

INVESTIGATION OF SUSCEPTIBILITY TO ICING OF AIRCRAFT PISTON ENGINE ROTAX 447 UL SDCI

Ryszard Chachurski

Military University of Technology, Faculty of Mechatronics
ul. Gen. Sylwestra Kaliskiego 2, 00-908 Warszawa 49, Poland
tel.: +48 22 6837664, fax: +48 22 6839318
(¹) e-mail: Ryszard.Chachurski@wat.edu.pl

Abstract

Icing of aircrafts and their powerplants is essential danger for safety of flights and is at the bottom of many more or less serious aviation incidents and accidents in Poland and worldwide. Icing of induction systems of aircraft piston engines is caused by water contained in the air, by vapour of water contained in the air and by fuel vaporising. Experimental investigations of the temperature changing in characteristic points of induction systems of piston engine Rotax 447 UL SDCI equipped with slide carburettor BING 54/36, which have been made in the Institute of Aviation Technology of Military University of Technology, show that these temperatures strongly depend on the inlet flow conditions and are significantly below the ambient air temperature. Results of measurements, which have been made in different conditions, show that the temperature in induction systems may drop up to 16-31°C compared to the external air temperature. This high temperature drop is caused mainly by process of vaporising fuel sprayed to the carburettor. Effects of acceleration of the air in the carburettor Venturi or between the throttle and carburettor walls are minor. Similar results have been obtained for the carburettor Walbro WB-37 with butterfly throttle and for the carburettor CVK-50 with variable Venturi and butterfly throttle. No induction icing has been observed, despite severe icing potential appropriate icing risk diagram.

Keywords: aviation, powerplants, piston engines, safety of flights, induction icing

BADANIA PODATNOŚCI NA OBLODZENIE LOTNICZEGO SILNIKA TŁOKOWEGO ROTAX 447 UL SDCI

Streszczenie

Oblodzenie statków powietrznych i ich zespołów napędowych stanowi istotne zagrożenie dla bezpieczeństwa lotów i jest przyczyną wielu bardziej lub mniej zdarzeń i wypadków lotniczych w Polsce i na świecie. Oblodzenie układów dolotowych lotniczych silników tłokowych jest wynikiem oddziaływania wody i pary wodnej zawartej w powietrzu atmosferycznym oraz, przede wszystkim, odparowywania paliwa. Przeprowadzone w Instytucie Techniki Lotniczej Wojskowej Akademii Technicznej badania rozkładu temperatury w charakterystycznych punktach układu dolotowego silnika tłokowego Rotax 447 UL SDCI wyposażonego w gaźnik BING 54/36 z przepustnicą tłokową pokazały, że temperatury te są znacznie niższe od temperatury otoczenia. Wyniki pomiarów przeprowadzanych w różnych warunkach pokazują, że temperatura w układzie dolotowym tego silnika spada o 16-31°C w stosunku do temperatury powietrza. Tak duży spadek temperatury jest przede wszystkim wynikiem odparowywania paliwa zasysanego z rozpylaczy do kanału przepływowego gaźnika. Wpływ przyspieszania strumienia powietrza w gardzieli gaźnika i między ściankami przepustnicy a ściankami kanału przepływowego jest znacznie mniejszy. Podobne wyniki uzyskano dla innych przebadanych gaźników: Walbro WB-37 z przepustnicą uchylną i podciśnieniowego gaźnika CVK-50. W trakcie badań nie zaobserwowano objawów oblodzenia układu dolotowego silnika, mimo, iż zgodnie z diagramem służącym do określania zagrożenia oblodzeniem, warunki były sprzyjające.

Słowa kluczowe: lotnictwo, zespoły napędowe, silniki tłokowe, bezpieczeństwo lotów, oblodzenie układów dolotowych

1. Wstęp

Oblodzenie układów dolotowych lotniczych silników tłokowych może ma trzy podstawowe źródła [2, 3, 4, 7, 8, 9, 10, 11], którymi są:

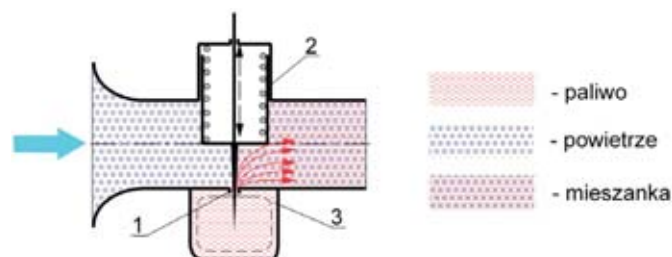
Woda zawarta w powietrzu – oblodzenie pojawia się w wyniku oddziaływania strumienia wilgotnego powietrza, jeśli temperatura otoczenia lub statku powietrznego wynosi od 0°C do 5°C lub jest niższa. Strumień wilgotnego powietrza uderzający w elementy układu dolotowego silnika tłokowego powoduje ich chłodzenie i zamarzanie na nich zawartych w powietrzu krople wody. Lód może tworzyć się na chwytach powietrza, ekranach zamontowanych we wlotach, ściankach układu dolotowego, filtrach powietrza, elementach zaworów powietrza doprowadzanego z chwytów dodatkowych oraz na przegrodach wewnątrz kanałów dolotowych. Szczególnie zagrożenie tym rodzajem oblodzenia występuje podczas opadów śniegu, deszczu ze śniegiem, lotu w chmurach oraz podczas deszczu przy temperaturach otoczenia w granicach 0°C zwłaszcza, jeśli lód jest widoczny na szybach kabiny lub elementach płatowca. Największą prędkość narastania warstwy lodu obserwuje się w temperaturze około -4°C, w której przechłodzone krople wody w powietrzu znajdują w stanie półpłynnym.

Para wodna zawarta w powietrzu – oblodzenie (zwane również oblodzeniem gaźnika lub przepustnicy) może pojawiać się nawet przy stosunkowo wysokich temperaturach powietrza w warunkach częściowego otwarcia przepustnicy, typowego dla zakresów pracy silnika zbliżonych do biegu jałowego i dla małych otwarć przepustnicy odpowiadających podczas lotu fazie zniżania lub przelotu. Jest ono wynikiem kondensacji i zamarzania pary wodnej zawartej w powietrzu wskutek obniżania się temperatury w gardzieli gaźnika oraz przestrzeni między krawędziami przepustnicy a ściankami kanału przepływowego gaźnika. Lód pojawia się w gardzieli gaźnika i bezpośrednio za nią, a także bezpośrednio na przepustnicy i ściankach kanału dolotowego w jej pobliżu wskutek zwiększenia prędkości przepływu czynnika roboczego, spadku jego ciśnienia i temperatury. Prędkość narastania warstwy lodu zależy w tym wypadku od wilgotności powietrza i wielkości otwarcia przepustnicy, przy czym dłuższa praca silnika w takich warunkach grozi całkowitym zdlawieniem przepływu powietrza i zgaśnięciem silnika. Do powstania oblodzenia, którego źródłem jest para wodna znajdująca się w powietrzu nie jest konieczne występowanie widocznej wilgoci w powietrzu (np. w postaci chmur, opadów itp.).

Parujące paliwo – oblodzenie jest wynikiem obniżania temperatury mieszanki paliwowo-powietrznej do temperatury zamarzania wody w wyniku pobierania ciepła koniecznego do odparowania paliwa od strumienia przepływającego powietrza i ścianek kanału przepływowego. W silnikach gaźnikowych pojawia się zwykle jednocześnie z oblodzeniem przepustnicy. Lód osadza się na elementach gaźnika (np. na przepustnicy) i kolektora dolotowego znajdujących się za rozpylaczem paliwa. Możliwość znacznego obniżania się temperatury wewnątrz kanału dolotowego silników tłokowych na skutek odparowywania paliwa potwierdza szereg badań prowadzonych nie tylko dla silników lotniczych, ale i samochodowych czy motocyklowych [36, 37, 42, 66, 73, 86]. Całkowite odparowanie benzyny w układzie dolotowym silnika pracującego na mieszance ubogiej ($\alpha=1$) obniża temperaturę mieszanki o ok. 17...20°C, natomiast dla mieszanki bogatej ($\alpha=0,6$) spadek jej temperatury w wyniku odparowania benzyny wynosi około 30°C. W praktyce całkowite odparowanie mieszanki wymaga wysokich temperatur powietrza, więc w kanale dolotowym zwykle nie zachodzi całkowite odparowanie mieszanki, więc spadki temperatur są niższe [98]. Oblodzenie będące wynikiem odparowania paliwa jest największym zagrożeniem w silnikach wyposażonych w gaźniki pływakowe, w których rozpylacze paliwa są z reguły usytuowane przed przepustnicą, a mniejszym w silnikach z gaźnikami przeponowymi, ponieważ w nich często rozpylacze paliwa umieszcza się za przepustnicą. W silnikach z wtryskiem bezpośrednim oraz z gaźnikiem umieszczonym za sprężarką doładowującą ten rodzaj oblodzenia nie występuje. W silnikach z wtryskiem niskociśnieniowym, chociaż zwykle w punkcie kanału dolotowego, w którym jest on realizowany zachodzi ogrzewanie ścianek kanału w wyniku przejmowania ciepła od cylindrów silnika, ten rodzaj oblodzenia może pojawić podczas rozruchu wystudzonego silnika w warunkach zimowych.

2. Układ dolotowy silnika Rotax 447 UL SDCI

W badaniach wykorzystany został dwusuwowy dwucylindrowy silnik tłokowy Rotax 447 UL SDCI stosowany do napędu motolotni oraz samolotów ultralekkich. Wyposażony jest on w nieskomplikowany układ dolotowy z gaźnikiem BING 54/36. Gaźnik za pośrednictwem gumowej tulei przejściowej i opasek zaciskowych przymocowany jest do kolektora dolotowego. Przed gaźnikiem przy pomocy opaski zaciskowej zamontowany jest filtr powietrza. Gaźnik typu BING 54 jest gaźnikiem pływakowym z przepustnicą tłokową - tego rodzaju gaźniki stosowane są w wielu silnikach eksploatowanych w ultralekkich samolotach i śmigłowcach, motolotniach i paralotniach z napędem. Gaźniki te pod względem budowy i zasady działania zbliżone są do gaźników stosowanych w motocyklach (rys. 1).



Rys. 1. Schemat budowy gaźnika BING 54: 1 – iglica, 2 – przepustnica tłokowa, 3 – komora pływakowa
Fig. 1. A scheme of the BING 54 carburettor: 1 – jet needle, 2 – throttle slide, 3 – float chamber

Umieszczenie komory pływakowej centralnie poniżej gardzieli gaźnika zapewnia jego prawidłową pracę w szerokim zakresie kątów przechylenia lub pochylenia samolotu czy też motolotni.

W trakcie działania silnika podczas suwu ssania na skutek podciśnienia występującego wewnątrz cylindra następuje zasysanie powietrza atmosferycznego do gardzieli gaźnika przez tłok poruszający się w cylindrze silnika. W tym czasie w gardzieli gaźnika, na skutek przewężenia, dochodzi do wzrostu prędkości przepływu powietrza, jak również do spadku ciśnienia (pojawia się podciśnienie). Różnica ciśnień pomiędzy gardzielą gaźnika a komorą pływakową powoduje zasysanie paliwa z komory pływakowej i jego mieszanie z przepływającym powietrzem w komorze zmieszania gaźnika. W komorze tej rozpoczyna się proces odparowywania paliwa, który przebiega także w kolektorze dolotowym i kończy się w cylindrze, gdzie dochodzi do spalania mieszanki. Ilość paliwa wypływająca z komory pływakowej poprzez rozpylacz zależy od wartości podciśnienia w gardzieli gaźnika (im większe podciśnienie w gardzieli tym ilość zasysanego paliwa wzrasta), natomiast ilość zasysanej do cylindra mieszanki zależy od pola przekroju poprzecznego gardzieli gaźnika, które jest zmieniane poprzez unoszenie lub opuszczanie przepustnicy tłokowej przez pilota za pośrednictwem cięgna (linki Bowdena) poprzez zmianę położenia kąтового dźwigni sterowania silnikiem (manetki gazu). Opuszczanie tłoka przepustnicy wspomagane jest działaniem sprężyny powrotnej. Wraz ze zmianą pola przekroju poprzecznego gardzieli wywołaną przemieszczaniem przepustnicy tłokowej zmienia się także ilość paliwa wypływającego z rozpylacza wskutek zmiany pola przekroju poprzecznego dyszy paliwowej regulowanej poprzez wysuwanie lub wsuwanie (zgodnie z kierunkiem ruchu przepustnicy) iglicy profilowanej zamocowanej do dolnej części przepustnicy. Gaźnik jest ponadto wyposażony w układ rozruchowy (tzw. ssanie) oraz ma możliwość regulacji składu mieszanki [1, 5].

W układzie dolotowym silnika Rotax 447 UL SDCI zastosowany jest powierzchniowy filtr powietrza w kształcie stożka ściętego firmy Rotax. Dwuczęściowy, wykonany ze stopu aluminium kolektor dolotowy zapewnia rozdzielanie mieszanki utworzonej w gaźniku do dwu cylindrów silnika. Przekrój poprzeczny kanału przepływowego przedniej części kolektora ma kształt koła, natomiast w części, w której następuje rozdzielanie mieszanki przyjmuje on kształt prostokąta z zaokrąglonymi rogami.

3. Układ pomiarowy

Badany silnik zamontowany został na podwoziu zbudowanym na bazie klasycznego dwumiejscowego wózka do motolotni (rys. 2).

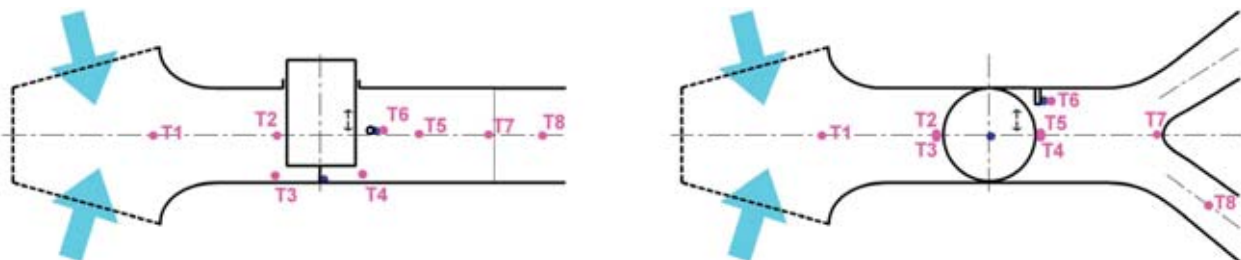


Rys. 2. Widok stanowiska pomiarowego
Fig. 2. A view of a research stand

Stanowisko wyposażone zostało w pełny zestaw przyrządów kontroli parametrów pracy przewidziany dla Rotax 447 UL SDCI, tj. obrotomierz, układ pomiaru temperatury głowic cylindrów, układ pomiaru temperatury spalin z obu cylindrów, licznik godzin pracy oraz wskaźnik napięcia akumulatora. W trakcie badań rejestrowano ponadto sygnały z termoelementów typu TP-201K-1b-600-2,5 firmy Czaki Thermo-Product rozmieszczonych w charakterystycznych punktach układu dolotowego silnika. Początkowe rozmieszczenie punktów pomiarowych było następujące (rys. 3):

- na wlocie do gaźnika wewnątrz filtru powietrza (T1),
- w osi kanału przepływowego gaźnika przed przepustnicą (T2),
- w dolnej części kanału przepływowego gaźnika przed przepustnicą (T3),
- w dolnej części kanału przepływowego gaźnika za przepustnicą (T4),
- w osi kanału przepływowego gaźnika za przepustnicą (T5),
- z boku kanału przepływowego gaźnika za dodatkowym rozpylaczem paliwa (T6),
- w pobliżu ścianki kolektora dolotowego w miejscu rozdziału strumienia mieszanki do cylindrów (T7),
- w osi jednego kanału przepływowego kolektora dolotowego doprowadzającego mieszankę do jednego z cylindrów (T8).

Rozmieszczenie termoelementów było w trakcie kolejnych pomiarów nieco modyfikowane na podstawie analiz wyników wcześniejszych badań.

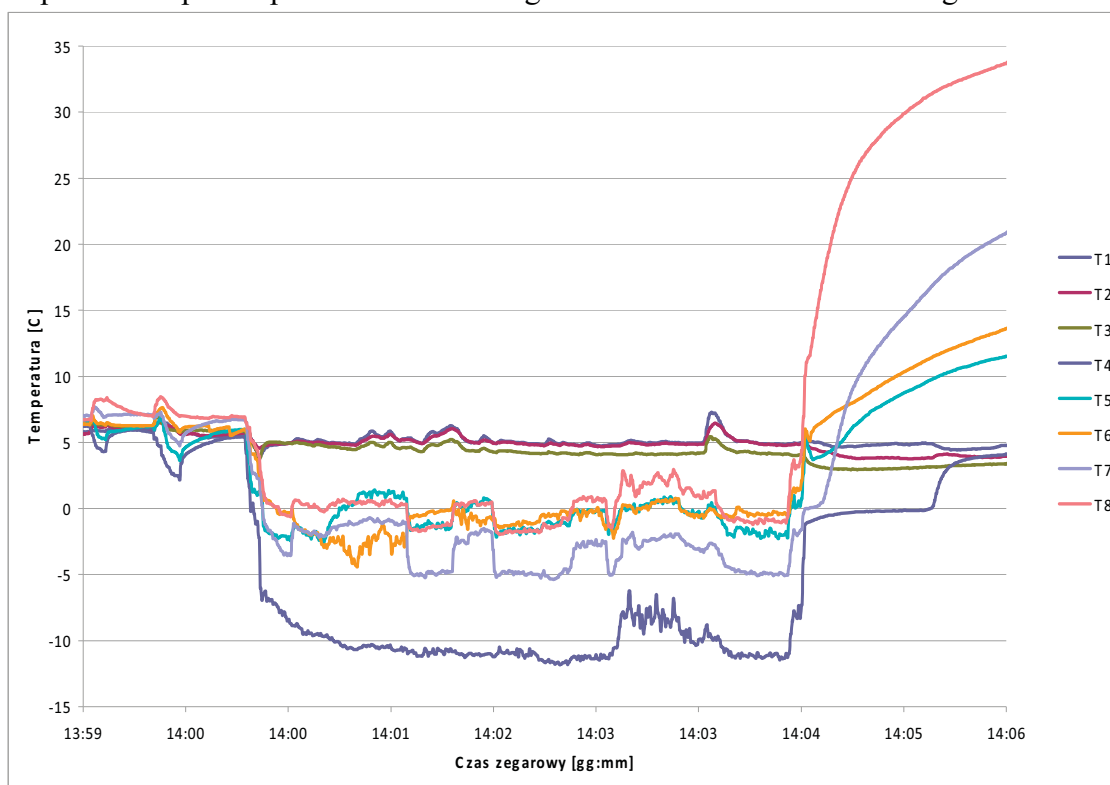


Rys. 3. Rozmieszczenie punktów pomiarowych w układzie dolotowym silnika
Fig. 3. A distribution of measurement points in an induction system

Do rejestracji tych sygnałów z termoelementów wykorzystano rejestrator składający się z modułu podstawowego NI DAQmx 9172 oraz dwu lub trzech kart pomiarowych NI 9211 firmy National Instruments. Pojedyncza karta NI 9211 pozwala na rejestrację 4 sygnałów z rozdzielczością 24 bitów w zakresie ± 80 mV z maksymalną szybkością próbkowania 14 Hz. W przypadku używania większej liczby kanałów częstotliwość próbkowania ulega odpowiedniemu zmniejszeniu.

4. Wyniki pomiarów

W trakcie badań prowadzonych w różnych warunkach pogodowych wykonano szereg pomiarów, których przykładowe wyniki zaprezentowano na rys. 4-6. Analiza wyników badań z dnia 17 marca 2008 r. (temperatura otoczenia $+5^{\circ}\text{C}$, ciśnienie 984 hPa, wilgotność względna 88%) pokazuje, że bezpośrednio po uruchomieniu silnika nastąpił znaczny spadek temperatur mierzonych w punktach pomiarowych rozmieszczonych za przepustnicą (T4-T8), przy czym szczególnie duży był on w punkcie pomiarowym nr 4 (rys. 4). Temperatura w tym miejscu, dla silnika pracującego z prędkościami obrotowymi do 3000 obr/min, spadła w stosunku do temperatury otoczenia o $16,8^{\circ}\text{C}$. Tak duży spadek temperatury jest przede wszystkim wynikiem odparowywania w tym obszarze paliwa podawanego przez rozpylacz umieszczony po łoku przepustnicy [4, 6]. Także zmniejszenie temperatury w innych punktach pomiarowych usytuowanych za przepustnicą (T5-T8) jest efektem odparowywania paliwa, które w trakcie tego procesu pobiera ciepło od powietrza i ścianek gaźnika oraz kolektora dolotowego.

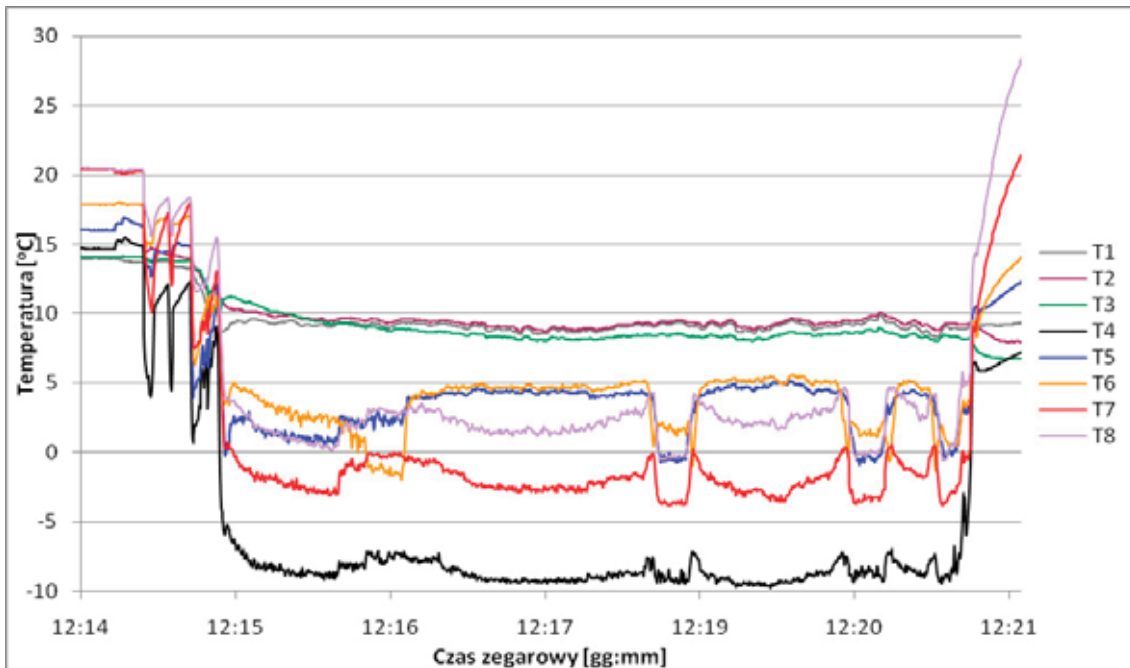


Rys. 4. Rozkład temperatury w układzie dolotowym silnika Rotax 447 UL SDCI - 17 marca 2008

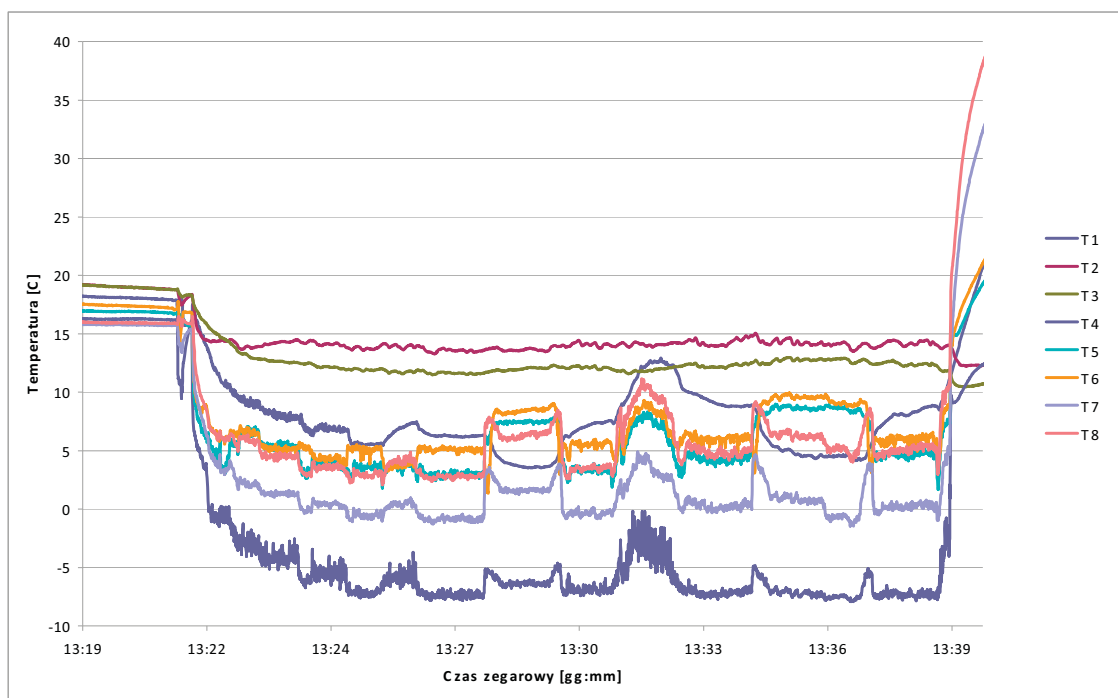
Fig. 4. A distribution of temperature in an induction system of the Rotax 447 UL SDCI engine - March 17, 2008

W zakresie prędkości obrotowych, w którym pracował silnik zauważalne są przede wszystkim zmiany wartości temperatur T5-T8, przy stosunkowo niewielkich zmianach temperatur w przedniej części kanału przepływowego (T1-T3) układu dolotowego oraz stopniowym, łagodnym obniżaniu się wartości temperatury mierzonej w punkcie pomiarowym T4. Taki charakter zmian temperatur wynika z faktu, że podczas pracy silnika na małych zakresach, paliwo jest podawane

nie tylko przez rozpylacz umieszczony pod przepustnicą, ale także przez rozpylacze umieszczone z boku oraz w dolnej części kanału przepływowego gaźnika za przepustnicą. Zmiany ilości tego paliwa zasysanego do gaźnika i odparowującego w pobliżu końcówek pomiarowych termoelementów T5-T8 odzwierciedlają się w postaci odpowiednich zmian temperatur. Po wyłączeniu silnika następuje gwałtowne ogrzewanie części kanału przepływowego za przepustnicą od gorących elementów silnika (T4-T8) przy nieznacznych zmianach wartości temperatur mierzonych przed przepustnicą (T1-T3).



Rys. 5. Rozkład temperatury w układzie dolotowym silnika Rotax 447 UL SDCI - 5 kwietnia 2008
Fig. 5. A distribution of temperature in an induction system of the Rotax 447 UL SDCI engine - April 5, 2008



Rys. 6. Rozkład temperatury w układzie dolotowym silnika Rotax 447 UL SDCI - 17 kwietnia 2008
Fig. 6. A distribution of temperature in an induction system of the Rotax 447 UL SDCI engine - April 17, 2008

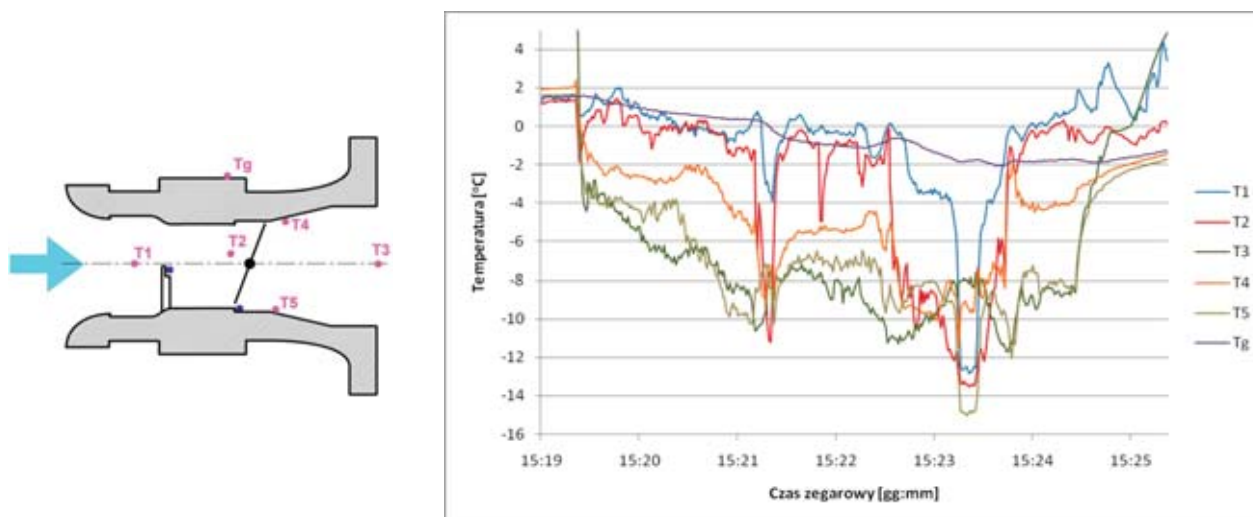
Podczas pomiarów przeprowadzonych w dniu 5 kwietnia 2008 r. (temperatura otoczenia $+13^{\circ}\text{C}$, ciśnienie 997 hPa, wilgotność względna 70%) zaobserwowano podobne zjawiska jak poprzednio (rys. 5). Ponownie największe spadki temperatury w stosunku do temperatury otoczenia (o $22,7^{\circ}\text{C}$) zarejestrowano w punkcie pomiarowym T4 (minimalna temperatura $-9,7^{\circ}\text{C}$).

Jednocześnie zauważono, że w pewnym zakresie prędkości obrotowych silnika kierunek zmian wartości temperatury mierzonej w punkcie T6 jest przeciwny do kierunku zmian wartości temperatur mierzonych w punktach pomiarowych T4, T5, T7 i T8. Wynika to z faktu, że termoelement T6 jest usytuowany w pobliżu rozpylacza podającego do gaźnika paliwo właśnie w zakresie małych wartości prędkości obrotowych (temperatura T6 spada), a przy wyższych prędkościach obrotowych dopływ paliwa z tego rozpylacza ustaje i wartość temperatury T6 gwałtownie rośnie, podczas gdy wartości temperatur T4, T5, T7 i T8 zmniejszają się. Jest to także rezultatem odparowywania lub nie paliwa podawanego z rozpylacza, za którym znajduje się końcówka pomiarowa termoelementu T6.

Ze względu na niewielkie różnice wartości temperatur mierzonych w przedniej części kanału przepływowego układu dolotowego (T1-T3) podczas pomiarów prowadzonych w dniu 7 kwietnia 2008 r. zdecydowano o przeniesieniu termoelementu T1 z wnętrza filtra powietrza na zewnętrzną ściankę dolnej części kolektora dolotowego. Temperatura ścianki w trakcie pracy silnika obniżyła się maksymalnie o $3,5^{\circ}\text{C}$ w stosunku do temperatury otoczenia wynoszącej $+19,7^{\circ}\text{C}$ (rys. 6). Z kolei w punkcie pomiarowym T4 zarejestrowano minimalną chwilową wartość temperatury wynoszącą $-11,5^{\circ}\text{C}$, co oznacza jej spadek w stosunku do temperatury otoczenia aż o $31,2^{\circ}\text{C}$.

4. Wnioski

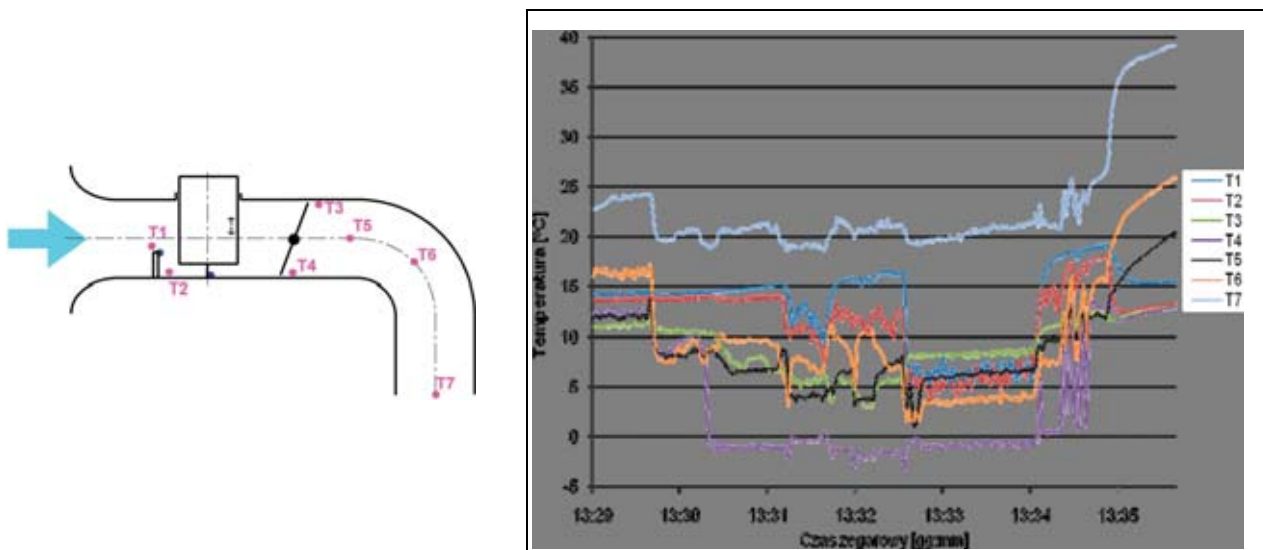
Badania potwierdziły występowanie znacznych spadków temperatur w kanale przepływowym układu dolotowego silnika tłokowego Rotax 447 UL SDCI. Największe spadki temperatury, nawet o ponad 31°C w stosunku do temperatury otoczenia, zarejestrowano w miejscu, gdzie następuje odparowanie paliwa zasysanego do gaźnika przez główny rozpylacz paliwowy (T4), co świadczy o decydującej roli pobierania ciepła przez parujące paliwo w obniżaniu temperatury. Podobne wyniki otrzymano także podczas badań innych typów gaźników (Walbro WB-37, rys. 7 i CVK-50, rys. 8), w których także minimalne temperatury rejestrowano za rozpylaczami paliwa [4].



Rys. 7. Schemat gaźnika Walbro WB-37 i rozkład temperatury w jego kanale przepływowym
Fig. 7. A scheme of a carburetor Walbro WB-37 and a distribution of temperature inside

Mimo, że na podstawie uniwersalnego diagramu [2, 4] do określania zagrożenia oblodzeniem układów dolotowych silników tłokowych warunki, w których były prowadzone badania silnika Rotax 447 UL SDCI sprzyjały wystąpieniu oblodzenia, w trakcie pomiarów nie zaobserwowano takiego zjawiska (jedynie w przypadku gaźnika Walbro WB-37 zaobserwowano także zjawisko

kondensacji pary wodnej w powietrzu zasysanym do wlotu gaźnika, co spowodowało jednoczesny spadek temperatury także we wlocie). Może to świadczyć o małej podatności gaźnika typu BING 54 na oblodzenie i potwierdzenie tej tezy będzie celem dalszych prac.



Rys. 8. Schemat gaźnika CVK-50 i rozkład temperatury w jego kanale przepływowym
Fig. 8. A scheme of a carburetor CVK-50 and a distribution of temperature inside

Wyniki dotyczące obladzania układów dolotowych silników tłokowych uzyskano w ramach pracy naukowej finansowanej ze środków na naukę w latach 2005 – 2008 jako projekt badawczy nr 4 T12D 017 29.

Literatura

- [1] *BING Slide Carburettor Type 54-2*, BING POWER SYSTEM, Nuremberg, 1976.
- [2] Chachurski, R., *Analysis of aircraft powerplants icing possibility*, Journal of KONES 2007, Vol. 14, Warszawa, 2007.
- [3] Chachurski, R., Panas, A., Preiskorn, M., *Eksperymentalne badania rozkładu temperatury w układach dolotowych lotniczych silników tłokowych*, XIII Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w Lotnictwie”, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Kazimierz Dolny, 2008.
- [4] Chachurski, R., Szcześniak, J., Zduńczyk, M., *Lodowate zaskoczenie*, Przegląd Lotniczy Aviation Revue, nr 5/2006, Warszawa, 2006.
- [5] Dmowski, R., *Gaźniki motocyklowe*, WKiŁ, Warszawa, 2004.
- [6] Dzierżanowski, P., Łyżwiński, M., Szczeciński, S., *Silniki tłokowe, Napędy Lotnicze* (red. Szczeciński, S.), WKiŁ, Warszawa 1983.
- [7] *Ice Kills*, Flight Safety Australia, issue July-August, Civil Aviation Safety Authority, Canberra, 2001.
- [8] *Induction System Icing on Piston Engines as Fitted to Aeroplanes, Helicopters and Airships*, Ireland Aeronautical Information Service, The Irish Aviation Authority, Dublin, 1997.
- [9] *Pilot Precautions and Procedures To Be Taken In Preventing Aircraft Reciprocating Engine Induction System and Fuel System Icing Problems*, Advisory Circular, Federal Aviation Administration, 1981.
- [10] *Piston Engine Icing*, General Aviation Safety Sense Leaflet 14A, Civil Aviation Authority, Gatwick Airport, 2000.
- [11] *Special Study Carburetor Ice in General Aviation*, National Transportation Safety Board, Washington, 1972.