

Wojciech KOTLARZ*
Leszek PIASECZNY
Andrzej RYPULAK
Ryszard ZADRĄG

Testy toksyczności spalin turbinowego silnika lotniczego dla warunków startu i lądowania

W artykule przedstawiono propozycję testów badawczych określających emisję związków toksycznych dla turbiniowych silników odrzutowych. Pracę wykonano w oparciu o przeprowadzone badania emisji związków toksycznych spalin i rozkłady obciążeń silników typu SO-3 (z samolotów szkolno-treningowych TS-11 Iskra) dla warunków ich pracy na lotnisku tj. uruchomień, prób przedwylotowych, kołowania, startów i lądowań.

Słowa kluczowe: lotnictwo, napędy lotnicze, turbinowy silnik odrzutowy, emisja spalin, ekologia

Tests of exhaust gas toxicity of jet turbine engine for take off and landing phases of flight

The submitted paper describes proposal of research tests of toxic compounds emission of jet turbine engines. Scientific work includes researches of toxic compounds in exhaust gas for different spectrum of load of SO-3 engines (TS-11 jet trainer aircraft engine). All practical activities were done at the airfield for start procedures, pre-flight engine tests, taxi phase, take-offs and landings.

Key words: aviation, aircraft engine, jet turbine engine, exhaust gas emission, ecology

1. Widmo obciążeń turbinowego silnika odrzutowego SO-3 (SO-3W) dla startu i lądowania

Lotniczy turbinowy silnik odrzutowy (TSO), podobnie jak silnik tłokowy, jest źródłem emisji związków toksycznych w spalinach. Biorąc pod uwagę specyfikę wykorzystania TSO (duże prędkości przemieszczania się statku powietrznego i zmieniające się pułapy lotu) stanowią one istotne zagrożenie dla środowiska naturalnego głównie w rejonach nasilonego ruchu lotniczego – lotniska, a szczególnie lotniska położone w pobliżu aglomeracji miejskich.

W celu kontroli zanieczyszczenia powietrza wywołanego przez ruch lotniczy Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego (ICAO) ustanowiła normy emisji składników toksycznych spalin oraz procedury ich pomiaru. Normy te odnoszą się do cywilnych poddźwiękowych samolotów z silnikami jedno- i dwuprzepływowymi, których ciąg startowy w zakresie mocy maksymalnej osiąga wartości powyżej 26,7 kN, w warunkach zgodnych z *International Standard Atmosphere (ISA)*. W celu ujednoczenia pomiarów opracowano tak zwany wzorcowy lub reprezentatywny cykl pomiarowy – *Landing and Take-Off (LTO)*. Ustala on standardowe czasy wykonywania zadań (praca na biegu jałowym i kołowanie, rozbieg, wznoszenie, podejście do lądowania) oraz dla każdego z zadań określa standardowe ustawienia zakresu pracy zespołu napędowego.

Każdy samolot i zespół napędowy ma swój szczególnie rozkład obciążenia (rys. 1 i 2) oraz profil emisji spalin. Korzystając z pokładowych rejestratorów parametrów pracy (ak-

1. Jet turbine engine load spectrum of SO-3 (SO-3W) engine for take-off and landing phases of flight

The jet turbine engine (TSO) similarly as piston one is a source of emission of toxic compounds in an exhaust gas. Taking into account specific way of exploitation of engines mentioned above (high speed of the airship and different ceiling parameters) exhaust gases and toxic compounds included are the real danger for environment especially for close to big cities airfields and their vicinities.

To control an air pollution, The International Civil Aviation Organization (ICAO) established standards of toxic compounds of exhaust gases limits and appropriate measurement procedures. These standards are applicable to sub-sonic, civilian airplanes equipped with turbo-jet or turbo-fan engines with maximum start thrust exceeding 26,7 kN in accordance to *International Standard Atmosphere (ISA)*. To achieve uniformity, standard or representative measurement procedures *Landing and Take-Off (LTO)* has been developed. They define standard time intervals for each measurement activity for idle engine regime, for taxi, take-off running, ascending, approach and landing. In addition for each phase of measurements – standard range of engine unit activity/load is established.

Each aircraft and its engine unit has its specific engine load spectrum (Fig. 1, 2) and exhaust gas emission profile. Having used on-board work parameters recorders (nowadays, each aircraft is equipped with one) it is easy to determine spectrum of the engine unit in a very precise way.

tualnie każdy statek powietrzny jest w nie wyposażony) można łatwo i precyzyjnie określić widmo obciążeń dowolnego zespołu napędowego.

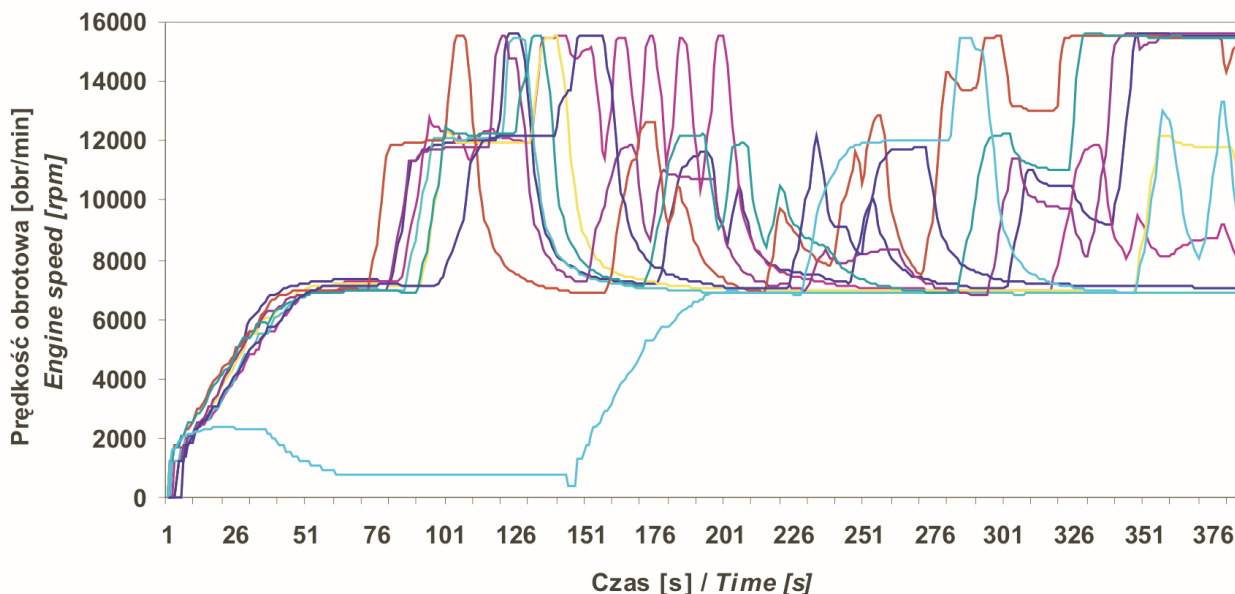
Widmo obciążeń silników SO-3 (SO-3W) określono oddzielnie dla fazy STARTU i LĄDOWANIA przyjmując następujące założenia:

1. Za fazę STARTU przyjęto okres czasu od rozpoczęcia uruchamiania silnika do momentu upływu 10 s od oderwania się samolotu od drogi startowej;
2. Za fazę LĄDOWANIA przyjęto okres czasu na 10 s przed przyziemieniem samolotu do wyłączenia silnika.

Engine load spectrum of SO-3 (SO-3W) is described separately for both phases of flight taking following pre-assumptions:

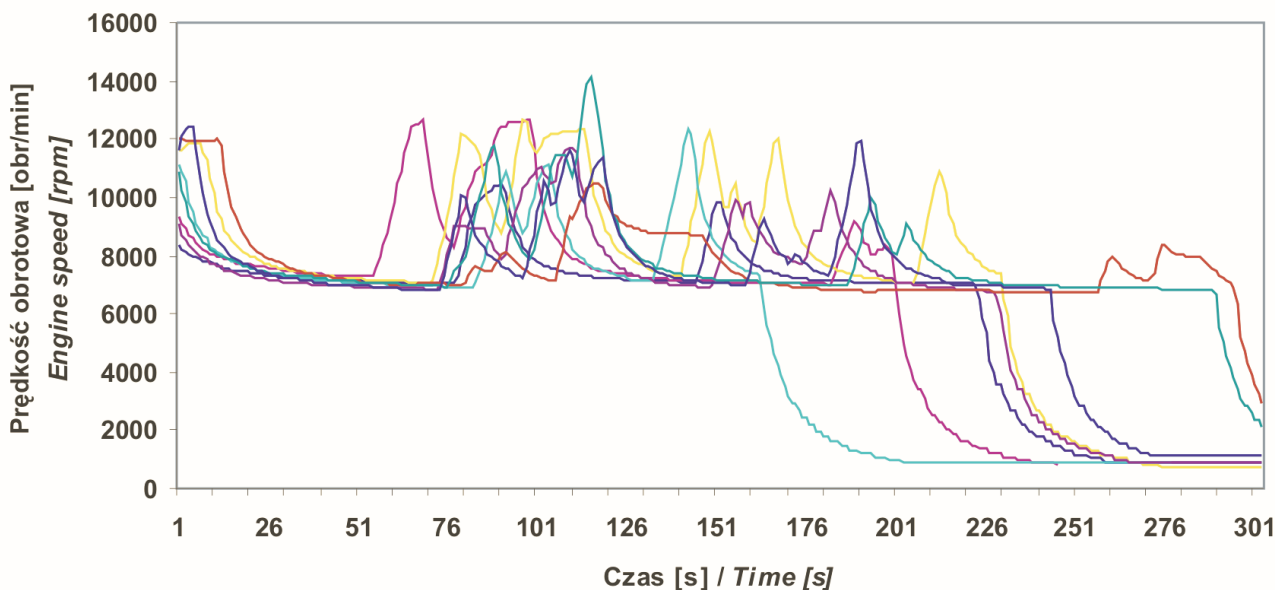
1. START phase is defined as the period of time starting from start of engine till 10 seconds after take-off;
2. LANDING phase is defined as the period of time lasting from 10 seconds before touchdown till engines stop.

Picture 1 (TAKE-OFF phase) and picture 2 (LANDING phase) depict changes of rotary speed of SO-3 engine recorded in-flight, for different aircraft types, different crews and recorded at different periods of time. Table 1 depicts periods of time for discussed phases of flight.



Rys. 1. Porównanie zapisów prędkości obrotowej różnych silników samolotów TS-11 podczas uruchomień, przedwylotowych prób silników, kołowań i startów

Fig. 1. The comparison of the different turbine speed of engine SO-3 of aircraft TS-11 during engine's start, taxi and take-off



Rys. 2. Porównanie zapisów prędkości obrotowej różnych silników samolotów TS-11 podczas lądowań, kołowań i wyłączeń

Fig. 2. The comparison of the different turbine speed of SO-3 engine of TS-11 aircraft during landing, taxi and engine's turn-offs

Na rysunkach 1 (faza STARTU) i 2 (faza LĄDOWANIA) przedstawiono zarejestrowane podczas lotów samolotów TS-11 zmiany prędkości obrotowej silników SO-3 dla: różnych samolotów sterowanych przez różnych pilotów i zarejestrowane w różnych okresach czasu. Natomiast w tabelcy 1 przedstawiono czasy trwania rozpatrywanych faz.

Zgodnie z *Instrukcją techniki pilotowania samolotów TS-11* za charakterystyczne, świadczące o stopniu obciążenia zespołu napędowego przyjęto przedziały pracy przedstawione w tabelcy 2.

Na rysunku 3 przedstawiono porównanie średniego czasu pracy zespołu napędowego na różnych zakresach dla fazy STARTU i LĄDOWANIA.

Tabelca 2. Przyjęte charakterystyczne przedziały pracy silnik

Table 2. Accepted typical ranges of engine's work

Przedział pracy/ Ranges of engine's work	n [obr/min]/[rpm]
Maksymalny/Maximal	15600 ≥ n ≥ 15100
Nominalny/Nominal	15100 ≥ n ≥ 14500
Przelotowy/Overshoot	14500 ≥ n ≥ 12500
Lądowanie/Landing	10200 ≥ n

Tabelca 1. Czas trwania faz STARTU i LĄDOWANIA

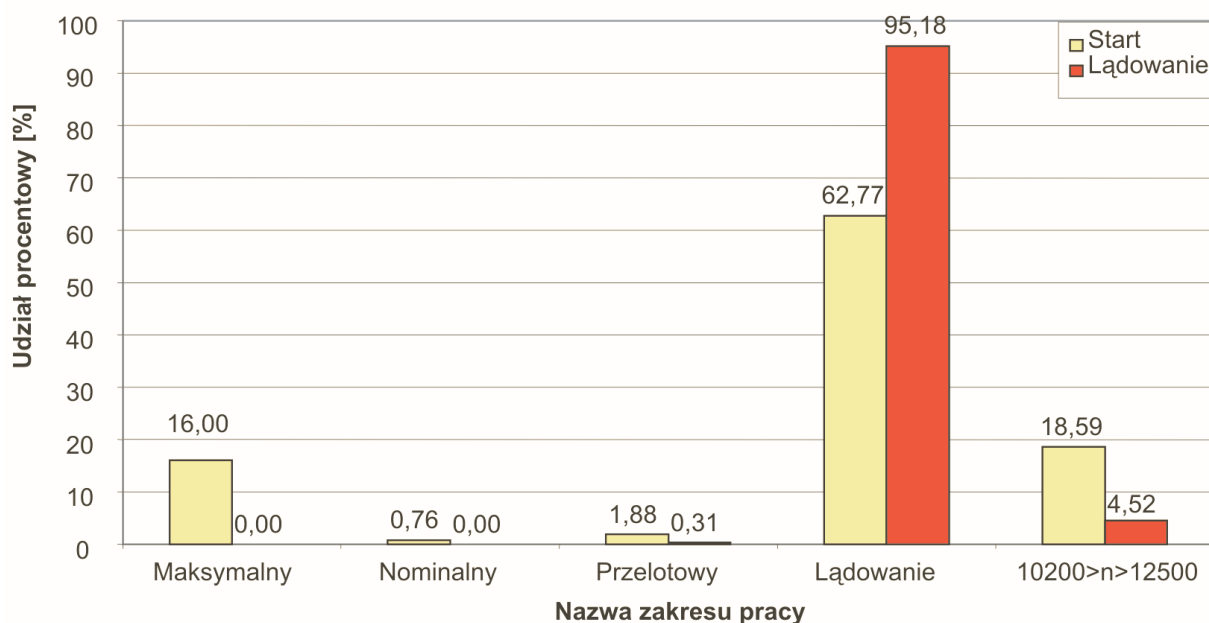
Table 1. Duration of phases: TAKE-OFF and LANDING

	START/TAKE-OFF [min:s]	LĄDOWANIE/LANDING [min:s]
Średni czas trwania/ The medium time duration	10:01	5:37
Maksymalny czas trwania/ The maximal time duration	16:38	6:55
Minimalny czas trwania/ The minimal time duration	6:25	4:06

In accordance to "TS-11 Flight manual" as the specific timeframes of engines' work, the following time periods were considered, as in Table 2.

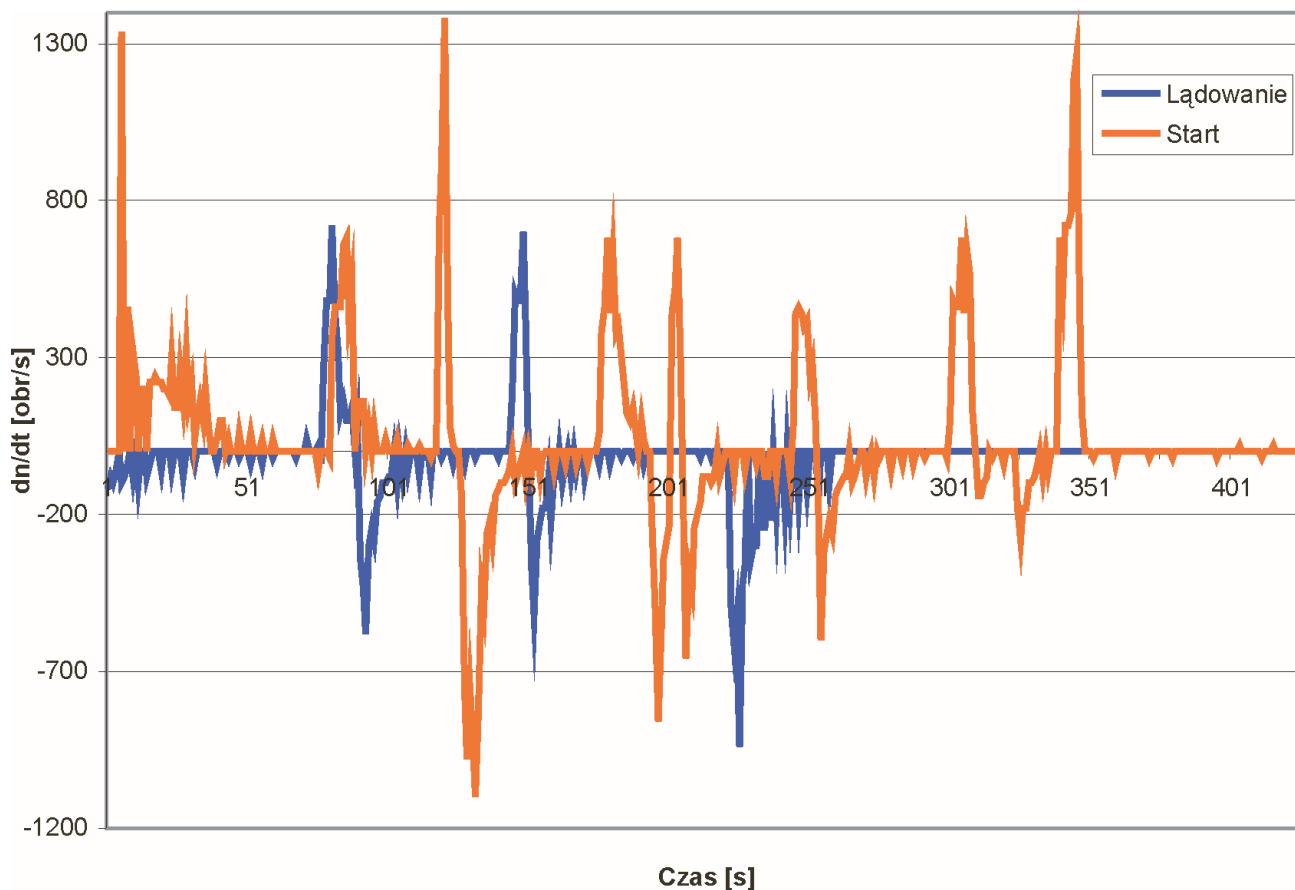
Fig. 3 depicts comparison of the mean value of time of engines' work for both phases of flight: START and LANDING.

The analysis of the mean time of work of SO-3 engine unit (acceleration, deceleration) for take-off and landing phases is depicted in pictures below: picture 4 – exemplary acceleration deceleration values, picture 5 – acceleration and deceleration percentage ratio for both phases of flight (time periods), picture 6 – acceleration and deceleration percentage ratio for both phases of flight (different acceleration-deceleration values).

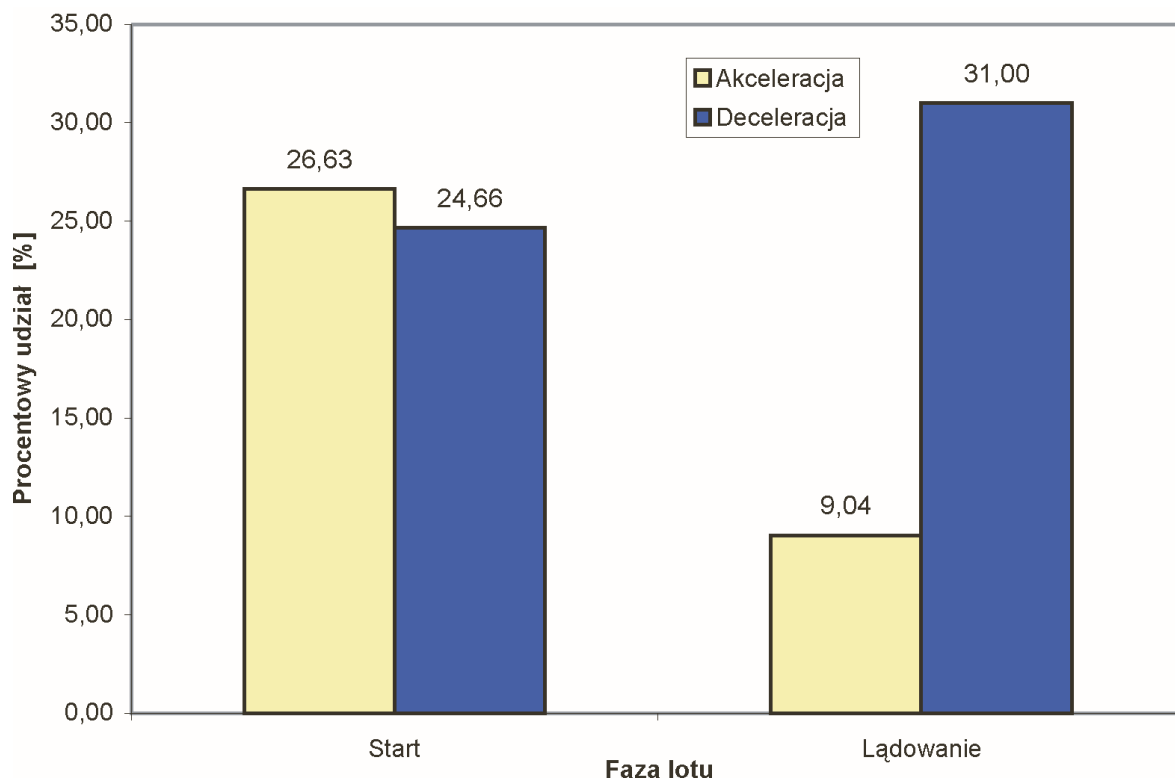


Rys. 3. Porównanie średniego czasu pracy zespołu napędowego SO-3 dla fazy STARTU i LĄDOWANIA i względnego udziału czasu trwania poszczególnych zakresów pracy

Fig. 3. The comparison of mean time of jet unit SO-3 work in different ranges of engine's work, both for TAKE-OFF phase and LANDING phases



Rys. 4. Przykładowe wartości akceleracji i deceleracji dla fazy STARTU i LĄDOWANIA
 Fig. 4. The exemplary values acceleration and deceleration for TAKE-OFF and LANDING phases



Rys. 5. Procentowe udziały czasu trwania akceleracji i deceleracji zespołu napędowego w zależności od fazy lotu
 Fig. 5. The percent participation of the acceleration's time and the deceleration's time depending on stage of flight

Analizę akceleracji oraz deceleracji zespołów napędowych podczas wykonywania startów i lądowań przedstawiają rysunki: 4 – przykładowe wartości akceleracji i deceleracji, 5 – procentowe udziały czasu trwania akceleracji i deceleracji, 6 – procentowe udziały różnych wartości akceleracji i deceleracji.

2. Założenia testów badawczych toksyczności spalin turbinowych silników odrzutowych (TSO)

Ze względu na gwałtowny rozwój komunikacji lotniczej istnieje realna potrzeba badań TSO w zakresie toksyczności ich spalin oraz monitoringu skażeń powietrza na lotniskach i obszarach do nich przylegających.

Pomiar toksyczności spalin silników spalinowych prowadzi się w oparciu o rejestrację stężenia objętościowego poszczególnych związków toksycznych. Jednak pomiar ten nie uwzględnia strumienia masy gazów wylotowych – daje tylko chwilową wartość stężenia i nie pozwala ocenić rzeczywistej ilości emitowanych związków toksycznych. Ocena taka możliwa jest z wykorzystaniem wielkości emisji godzinowej lub emisji jednostkowych (w odniesieniu do jednostki spalonego paliwa oraz w zależności od typu silnika: mocy lub ciągu silnika).

Powszechnie przyjęło się określać emisję związków toksycznych według określonego testu (cyklu) badawczego. Większość istniejących testów badawczych wykorzystywana jest głównie do nadawania certyfikatów lub homologacji. Przykładem są cykle badawcze określone normami EURO w przypadku silników trakcyjnych, czy też w przypadku silników okrętowych określone normą ISO 8178 [1–4].

Ze względu na wspomniany wyżej „certyfikacyjny” charakter testów badawczych ważnym czynnikiem jest ujedno-

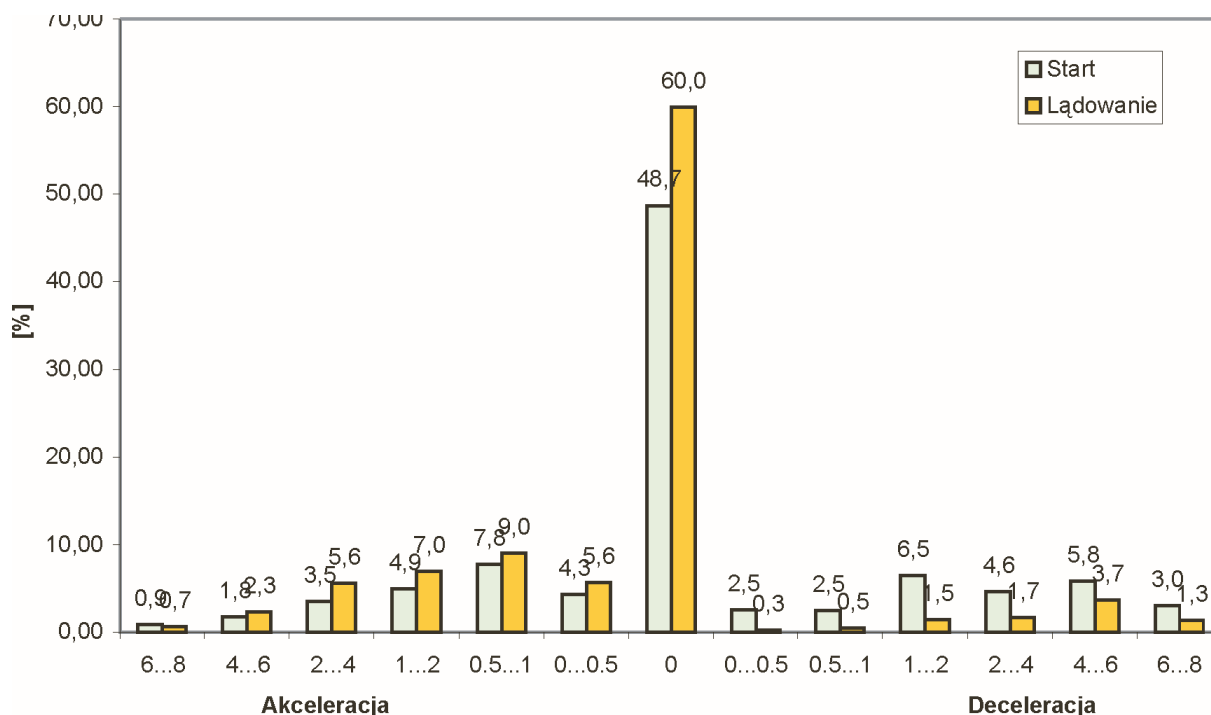
2. Assumptions of research tests of toxicity of jet turbine aircraft engines’ exhaust gases

Due to very intensive development of air communication, there is a strong need to carry on research activities as far as toxicity of exhaust gases is concerned. Monitoring of air pollution in airfield areas is also of vital importance.

Measurement of toxicity of exhaust gases of combustion engines are carried out on the basis of volume concentration assessment of individual toxic compounds. But this assessment does not take into account the volume of stream of exhaust gases – it gives only an instantaneous value of concentration and does not allow to estimate the real quantity of toxic substances. This kind of assessment can be developed when hourly or per-unit emission is considered (per unit of fuel consumed and depending on the engines’ type, it’s power and thrust).

Generally, toxic elements of exhaust gases emission is estimated on the basis of appropriate test/test cycle. Most of them are used for certification purposes. As an example we can take EURO standards for combustion, traction engines or ship engines standards defined in ISO 8178 [1, 2, 3, 4].

Due to the fact that most tests are used for “certification” purposes, they should be unified/standardized and should assure the same measurement quality. On the other hand they should reflect the real work environment (the engine built in fuselage, real speed and ceiling, weather conditions) and workload (jet engines’ thrust or rotary engine power). That is why when tests are developed, engine load characteristics and “time” load density is important and has to be taken into account. On their bases, engines’ work ranges are defined and ratio-factors for different phases of test can be estimated.



Rys. 6. Procentowe udziały różnych wartości akceleracji i deceleracji zespołu napędowego w zależności od fazy lotu
 Fig. 6. The percent participation of the different acceleration’s values and deceleration’s values depending on stage of flight

licenie w nich warunków pomiaru i takie ich skonstruowanie, aby oddawały rzeczywiste, typowe warunki pracy (silnik zabudowany na płatowiec, prędkość i wysokość lotu, warunki atmosferyczne) i obciążenia silników (ciąg turbiny odrzutowego TSO lub moc turbiny silnika śmigłowego/śmigłowego TSSm). Stąd też przy opracowaniu testów niezbędne są rozkłady obciążeń silników, czyli gęstości czasowe ich obciążenia. Na ich podstawie określa się charakterystyczne zakresy pracy silnika i współczynniki wagowe dla poszczególnych faz testu.

W przypadku silników lotniczych prowadzenie badań możliwe jest głównie na ziemi, gdzie nie ma możliwości zachowania typowych warunków pracy odnośnie prędkości i wysokości lotu; wynoszą one więc: $V = 0$ i $H = 0$. Warunki atmosferyczne (T_H i p_H) nie stanowią problemu – uzyskane wyniki testu można przedstawiać w warunkach zredukowanych: $T_H = 288$ K i $p_H = 1013$ hPa. W warunkach użytkowania na pokładzie statku powietrznego nie ma też możliwości bezpośredniego pomiaru ciągu (TSO), czy mocy (TSSm), obciążenie określa więc prędkość obrotowa turbiny odrzutowego TSO lub prędkość obrotowa silnika i wytwarzany moment obrotowy w przypadku silnika śmigłowego TSSm.

W wypadku, gdy rzeczywiste warunki pracy i obciążenia silnika odbiegają od sprecyzowanych w standardowym teście badawczym (np. określenie emisji związków toksycznych w wyizolowanym obszarze, w którym występuje charakterystyczna dla tego rejonu praca silnika) daje się zauważyć dążenie do opracowywania własnych testów [5–9].

W innej publikacji autorów [14] przedstawiono testy dla poszczególnych zadań lotniczych, takich jak: lot parą, atak celów naziemnych, lot do strefy. Wspomniane zadania w naturalny sposób obejmowały fazę startu i lądowania, jednakże z uwagi na potrzebę określenia emisji związków toksycznych na płaszczyźnie lotniska lub w jej bezpośrednim sąsiedztwie konieczne stało się zwrócenie szczególnej uwagi na te dwa procesy, jako główną przyczynę zanieczyszczeń atmosfery na wspomnianym obszarze. Testy opracowano zgodnie ze schematem przedstawionym na rys. 7.

Badania statystyczne rozkładów obciążeń wykonano dla 15 silników typu SO-3. Materiał źródłowy wykonanej analizy stanowiły dane zarejestrowane przez pokładowe rejestratory parametrów lotu i archiwizowane w Laboratorium Obiektywnej Kontroli Lotów. Do analizy wykorzystano komputerowy system deszyfracji parametrów lotu Thetys wykorzystywany przez WSOSP.

W oparciu o zebrany materiał założono proces stochastyczny obciążenia silnika opisany następującą przestrzenią stanów [11]:

(1)

gdzie $s_1 - s_{10}$ – stany pracy silnika w przedziałach prędkości obrotowej określone w tab. 3.

Dokładniejszą analizę procesu użytkowania silników w poszczególnych stanach obciążenia przeprowadzono na podstawie histogramów czasu przebywania silnika w tych stanach. Umożliwiło to poznanie najbardziej

In case of aircraft engines, researches can be carried on – basically on the ground – where no real environment can be depicted (speed, ceiling); so the values are: $V = 0$, $H = 0$. Weather conditions are not a problem (T_H and p_H) – obtained test results can be compared or converted into reference conditions: $T_H = 288$ K i $p_H = 1013$ hPa. For jet engines and rotary ones when working, there is no possibility to obtain direct thrust or power values – so workload is estimated on the basis of rotary turbine engine speed or the rotary moment for helicopter engines.

In case when real work conditions and engine load deviate from that ones defined in test specification (for example: toxic compound emission estimation in isolated time frame characteristic for the engine regime when the measurement is taken) development of own tests is growing [5, 6, 7, 8, 9].

In some other publications of authors [14] – tests for specific aviation tasks are described, e.g. pair flight, ground targets attack flight, flight to zone and the others. Tasks mentioned above in natural way include take-off and landing phases of flight and as such are vitally important for air pollution estimation at the airfield area and in its vicinities. Test was worked out in accordance to the algorithm depicted in Figure 7.

Statistical data researches of load histograms were performed for 15 type SO-3 engines. Source data that were analyzed have been taken from on-board recorders and archived in Objective Flight Control Laboratory. For analysis purposes, the system of decoding was used. System is designed and used by Polish Air Force Academy.

On the basis of data received the following stochastic process has been set-up (for engines' load) [11], shown in eq. (1)

where: $s_1 - s_{10}$ – the states of engine's work in rotational speed interval determinate in Table 3.

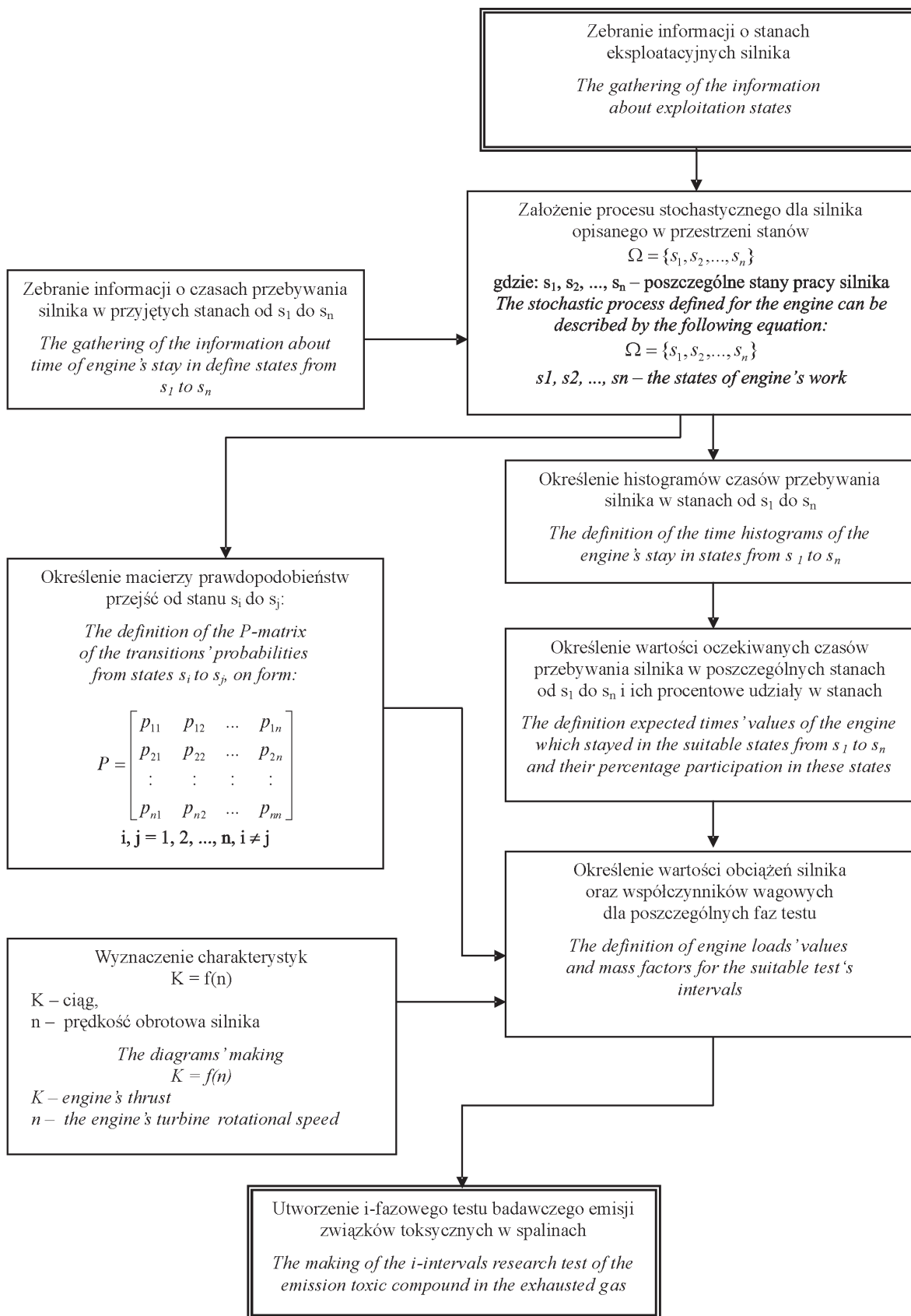
On the basis of time histograms for appropriate load regimes more detailed analysis was performed. It allowed to look into most characteristic loads for each particular interval.

The full process characteristics can be defined by development of P matrix for probability of transition factors (p_{ij} – probability of transition from state "i" to state "j") in a following form shown in eq. (2).

Tablica 3. Przedziały prędkości obrotowej silnika dla przyjętych stanów pracy

Table 3. The engine speed interval (in rpm) for different states of engine's work

s1 - n = 6900 min ⁻¹	s6 - n = (11000 - 12000) min ⁻¹
s2 - n = (6900 - 8000) min ⁻¹	s7 - n = (12000 - 13000) min ⁻¹
s3 - n = (8000 - 9000) min ⁻¹	s8 - n = (13000 - 14000) min ⁻¹
s4 - n = (9000 - 10000) min ⁻¹	s9 - n = (14000 - 15000) min ⁻¹
s5 - n = (10000 - 11000) min ⁻¹	s10 - n = (15000 - 15600] min ⁻¹



Rys. 7. Schemat procedury tworzenia testów badania toksyczności spalin silnika SO-3
 Fig. 7. The scheme of making the procedure of the toxic exhausted gas's research tests for the SO-3 engine

charakterystycznych obciążeń występujących w rozpatrywanych przedziałach.

Pełną charakterystykę procesu można otrzymać przez dodatkowe określenie macierzy P prawdopodobieństw przejść między stanami (p_{ij} – prawdopodobieństwo przejścia ze stanu „ i ” do stanu „ j ”) o postaci:

$$P = \begin{bmatrix} p_{11} & p_{12} & \dots & p_{110} \\ p_{21} & p_{22} & \dots & p_{210} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ p_{101} & p_{102} & \dots & p_{1010} \end{bmatrix} \quad (2)$$

W analizowanym okresie użytkowania silników typu SO-3 uzyskane parametry procesu: wartości oczekiwane czasów pracy silnika w odpowiednich stanach, estymatory prawdopodobieństw przejść ze stanu s_i do s_j (gdzie: $i, j = 1, 2, \dots, 10; i \neq j$) z uwagi na dużą liczbę obserwacji odpowiadają (z dostateczną dokładnością) parametrom teoretycznego procesu stochastycznego.

Każdy z powyższych przedziałów ($s_1 - s_{10}$) można traktować jako określony stan obciążenia silnika. Prowadząc jednakże analizę procentowego udziału czasu trwania zakresów pracy dla startu i lądowania (rys. 3) można zauważyć, że podczas tych procesów niektóre przedziały pracy są nieistotne z uwagi na ich niewielki udział procentowy w samym procesie. W przypadku startu ma to miejsce dla zakresu „Nominalny” (stan s_9) oraz stanów s_7 i s_8 , którym odpowiada obciążenie „Przelotowy”. Natomiast duży udział zarówno dla startu, jak i lądowania stanowi przedział opisany stanem s_6 – jest to zakres pracy silnika wykorzystywany podczas kołowania samolotu. W związku z tym dokonano grupowania tych przedziałów. Połączono stany s_7 i s_8 , którym odpowiada obciążenie „Przelotowy”. Dodatkowo do tak uzyskanego przedziału pracy silnika dołączono stan s_9 („Nominalny”). Nie zdecydowano się na pominięcie zakresów pracy („Przelotowy” i „Nominalny”) z uwagi na ich znaczny wpływ na emisję pomimo niewielkiego procentowego udziału w całym procesie, natomiast przy szczegółowej analizie nowopowstałego przedziału punkt ciężkości (wagę) skierowano na wyższe prędkości obrotowe silnika, co odpowiada większym emisjom. Stany s_6 („Lądowanie”) i s_{10} („Maksymalny”) pozostawiono bez zmian. Pominięto natomiast stany s_1 do s_4 , jako nieistotne w fazie startu i lądowania.

Takie podejście pozwoliło uzyskać test czterofazowy w przypadku startu i dwufazowy dla lądowania (znikomy udział obciążeń „Przelot” i „Maksymalny”). Dodatkowym argumentem za skróceniem testu był czynnik ekonomiczny, ponieważ 4 – 5-cio fazowe testy pozwalają znacznie skrócić badania i zmniejszyć ich koszt.

W związku z tymi zmianami stany pracy silnika przedstawiają się następująco:

$$\begin{aligned} p_1 &= s_5 - \text{„Lądowanie”}, n < 10000 \text{ min}^{-1}, \\ p_2 &= s_6 - \text{„Inne” („Kołowanie”)}, n = (10000-12000) \text{ min}^{-1}, \\ p_3 &= s_7 \cup s_8 \cup s_9 - \text{„Przelotowy”}, n = (12000-15000) \text{ min}^{-1}, \\ p_4 &= s_{10} - \text{„Maksymalny”}, n = (15000-15600) \text{ min}^{-1}. \end{aligned}$$

For the period of time when SO-3 engines were tested, the following parameters of the process were defined: value of expectancy of the engine in each load regime, probability estimators of transitions from state s_i to state s_j ($i, j = 1, 2, \dots, 10; i \neq j$). Due to the big number of data recorded, they firmly respond to parameters of theoretical stochastic process.

Each of range ($s_1 - s_{10}$) can be taken as a defined state of engines' load. Performing detailed percentage analysis, for the periods of time for start and landing (Fig. 3) it can be observed that for those work ranges, some intervals can be omitted (low percentage factor). For take-off it happens for the range “nominal” (s_9) and for s_7 and s_8 – “cross-country” regime. For “taxi” (appropriately s_6) – percentage is high. In accordance to that, some intervals have been grouped. s_7 and s_8 were put together. In addition s_9 interval “nominal” was added. Ranges “cross-country” and “nominal” were not removed due to the fact of their big influence on exhaust gas emission despite low percentage factor in entire process. Carrying out detailed analysis – for new formed range, the centre of “weight” was moved forward towards higher rotary speed – and as a result toward expanded emissions. Ranges s_6 (touchdown) and s_{10} (maximum) were not changed at all. Ranges s_1 to s_4 are removed – as insignificant for take-off and landing phases of flight.

This kind of approach led to 4-our phases tests for take-off and two phases test for touchdown. Additional factor that influenced approach defined below was economy, because 4-5 phases tests allow to shorten researches and lower their cost.

In accordance to that algorithm load ranges are as following:

$$\begin{aligned} p_1 &= s_5 - \text{„landing”}, n < 10000 \text{ min}^{-1}, \\ p_2 &= s_6 - \text{„the others” („taxi”)}, n = [10000-12000] \text{ min}^{-1}, \\ p_3 &= s_7 \cup s_8 \cup s_9 - \text{„overshoot”}, n = [12000-15000] \text{ min}^{-1}, \\ p_4 &= s_{10} - \text{„ maximum”}, n = [15000-15600] \text{ min}^{-1}. \end{aligned}$$

So the process characteristics and the matrix of transition probabilities from p_1, \dots, p_4 is as follows from eq. (3).

Tests that have been developed are described in form of tables or graphics and to perform comparative analysis, the best way is to use unitary emission parameter (for example $g/(kW \cdot h)$, $g/(N \cdot h)$, g/kg_{fuel}). Moreover, for tracking engines, for stationary the following coordinates are used: rotary engine speed, power of engine unit. The relative values are taken and “weight” coefficients for each phase together with load ranges histogram data. These kinds of graphics are prepared for jet engine in Fig. 8 (power replaced by thrust).

3. The research tests of toxic exhaust gas for take-off and landing phases of flight

Fig. 8 depicts proposal of 4-phases toxicity test of exhaust gas for SO-3 engine (TS-11 “Iskra”) for take-off and landing. Unitary emission is defined as follows from eq. (4) [1] where K_i – the thrust from the i -interval of cycle [N], u_i – the importance factor of the i -interval of cycle, n – the number of the cycle's intervals, E_i – the emission from the i -interval of cycle [g/h].

Charakterystyka procesu otrzymana przez określenie macierzy prawdopodobieństw przejść między stanami p_1, \dots, p_4 ma postać:

$$M = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} & m_{14} \\ m_{21} & m_{22} & m_{23} & m_{24} \\ m_{31} & m_{32} & m_{33} & m_{34} \\ m_{41} & m_{42} & m_{43} & m_{44} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Opracowane testy przedstawia się w tabelach lub w postaci graficznej, przy czym dla dalszych analiz porównawczych najkorzystniej jest emisję wyrazić jako emisję jednostkową (np. g/(kW·h), g/(N·h), g/kg_{pal}). Ponadto w przypadku silników trakcyjnych, dla testów stacjonarnych najczęstszy układ testu przedstawia się w układzie współrzędnych: prędkość obrotowa silnika – moc, opisując poszczególne wielkości testu wartościami względnymi oraz podając współczynniki wagi poszczególnych faz uwzględniające histogram czasów trwania obciążeń. Takie wykresy dla turbinowego silnika odrzutowego (TSO) przedstawiono na rysunku 8, na którym moc zastąpiono ciągiem K.

3. Testy badawcze toksyczności spalin dla fazy startu i lądowania

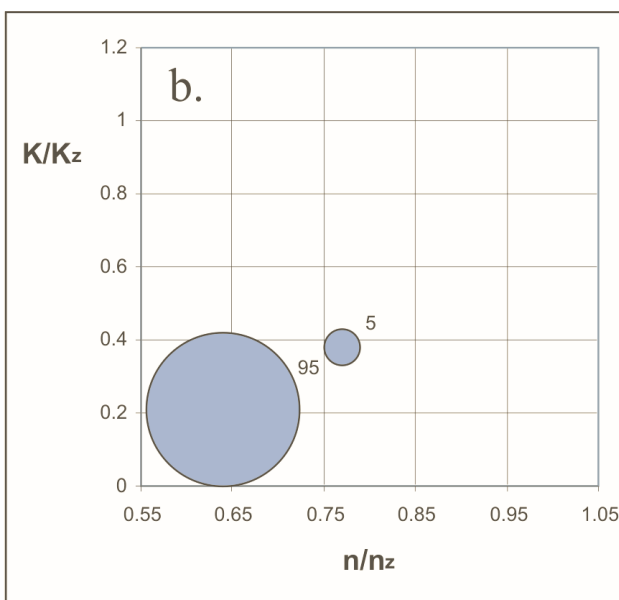
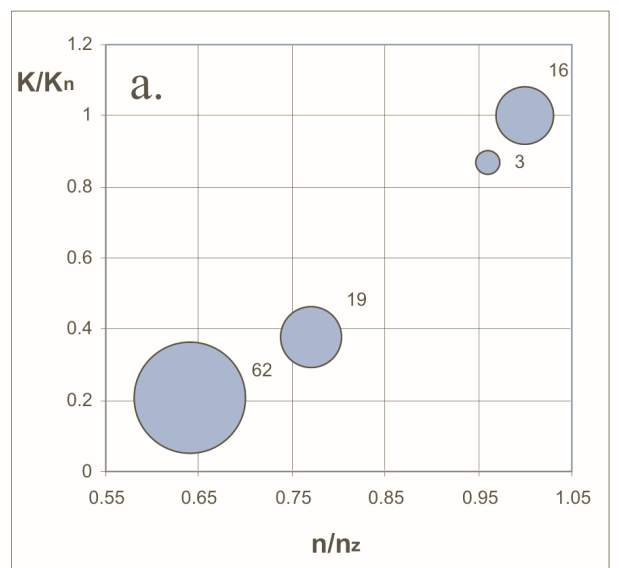
Na rysunku 8 przedstawiono propozycję 4-fazowego lotniczego testu toksyczności spalin silnika SO-3 samolotu TS-11 „Iskra” dla warunków startu i lądowania. Emisję jednostkową dla proponowanych testów określono w oparciu o zależność (4) [1]:

$$e_j = \frac{\sum_{i=1}^n E_{j,i} \cdot u_i}{\sum_{i=1}^n K_i \cdot u_i} \quad [\text{g}/(\text{N} \cdot \text{h})] \quad (4)$$

gdzie: K_i – ciąg z i -tej fazy cyklu [N], u_i – współczynnik wagowy i -tej fazy cyklu, n – liczba faz cyklu, E_i – emisja z i -tej fazy cyklu [g/h].

W obliczeniach wykorzystano wartości ciągu (po przeliczeniu do wielkości zredukowanych) i zużycia paliwa zmierzone podczas próby na hamowni dotyczące silników o numerach fabrycznych: 37 174 229 i 37 175 267 oraz dane emisji uzyskane z badań. Silniki nr 37 174 229 i nr 37 175 026 (badany na samolocie) to silniki bezpośrednio po remoncie, natomiast silniki nr 37 175 267 i nr 48 176 101 (badany na samolocie), to silniki ze zużytym normatywnym zasobem pracy (resursem). Emisję jednostkową dla tlenu węgla oraz węglowodorów przedstawiono na rys. 9 i 10. Nie rozpatrywano natomiast emisji tlenków azotu z uwagi na ich niewielkie stężenia (rzędu kilku ppm).

Analiza uzyskanych wyników wykazała najniższą emisję CO i HC dla zadania „Start”. Wynika to z faktu, że podczas realizacji tego zadania około 19% czasu pracy silnika przypada na obciążenia maksymalne i bliskie maksymalnych, a tym samym niewielki jest udział spalania niezupełnego

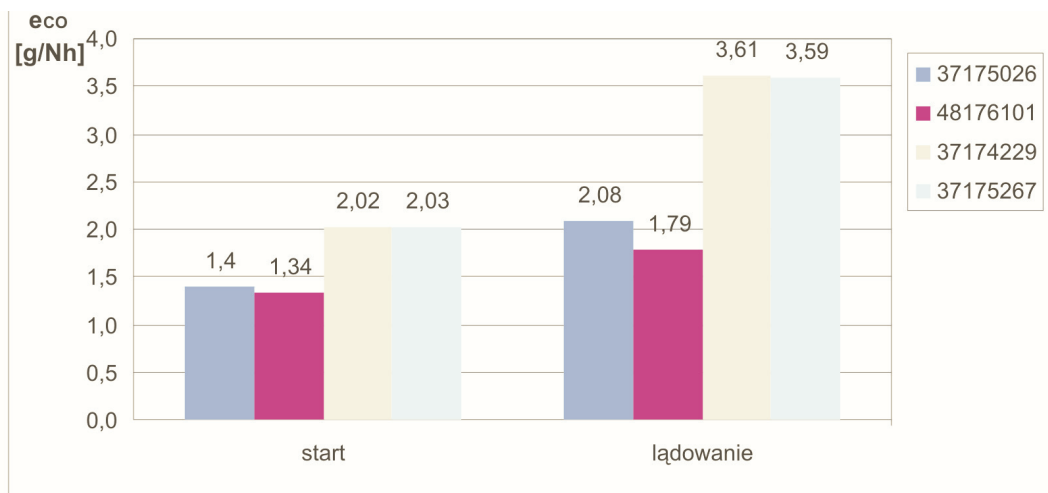


Rys. 8. Proponowany 4-fazowy test badawczy emisji związków toksycznych silnika SO-3 samolotu TS-11 „Iskra” dla warunków: a) „Start”, b) „Lądowanie”

Fig. 8. The proposal of 4-intervals research test of toxic exhausted gas for SO-3 engine from aircraft TS-11 “Iskra” for phases: a) “Take-off”, b) “Landing”

For computing purposes values of reduced sequence elements were taken together with fuel consumption parameter measured during engine tests at the test laboratory. Test and measurements were performed for following engines: No. 37174229 and No. 37175267. Engines No. 17174229 and No. 37175026 (built-in the aircraft) were repaired lately, while engines No. 37175 267 and No. 48176 101 gained service life limit. CO and HC emission is depicted in Fig. 9 and Fig. 10. Nitrogen oxides were not counted due to insignificant value of concentration (a few ppm).

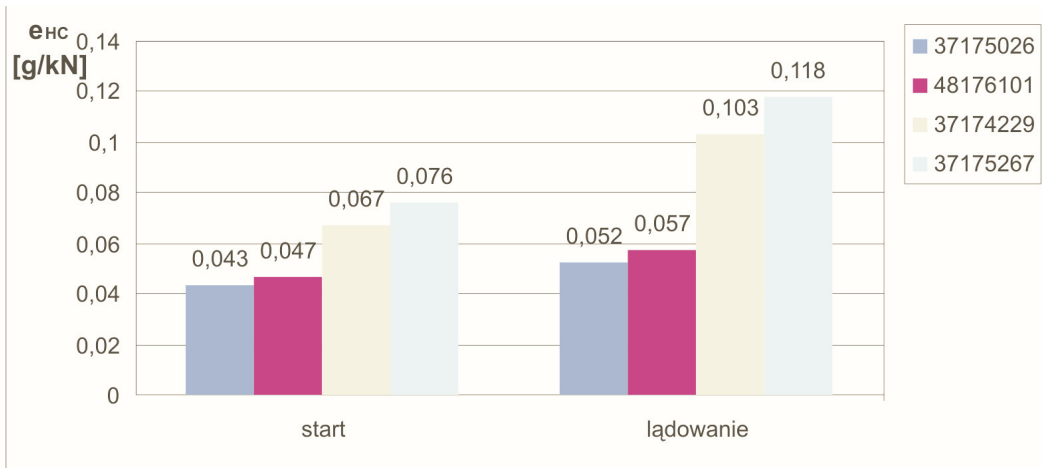
i niecałkowitego. Emisja tych gazów dla zadania „Lądowanie” jest nieznacznie wyższa. Tłumaczyć to można tym, że rozkład obciążeń podczas tego zadania charakteryzuje się znacznie większym udziałem mniejszych obciążeń co powoduje, że zarówno emisja CO, jak i HC realizowana w oparciu o test dla tego zadania jest większa niż w przypadku startu.



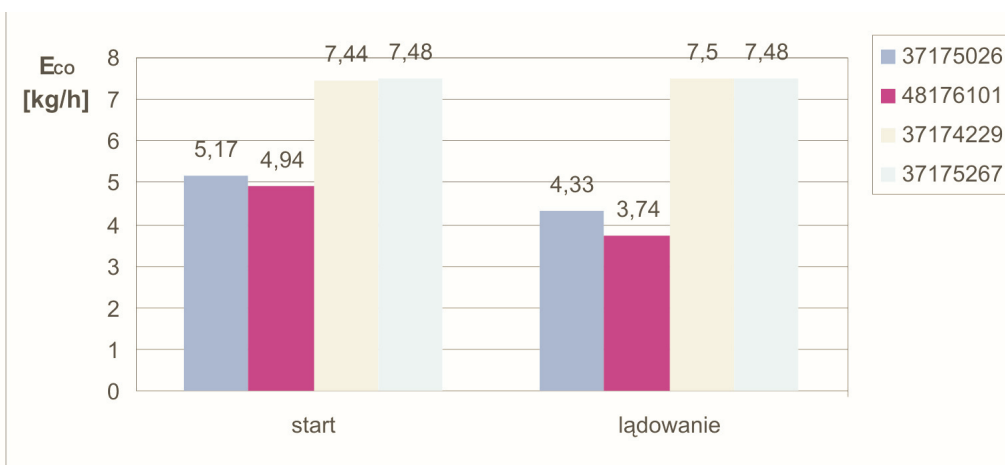
Rys. 9. Emisja jednostkowa tlenku węgla w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania
 Fig. 9. The carbon monoxide elementary emission in engines SO-3 for phase take-off and landing

Na wartości emisji przedstawionej w postaci emisji jednostkowej będzie bez wątpienia miało wpływ „tłumiące” od-

Analysis of data obtained during tests showed minimum emission of CO and HC for “Start” interval. This is a result



Rys. 10. Emisja jednostkowa węglowodorów w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania
 Fig. 10. The hydrocarbons emission in engines SO-3 for phase take-off and landing



Rys. 11. Emisja godzinowa tlenku węgla w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania
 Fig. 11. Hourly emission of carbon monoxide in SO-3 engines for take-off and landing phases

of the fact that within this timeframe, 19 % of engine load goes for maximum or close to maximum loads – so non complete burning phase is insignificant. For “landing” phase, emission is slightly bigger. It is easy to explain: load histogram includes much more lower loads and as a result CO and HC emissions for this phase of test is much bigger than for “Start” phase.

Value of emission described in unitary form is influenced by attenuation of thrust K in accordance to formula (4). Hourly emission is defined in eq. (5) where E_i – the emission from the i -interval of cycle [g/h], u_i – the importance factor of the i -interval of cycle, n – the number of the cycle’s intervals.

Test results show bigger differences of

działywanie ciągu K z zależności (4). Nie posiada tej cechy interpretacja wyników badań w postaci emisji godzinowej, którą oblicza się według zależności:

$$E_j = \sum_{i=1}^n E_{ji} \cdot u_i \quad [\text{g/h}] \quad (5)$$

gdzie: E_i – emisja z i -tej fazy cyklu [g/h], u_i – współczynnik wagowy i -tej fazy cyklu, n – liczba faz cyklu.

Uzyskane wyniki uwidaczniają większe różnice w emisji związków toksycznych pomiędzy poszczególnymi egzemplarzami silników. Niemniej jednak wnioskuje się o przyczynach rozbieżności pomiędzy emisją poszczególnych egzemplarzy musi być ograniczone ze względu na małą populację silników poddanych badaniom. Zmiany emisji godzinowej dla tlenku węgla oraz węglowodorów przedstawiono na rys. 11 i 12.

Ciekawym sposobem przedstawienia emisji związków toksycznych uzyskanej z testów badawczych jest przedstawienie jej w odniesieniu do masy zużytego paliwa. Konstrukcja testów jest analogiczna do przedstawionych wcześniej. Emisję wyrażoną w $[\text{g}/\text{kg}_{\text{pal}}]$ dla tlenku węgla oraz węglowodorów przedstawiono na rys. 13 i 14.

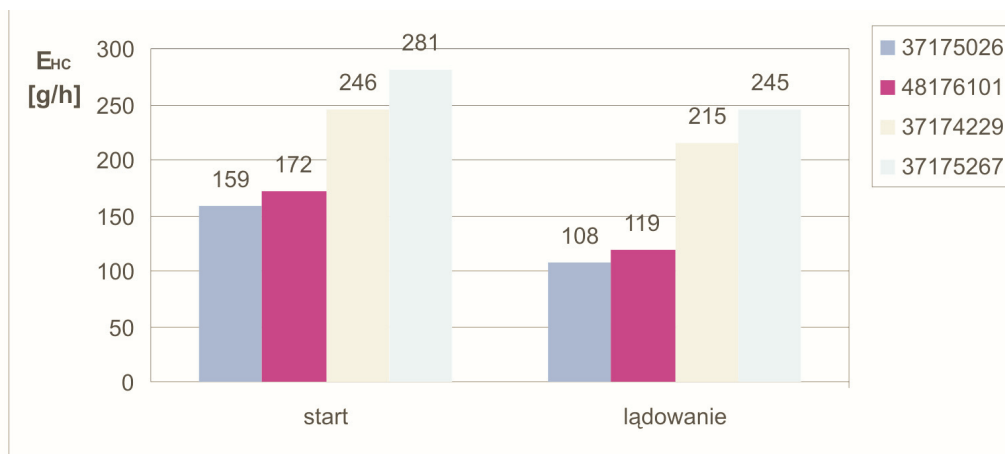
Interpretacja rysunków 13 i 14 jest podobna do sformułowanej już dla emisji jednostkowej wyrażonej w $[\text{g}/\text{N}\cdot\text{h}]$. Można jedynie zauważyć większe różnice pomiędzy zadaniem „Start” (przewaga wysokich zakresów pracy silnika – duże zużycie paliwa), a „Lądowaniem” (wymagającym tylko małych i średnich zakresów pracy).

3. Podsumowanie

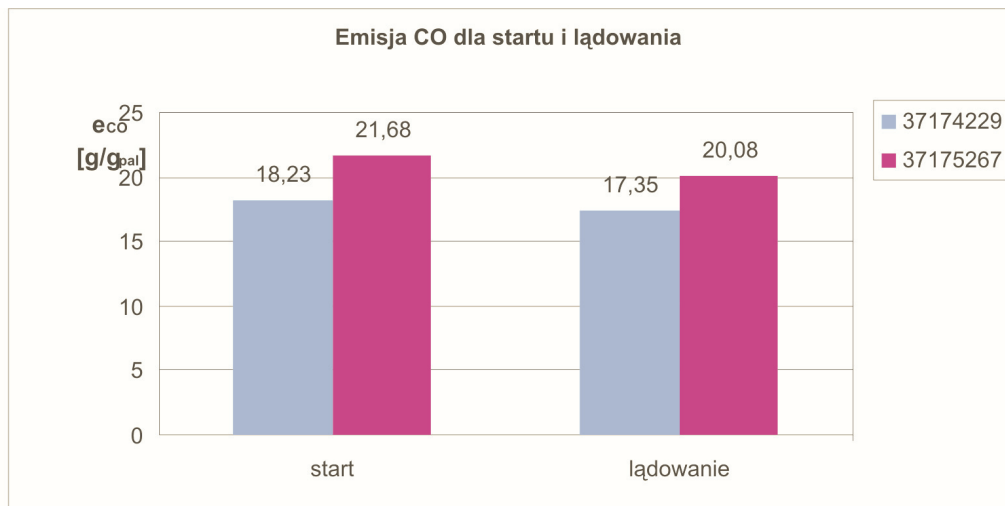
Przedstawiona w pracy metodyka opracowywania testów badawczych emisji związków toksycznych spalin TSO jest

emission parameters for different engines. But this factor can not be decisive due to the fact that the number of engines tested was limited. Hourly emission changes of CO and HC are depicted in Fig. 11 and Fig. 12.

An interesting way of analysis of toxic compounds is to perform it with detailed analysis of fuel consumption. Tests algorithms are similar to the previous ones. Emission counted in $[\text{g}/\text{kg}_{\text{fuel}}]$ for CO and for HC is depicted in Fig. 13 and Fig. 14.



Rys. 12. Emisja godzinowa węglowodorów w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania
 Fig. 12. Hourly emission of hydrocarbons in SO-3 engines for take-off and landing phases



Rys. 13. Emisja tlenku węgla z jednostki spalonego paliwa w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania
 Fig. 13. The carbon monoxide emission per unit of consumed fuel in SO-3 engines for take-off and landing phases

Interpretation of Fig. 13 and Fig. 14 is similar to that one for unitary emission. It is easy to notice bigger differences between “Start” and “Landing” phases.

4. Summary

The methodology of tests of toxic compounds of exhaust gases is a trial to develop unified method of environmental threat posed by turbine engines. This methodology allows

propozycją jednolitego ujęcia zagadnienia oceny zagrożenia, jakie stwarzają turbinowe silniki lotnicze dla środowiska. Metodyka ta daje możliwość uzyskiwania porównywalnych wyników dla różnych typów silników o odmiennych profilach emisji spalin. Przy opracowaniu testów zaproponowano uwzględnienie rzeczywistego rozkładu stanów pracy TSO, upodabniając tym samym możliwie blisko procedurę określania emisji do rzeczywistych warunków użytkowania

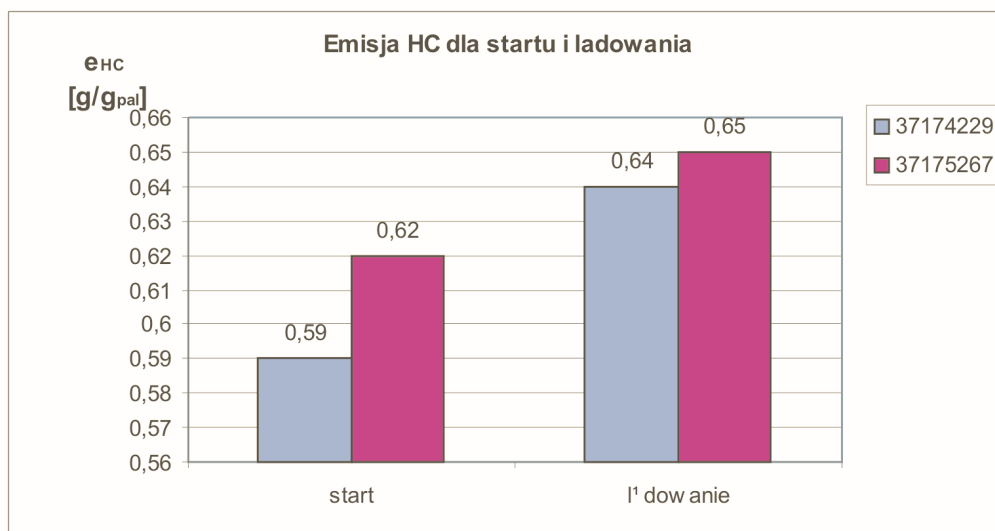
silników. Ponadto znajomość gęstości czasowych obciążeń silników podczas ich typowych zadań daje możliwość dowolnego kształtowania testu badawczego i dostosowywania do aktualnych potrzeb w zależności od zmiany zadań obiektu (statku powietrznego). Tak elastyczne podejście umożliwia nie tylko określenie warunków pomiaru, ale również wnioskowanie o aktualnej emisji i w dalszej kolejności sterowanie jej wielkością (planowanie) w zależności od przewidywanych obciążeń zespołów napędowych statków powietrznych. Proponowany test jest alternatywą dla „wzorcowego cyklu pomiarowego” (*Landing and Take-off*) zawartego w normach emisji spalin według ICAO.

Na podsumowanie przeprowadzonych badań można stwierdzić, że:

- uzyskane wyniki z zaproponowanych testów badawczych zależą przede wszystkim od konstrukcji samego testu, a zwłaszcza od współczynników wagi poszczególnych faz testu – dlatego też wyniki uzyskane według różnych przepisów są na ogół nieporównywalne;
- w mniejszym stopniu wyniki zależą od jednostki (miana) samej emisji;
- wnioskowanie o emisji indywidualnej poszczególnych silników na obecnym etapie musi być ostrożne z uwagi na skąpy materiał badawczy.

Zaproponowane testy uwzględniają fazę pracy na ziemi: praca na płaszczyźnie postoju samolotów, podczas kołowania, startów i lądowań. Takie podejście pozwala wnioskować o zagrożeniach pochodzących od związków toksycznych emitowanych przez TSO. Stanowi jednocześnie przesłankę do prognozowania rozkładu zanieczyszczeń na płycie lotniska i w jego pobliżu przy znanej gęstości czasowej wykorzystania statków powietrznych.

Artykuł recenzowany



Rys. 14. Emisja węglowodorów z jednostki spalonego paliwa w silnikach typu SO-3 dla startu i lądowania
Fig. 14. The hydrocarbons emission from unit of consumed fuel in engines SO-3 for phase take-off and landing

to get comparable test data for different engines with different emission profiles. Developing of tests involves real time engine load histogram analysis and as the result – data are very close to the real work environment for engines. Moreover, knowledge on time density of engine loads during typical regimes of work gives opportunity to shape tests for areas of special interests depending on tasks of an airship. This flexibility allows to shape not only measurements environment but also paves way to make some conclusions on emission values – farther on allows to control emission depending on engine units load. It is an alternative for “model measurement cycle” (*Landing and Take-off*) included in ICAO standards for exhaust gases emission.

Summarizing we can draw following conclusions:

- tests results depend mainly on test algorithm, especially on “weight” coefficients for each test phase – that is why test results are different for different tests;
- it is not decisive what units we use to describe emission parameters;
- individual approach for each engine type emission has to be estimated in a very cautiously manner – research material is still not sufficient.

Proposed tests take into account phase of engines’ work at the airfield: parking area, taxi ways, take-off and landing. This kind of approach allows to draw conclusions on threat posed by toxic compounds of exhaust gases of turbine engines on environment. It is also a kind of premise to predict pollution histogram at the airfield and in it’s vicinities when air traffic and it’s time density is known.

Skróty i oznaczenia/Abbreviation and Nomenclature

ICAO	Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego / <i>International Civil Aviation Organisation</i>	TSO	turbinowy silnik odrzutowy / <i>jet turbine engine</i>
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i>	TSSm	turbinowy silnik śmigłowiec/śmigłowy / <i>propeller engine</i>
LTO	lądowanie i start / <i>Landing and Take-Off</i>	WSOSP	Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych / <i>The Air Force Academy</i>

Literatura/Bibliography

- [1] Merkisz J.: Ekologiczne problemy silników spalinowych. Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań 1999.
- [2] Mazurek S., Merkisz J.: Pokładowe systemy diagnostyczne pojazdów samochodowych – podstawowe cele i wymagania normy OBD II. Journal of KONES'99, Warszawa-Kraków 1999.
- [3] Mazurek S., Merkisz J.: Podstawowe procedury diagnostyczne i strategię decyzyjne systemu OBD II. Journal of KONES'99, Warszawa-Kraków 1999.
- [4] ISO 8178-4:1996, Reciprocating internal combustion engines – Exhaust emission measurement – Part 4: Test cycles for different engine applications.
- [5] Bergier T., Piaseczny L.: Zakres i warunki badań emisji związków toksycznych w spalinach silników tłokowych napędu głównego. Zeszyty Naukowe AMW, Nr 2, Gdynia 1998.
- [6] Kniżewicz T.: Metodyka pomiaru emisji związków toksycznych w gazach wylotowych tłokowych silników spalinowych okrętów wojennych i wpływ wybranych wielkości regulacyjnych na ich poziom. Praca doktorska, AMW, Gdynia 1999.
- [7] Merkisz J., Piaseczny L.: Problemy badań emisji związków toksycznych w spalinach silników ZS okrętów wojennych. Materiały III Sympozjum: Silniki spalinowe w zastosowaniach wojskowych SILWOJ'97, Jurata 1997.
- [8] Stapersma D., Knoll H.: Emission Research for Royal Netherlands Navy. Royal Netherlands Naval College, Den Helder 1996.
- [9] Zadrąg R.: Wpływ zmian szczelności zespołu tłokowo-cylindrowego okrętowego silnika spalinowego na emisję związków toksycznych. Praca doktorska, AMW, Gdynia 2001.
- [10] Rypulak A.: Widma obciążeń turbinowego silnika odrzutowego SO-3 w trakcie realizacji misji lotniczych. Praca niepublikowana zrealizowana w ramach projektu badawczego Nr OT00C00921.
- [11] Bobrowski D.: Maćkowiak-Lybacka K.: Wybrane metody wnioskowania statystycznego. Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań 1988.
- [12] Barski R.: Metoda opracowania uproszczonego testu badawczego silników o zapłonie samoczynnym. Rozprawa doktorska. Politechnika Poznańska, 1999.
- [13] Normy emisji spalin według CIAO.
- [14] Kotlarz W., Merkisz J., Orkisz M., Piaseczny L., Zadrąg R.: Testy toksyczności spalin lotniczego turbinowego zespołu spalinowego. Journal of KONES, Warszawa 2003.

Dr inż. Wojciech Kotlarz – adiunkt na Wydziale Lotnictwa Wyższej Szkoły Oficerskiej Sił Powietrznych w Dęblinie.

Mr Wojciech Kotlarz PhD. MEng. – doctor in the Faculty of Aviation Department of Dęblin Airforce Academy.



Dr inż. Andrzej Rypulak – adiunkt na Wydziale Lotnictwa Wyższej Szkoły Oficerskiej Sił Powietrznych w Dęblinie.

Mr Andrzej Rypulak PhD. MEng. – doctor in the Faculty of Aviation Department of Dęblin Airforce Academy.



Prof. dr hab. inż. Leszek Piaseczny – Akademia Marynarki Wojennej, Wydział Mechaniczno-Elektryczny, Gdynia.

Prof. Leszek Piaseczny DSc. PhD. MEng. – Naval University of Gdynia, Mechanical-Electric Faculty, Poland.



Dr inż. Zdzisław Zadrąg – Akademia Marynarki Wojennej, Wydział Mechaniczno-Elektryczny, Gdynia.

Mr Zdzisław Zadrąg PhD. MEng. – Naval University of Gdynia, Mechanical-Electric Faculty, Poland.

