bardzo zbliżone.
- Jedynie zastosowanie modeli wymiany ciepła pomiędzy ścianką parownic a gorącym powietrzem pozwoli na dokładniejsze badania wpływu zastosowania nowej geometrii na jakość procesu spalania.

## LITERATURA

- [1] Suchocki T.K., Lampart P., Klonowicz P.: *Numerical investigation of a GTM-140 turbojet engine*, 11<sup>th</sup> SYMKOM Conference, Łódź 20-23 October, 2014.
- [2] Strelkova M.I., Kirillov I.A., Potapkin B.V., Safonov A.A., Sukhanov L.P., Umanskiy S.Y., Deminsky M.A., Dean A.J., Varatharajan B., and Tentner A.M.: *Detailed and reduced mechanisms of jet a combustion at high temperatures*, "Combustion Science and Technology", 2008 Volume 180, Issue 10-11.
- [3] Frassoldati A., Cuoci A., Faravelli T., and Ranzi E.: *Global kinetic mechanism of kerosenecombustion for cfd applications*, Proceedings of the European Combustion Meeting, Italy, 2011, pages 1-6.
- [4] Gonzales C.A., Wong K.C., Armfield S.: *Computational study of a micro-turbine engine combustor using large eddy simulation and Reynolds average turbulence models*, 2008, "ANIZAM Journal" 49, 407-422.
- [5] Suchocki T.K., Lampart P.: *Badania numeryczne spalania paliwa lotniczego w silniku turbinowym GTM-140*, XXI Warsztaty Naukowe PTSK, Białowieża 21-24 maja, 2014.
- [6] Møller Bering R., Elgaard Buskov K.: *Numerical Investigation of the Soot Initiated Formation of Ultra-Fine Particles in a Jet Turbine Engine Using Conventional Jet Fuel*, Master's Thesis, 2005.
- [7] Kamps T.: *Model Jet Engines*, Modellers World, 2005.

## PODZIĘKOWANIA



Praca została wykonana z wykorzystaniem Infrastruktury PL-Grid.