

MERKISZ Jerzy<sup>1</sup>  
 MARKOWSKI Jarosław  
 PIELECHA Jacek

## Konstrukcja testu stacjonarnego do oceny emisyjności samolotów napędzanych silnikami tłokowymi

*Emisja związków szkodliwych,  
 lotniczy silnik tłokowy,  
 stacjonarny test badawczy*

### Streszczenie

*Z uwagi na gwałtowny rozwój komunikacji lotniczej istnieje potrzeba oceny realnej emisji związków szkodliwych związanej z eksploatacją statków powietrznych. Głównymi zagrożeniami dla środowiska naturalnego są produkty niecałkowitego i niepełnego spalania zawarte w spalinach. W artykule przedstawiono analizę wyników przeprowadzonych badań zmierzającą do konstrukcji testu badawczego służącego do oceny emisyjności związków szkodliwych spalin z silników tłokowych będących źródłem napędu małych samolotów.*

### EVALUATING PISTON ENGINE AIRCRAFT EMISSIONS – STRUCTURE OF THE STATIONARY TEST

#### Abstract

*Due to a rapid development of air transportation there is a need for the assessment of real environmental risk related to the aircraft operation. The main environmental perils are the toxic exhaust emissions. The purpose of the analysis presented in the paper was to construct a research test evaluating emissions from piston engines used in small aircrafts.*

#### 1. WSTĘP

Transport lotniczy jest zaliczany do dynamicznie rozwijającej się dziedziny gospodarki, a jego zmiany pozostają w bezpośredniej relacji z rozwojem gospodarczym świata. Rozwój statków powietrznych jest ukierunkowany przede wszystkim na zmniejszenie zużycia paliwa, ograniczanie emisji szkodliwych składników spalin emitowanych podczas ich eksploatacji oraz zmniejszenie emitowanego hałasu.

W dalszym ciągu poważnym zagrożeniem jest emisja dwutlenku węgla oraz cząstek stałych – stanowiąca barierę rozwoju współczesnych silników spalinowych. Obecne przepisy dotyczące wpływu środków transportu lotniczego na środowisko wprowadzone przez EPA (Environmental Protection Agency – Agencja Ochrony Środowiska), ICAO (International Civil Aviation Organization – Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego) zawarte w JAR 34 (Joint Aviation Requirements – przepisy określające normy emisji spalin), FAR 34 (Fuel Venting and Exhaust Emission Requirements for Turbine Engine Powered Airplanes – przepisy określające normy emisji spalin), dotyczą głównie emisji hałasu i związków szkodliwych spalin ze szczególnym uwzględnieniem tlenków azotu. Dotyczą one silników przepływowych i zawierają procedury testów stacjonarnych, w zależności od warunków pracy silnika. Przywołane normy nie dotyczą silników tłokowych.

Z racji odmienności procesu spalania realizowanego w silniku tłokowym od procesu spalania w silniku turbinowym, stężenie związków szkodliwych w spalinach silnika tłokowego jest większe niż w przypadku silników turbinowych. Znaczny wzrost liczby użytkowanych samolotów klasy general aviation może spowodować zagrożenie dla środowiska naturalnego.

Obecny poziom techniki pomiarowej związanej z badaniem emisji związków szkodliwych spalin, umożliwia realizację badań środków transportu w rzeczywistych warunkach eksploatacji [1–7]. Badania tego typu pozwalają określić poziom wartości emisji poszczególnych związków szkodliwych spalin w rzeczywistych warunkach ruchu. Ponadto umożliwiają ocenę specyfiki eksploatacyjnej środka transportu pod względem gęstości czasowej obciążenia silnika. Informacje te pozwalają na wyznaczenie stanów eksploatacyjnych zespołu napędowego wraz z ich udziałem w całkowitym czasie eksploatacji. Możliwość wykorzystania mobilnej aparatury badawczej nabierają szczególnego znaczenia w badaniach małych samolotów w warunkach rzeczywistej eksploatacji. Decydujące znaczenie ma tu dopuszczalna masa ładunku, jaki samolot może unieść oraz przestrzeń ładunkowa; wtedy minimalizacja urządzeń pomiarowych jest istotną zaletą.

Pomimo tego nie dla wszystkich statków powietrznych można zrealizować takie badania z powodów małej przestrzeni ładunkowej i zbyt małej wartości masy dopuszczalnej ładunku. W związku z tym konieczne jest określenie procedury badawczej dla realizacji testu emisyjności małych statków powietrznych realizowanego w warunkach stacjonarnych na płycie lotniska. Konstrukcja testu i jego realizacja dla małych statków powietrznych pozwoli z pewnym przybliżeniem i w sposób możliwie mało problematyczny określić emisyjność małych statków powietrznych, co w przyszłości może umożliwić optymalizację punktów pracy tłokowych silników lotniczych.

<sup>1</sup>Politechnika Poznańska, Instytut Silników Spalinowych i Transportu; 60-965 Poznań; ul. Piotrowo 3.  
 Tel: +48 61 665 2207, Fax: +48 61 665 2204,  
 E-mail: jerzy.merkisz@put.poznan.pl, jaroslaw.markowski@put.poznan.pl, jacek.pielecha@put.poznan.pl

## 2. METODYKA OPRACOWANIA TESTU

### 2.1 Zakres prac

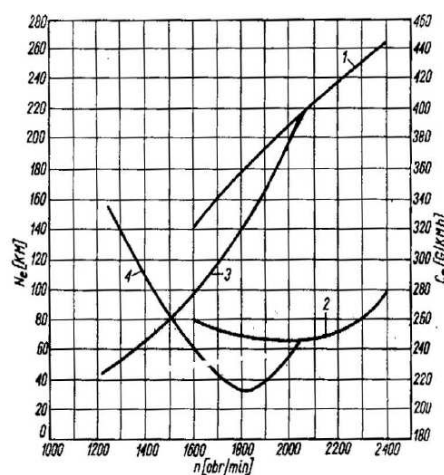
W celu opracowania wytycznych do realizacji stacjonarnego testu badawczego pozwalającego określić emisyjność silnika o wartości odpowiadającej w pewnym zakresie wartości rzeczywistej, należy określić rzeczywiste stany obciążenia silnika podczas eksploatacji samolotu w warunkach lotu. Znając stany obciążenia silnika, jego charakterystykę pełnej mocy i mocy dławionej oraz czasy trwania obciążenia podczas eksploatacji samolotu, można wyznaczyć udziały czasowe dla poszczególnych wartości obciążenia silnika. Uzyskane informacje pozwolą na określenie liczby faz testu stacjonarnego, przypisanie im wartości obciążenia silnika i czasu trwania fazy. Kolejnym krokiem jest wyznaczenie współczynników udziału poszczególnych faz testu w wyznaczeniu emisji związków szkodliwych zawartych w spalinach.

### 2.2 Parametry eksploatacyjne silnika w rzeczywistych warunkach lotu

Warunkiem koniecznym do uzyskania informacji o parametrach eksploatacyjnych było przeprowadzenie badań w rzeczywistych warunkach lotu samolotu. Badania przeprowadzono z wykorzystaniem samolotu PZL 104 Wilga (rys. 1), którego napęd stanowi silnik AI-14RA (rys. 2), 9-cylindrowy, o układzie cylindrów jednorzędowej gwiazdy, o pojemności skokowej  $10,16 \text{ dm}^3$ , chłodzony powietrzem. Silnik był wyposażony w dmuchawę promieniową, jednobiegową napędzaną mechanicznie. Napęd śmigła W530-D11 był realizowany przez przekładnię planetarną o przełożeniu 0,787:1.



Rys. 1. Samolot PZL-104 Wilga



Rys. 2. Silnik AI-14RA i jego charakterystyka pełnej mocy i mocy dławionej; 1 – krzywa pełnej mocy, 2 – krzywa jednostkowego zużycia paliwa przy pełnej mocy, 3 – krzywa mocy dławionej, 4 – krzywa jednostkowego zużycia paliwa przy mocy dławionej

Podczas realizacji badań dokonano pomiaru: prędkości obrotowej wału korbowego silnika, temperatury spalin, parametrów współrzędnych geograficznych chwilowego położenia samolotu w przestrzeni, czyli długość i szerokość geograficzną oraz wysokość lotu w m.n.p.m. Podczas lotu dokonano również pomiaru stężenia związków szkodliwych zawartych w spalinach. Na potrzeby pomiarów emisji związków szkodliwych spalin dokonano przedłużenia układu

wylotowego o wartość 3 m. Dzięki temu pomiar emisji związków szkodliwych znajdował się w miejscu pozwalającym na poprawny montaż sondy pomiarowej (rys. 3). Tak znaczna odległość była uwarunkowana również obniżeniem temperatury spalin – ze względu na bardzo krótki układ wylotowy osiąga ona bezpośrednio za silnikiem wartość około 1300K.



Rys. 3. Miejsce zamocowania sondy poboru spalin

Celem przeprowadzonych badań była ocena parametrów eksploatacyjnych i stężenia związków szkodliwych spalin podczas rzeczywistych warunków eksploatacyjnych samolotu. Zadanie to wymagało zastosowania dwóch systemów pomiarowych. Pierwszy – analizator spalin TESTO 360 (rys. 4) – wykorzystano do pomiaru stężenia związków szkodliwych w spalinach silnikowych, możliwości pomiarowe analizatora przedstawiono w tabeli 3. Drugi – system akwizycji danych LogBook 360 wraz z modułem wejść analogowych DBK 214 (rys. 5) firmy IOtech – użyto do rejestracji podstawowych parametrów eksploatacyjnych silnika, m.in. ciśnienia i temperatury otoczenia, wilgotności powietrza, temperatury spalin w punkcie ich poboru oraz parametrów związanych z przepływem spalin.



Rys. 4. Analizator spalin TESTO 360

Tab. 1. Możliwości pomiarowe analizatora TESTO 360

Wielkość mierzona	Zakres pomiaru	Błąd pomiaru
CO	0–10 000 ppm	poniżej 2,0% zakresu
CO <sub>2</sub>	0–25% obj.	poniżej 1,5% zakresu
HC	0–2,5% obj.	poniżej 10% zakresu
NO <sub>x</sub>	0–3500 ppm	poniżej 3,8% zakresu
SO <sub>2</sub>	0–5000 ppm	poniżej 2,5% zakresu
O <sub>2</sub>	0–21% obj.	poniżej 1,2% zakresu
Temp. spalin	20–800°C	4°C

Możliwości analizatora TESTO 360 pozwalają na rejestrację wyników pomiarów stężeń związków szkodliwych zawartych w spalinach, z częstotliwością 0,25 Hz. Z tego względu pomiary pozostałych parametrów – z wykorzystaniem

systemu akwizycji danych LogBook 360 – rejestrowano z taką samą częstotliwością. Dodatkowo system akwizycji wyposażono w odbiornik GPS 18x firmy Garmin (rys. 6), co umożliwiło rejestrację parametrów położenia samolotu w przestrzeni trójwymiarowej. Na podstawie zarejestrowanych parametrów położenia, określano trajektorię lotu samolotem.



Rys. 5. System akwizycji danych LogBook 360 wraz z modulem wejść analogowych DBK 214 [9]



Rys. 6. Odbiornik GPS 18x firmy Garmin [8]

Pomiaru wybranych wielkości podczas eksploatacji samolotu dokonano od rozpoczęcia kołowania na miejsce startu samolotu do wylądowania. W standardowym przebiegu lotu można wyszczególnić kilka faz. Są to: kołowanie na start, start, wznoszenie, ustalona faza lotu, podejście do lądowania, lądowanie oraz kołowanie na miejsce postoju. W zależności od wykonywanego zadania różny jest udział czasu poszczególnych fazy w całkowitym przebiegu lotu. Najczęściej faza kołowania i startu oraz podejścia do lądowania i lądowania wraz z kołowaniem na miejsce postoju nie stanowią dużego udziału w całkowitym czasie lotu. Zakres badań obejmował wszystkie wymienione wcześniej fazy.

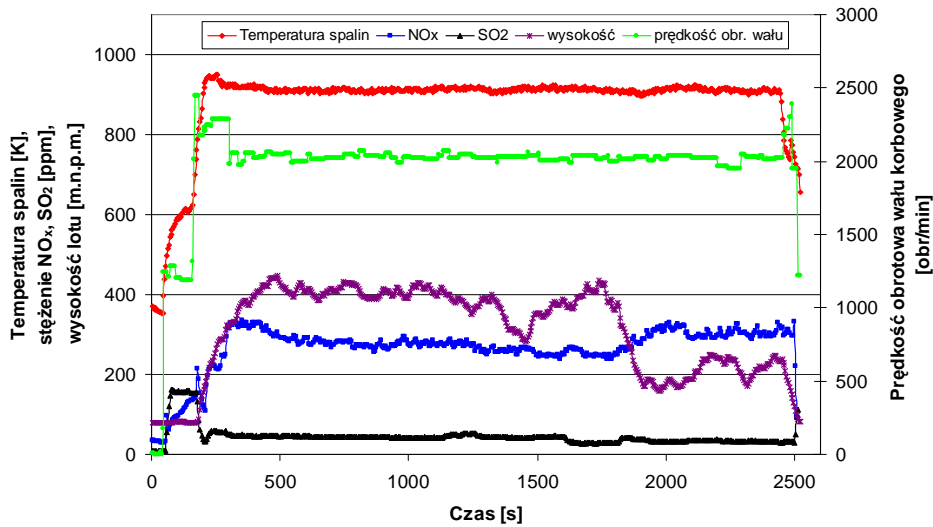
Trasę lotu ustalono na odcinku między lotniskiem Aeroklubu Poznańskiego w miejscowości Ligowiec koło Kobylnicy, a miejscowością Wągrowiec, oddaloną o około 45 km od punktu startowego. W związku z tym łączny dystans lotu wynosił około 90 km. Rzeczywistą trajektorię lotu wyznaczono na podstawie rejestrowanych parametrów odbiornika GPS podczas lotu (rys. 7).



Rys. 7. Trajektoria lotu podczas badań

Podczas lotu rejestrowano wartości stężeń związków szkodliwych zawartych w spalinach silnikowych z wykorzystaniem analizatora TESTO 360. Z powodu przekroczonych wartości maksymalnych zakresu pomiarowego analizatora, nie była możliwa ocena wartości stężenia węglowodorów oraz tlenu węgla. W związku z tym wykonano pomiary stężeń tlenków azotu oraz dwutlenku siarki, co pozwoliło na opracowanie ich wzajemnych korelacji z wysokością lotu i prędkością obrotową silnika oraz temperaturą spalin w miejscu ich poboru (rys. 8). Zarejestrowane przebiegi pozwalają na określenie poszczególnych faz lotu samolotu (rys. 9). Na podstawie wartości prędkości obrotowej silnika oraz wartości temperatury spalin na rysunku można wyodrębnić poszczególne zakresy faz lotu. Fazę startu przypisano wysokim wartością prędkości obrotowej wału korbowego wynoszącym około 2500 obr/min i wartością temperatury spalin, która wzrasta wraz z czasem trwania fazy. Fazę wznoszenia przypisano prędkością wału korbowego w zakresie 2200–2300 obr/min i wysokich wartości temperatury spalin około 900–950K. Faza lotu na ustalonej wysokości jest charakteryzowana prędkością wału korbowego silnika około 2000–2100 obr/min i temperaturą spalin około 900–940K. Zmniejszenie wysokości podczas lotu powoduje odciążenie silnika, co skutkuje zwiększeniem prędkości obrotowej wału korbowego silnika i zmniejszeniem temperatury gazów wylotowych. Zmiany tych parametrów zachodzą w

największych zakresach prędkości obrotowej wału korbowego 2000–2300 obr/min i temperatury 730–880K. Fazą eksploatacji o podobnie szerokim zakresem rozkładu parametrów jest uruchomienie i rozgrzewanie silnika oraz kołowanie. Wartości parametrów prędkości obrotowej wału korbowego zmieniają się w zakresie 1200–1400 obr/min a wartości temperatury spalin w zakresie 400–720K.

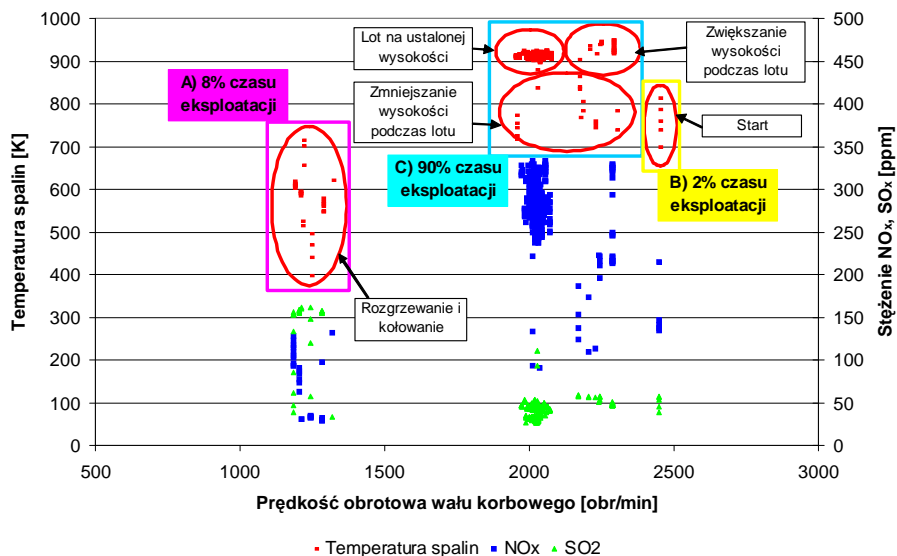


Rys. 8. Przebiegi wartości wybranych parametrów w czasie lotu [5]

### 3. KONSTRUKCJA TESTU

#### 3.1 Parametry wyjściowe testu

Na podstawie rozkładu wartości mierzonych wielkości oraz czasu trwania przelotu podczas badań określono czasy trwania poszczególnych wyodrębnionych faz eksploatacyjnych. Wyodrębniono 3 główne stany eksploatacyjne. Pierwszy A – to uruchomienie, rozgrzewanie i kołowanie – trwa on około 8% czasu eksploatacji. Drugi B – to faza startu – trwa około 2% czasu eksploatacji. Trzeci C – to lot samolotu zawierający wznoszenie jak i opadanie – trwa około 90% czasu eksploatacji. Udziały czasowe wyodrębnionych stanów eksploatacyjnych w całościowym czasie eksploatacji ściśle są uzależnione od czasu trwania lotu samolotu, im dłuższy czas lotu tym udział pierwszego i drugiego stanu eksploatacyjnego będzie mniejszy. Długość czasu lotu samolotów typu General Aviation trwają zazwyczaj od 1 godziny do 6 godzin. Przy stałych elementach eksploatacji samolotu, jakimi są uruchomienie, rozgrzewanie, kołowanie, start i lądowanie, ich procentowy udział czasu w całkowitym czasie eksploatacji może stanowić w przypadku 1 godziny lotu ( $A+B+C = 3600s$ ), A – 5,5%, B – 1,6% czasu eksploatacji, w przypadku, kiedy całkowity lot trwa 6 godzin ( $A+B+C = 21\ 600s$ ), stany eksploatacyjne trwają odpowiednio: A – 1,6%, B – 0,3% czasu eksploatacji.



Rys. 9. Rozkład wartości mierzonych wielkości wybranych parametrów w czasie lotu

W związku z tym, można by ustalić nadrzędnie wartość średnią czasu eksploatacji samolotu typu General Aviation na 3 godziny ( $A+B+C = 10\ 800s$ ). Dla tej wartości poszczególne stany eksploatacyjne obejmują: A – 1,8%, B – 0,5% czasu

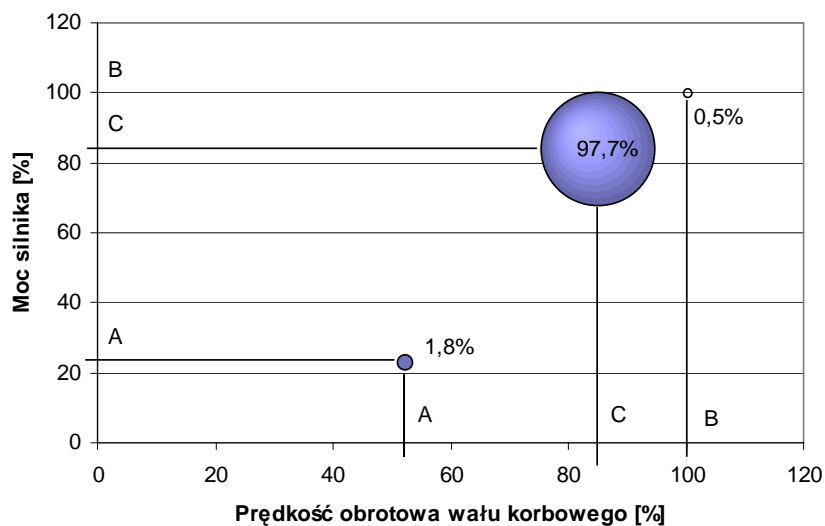
eksploatacji. Stan eksploatacji związany z lotem statku powietrznego stanowi C – 97,7% czasu całkowitej eksploatacji. Wyznaczone w ten sposób udziały procentowe czasu eksploatacji poszczególnych stanów eksploatacyjnych, mogą zostać wykorzystane jako współczynniki udziału fazy konstruowanym teście badawczym.

### 3.2 Budowa stacjonarnego testu emisyjności

Zakres parametrów eksploatacyjnych silnika podczas rzeczywistej eksploatacji samolotu wskazuje na trzy główne stany eksploatacyjne, które mają następujący udział czasu eksploatacji A – 1,8%, B – 0,5%, C – 97,7% czasu całkowitej eksploatacji. Na podstawie rozkładu punktów pomiarowych można wyznaczyć 3 główne wartości prędkości obrotowych wału korbowego silnika. Dla wyszczególnionych stanów wynoszą odpowiednio:  $n_A = 1250$  obr/min,  $n_B = 2400$  obr/min,  $n_C = 2050$  obr/min. Przy odbiorniku mocy, jakim jest śmigło W530-D11 silnik AI-14R w poszczególnych punktach eksploatacyjnych osiąga następującą wartość mocy  $N_{eA} = 45$  kW,  $N_{eB} = 195$  kW,  $N_{eC} = 165$  kW. Na podstawie przedstawionych wartości można wyznaczyć wartości procentowe prędkości obrotowej wału korbowego i generowanej mocy koniecznych do konstrukcji ogólnego testu badawczego (tab. 2). Postać graficzną rozkładu punktów opracowanego testu wraz z współczynnikami udziału fazy przedstawiono na rysunku 10.

Tab. 2. Procentowe wartości parametrów eksploatacyjnych silnika podczas testu

Stan eksploatacyjny	Prędkość obrotowa wału korbowego [%]	Moc generowana przez silnik [%]
A	52	23
B	100	100
C	85	84



Rys. 10. Rozkład i współczynniki udziału fazy testu

Test badawczy ma charakter stacjonarny. W związku z tym ustalono kolejność i czasy trwania poszczególnych faz testu. Fazy powinny być realizowane w kolejności alfabetycznej A, B, C, ponieważ jest to naturalna kolejność występująca w przypadku rzeczywistej eksploatacji statku powietrznego w związku z tym stan cieplny silnika będzie odpowiadał w przybliżeniu stanowi rzeczywistemu. Czas trwania fazy A powinien wynosić 4 minuty, fazy B – 2 minuty i fazy C – 4 minuty. Czas trwania Fazy B, o wartościach maksymalnych parametrów eksploatacyjnych, odpowiadającym obciążeniu silnika podczas startu ustalono na 2 minuty ponieważ w przypadku dłuższego czasu pracy silnika na tych parametrach może dojść do jego przegrzania a w konsekwencji do uszkodzenia. Pomiaru wartości stężeń poszczególnych związków szkodliwych zawartych w spalinach należy dokonywać po ustaleniu się wyznaczonych wartości parametrów eksploatacyjnych. W związku z tym ustalono, że pomiaru stężenia związków szkodliwych spalin dokonywać się będzie w ostatniej minucie ustalonych faz testu.

### 4. WNIOSKI

Przeprowadzone badania należy traktować jako wstępne o charakterze poznawczym. Analiza uzyskanych wyników pozwoliła na określenie czasu trwania poszczególnych faz eksploatacyjnych małego samolotu. Niezwykle istotne jest ustalenie wartości parametrów eksploatacyjnych na podstawie których opracowano wytyczne dla ogólnego testu emisyjności o charakterze stacjonarnym. Wyznaczone dwie pierwsze fazy eksploatacyjne samolotu charakteryzują się małą zmiennością i stanowią stały element rzeczywistej eksploatacji statków powietrznych typu General Aviation. Ich udział w czasie eksploatacyjnym zależy od długości lotu, która jest najczęściej uzależniona od funkcji przeznaczenia

samolotu. Przedstawiony test badawczy został zbudowany z uwzględnieniem wartości średniej czasu trwania lotu, w związku z czym należy poddać go weryfikacji badawczej na kilku statkach powietrznych napędzanych silnikami tłokowymi o różnej konstrukcji i różnym resursie.

Uzyskane informacje mogą być wykorzystane do weryfikacji i opracowania ewentualnej korekty procedury realizacji testu. Ostatecznie realizacja tego typu badań może przyczynić się do określenia uniwersalnych procedur badawczych określających emisyjność małych samolotów i ich oddziaływanie na środowisko..

### 5. BIBLIOGRAFIA

- [1] Gao Y., Checkel M.D.: *Emission Factors Analysis for Multiple Vehicles Using an On-Board, In-Use Emissions Measurement System*, SAE Paper 2007-01-1327.
- [2] Khair M., Khalek I., Guy J.: *Portable Emissions Measurement for Retrofit Applications – The Beijing Bus Retrofit Experience*, SAE Technical Paper Series 2008-01-1825.
- [3] Korniski T., Gierczak C., Wallington T.: *Laboratory Evaluation of the 2.5 Inch Diameter SEMTECH® Exhaust Flow Meter with Gasoline Fueled Vehicles*, Sensors 4th Annual SUN (SEMTECH User Network) Conference, 2007.
- [4] Merkisz J., Pielecha J., Gis. W., *Gasoline and LPG Vehicle Emission Factors in a Road Test*. SAE Technical Paper Series 2009-01-0937.
- [5] Merkisz J., Markowski J., Pielecha J., Babiak M.: *Emission Measurements of the AI-14RA Aviation Engine in stationary test and under Real Operating Conditions of PZL-104 'Wilga' Plane*, SAE Paper 2010-01-1563
- [6] Quan H.: *ARB's Stockton Heavy-Duty Vehicle Laboratory and Portable Emission Monitoring System (PEMS) Activities*, Sensors 5th Annual SUN (SEMTECH User Network) Conference, 25-26.09.2008.
- [7] Tsinoglou D., Koltsakis G., Samaras Z.: *Performance of OBD Systems for Euro 4 Level Vehicles and Implications for the Future OBD Legislation*. [In:] Predelli O.: *Onboard-Diagnose II*, Expert Verlag, 2007.
- [8] [www.garmin.com.pl](http://www.garmin.com.pl)
- [9] [www.iotech.com](http://www.iotech.com)
- [10] [www.wsk1.kalisz.pl/index\\_p.htm](http://www.wsk1.kalisz.pl/index_p.htm)
- [11] [http://pl.wikipedia.org/wiki/PZL-104\\_Wilga](http://pl.wikipedia.org/wiki/PZL-104_Wilga)