

Tomasz SUCHOCKI, Piotr LAMPART

Instytut Maszyn Przepływowych im. R. Szewalskiego

Polskiej Akademii Nauk,

Fiszera 14, 80-231 Gdańsk

E-mail: tsuchocki@imp.gda.pl, plampart@imp.gda.pl

Badania numeryczne spalania paliwa lotniczego w silniku turbinowym GTM-140

1 Wprowadzenie

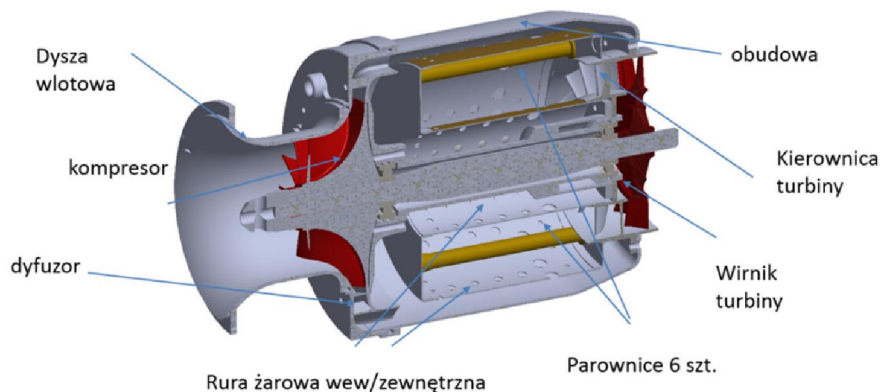
W poniższym artykule zostały przedstawione obliczenia numeryczne procesu spalania w silniku turboodrzutowym GTM-140 wyprodukowanym w firmie JETPOL z Poznania. Silniki te są wykorzystywane do napędu samolotów modelarskich, ale mogą również znaleźć zastosowanie w samolotach bezzałogowych.

W silnikach tego typu ważna jest wysoka sprawność konwersji energii i miniaturyzacja rozumiana jako redukcja masy oraz rozmiaru silnika. Zagadnienia przepływowe-reakcyjne łączą ze sobą wiele dziedzin naukowych, m.in. kinetykę chemiczną, termochemię, transport masy, energii, i pędu oraz mechanikę płynów. Stanowi to wyzwanie dla inżynierów, a znajomość tej problematyki oraz przeprowadzone analizy powinny dać wiedzę potrzebną do wprowadzenia do optymalizacji w celu uzyskania wysoko sprawnego produktu.

2 Zasada działania silnika turbinowego GTM-140

Silnik turbinowo-odrzutowy wykorzystuje zjawisko odrzutu w celu uzyskania siły ciągu. Dysza wlotowa służy dostarczeniu do silnika wymaganej ilości powietrza przy zapewnionym odpowiednim profilu prędkości przed sprężarką – rysunek 1. Następnie powietrze zostaje sprężone przez jednostopniową sprężarkę promieniowo-odśrodkową, charakteryzującą się stosunkowo wysokim sprężem na pojedynczym stopniu. Kolejnym elementem jest dyfuzor, gdzie w wyniku wzrostu przekroju poprzecznego następuje przemiana energii kinetycznej strumienia (spadek prędkości) na energię ciśnienia.

Za dyfuzorem powietrze kierowane jest do komory spalania. Jest to miejsce, gdzie przebiegają wszystkie procesy niezbędne do prawidłowego przygotowania – odparowania i spalania paliwa w celu uzyskania maksymalnej energii [1].



Rys. 1 Geometria silnika GTM-140

Fig. 1. Geometry of GTM-140 jet engine

Komora spalania składa się z dwóch rur-płaszczki żarowych oraz 6 parownic. Płaszczki żarowe służą do rozdzielenia komory spalania na 3 strefy - pierwotną, pośrednią oraz chłodzenia. W strefie pierwotnej zapewniane jest intensywne i stabilne spalanie. Strefa pośrednia służy do rekombinacji rodników i dopalania półproduktów spalania m.in. CO, sadzy oraz CnHm. Strefa mieszania - rozcieńczania służy do schłodzenia spalin do temperatury dopuszczalnej przed turbiną. Ostatnim elementem jest turbina gdzie następuje spadek entalpii przepływających spalin zamienianych na energię mechaniczną wału (napędzanie kompresora) oraz do wytworzenia siły ciągu. Parametry silnika przedstawia tabela 1.

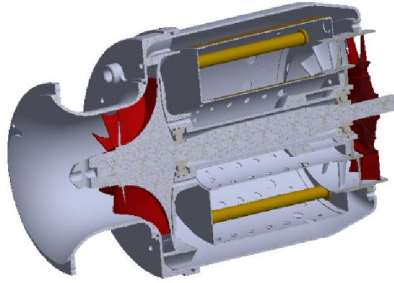
Tab.1. Dane techniczne silnika GTM-140

Tab.1. Technical details of GTM-140 jet engine

Parametr		Wartość/jednostka
Ciąg	min.	8 [N]
	max.	140 [N]
Obroty silnika	min.	33 000 [obr./min]
	max.	120 000 [obr./min]
Temperatura gazów wylotowych	min.	550 [°C]
	max.	700 [°C]
Zużycie paliwa	420 [g/min]	
Stopień sprężania	2.8:1	
Masowy przepływ powietrza	0.35 [kg/s]	

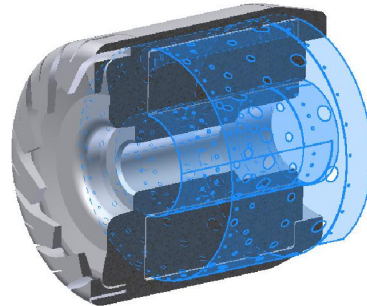
3 Model geometryczny, dyskretyzacja

Model przepływowy został utworzony w programie INVENTOR – rysunek 3. Domena obliczeniowa uwzględnia dyfuzor oraz komorę spalania wraz z 6 parownicami. Nieparzysta liczba łopatek kompresora powoduje brak możliwości równomiernego podzielenia silnika, co skutkuje koniecznością dyskretyzacji całego obszaru [7].



Rys. 2. Geometria silnika GTM-140

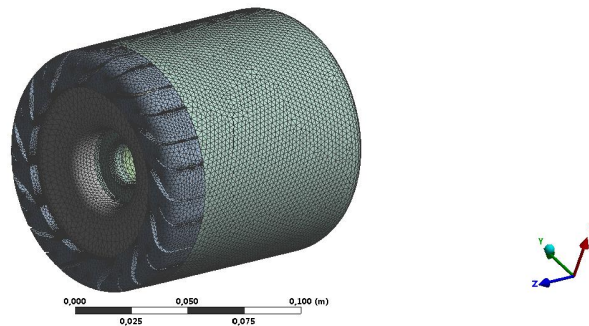
Fig. 2. Geometry of GTM-140 jet engine



Rys. 3 Geometria przepływowa silnika

Fig. 3. Fluid domain of the engine

Siatka geometryczna została utworzona w programie ANSYS Meshing. Składa się ona z 3 500 000 elementów objętości skończonych niestrukturalnych – rysunek 4.



Rys. 4. Schemat dyskretyzacji komory spalania

Fig. 4. Discretization scheme of combustor

Według danych literaturowych [2,4,5] tak zaproponowana siatka powinna być wystarczająca do osiągnięcia dobrej zbieżności modelu oraz uzyskania wiarygodnych wyników.

Niemniej jednak w późniejszych pracach po weryfikacji eksperymentalnej należy uwzględnić wpływ jakościowy siatki obliczeniowej na uzyskiwane wyniki [3].

4 Warunki brzegowe solvera FLUENT

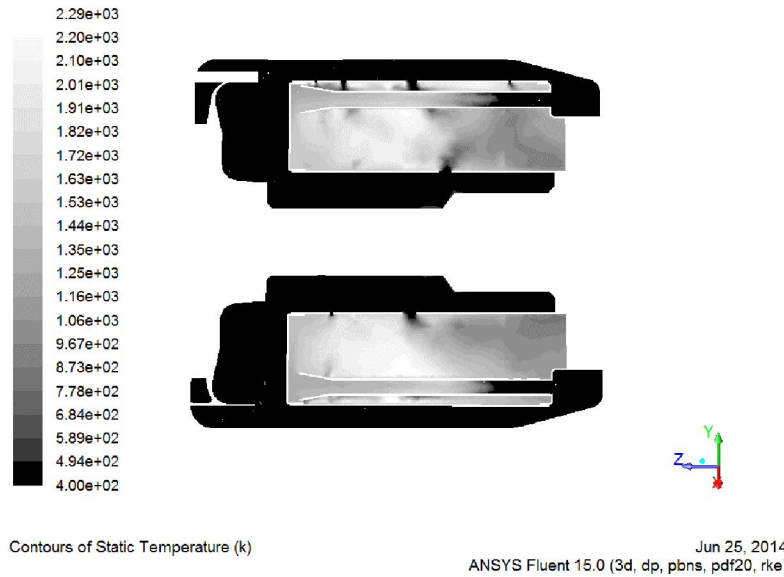
Do obliczeń posłużył program ANSYS Fluent 15. Warunkiem brzegowym na wlocie jest *pressure inlet* o ciśnieniu 280000 Pa i temperaturze 440K, natomiast na wylocie *pressure outlet*. Jako model spalania został użyty *Non-Premixed Model*, w którym paliwo i utleniacz doprowadzone są osobno do strefy spalania i o postępie reakcji decyduje zjawisko dyfuzji. Dodatkowo do zamodelowania procesu odparowania paliwa JET A1 został użyty *Discrete Phase Model*. Program przewiduje trajektorie fazy rozproszonej, reprezentowanej przez krople paliwa, poprzez dokonanie bilansu sił działających na cząstkę dla Lagrange'owskiego układu odniesienia. Faza ciągła reprezentowana podejściem Eulerowskim obliczana jest za pomocą równań Naviera-Stokesa. Obliczenia numeryczne zostały wykonane dla masowego natężenia paliwa $m_{\text{pali}}=0.0052$ kg/s [8, 9].

Zjawisko turbulencji zostało opisane za pomocą modelu *k-e realizable*, natomiast radiacja opisana modelem *Discrete Ordinates*. Dyskretyzacja przestrzenna drugiego rzędu została zastosowana dla wszystkich równań.

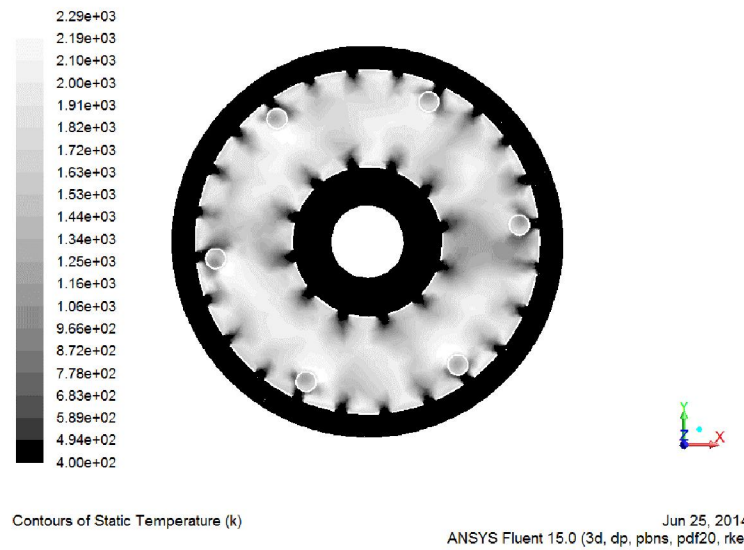
5 Wyniki i wnioski

Rozkład pola temperatury

Wyniki reprezentujące ruch ciepła w postaci pól temperatury zostały przedstawione na rysunku 5. Uzyskany rozkład oraz wartości temperatury wskazują na dużą zbieżność z danymi przekazanymi przez producenta. Producent podaje przewidywaną temperaturę gazów wylotowych w zakresie 550-700°C (823-973K). Uśredniona temperatura całkowita na warunku brzegowym *pressure outlet* osiąga wartość 990K. Jest to wartość obliczona dla maksymalnej prędkości obrotowej silnika i jest nieco większa niż maksymalna podawana przez firmę JETPOL – 2%. Różnica ta może wynikać z braku uwzględnienia mechanizmów wymiany ciepła pomiędzy strukturą silnika a przepływem reaktywnym. Również dostępne dane literaturowe podają podobne rezultaty: W pracy [6] temperatura wylotowa z komory spalania wyniosła w przybliżeniu 980K (model turbulencji *k-e* ; współczynnik nadmiaru powietrza 65 (ang. AFR); model spalania *steady flamelet model*).



Rys. 5a. Kontury temperatury w komorze spalania – przekrój osiowy silnika GTM-140
Fig. 5a. Static temperature contours in combustor – axis section of GTM-140 engine

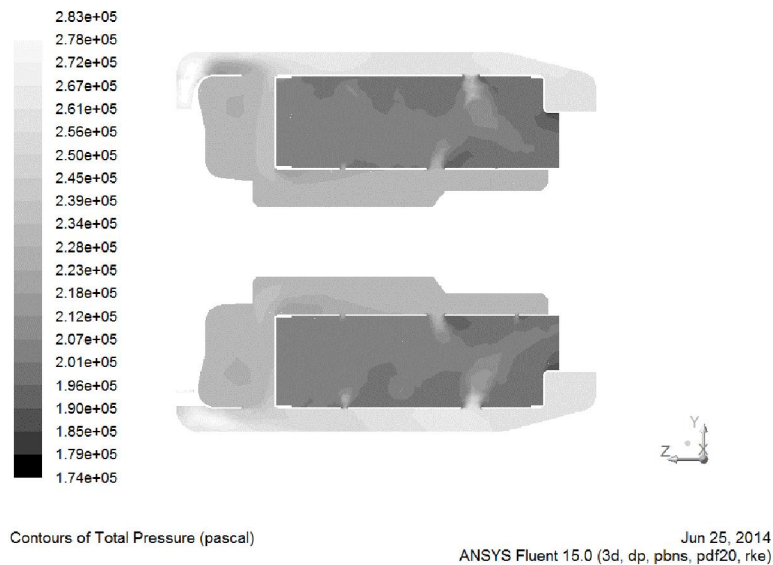


Rys. 5b – Kontury temperatury w komorze spalania - przekrój promieniowy
Fig. 5b. Static temperature contours in combustor - radial section

Należy zweryfikować obliczone wartości pola temperatur na rzeczywistym obiekcie. Przygotowywane stanowisko badawcze będzie wyposażone w czujniki temperatury przed i za dyfuzorem oraz na wylocie z komory spalania oraz turbiny. Czujniki zostaną zamontowane obwodowo po trzy sztuki. Tak skonfigurowany układ pomiarowy będzie wystarczający do walidacji modelu numerycznego i jego modyfikacji

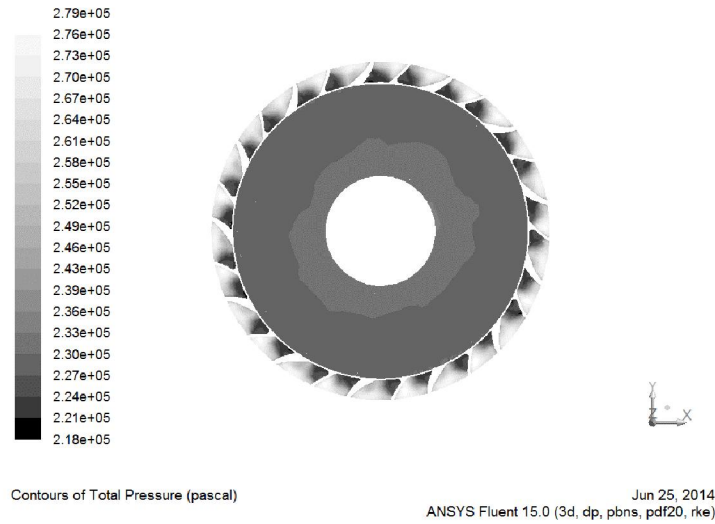
Rozkład pola ciśnienia

Na rysunku 6a zostały przedstawione kontury ciśnienia całkowitego w przekroju osiowym w celu zobrazowania strat przepływu. Wyniki przedstawione są dla przepływu bezreakcyjnego (*cold flow*). Straty ciśnienia zostały wyznaczone dla wlotu do komory spalania – pierścienia zewnętrznego (rys. 6b) oraz dla wylotu z komory spalania (rys 6c). Uśrednione ciśnienie na wlocie do komory spalania (wylot z dyfuzora) wyniosło 2.53 bara, natomiast na wylocie z komory spalania (przed turbiną) 1.99 bara. Daje to całkowite straty ciśnienia w przybliżeniu 20%. Jest to bardzo duża wartość, niemniej zgodna z oczekiwaniami dla podanego układu przepływowego. Wpływ na wartość strat ma nierównomierność linii prądu prędkości na wylocie z dyfuzora oraz układ parownic. Należałoby zastanowić się nad zmianą geometrii dyfuzora w celu uzyskania dodatkowego spadku prędkości (otrzymania bardziej równego rozkładu konturów prędkości) oraz większego ciśnienia na wlocie do komory spalania.

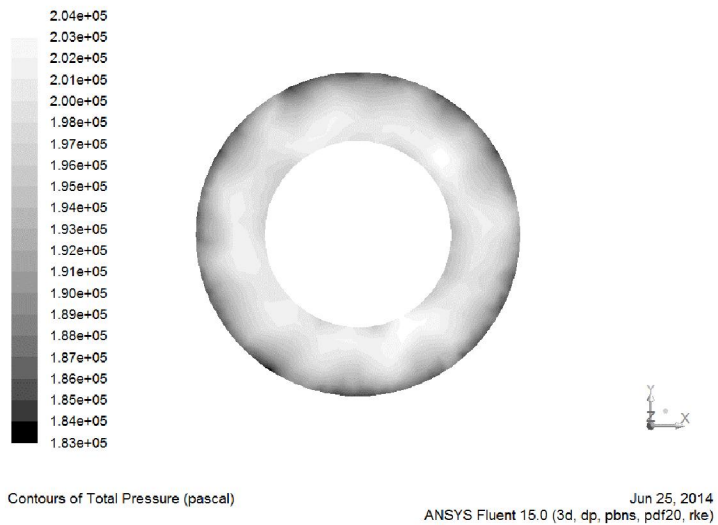


Rys. 6a. Rozkład konturów ciśnienia całkowitego - przekrój osiowy

Fig. 6a. Total pressure contours - axis section



Rys. 6b. Rozkład konturów ciśnienia całkowitego - przekrój promieniowy za dyfuzorem
Fig. 6b. Total pressure contours – radial section-after the diffuser

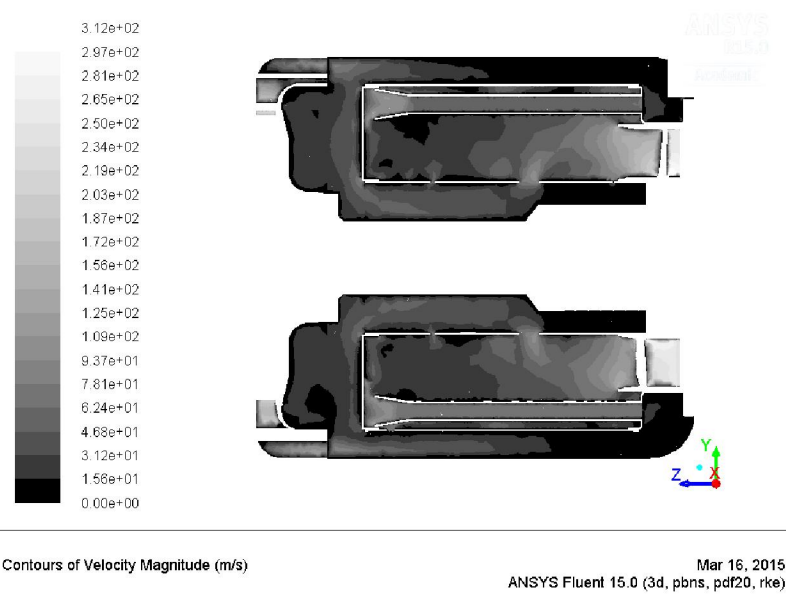


Rys. 6c. Rozkład konturów ciśnienia całkowitego - warunek wylotowy
Fig. 6c. Total pressure contours - pressure outlet

Analogicznie do pomiarów temperatury zostanie wykonany pomiar ciśnienia statycznego, który pozwoli na weryfikację rozkładów ciśnienia.

Rozkład pola prędkości

Dla założonych wartości ciśnień i masowego natężenia przepływu powietrza uzyskana prędkość przepływu bezreakcyjnego przed wieńcem wirnikowym turbiny wyniosła 85 m/s, natomiast dla przepływu ze spalaniem aż 265 m/s. Tak wysokie prędkości są skutkiem wzrostu objętości czynnika właściwego przepływającego przez komorę spalania w wyniku odparowania i spalania oraz zastosowania 6 parownic, gdzie czynnik doznaje bardzo dużego przyspieszenia.



Rys. 7. Rozkład konturów prędkości; przepływ z reakcjami

Fig. 7. Velocity magnitude contours; reacting flow

Wszystkie uzyskane rezultaty należy zweryfikować z doświadczeniem na rzeczywistym silniku odrzutowym – turbinowym. Przedstawione wyniki wskazują na dużą poprawność wyników zastosowanego modelu w odniesieniu do danych literaturowych [4, 5, 8] oraz podanych przed producenta. Zaproponowane rozwiązanie może służyć do modelowania procesu spalania z uwzględnieniem śledzenia trajektorii cząstek paliwa.

Dzięki uzyskanym wynikom, a tym samym dzięki wiedzy o procesach zachodzących w komorze spalania, możemy w łatwy sposób ją modyfikować w celu otrzymania bardziej optymalnych warunków pracy, zwiększenia sprawności całego układu przepływowego oraz wpływać na lokalne wartości parametrów. Jest to możliwe bez konieczności przeprowadzania kosztownych i czasochłonnych badań eksperymentalnych.

Literatura

1. Kamps T.: *Model Jet Engines*, Traplet Publications Ltd, 2005
2. M. Gieras *Obliczenia parametrów użytkowych lotniczych silników turbinowych*. OWPW, 2013
3. Badami M., Nuccio P., Signoreto A.: *Experimental and numerical analysis of a small-scale turbojet engine*. Energy Convers Manag., 2013
4. Gieras M., Sta T.: Computational study of an aerodynamic flow through a micro-turbine engine combustor. *J Power Technol*, 2012
5. Gonzalez C.A., Wong K.C., Armfield S.: *A computational study of the influence of the injection characteristics on micro-turbine combustion*, 2007
6. Gonzalez C.A., Wong K.C., Armfield S.: Computational study of a micro-turbine engine combustor using large eddy simulation and Reynolds averaged turbulence models. *Aust Math Soc*, 49: 407-422, 2007
<http://anziamj.austms.org.au/ojs/index.php/ANZIAMJ/article/view/338>.
7. Suchocki T., Żabski J., Lampart P.: *Badania numeryczne spalania paliwa lotniczego w silniku turbinowym GTM- 140*. Opracowanie wewnętrzne IMP PAN, 2014
8. Bering R.M.: *Numerical Investigation of the Soot Initiated Formation of Ultra Fine Particles in a Jet Turbine Engine Using Conventional Jet Fuel*. Master Thesis, 2012
9. www.fizyka.net.pl 2014

Streszczenie

Artykuł przedstawia trójwymiarowe obliczenia numeryczne spalania w miniaturowym silniku turbinowym GTM-140. Głównym celem pracy jest zrozumienie procesów zachodzących w zastosowanej komorze spalania. Została przeprowadzona analiza strat przepływu w silniku turbinowym. Przedstawiono wyniki w postaci pól temperatury, ciśnienia oraz prędkości z uwzględnieniem przepływu *cold flow* oraz przepływu reakcyjnego. Został użyty model turbulencji k-ε (RANS), jako model spalania posłużył *Non-Premixed Equilibrium Model* oraz *Discrete Phase Model* jako model z odparowaniem kropeł paliwa.

Słowa kluczowe: GTM-140, silnik turbinowy, CFD, Discrete Phase Model, spalanie

Numerical investigations of aviation fuel combustion in the turbine engine GTM-140

Summary

This article presents three-dimensional numerical calculations of combustion in the GTM-140 miniature turbine engine. The main aim of this work is to understand the processes occurring in the combustion chamber. Flow losses analysis in the turbine engine was conducted. The paper shows the results as the fields of temperature, pressure and velocity including the "coldflow" and the flow with reaction. The k-ε (RANS) Turbulence Model and *Non-Premixed Equilibrium Model* for combustion was used. The particles of fluid droplets were described by the *Discrete Phase Model*.

Keywords: GTM-140, turbine engine, CFD, Discrete Phase Model, combustion

Podziękowania



PROGRAM STRATEGICZNY NCBR

Realizacja zadania badawczego jest dofinansowana przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w ramach Strategicznego Programu Badań Naukowych i Prac Rozwojowych pt: "Zaawansowane Technologie Pozyskiwania Energii" oraz współfinansowana przez ENERGA SA

Zadanie Badawcze nr 4

**OPRACOWANIE ZINTEGROWANYCH TECHNOLOGII WYTWARZANIA PALIW I ENERGII
Z BIOMASY, ODPADÓW ROLNICZYCH I INNYCH**

Praca została wykonana z wykorzystaniem Infrastruktury PL-Grid.