THE PROBLEM OF THERMAL STABILITY OF PRESENT AVIATION TURBINE FUELS – PRELIMINARY STUDY

PROBLEM STABILNOŚCI TERMICZNEJ WSPÓŁCZESNYCH PALIW DO TURBINOWYCH SILNIKÓW LOTNICZYCH – BADANIA WSTĘPNE

Wojciech Dziegielewski, Bartosz Gawron

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: wojciech.dziegielewski@itwl.pl, bartosz.gawron@itwl.pl

Abstract: *The theme of this paper is the issue related to the thermal stability of aviation fuel to turbine jet engine. This paper presents the importance of this parameter in terms of the proper conduct of the combustion process in a jet engine. In paper were presented critical remarks of the standard test method of determining the thermal stability and its modification for the needs of realization of the research work, relying on multiple pass of fuel through the test system, which resulted in a greater selectivity results. In article presented the results of own research, on the effects of technology fuel production and additives put into fuel on change the thermal stability.*

Keywords: aviation fuel, thermal stability, turbine jet engine.

Streszczenie: *Tematem opracowania jest problematyka związaną ze stabilnością termiczną paliw do turbinowych silników lotniczych. W pracy przedstawiono istotne znaczenie tego parametru w aspekcie prawidłowego przebiegu procesu spalania w silniku odrzutowym. Zaprezentowane zostało krytyczne uwagi do standardowej metodyki badawczej oznaczania stabilności termicznej oraz jej modyfikacja na potrzeby realizacji pracy badawczej, polegająca na wielokrotnym przepuszczeniu paliwa przez układ badawczy, przez co uzyskano znacznie większą selektywność wyników. Przedstawiono rezultaty badań własnych, dotyczące wpływu technologii produkcji paliwa oraz wprowadzanych do niego dodatków na zmianę stabilności termicznej.*

Słowa kluczowe: paliwo lotnicze, stabilność termiczna, turbinowy silnik odrzutowy.

1. Wstęp

Stabilność termiczna jest swoistym parametrem charakterystycznym dla paliw do turbinowych silników lotniczych. Negatywny wpływ na nią ma wiele zidentyfikowanych i niezidentyfikowanych czynników, takich jak: warunki przechowywania, obecność zanieczyszczeń mechanicznych i wody, wystąpienie skażenia mikrobiologicznego, oddziaływanie katalityczne składników materiałów konstrukcyjnych urządzeń w ciągu dystrybucyjno – magazynowym oraz elementów układu paliwowego i silnika statku powietrznego, itp. Specyfika tej właściwości polega na pewnego rodzaju nieodwracalności. W przypadku pojawienia się niepożądanego czynnika lub zjawiska, stabilność może ulec obniżeniu. Niestety jego usunięcie najczęściej nie powoduje powrotu do właściwości pierwotnych. Intensywność przebiegu niekorzystnych reakcji ma również związek z technologią, według której wyprodukowano paliwo.

W praktycznej eksploatacji paliwa (w silniku statku powietrznego) stabilność termiczna paliwa ma istotne znaczenie. Ponieważ jedną z funkcji paliwa jest odbieranie nadmiaru ciepła z niektórych elementów silnika, zachodzi konieczność zapewnienia odpowiednio wysokiej pojemności cieplnej. Paliwo odbierając istotną ilość ciepła, powinno zachować swoje pierwotne cechy funkcjonalne. W przeciwnym przypadku ciepło spowoduje przyspieszone rozkład lub starzenie się paliwa, którego jednym z objawów może być powstanie węglowodorów wielkocząsteczkowych, które w procesie przygotowywania paliwa do spalania nie ulegną rozpyleniu i najprawdopodobniej ulegną częściowemu zwęgleniu. Konsekwencją tego będzie ich osadzanie się na elementach silnika. Szczególnie niebezpieczne są takie osady na aparaturze wtryskowej oraz częściach gorących. Zwęglone paliwo może powodować powstawanie twardych osadów na wtryskiwaczach (rys. 1) lub parownikach (rys. 2), które w znaczny sposób utrudnią ich pracę.

Rys. 1. Nagar na wtryskiwaczu

Rys. 2. Nagar na parownicy [1]

Osady powodują częściowe lub w skrajnym przypadku całkowite zatkanie mikrootworów, przez które wtryskiwane jest paliwo do komory spalania. Prowadzi to do pojawienia się nierozpylonych strug paliwa (rys. 3).

Rys. 3. Strugi nierozpylonego paliwa podczas sprawdzania zanieczyszczonego wtryskiwacza

Powoduje to zwiększenie zasięgu kropeł paliwa, co w konsekwencji powoduje przesunięcie się czoła płomienia w kierunku aparatów dyszowych i turbiny. Może to być przyczyną przegrzewania się powierzchni łopatek kierownicy oraz turbiny i prowadzić do termicznego uszkodzenia ich warstw aliterowanych (rys. 4).

Rys. 4. Termiczne uszkodzenia aliterowanych powłok łopatek turbiny

Osady utrudniają odprowadzanie ciepła z gorących części silnika. Może to prowadzić do przegrzań i przepaleń (rys. 5), jak również do nierównomiernego przewodzenia ciepła (rys. 6 i 7), co spowoduje powstanie niekorzystnych naprężeń i odkształceń na elementach silnika.

Rys. 5. Przepalenie rury żarowej

Rys. 6. Uszkodzenie termiczne rury żarowej

Rys. 7. Ślady nierównomiernego rozkładu temperatur w rurze żarowej

2. Metodyka badania

Parametrem normatywnym opisującym tę właściwość paliw przeznaczonych do zastosowania w turbinowych silnikach lotniczych jest tzw. stabilność termiczna JFTOT (Jet Fuel Thermal Oxidation Test). Badanie (opisane normą np. ASTM D3241) polega na poddaniu paliwa działaniu wysokiej temperatury (standardowo 280 °C), w wyniku czego dochodzi do utleniania węglowodorów. Schemat standardowej sekcji grzewczej przedstawiono na rysunkach 8 i 9.

Rys. 8. Sekcja grzewcza: a) schemat, b)przekrój: 1 – wlot paliwa, 2 – chłodzone mocowanie, 3 – termopara, 4 – filtr paliwa, 5 – ujęcie paliwa, 6 – część testowa sekcji grzewczej [2]

Produkty reakcji odkładają się na obojętnej chemicznie i termicznie rurce testowej w postaci osadu o różnej barwie (rys. 9). Im grubsza jest jego warstwa, tym jego barwa jest bardziej intensywna (rys. 10).

Rys. 9. Przykładowe wydruki wyników badania: z lewej: brak osadu (ocena 1 - paliwo spełniające wymagania jakościowe), z prawej: duży osad (ocena <4P - paliwo poza zakresem wymagań)

Rys. 10. Wzorce wizualnej oceny osadów wraz z interpretacją [3]

Metoda ta ma jednak istotną wadę. Identyfikacja i klasyfikacja osadu odbywa się praktycznie metodą jakościową, gdyż skala oceny składa się ze stopni, które tylko w sposób pośredni i bardzo przybliżony oddają faktyczną wielkość osadu. Jest to bardziej skala umowna. Niewielka jest również selektywność oceny. W przypadku, gdy dwa badane paliwa (w warunkach standardowych) spełniają wymagania normatywne i zostały ocenione identycznie, nie oznacza to jednak, że posiadają taką samą odporność termiczną. Wizualna metoda oceny nie pozwala jednak na wychwycenie różnic i wskazanie paliwa „lepszego” lub „gorszego”. Taka metodyka jest przydatna do podstawowej oceny jakościowej paliwa, w której warunkiem formalnym spełnienia wymagań normatywnych jest uzyskanie konkretnego wyniku oceny (standardowo dla aktualnie stosowanych paliw do turbinowych silników lotniczych jest to wynik: „mniej niż 3”). Niestety do celów badawczych jest to najczęściej niewystarczające. W przypadku konieczności porównania właściwości dwóch obiektów badań, wynik podany w sposób standardowy najczęściej jest nieprzydatny.

Uwzględniając to ograniczenie zmodyfikowano metodykę prowadzenia badań. Zamiast jednokrotnego „przepuszczenia” paliwa przez układ badawczo – pomiarowy (sekcję grzewczą), paliwo było kilkakrotnie zawracane do układu. Badanie prowadzono bez demontowania i wymiany rurki testowej i filtra paliwa. W ten sposób paliwo było poddawane wymuszeniom termicznym kilkakrotnie,

a kryterium oceny była liczba cykli, jakim poddano tę samą próbkę paliwa aż do przekroczenia wartości granicznych wymaganych normą na produkt. Założono, że im paliwo jest bardziej odporne na utlenianie w wysokiej temperaturze, tym wyższa jest jego stabilność termiczna. Na rys. 11 przedstawiono różnicę pomiędzy standardową interpretacją wyniku badania (dwie jednakowe wartości w polu żółtym), a wynikiem uzyskanym metodą zmodyfikowaną (rozbieżne wartości w polu niebieskim).

Rys. 11. Interpretacja wyniku badania osadów na rurce testowej

3. Badania zależności stabilności termicznej paliw do turbinowych silników lotniczych od technologii produkcji i komponowania

Na wstępie założono, że jednym z podstawowych czynników wpływających na stabilność termiczną paliwa do turbinowych silników lotniczych jest jego skład chemiczny, który jest ściśle związany z zastosowaną technologią produkcji. Do badań użyto dwóch rodzajów paliw lotniczych:

- paliwo typu Jet A-1 pochodzące z procesów wodorowych (podczas których m.in. usuwana jest siarka oraz dochodzi do uwodornienia węglowodorów nienasyconych) – oznaczenie: paliwo H;
- paliwo typu Jet A-1 pochodzące z procesów Merox (usuwanie siarki merkaptanowej metodą utleniania w środowisku alkalicznym w obecności katalizatorów) – oznaczenie: paliwo M.

Obydwa paliwa poddano analogicznym badaniom [4].

The problem of thermal stability of present aviation turbine fuels...

Problem stabilności termicznej współczesnych paliw do turbinowych silników...

Rys. 12. Wyniki badania stabilności termicznej dla paliw wytworzonych wg różnych technologii (ocena osadu na rurce testowej i spadek ciśnienia na filtrze)

Na podstawie otrzymanych wyników można zaobserwować, że paliwo wytworzone wg technologii Merox ma gorszą stabilność termiczną. Świadczy o tym niewielka ilość osadów już w pierwszym cyklu badawczym (stąd niewielki spadek ciśnienia na filtrze) oraz fakt, że już w drugim cyklu badawczym paliwo utraciło swoją przydatność – osad na rurce testowej przekroczył dopuszczalną ilość. Jednocześnie paliwo pochodzące z procesów wodorowych przestało spełniać wymagania normatywne dopiero w 6 cyklu (na rurce testowej pojawiły się barwne osady). Również ilość osadów w paliwie, powodujących zmianę ciśnienia na filtrze, była mniejsza i praktycznie niezmienna w czasie całego badania. Zaobserwowano również, że na przebieg procesu starzenia i degradacji termicznej wpływają dodatki eksploatacyjne (uszlachetniające) wprowadzane do paliwa,

a także sposób i kolejność ich dozowania. Na przykładzie paliwa H przedstawiono przebiegi zmian stabilności termicznej paliwa, do którego wprowadzano dodatki o różnym stężeniu i w różnej kolejności (rys. 13).

Objaśnienia do wykresu (rys. 13): s – oznacza ilość dodatku antykorozyjno smarnościowego (CI/CL) w ppm, w – oznacza ilość dodatku zapobiegającego krystalizacji wody (FSII) w $\%(V/V)$, nawias oznacza, że obydwa dodatki zostały wprowadzone jednocześnie, opis bez nawiasu oznacza, że dodatek wymieniony na pierwszej pozycji został pierwszy wprowadzony do paliwa, a dodatek na drugiej pozycji został dodany po tygodniu.

Rys. 13. Wyniki badania wpływu technologii dozowania dodatków na stabilność termiczną paliwa H

Z analizy wykresu wynika, że sposób i kolejność wprowadzania dodatków eksploatacyjnych ma wpływ na stabilność termiczną paliwa lotniczego. Najmniej korzystne jest wprowadzanie dodatku FSII jako pierwszego, a po tygodniu dodanie dodatku CI/CL. Najgorsze wyniki otrzymano, gdy dodatek FSII dozowano jako pierwszy. Pośrednie wyniki uzyskano w przypadku jednoczesnego zastosowania obydwu dodatków.

4. Podsumowanie

- 1) Stabilność termiczna paliwa do turbinowych silników lotniczych ma ogromny wpływ na przebieg procesu spalania w aspekcie powstawania osadów na wtryskiwaczach oraz w konsekwencji tego – na proces przygotowania mieszanki paliwowo – powietrznej do spalania. Ponadto osady gromadzące się na gorących częściach silnika mogą być przyczyną naprężeń i odkształceń termicznych.
- 2) Dotychczas stosowana metodyka badania stabilności termicznej jest coraz mniej przydatna ze względu na rozwój paliw do turbinowych silników lotniczych i zmianę ich właściwości w kierunku podwyższania ich odporności

na oddziaływanie wysokich temperatur oraz zabezpieczenie coraz większej pojemności cieplnej. Właściwości współczesnych paliw oraz wymagania eksploatacyjne wymuszają konieczność modyfikacji metodyki badawczej tak istotnego z pozycji eksploatacji parametru.

- 3) Odporność paliwa na oddziaływania termiczne jest różna dla paliw pochodzących z różnych procesów technologicznych – paliwa z procesów wodorowych wykazują wyższą stabilność (wg zmodyfikowanej metodyki). Również sposób komponowania w aspekcie wprowadzania do niego dodatków eksploatacyjnych wpływa na jego właściwości finalne.

5. Literatura

- [1] W. Dziegielewski, A. Kulczycki: “Biofuels for Turbine Aviation Engines Based on Biohydrocarbons and Other Biocomponents”, Journal of KONBIN, nr 1(17)/2011, str. 165 – 178,
- [2] Operator`s Manual – Jet Fuel Thermal Oxidation Tester JFTOT 230 Mark III, Alcor
- [3] Prezentacja “Measurement of Deposit Thickness of Heater Tube”, Analysis & Diagnosis systems
- [4] W. Dziegielewski + zespół: „Opracowanie technologii paliwa do turbinowych silników lotniczych o podwyższonej stabilności termicznej”, sprawozdanie z pracy badawczej, ITWL, 2011

Dr inż. Wojciech Dziegielewski, Absolwent Wojskowej Akademii Technicznej, w latach 1989-2000 pracownik badawczo – techniczny WOBR Śl. MPS. Od 2000 do 2005 zastępca dyrektora WOBR Śl. MPS. Aktualnie pracownik badawczo – techniczny ITWL. Doktor nauk technicznych. Przewodniczący KT 176 ds. Techniki Wojskowej i Zaopatrzenia. Specjalista w zakresie paliw i płynów eksploatacyjnych, szczególnie paliw lotniczych i biopaliw.

Dr inż. Bartosz Gawron, Absolwent Wojskowej Akademii Technicznej na kierunku mechatronika, specjalność: samoloty i śmigłowce, w latach 2008-2012 doktorant na studiach III stopnia w WAT na Wydziale Mechatroniki i Lotnictwa, od 09.2012 doktor nauk technicznych w dyscyplinie naukowej mechanika, od 2008 pracownik Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych na stanowisku inżyniera, a od 12.2012 na stanowisku asystenta.