

Research on the mixture formation process in a radial engine

Abstract: This paper analyses one of the main drawbacks of radial engines, i.e. the non-uniformity of individual cylinder operation. This fact results in the specific arrangement of cylinders, which in turn makes individual cylinders be fuelled by a differently composed air - fuel mixture. The impact of gravity that affects fuel drops and a fuel film is one of the reasons. The non-uniformity of fuelling increases in transient states of engine operation.

The testing which was conducted in the WSK PZL Kalisz engine test house was to measure the courses of the maximum pressure in a cylinder after a stroke change of an injection mass. Then a model of fuelling a cylinder was developed. It allows specifying a fuel mass in a cylinder after a stroke change of injection time. The parametric identification of the model consisted in determining the values of parameters that are typical of the mixture formation process in engine intake pipes. In order to directly compare the mixture formation process in transient states for each cylinder, the $L_{c(99)}$ indicator has been adopted that specifies the number of engine operation cycles after which a fuel mass fixed in a cylinder.

The paper presents the research results as the distributions of a fuel deposition coefficient, a fuel evaporation time constant and the $L_{c(99)}$ indicator for each cylinder. The results show that the orientation of cylinders significantly influences the mixture formation process in a radial engine.

Key words: radial engine, mixture formation process

Badania procesu tworzenia mieszanki w silniku gwiazdowym

Streszczenie: W artykule podjęto jeden z głównych problemów silników gwiazdowych jakim jest nierównomierność pracy poszczególnych cylindrów. Nierównomierność wywołuje specyficzny układ cylindrów i zróżnicowanie składu mieszanki w poszczególnych cylindrach. Jedną z przyczyn jest działanie grawitacji na krople paliwa i film paliwowy. Nierównomierność zasilania zwiększa się w nieustalonych stanach pracy silnika.

Badania stanowiskowe wykonane w hamowni silnikowej PZL WSK Kalisz polegały na wykonaniu pomiarów przebiegu ciśnienia maksymalnego w cylindrze podczas skokowych zmianach masy wtrysku. Następnie sformułowano model zasilania paliwem cylindra, pozwalający na wyznaczenie masy paliwa w cylindrze po skokowej zmianie czasu wtrysku. Identyfikacja parametryczna modelu polegała na wyznaczeniu wartości parametrów charakteryzujących proces tworzenia mieszanki w przewodach dolotowych silnika. W celu bezpośredniego porównania procesu tworzenia mieszanki w stanach nieustalonych dla poszczególnych cylindrów przyjęto wskaźnik $L_{c(99)}$ określający liczbę cykli pracy silnika, po których ustalała się masa paliwa w cylindrze.

W pracy zamieszczono wyniki badań w postaci rozkładu współczynnika osiadania paliwa, stałej czasowej parowania oraz wskaźnika $L_{c(99)}$ dla poszczególnych cylindrów. Wyniki dowodzą istotności wpływu orientacji cylindrów na proces tworzenia mieszanki w silniku gwiazdowym.

Słowa kluczowe: silnik gwiazdowy, proces tworzenia mieszanki

1. Wprowadzenie

Od początku istnienia lotnictwa jako jednostki napędowe samolotów i śmigłowców były stosowane tłokowe silniki spalinowe, jednakże rozwój silników turbinowych spowodował zmniejszenie liczby silników tłokowych produkowanych na potrzeby lotnictwa. Główną zaletą silników turbośmigłowych oraz turbodrzutowych jest duży masowy wskaźnik mocy, jednak wykazują one duże jednostkowe zużycie paliwa, koszt ich zakupu oraz napraw znacznie przewyższa koszty silników tłokowych. Obecnie tłokowe silniki lotnicze są stosowane głównie w niewielkich samolotach oraz ma-

łych jedno lub dwuosobowych śmigłowcach. Są to przeważnie silniki cztero lub sześciocylindrowe o przeciwbieżnym układzie cylindrów (typu boxer). Silniki gwiazdowe, niegdyś szeroko stosowane zarówno w samolotach jak i w śmigłowcach, obecnie są niezastąpione tam gdzie wymagana jest duża moc, niskie koszty zakupu i eksploatacji oraz prostota obsługi i naprawy. Silniki gwiazdowe wyróżniają się dużą mocą w stosunku do masy a samoloty wyposażone w nie są w stanie latać z małymi prędkościami przelotowymi. Te cechy są bardzo ważne w samolotach rolniczych oraz używanych do gaszenia pożarów. Główną wadą silników gwiazdowych jest nierównomierność procesu roboczego poszczególnych cylindrów wynikająca

z konstrukcji układu korbowego oraz z rozmieszczenia cylindrów. Wał korbowy posiada jedno wykorbienie, zatem tylko jeden tłok jest z nim bezpośrednio połączony korbowodem głównym. Pozostałe korbowody łączą się z korbowodem głównym. Powoduje to różnice wartości kąta wystąpienia ciśnienia maksymalnego w poszczególnych cylindrach co skutkuje rozrzutem kąta zapłonu. Prowadzi to do powstawania różnic w procesie spalania. Geometryczne zorientowanie przewodów dolotowych względem pionu powoduje różnice w procesie tworzenia mieszanki, ponieważ siła grawitacji wpływa na dynamikę transportu paliwa w przewodach dolotowych. Zjawisko to potęguje fakt, że większość silników gwiazdowych zasilana jest za pośrednictwem gaźnika, który dostarcza paliwo jednopunktowo. Pomimo niedoskonałości silników gwiazdowych istnieje duże zapotrzebowanie na takie jednostki napędowe. Jest to przyczyną podejmowania przez producentów prac nad minimalizacją wad oraz nad poprawą osiągnięć. Przykładem może być siedmiocylindrowy silnik gwiazdowy Jacobs R755 o mocy maksymalnej 205 kW, w którym zaobserwowano duże różnice temperatury spalin (rys. 1.), osadzanie się nagaru na zaworach wylotowych niektórych cylindrów oraz nierównomierność mocy generowanej przez cylindry dochodząca do 20% [1]. Producent silnika, firma *Radial Engines Ltd.*, zamontował na silniku system mechanicznego wielopunktowego wtrysku paliwa. Dysze wtryskowe dobrano tak, aby wyrównać skład mieszanki w poszczególnych cylindrach silnika.

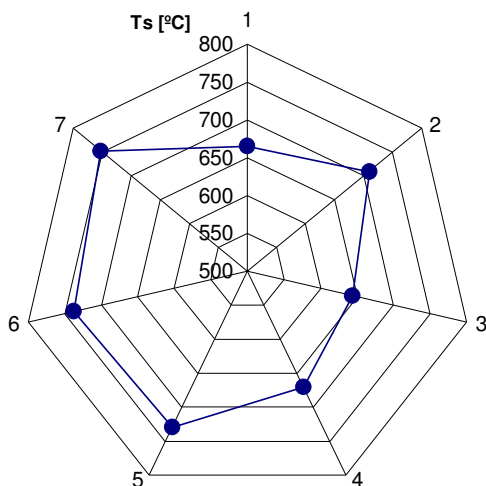


Fig. 1. Exhaust temperature of the Jacobs R755 engine [1]
Rys. 1. Temperatura spalin silnika Jacobs R755 [1]

Innym producentem silników gwiazdowych, który prowadzi prace w celu udoskonalenia swego produktu jest *WSK PZL Kalisz S.A.*. Na podstawie analizy zużycia elementów układu wylotowego oraz analizy temperatury spalin stwierdzono, że w silniku ASz-62IR może istnieć nierównomierny rozdział paliwa na poszczególne cylindry. Badania silnika opierające się o pomiar ciśnienia w cylindrach potwierdziły tą tezę (rys. 2) [2].

Na silniki ASz-62IR istnieje duże zapotrzebowanie głównie w Chinach, Rosji oraz w Brazylii. Są one montowane także w samolotach polskiej produkcji M-18 Dromader. Aby podnieść konkurencyjność swojego produktu producent silnika we współpracy z naukowcami z Politechniki Lubelskiej podjął prace nad opracowaniem i wdrożeniem elektronicznie sterowanego wielopunktowego systemu wtrysku paliwa.

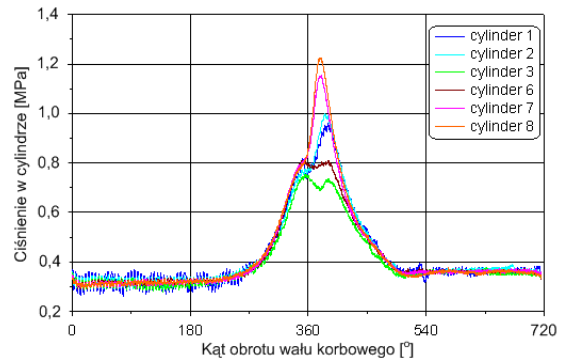


Fig. 2. ASz-62IR engine cylinders pressure courses (engine speed 800 rpm, boost pressure 52 kPa) [2]

Rys. 2. Przebiegi ciśnienia w cylindrach silnika ASz-62IR (prędkość obrotowa 800 obr/min, ciśnienie ładowania 52 kPa) [2]

W niniejszym artykule przedstawiono wyniki badań przeprowadzonych na silniku AS-62IR dowodzące wpływu układu cylindrów silnika gwiazdowego na zróżnicowanie procesu tworzenia mieszanki w poszczególnych przewodach dolotowych silnika gwiazdowego w stanach dynamicznych.

2. Stanowisko badawcze

Obiektem badań był dziewięciocylindrowy silnik gwiazdowy o zapłonie iskrowym ASz-62IR (rys. 3) o mocy maksymalnej 745 kW (dla 2200 obr/min). Jest to silnik chłodzony powietrzem, doładowany mechanicznie za pośrednictwem sprężarki promieniowej. Przed modyfikacją układu paliwowego, benzyna lotnicza była dostarczana do układu dolotowego za pośrednictwem czterogardzielowego gaźnika.



Fig. 3. AS-62-IR engine on the test bed
Rys. 3. Silnik AS-62IR na stanowisku badawczym

W skład badawczego układu wtryskowego wchodziły wtryskiwacze firmy *BOSCH* o wydatku ok. $1,6 \text{ dm}^3/\text{min}$, oryginalna pompa paliwa o podniesionym ciśnieniu, regulator ciśnienia paliwa utrzymujący nadciśnienie $0,3 \text{ MPa}$ względem ciśnienia w sprężarce, kolektor paliwowy w kształcie torusa oraz elektryczna pompa paliwa niezbędna do rozruchu silnika. Ponadto silnik wyposażono w elektroniczną jednostkę sterującą pobierającą sygnały z czujników prędkości i położenia wału korbowego jak również czujników ciśnienia i temperatury powietrza i paliwa. Jednostka sterująca umożliwia realizację dowolnych programów badawczych.

W celu przeprowadzenia badań silnik został zamontowany na stanowisku hamownianym, zlokalizowanym na terenie zakładów *WSK PZL Kalisz S.A.*, przeznaczonym do badań silników lotniczych pod obciążeniem. Odbiornikiem mocy było czterołopatowe śmigło o regulowanym kącie natarcia łopat. Głównymi elementami umożliwiającymi przeprowadzenie badań było 9 światłowodowych czujników ciśnienia firmy *Optrand* umieszczonych w głowicach silnika.

3. Badania stanowiskowe

Badania stanowiskowe wykonano w warunkach pracy silnika odpowiadających mocy przelotowej. Prędkość obrotowa wału korbowego wynosiła $1770 \text{ obr}/\text{min}$ a ciśnienie w przewodach dolotowych 94 kPa . Badania przeprowadzono dwuetapowo. Najpierw wykonano próby silnika pracującego w kolejnych stanach ustalonych (rys. 5a) określonych przez stałe dawki wtryskiwanego paliwa w zakresie współczynnika nadmiaru powietrza od $0,7$ do $1,0$. Zakres ten odpowiada największej stabilności ciśnienia maksymalnego w cylindrze. W tym przypadku masa wtryskiwanego paliwa równa się masie paliwa znajdującego się w cylindrze. Jako wynik tego etapu uzyskano zależności ciśnienia maksymalnego od czasu wtrysku paliwa dla każdego cylindra (rys. 5c). Następnie przeprowadzono badania w stanach nieustalonych (rys. 5d), gdzie na skutek bezwładności transportu paliwa przez przewody dolotowe masa paliwa w cylindrze osiąga wartość masy wtrysku po pewnym czasie. Badania te polegały na skokowej zmianie masy wtryskiwanego paliwa i rejestracji ciśnienia w cylindrach. Wynikiem były przebiegi zmian ciśnienia maksymalnego w cylindrach (rys. 5f). Dzięki zależnościom uzyskanym wcześniej, możliwe było wyznaczenie przebiegów zmian czasu

wtrysku (proporcjonalnego do masy paliwa) w cylindrach silnika (rys. 5g).

3. Analiza wyników badań

W celu porównania proces tworzenia mieszanki sporządzono model określony przez dwa parametry: stałą czasową parowania paliwa τ oraz opóźnienie transportu paliwa do cylindra γ . Do wyznaczenia parametrów modelu napisano program poszukujący takiej pary parametrów τ i γ , która powoduje najmniejszy średni błąd kwadratowy dopasowania modelu. W celu bardziej jednoznacznego przedstawienia wyników badań zastąpiono parametry τ i γ wskaźnikiem $L_{c(99)}$ oznaczającym liczbę cykli silnikowych potrzebnych do osiągnięcia masy paliwa w cylindrze odpowiadającą 99% zmiany. Umożliwiło to bezpośrednie porównanie opóźnień ustalania się masy paliwa w poszczególnych cylindrach (rys. 6).

Największe wartości wskaźnika $L_{c(99)}$ uzyskano dla górnych cylindrów natomiast najmniejsze dla dolnych. Górne cylindry charakteryzują się wydłużoną fazą osiągnięcia docelowej dawki paliwa. Oznacza to, że siła grawitacji spowalnia ruch filmu paliwowego w kierunku zaworów dolotowych co skutkuje większą masą filmu paliwowego w górnych przewodach dolotowych. Wartość wskaźnika w czwartym cylindrze wprowadza asymetrię w rozkładzie. Prawdopodobnie wynika to z czynników innych niż wpływ grawitacji.

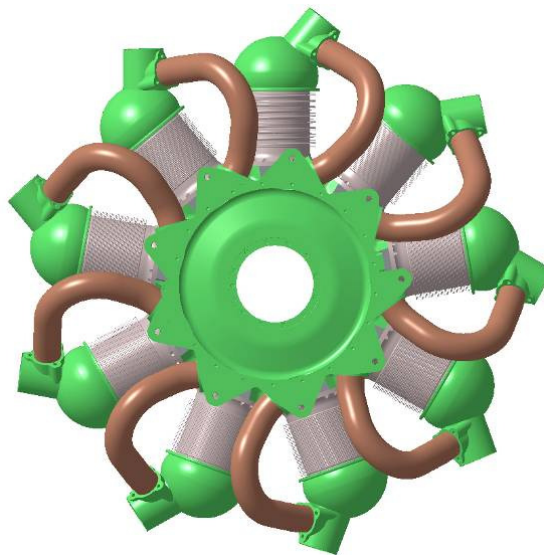


Fig. 4. Scheme of the radial engine
Rys. 4. Schemat budowy silnika gwiazdowego

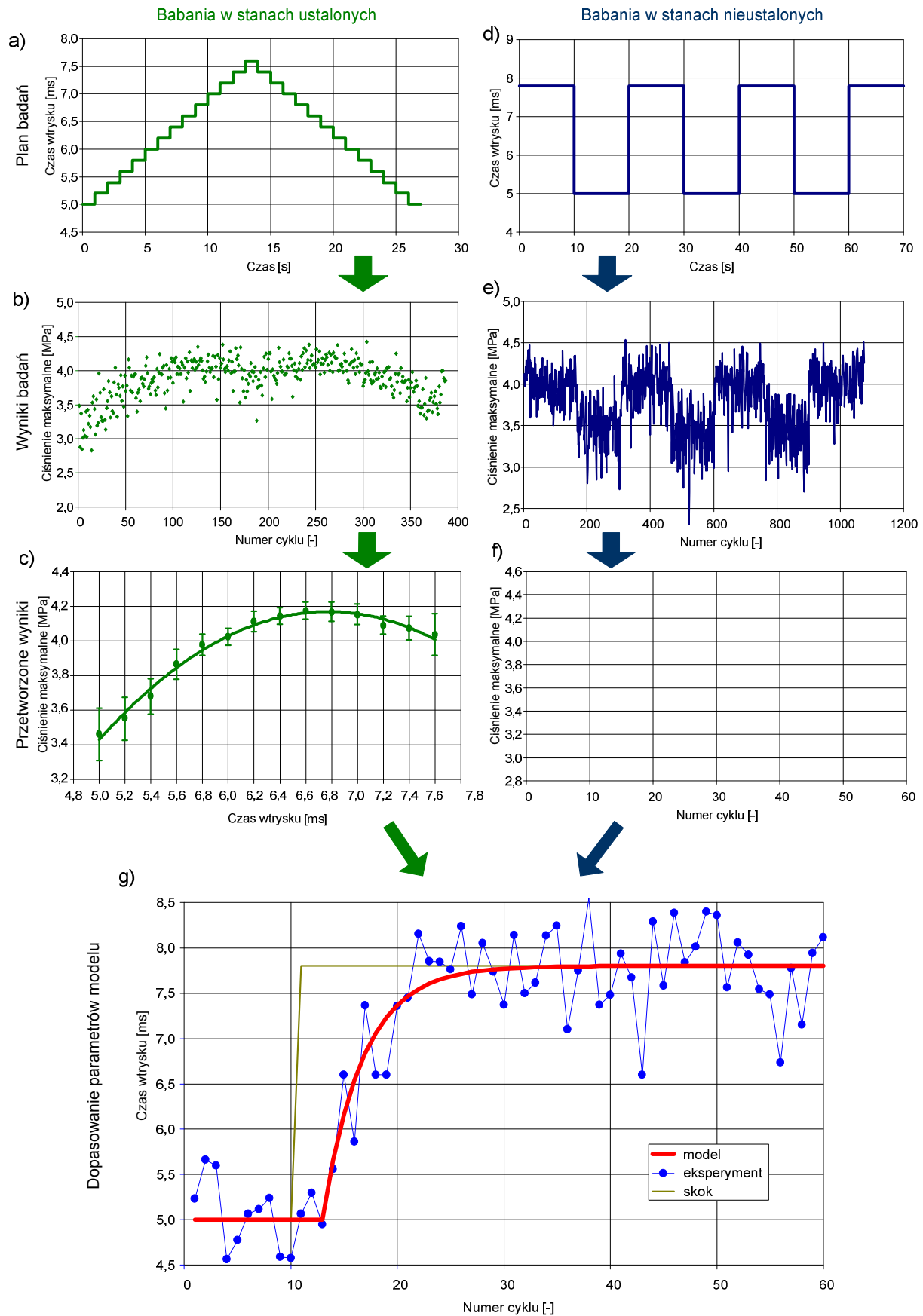


Fig. 5. Stages of the test data processing [3]
 Rys. 5. Kolejne etapy obróbki wyników badań [3]

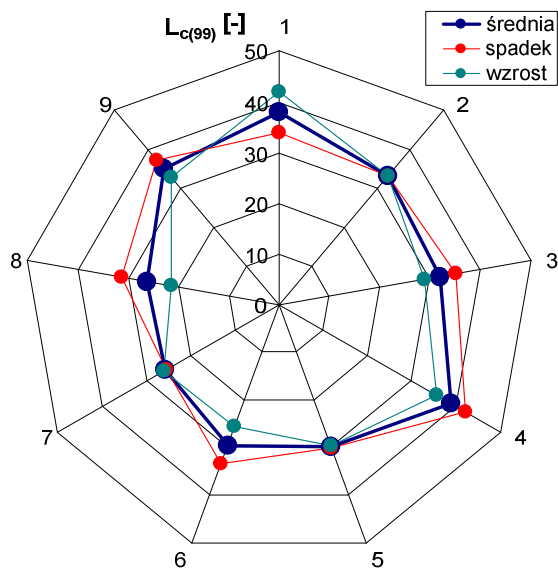


Fig. 6. Distribution of the $L_{c(99)}$ index [3].
Rys. 6. Rozkład wskaźnika $L_{c(99)}$ [3].

4. Wnioski

Przedstawione wyniki badań dowodzą, że układ cylindrów silnika gwiazdowego wpływa na zróżnicowanie procesu tworzenia mieszanki w poszczególnych przewodach dolotowych silnika gwiazdowego. Brak symetrii rozkładu względem osi pio-

nowej wskaźnika charakteryzującego bezwładność paliwa w przewodach dolotowych świadczy prawdopodobnie o wpływie czynników związanych z siłami masowymi strugi powietrza wynikającym z kształtu przewodów dolotowych, które nie są prostoliniowe (rys. 4). Szczegółowe określenie tych czynników pozostaje zadaniem badawczym, wymagającym rozszerzenia aparatury pomiarowej o przyrządy zdolne zmierzyć rozkład grubości filmu paliwowego wzdłuż długości przewodu dolotowego.

Niewątpliwie dynamika procesu tworzenia mieszanki zależy od sposobu umieszczenia wtryskiwaczy w przewodach dolotowych silnika (początek przewodów). Zmiana kąta osadzenia wtryskiwaczy względem osi przewodów dolotowych lub zmiana odległość wtryskiwaczy od głowic silnika, spowodowałyby radykalną zmianę procesu tworzenia mieszanki. Zmiana geometrii montażu wtryskiwaczy bądź zmiana typu wtryskiwaczy wymagać będzie każdorazowo ponownej identyfikacji parametrów tworzenia mieszanki.

Ponowne badania należy również wykonać w sytuacji zmienionego paliwa np. podczas stosowania benzyny samochodowej lub mieszanki benzyny samochodowej z alkoholem etylowym.

Nomenclature/Skróty i oznaczenia

τ fuel evaporation time-constant/*stała czasowa parowania paliwa*
 γ delay of the fuel transport to cylinder/*opóźnienie transportu paliwa do cylindra*

$L_{c(99)}$ index of the mixture formation process/*wskaźnik procesu tworzenia mieszanki*

Bibliography/Literatura

- [1] http://www.radialengines.com/fuel_injection/index.htm
 [2] Czarnigowski J., Wendeker M., Jakliński P., Pietrykowski K., Nazarewicz A., Gęca M., Zyska T.: Testing non-uniformity of the combustion process in a radial aircraft engine. SAE Technical Paper Nr 2007-01-2074, 2007.
 [3] Pietrykowski K., Wendeker M.: The Mixture Formation Process In The Radial Engine. Monografia, Wydawnictwo Politechniki Lubelskiej, 2010.

Mr Konrad Pietrykowski, – doctor in the Faculty of Mechanical Engineering at the Lublin University of Technology.

Dr inż. Konrad Pietrykowski – pracownik naukowy na Wydziale Mechanicznym Politechniki Lubelskiej

