

РАЗРАБОТКА КОМПОНЕНТНОГО СОСТАВА СУРРОГАТА АВИАЦИОННОГО КЕРОСИНА ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2019

С. Г. Матвеев кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей;
Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва;
msg@ssau.ru

Сформулированы критерии, определяющие состав и физико-химические свойства авиационных керосинов. Проведена систематизация и классификация данных по физико-химическим свойствам известных суррогатов керосина. Определены основные классы индивидуальных химических компонентов авиационного керосина и исследованы основные представители этих классов, которые использованы при составлении суррогатов. Предложены четырёхкомпонентный и шестикомпонентный суррогаты керосина. Проведена валидация физических свойств разработанных суррогатов по расходной характеристике и углу распыла факела топливной центробежной форсунки. Определена зависимость нормальной скорости распространения пламени от состава смеси при горении разработанных суррогатов керосина. Сопоставлены результаты определения состава продуктов сгорания при сжигании авиационного керосина марки ТС-1 и его суррогатов в модельной камере сгорания.

Газотурбинный двигатель; камера сгорания; суррогат керосина; горение; экологические характеристики; моделирование.

Цитирование: Матвеев С.Г. Разработка компонентного состава суррогата авиационного керосина для моделирования рабочего процесса камеры сгорания газотурбинного двигателя // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 78-87. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-78-87

Введение

Основным топливом авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) является авиационный керосин, состоящий из десятков индивидуальных углеводородных компонентов, состав которого может изменяться в зависимости от месторождения сырья и производителя топлива. В нормативных документах на реактивные топлива [1] нет требований на точное содержание отдельных химических компонентов в авиационном керосине, а есть лишь требования к отдельным группам углеводородов и его суммарным физико-химическим свойствам. В связи с этим состав авиационного керосина может сильно варьироваться, что делает невозможным его прямое использование для численного моделирования процессов горения в камерах сгорания (КС) двигателей. Для решения данной проблемы используют модельное топливо, называемое суррогатом. Суррогат керосина – смесь известного состава, состоящая из ограниченного количества химических компонентов и воспроизводящая наиболее важные характеристики реального топлива [2 – 8]. Компонентный состав суррогата керосина также должен обеспечивать возможность моделирования процессов горения с использованием существующих детальнейших кинетических механизмов [4; 5; 9; 10].

В зависимости от того, для каких задач используется суррогат, к нему предъявляются различные требования. Суррогаты керосина могут быть физическими, если они повторяют физические свойства авиационного керосина (плотность, вязкость, температуру кипения и замерзания, теплопроводность, теплоёмкость и т.д.), что важно при моделировании процессов распыливания топлива, образования капель и их испарения. Суррогаты могут быть химическими, если они повторяют химические свойства авиа-

ционного керосина, что важно для моделирования процессов горения и образования загрязняющих веществ. Суррогаты, которые повторяют как физические, так и химические свойства реального топлива, называются комплексными.

В полуэмпирических моделях окисления керосина для расчёта основных характеристик рабочего процесса камер сгорания часто используют однокомпонентный суррогат с условной химической формулой C_nH_m , который не существует как химическое вещество. Например, в коммерческом пакете ANSYS Fluent применяется формула $C_{12}H_{23}$ [11]. Для моделирования более сложных процессов, таких как время задержки воспламенения, скорость распространения пламени, образование вредных веществ, необходимо использовать многокомпонентные суррогаты [6; 12; 13].

Решение задачи по разработке суррогатов авиационного керосина в совокупности с созданием и пополнением базы данных по экспериментальному изучению их свойств является необходимой основой для отработки численных методов прогнозирования эмиссионных характеристик камер сгорания.

Выбор суррогата керосина

Все компоненты авиационного керосина могут быть разделены по нескольким структурным классам. Для широко используемого в гражданской и транспортной авиации керосина марки ТС-1 (зарубежный аналог Jet-A) основную часть топлива составляют алканы: их общее количество доходит до 65%. Вместе с циклоалканами они могут составлять 75 ÷ 90% от состава авиационного керосина. Заметную долю (до 20%) могут составлять ароматические углеводороды. Концентрация же алкенов в топливе незначительна (0 ÷ 5%). В настоящее время данная систематизация по структурным классам широко используется для составления суррогатов различного состава для авиационного топлива.

На основе анализа исследований [12-20] были сформулированы следующие основные критерии для формирования и валидации компонентного состава суррогатов керосина, которые наилучшим образом воспроизводят характеристики реальных авиационных топлив:

- наличие в составе основных групп углеводородов в соответствующих пропорциях (алкан, циклоалкан, ароматик);
- плотность, ρ ;
- отношение количества атомов водорода к количеству атомов углерода в условной молекуле H/C ;
- молярная масса;
- наличие детальных кинетических механизмов для расчёта характеристик процесса горения;
- стехиометрический коэффициент L_0 .

В качестве референтных значений характеристик авиационного керосина (ТС-1, Jet-A) использовались данные о его составе из работ [1; 5; 7; 13; 16], согласно которым содержание алканов должно варьироваться в диапазоне 50-65%, циклоалканов – 20-30%, алкенов – 0-5%, ароматических соединений – 10-20%. При этом молекулярная масса смеси должна быть близка к 146,5 г/моль, плотность – 775 кг/м³, критерий H/C – 1,957. В работе принято, что отклонения от референтных значений по рассматриваемым свойствам не должны превышать 3-4%.

Компонентный состав керосина в рассмотренных работах задавался исходя из соотношения различных групп углеводородов, входящих в него, а также с учётом наличия химических компонентов в кинетических схемах химических реакций, то есть исходя из возможности моделирования химических процессов горения, а также их стои-

мости и доступности для проведения экспериментальных исследований. Анализ показал, что предложенный в [12] суррогат керосина имеет отклонения от принятых референтных значений по плотности на 6%, а по соотношению H/C – на 12%. В [13] по H/C отклонение составило 6%, а по молекулярному весу более чем на 5%. Суррогат, разработанный в [18], по H/C отличается от референтного значения на 11%, по плотности на 5%, а по молекулярному весу более чем на 14%. Аналогичные отклонения от референтных значений наблюдаются и по другим суррогатам [3; 14 – 17].

В результате обобщения подходов отечественных и зарубежных исследователей по формированию суррогатов и изучению компонентного состава керосина ТС-1 были разработаны два варианта суррогатов керосина SU1 и SU2. Данные суррогаты разработаны исходя из необходимости их использования в детальных кинетических механизмах с разветвленными и хорошо изученными блоками элементарных реакций [9; 10], а также с учётом их доступности для проведения экспериментальных исследований.

Предложенные суррогаты были верифицированы по трём характеристикам: 1) параметры распыла; 2) нормальная скорость распространения пламени; 3) продукты сгорания на выходе из модельной камеры сгорания.

Шестикомпонентный суррогат SU1 состоит из *n*-декана (30%), *n*-додекана (20%), *iso*-цетана (15%), метилциклогексана (20%), *орто*-ксилола (10%) и бензола (5%). Молекулярная масса суррогата SU1 составляет 147,1 г/моль, плотность – 778 кг/м³, критерий H/C – 1,96. Четырёхкомпонентный суррогат SU2, состоящий из *n*-декана (20%), *n*-додекана (40%), бутилциклогексана (25%) и бензола (15%). Молекулярная масса суррогата SU2 составляет 141,7 г/моль, плотность – 782 кг/м³, критерий H/C – 1,92. Таким образом, разработанные суррогаты полностью соответствуют референтным значениям по компонентному составу и имеют минимальные отклонения (не более 3%) по физическим характеристикам из всех рассматриваемых суррогатов других авторов.

Валидация характеристик разработанных суррогатов керосина ТС-1

Вначале было проведено сравнение физических свойств авиационного керосина (ТС-1) и его разработанных суррогатов (SU1 и SU2) по расходной характеристике $G_T = f(\Delta P_T)$ и углу распыла факела за топливной центробежной форсункой, которая являлась аналогом топливной форсунки малоразмерного ГТД МД-120 [21]. В ходе эксперимента были получены результаты, представленные на рис. 1.

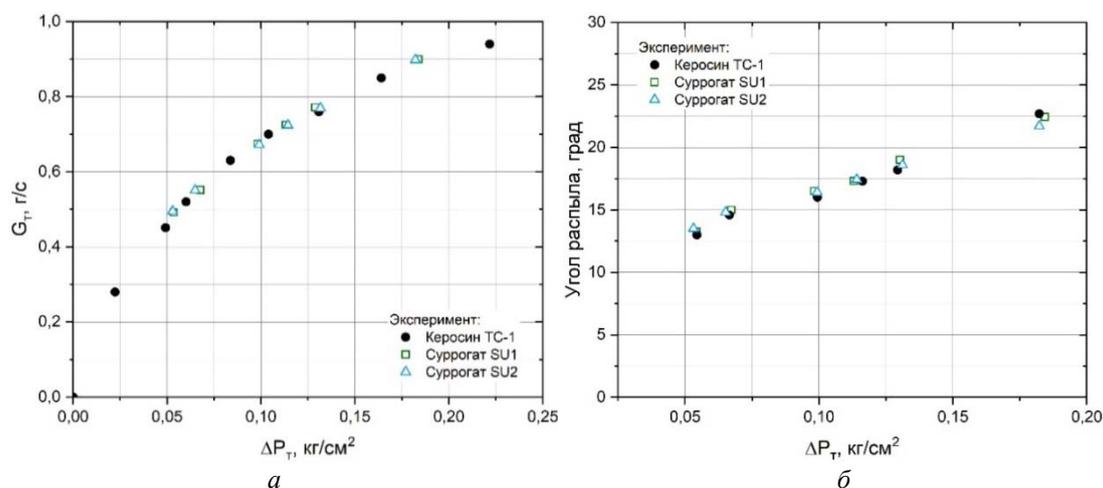


Рис. 1. Характеристики топливной центробежной форсунки для авиационного керосина марки ТС-1 и разработанных суррогатов: а – расходная характеристика; б – зависимость угла распыла топлива от перепада давления на форсунке

Как видно из представленных результатов (рис. 1, а), расходная характеристика форсунки, полученная при использовании авиационного керосина марки ТС-1, хорошо согласуется с данными для суррогатов SU1 и SU2. Аналогичные результаты получены и при исследовании угла распыливания топлива (рис. 1, б). Таким образом, показана возможность моделирования физических свойств керосина суррогатами SU1 и SU2.

Далее была осуществлена проверка предсказательной способности кинетических механизмов JetSurF [9] и Polimi [10] по определению нормальной скорости распространения ламинарного пламени S_L суррогатов керосина SU1 и SU2.

Валидация рассчитанной скорости распространения пламени проводилась на установке, определяющей скорость пламени методом «Heat Flux» [6] в диапазоне коэффициентов избытка топлива $\varphi = 0,7 \div 1,2$ (рис. 2):

$$\varphi = \frac{1}{\alpha} = \frac{G_T L_0}{G_B}$$

где α – коэффициент избытка воздуха; G_T, G_B – расход топлива и воздуха в модельной камере сгорания.

Представленная на рис. 2 расчётная зависимость нормальной скорости распространения пламени от состава смеси для суррогатов авиационного керосина марки ТС-1 удовлетворительно согласуется с полученными экспериментальными данными. Отклонения во всём диапазоне исследуемых режимов не превышают 3% и поэтому кинетические механизмы Polimi [10] и JetSurF [9] могут применяться для моделирования процессов горения суррогатов SU1 и SU2 соответственно. Поскольку керосин содержит в своём составе тяжёлые углеводороды, то его полное испарение в установках по определению скорости пламени связано с возможным коксованием топлива при температуре, необходимой для полного испарения.

Поэтому точное определение скорости пламени авиационного керосина на данный момент существенно затруднено. В мировой практике существуют результаты подобных экспериментов, но для частично испарённых керосинов [12], что по заявлению авторов снижает скорость пламени. Следовательно такие результаты не могут быть использованы в качестве референтных и не приводятся в данной работе.

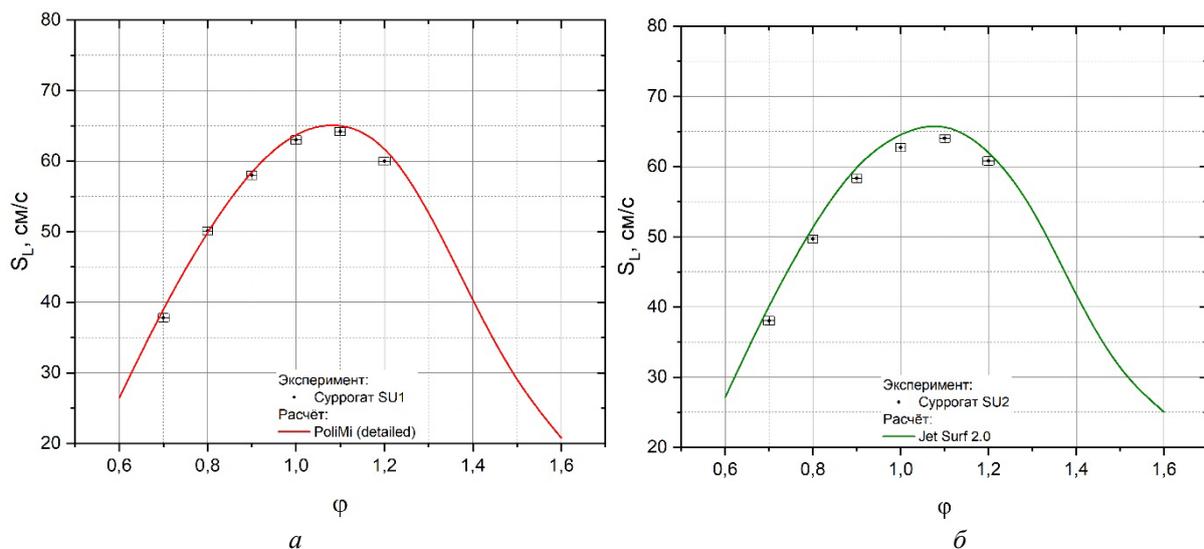


Рис. 2. Нормальная скорость распространения пламени суррогата керосина при начальной температуре смеси 400 К и атмосферном давлении: а – суррогат SU1; б – суррогат SU2

Было проведено сравнение концентраций продуктов сгорания, полученных при сжигании выбранных суррогатов и авиационного керосина марки ТС-1 на выходе из камеры сгорания на стенде научно-образовательного центра газодинамических исследований Самарского университета. Схема и основные размеры модельной камеры сгорания, а также описание систем измерения приведены в [22]. Отличием является доработка системы подачи жидкого топлива, позволившая использовать в качестве топлива как керосин, так и разработанные суррогаты. Серия экспериментов по определению экологических характеристик модельной камеры сгорания проводилась при следующих условиях: коэффициент избытка воздуха в КС $\alpha_{КС} = 3 \div 6$, температура воздуха на входе в камеру сгорания $T_K = 523\text{K}$, давление $P_K = 0,1\text{ МПа}$, приведённая скорость потока $\lambda_K = 0,25$. Полученные данные представлены на рис. 3. Показано сравнение массовых концентраций представителей основных продуктов сгорания O_2 , CO_2 , а также продукты неполного сгорания: оксид углерода CO и несгоревшие углеводороды C_xH_y . Данные по авиационному керосину представлены как средние значения из пяти проведённых экспериментов.

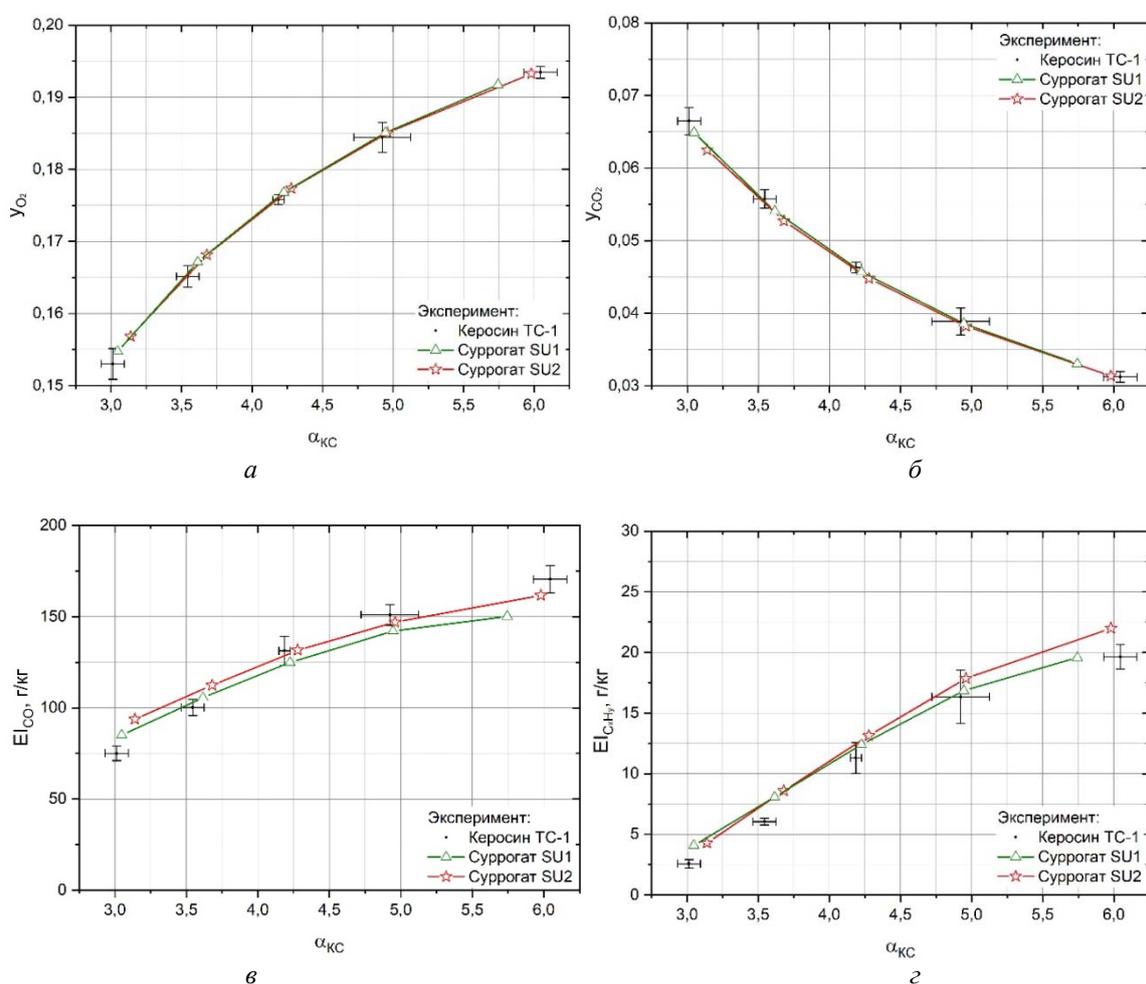


Рис. 3. Состав продуктов сгорания на выходе из модельной камеры сгорания при сжигании авиационного керосина марки ТС-1 и его суррогатов SU1 и SU2 при $T_k = 523\text{ K}$; $P_k = 0,1\text{ МПа}$; $\lambda_k = 0,25$:

а – массовая доля кислорода, y_{O_2} ; б – массовая доля диоксида углерода, y_{CO_2} ;

в – индекс эмиссии оксида углерода, EI_{CO} ; г – индекс эмиссии несгоревших углеводородов, $EI_{\text{C}_x\text{H}_y}$

Из рис. 3, а и 3, б видно, что при горении предложенных суррогатов керосина SU1 и SU2 концентрации компонентов полного сгорания (O_2 , CO_2) хорошо согласуются с данными, полученными при сжигании авиационного керосина марки ТС-1. Для оксида углерода CO и несгоревших углеводородов C_xH_y (рис. 3, в и 3, г) наблюдается согласование опытных данных в пределах погрешности измерения по всем трём видам топлив (SU1, SU2, ТС-1) в диапазоне $\alpha_{KC} = 4 \div 6$. Для $\alpha_{KC} = 3 \div 3,5$ полученные значения индексов эмиссии для авиационного топлива ТС-1 ниже, чем для разработанных суррогатов. Однако это отклонение не превышает погрешности измерения экологических характеристик камер сгорания газотурбинных двигателей.

Заключение

В результате работы предложены два суррогата керосина – шестикомпонентный SU1 и четырёхкомпонентный SU2, характеристики которых отличаются от принятых референтных значений не более чем на 1%, кроме молекулярной массы суррогата SU2, которая имеет отклонение в 3%. Экспериментально показано, что характеристики распыла как авиационного керосина, так и разработанных суррогатов SU1 и SU2 совпадают в исследуемом диапазоне перепадов давления на форсунке. Предложенные суррогаты можно использовать при моделировании физических свойств керосина. Полученная расчётным методом скорость распространения пламени суррогатов керосина удовлетворительно согласуется с экспериментальными данными. Следовательно кинетические механизмы Polimi и JetSurF могут быть использованы для расчёта нормальной скорости распространения пламени суррогатов SU1 и SU2. Предложенные суррогаты керосина SU1 и SU2 показали хорошую согласованность с авиационным керосином марки ТС-1 по основным компонентам продуктов полного сгорания (O_2 , CO_2) и лежат в пределах экспериментальной погрешности, а по оксидам углерода и несгоревшим углеводородам максимальное отклонение не превышает 10%.

Четырёхкомпонентный суррогат SU2 возможно использовать практически во всех расчётах для предсказания распределения температуры в объёме жаровой трубы и концентрации как основных продуктов сгорания, так и продуктов неполного сгорания. Суррогат керосина SU1 создан для предсказания образования полициклических ароматических углеводородов и сажи, для чего требуется дальнейшая глубокая доработка существующих кинетических механизмов и последующая их верификация.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-48-630596 р_а.

Библиографический список

- ГОСТ 10227-2013. Топлива для реактивных двигателей. Технические условия. М.: Стандартиформ, 2014. 18 с.
- Edwards T., Maurice L.Q. Surrogate mixtures to represent complex aviation and rocket fuels // Journal of Propulsion and Power. 2001. V. 17, Iss. 2. P. 461-466. DOI: 10.2514/2.5765
- Violi A., Yan S., Eddings E.G., Sarofim A.F., Granata S., Faravelli T., Ranzi E. Experimental formulation and kinetic model for JP-8 surrogate mixtures // Combustion Science and Technology. 2002. V. 174, Iss. 11-12 P. 399-417. DOI: 10.1080/00102200215080
- Dagaut P., Bakali A.E., Ristori A. The combustion of kerosene: Experimental results and kinetic modelling using 1- to 3-component surrogate model fuels // Fuel. 2006. V. 85, Iss. 7-8. P. 944-956. DOI: 10.1016/j.fuel.2005.10.008

5. Старик А.М., Титова Н.С., Торохов С.А. Кинетика окисления и горения сложных углеводородных топлив: авиационный керосин // *Физика горения и взрыва*. 2013. Т. 49, № 4. С. 12-30. DOI: 10.1134/S0010508213040023
6. Alekseev V.A., Soloviova-Sokolova J.V., Matveev S.S., Chechet I.V., Matveev S.G., Konnov A.A. Laminar burning velocities of n-decane and binary kerosene surrogate mixture // *Fuel*. 2017. V. 187. P. 429-434. DOI: 10.1016/j.fuel.2016.09.085
7. Honnet S., Seshadri K., Niemann U., Peters N. A surrogate fuel for kerosene // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2009. V. 32, Iss. 1. P. 485-492. DOI: 10.1016/j.proci.2008.06.218
8. Wang Q.-D., Fang Y.-M., Wang F., Li X.-Y. Systematic analysis and reduction of combustion mechanisms for ignition of multi-component kerosene surrogate // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2013. V. 34, Iss. 1. P. 187-195. DOI: 10.1016/j.proci.2012.06.011
9. Wang H., Dames E., Sirjean B., Sheen D.A., Tango R., Violi A., Lai J.Y.W., Egolfopoulos F.N., Davidson D.F., Hanson R.K., Bowman C.T., Law C. K., Tsang W., Cernansky N.P., Miller D.L., Lindstedt R.P. A high-temperature chemical kinetic model of n-alkane (up to n-dodecane), cyclohexane, and methyl-, ethyl-, n-propyl and n-butyl-cyclohexane oxidation at high temperatures, JetSurF version 2.0. <http://web.stanford.edu/group/haiwanglab/JetSurF/JetSurF2.0/index.html>
10. Primary Reference Fuels (PRF) + PAH + Real Fuels + Methyl-Esters (Version 1412, December 2014). <http://creckmodeling.chem.polimi.it/menu-kinetics/menu-kinetics-detailed-mechanisms/menu-kinetics-prf-pah-real-fuels-methyl-esters-mechanism>
11. Ansys Inc. <http://www.ansys.com/>
12. Rui X., Kun W., Banerje S., Jiankun Sh., Parise T., Yangye Z., Shengkai W., Movaghar A., Dong Joon L., Ruhua Z., Xu H., Yang G., Tianfeng L., Brezinsky K., Egolfopoulos F.N., Davidson D.F., Hanson R.K., Bowman C.T., Hai W. A physics-based approach to modeling real-fuel combustion chemistry – II. Reaction kinetic models of jet and rocket fuels // *Combustion and Flame*. 2018. V. 193. P. 520-537. DOI: 10.1016/j.combustflame.2018.03.021
13. Colket M., Edwards T., Williams S., Cernansky N.P., Miller D.L., Egolfopoulos F., Lindstedt P., Seshadri K., Dryer F.L., Law C.K., Friend D., Lenhart D.B., Pitsch H., Sarofim A., Smooke M., Tsang, W. Development of an experimental database and kinetic models for surrogate jet fuels // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. DOI: 10.2514/6.2007-770
14. Dagaut P., Cathonnet M. The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and kinetic modeling // *Progress in Energy and Combustion Science*. 2006. V. 32, Iss. 1. P. 48-92. DOI: 10.1016/j.peccs.2005.10.003
15. Dean A.J., Penyazkov O.G., Sevruck K.L., Varatharajan B. Autoignition of surrogate fuels at elevated temperatures and pressures // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2007. V. 31, Iss. 2. P. 2481-2488. DOI: 10.1016/j.proci.2006.07.162
16. Humer S., Frassoldati A., Granata S., Faravelli T., Ranzi E., Seiser R., Seshadri K. Experimental and kinetic modeling study of combustion of JP-8, its surrogates and reference components in laminar nonpremixed flows // *Proceedings of the Combustion Institute*. 2007. V. 31, Iss 1. P. 393-400. DOI: 10.1016/j.proci.2006.08.008
17. Lindstedt R.P., Maurice L.Q. Detailed chemical-kinetic model for aviation fuels // *Journal of Propulsion and Power*. 2000. V. 16, Iss. 2. P. 187-195. DOI: 10.2514/2.5582
18. Slavinskaya N.A., Zizin A., Aigner M. On model design of a surrogate fuel formulation // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2010. V. 132, Iss. 11. DOI: 10.1115/1.4000593
19. Strelkova M.I., Kirillov I.A., Potapkin B.V., Safonov A.A., Sukhanov L.P., Uman-skiy S.Ya., Deminsky M.A., Dean A.J., Varatharajan B., Tentner A.M. Detailed and reduced

mechanisms of jet a combustion at high temperatures // *Combustion Science and Technology*. 2008. V. 180, Iss. 10-11. P. 1788-1802. DOI: 10.1080/00102200802258379

20. Shafer L., Striebich R., Gomach J., Edwards T. Chemical class composition of commercial jet fuels and other specialty kerosene fuels // 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (Canberra, Australia, November 6-9, 2006). DOI: 10.2514/6.2006-7972

21. Ланский А.М., Лукачев С.В., Матвеев С.Г., Коломзаров О.В., Матвеев С.С. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД. Самара: СамНЦ РАН, 2016. 260 с.

22. Чечет И.В. Методика определения эмиссии канцерогенных ароматических углеводородов камерами сгорания газотурбинных двигателей и установок. Дис. ... канд. техн. наук. Самара, 2018. 149 с.

DEVELOPMENT OF BLEND COMPOSITION OF AVIATION KEROSENE SURROGATE FOR THE SIMULATION OF WORKFLOW OF GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

© 2019

S. G. Matveev Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor,
Department of Thermal Engineering and Thermal Engines;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
msg@ssau.ru

In this paper, the criteria for determining the composition and physicochemical properties of aviation kerosene were formulated. The data on the physicochemical properties of known kerosene surrogates were systematized and classified. The main classes of individual chemical components of aviation kerosene were determined, and the main representatives of these classes which were used in the preparation of surrogates, were investigated. Four- and six-component kerosene substitutes are proposed. The physical properties of the developed surrogates were validated according to the flow characteristics and the spray angle of the flame of a centrifugal fuel nozzle. The dependence of the flame speed on the composition of the mixture of developed kerosene surrogates was determined. The results of determining the composition of combustion products during the combustion of TS-1 brand aviation kerosene and its surrogates in a model combustion chamber were compared.

Gas turbine engine; combustion chamber; kerosene surrogate; combustion; environmental characteristics; simulation.

Citation: Matveev S.G. Development of blend composition of aviation kerosene surrogate for the simulation of workflow of gas turbine engine combustion chamber. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 78-87. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-78-87

References

1. GOST 10227-2013. Jet fuels. Specifications. Moscow: Standartinform Publ., 2014. 18 p. (In Russ.)

2. Edwards T., Maurice L.Q. Surrogate mixtures to represent complex aviation and rocket fuels. *Journal of Propulsion and Power*. 2001. V. 17, Iss. 2. P. 461-466. DOI: 10.2514/2.5765

3. Violi A., Yan S., Eddings E.G., Sarofim A.F., Granata S., Faravelli T., Ranzi E. Experimental formulation and kinetic model for JP-8 surrogate mixtures. *Combustion Science and Technology*. 2002. V. 174, Iss. 11-12 P. 399-417. DOI: 10.1080/00102200215080

4. Dagaut P., Bakali A.E., Ristori A. The combustion of kerosene: Experimental results and kinetic modelling using 1- to 3-component surrogate model fuels. *Fuel*. 2006. V. 85, Iss. 7-8. P. 944-956. DOI: 10.1016/j.fuel.2005.10.008

5. Starik A.M., Titova N.S., Torokhov S.A. Kinetics of oxidation and combustion of complex hydrocarbon fuels: Aviation kerosene. *Combustion, Explosion and Shock Waves*. 2013. V. 49, Iss. 4. P. 392-408. DOI: 10.1134/S0010508213040023
6. Alekseev V.A., Soloviova-Sokolova J.V., Matveev S.S., Chechet I.V., Matveev S.G., Konnov A.A. Laminar burning velocities of n-decane and binary kerosene surrogate mixture. *Fuel*. 2017. V. 187. P. 429-434. DOI: 10.1016/j.fuel.2016.09.085
7. Honnet S., Seshadri K., Niemann U., Peters N. A surrogate fuel for kerosene. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2009. V. 32, Iss. 1. P. 485-492. DOI: 10.1016/j.proci.2008.06.218
8. Wang Q.-D., Fang Y.-M., Wang F., Li X.-Y. Systematic analysis and reduction of combustion mechanisms for ignition of multi-component kerosene surrogate. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2013. V. 34, Iss. 1. P. 187-195. DOI: 10.1016/j.proci.2012.06.011
9. Wang, H., Dames, E., Sirjean, B., Sheen, D.A., Tango, R., Violi, A., Lai, J.Y.W., Egolfopoulos, F.N., Davidson, D.F., Hanson, R.K., Bowman, C.T., Law, C. K., Tsang, W., Cernansky, N.P., Miller, D.L., Lindstedt R.P. A high-temperature chemical kinetic model of n-alkane (up to n-dodecane), cyclohexane, and methyl-, ethyl-, n-propyl and n-butyl-cyclohexane oxidation at high temperatures, JetSurF version 2.0. <http://web.stanford.edu/group/haiwanglab/JetSurF/JetSurF2.0/index.html>
10. Primary Reference Fuels (PRF) + PAH + Real Fuels + Methyl-Esters (Version 1412, December 2014). Available at: <http://creckmodeling.chem.polimi.it/menu-kinetics/menu-kinetics-detailed-mechanisms/menu-kinetics-prf-pah-real-fuels-methyl-esters-mechanism>
11. Ansys Inc. Available at: <http://www.ansys.com/>
12. Rui X., Kun W., Banerje S., Jiankun Sh., Parise T., Yangye Z., Shengkai W., Movaghar A., Dong Joon L., Ruhua Z., Xu H., Yang G., Tianfeng L., Brezinsky K., Egolfopoulos F.N., Davidson D.F., Hanson R.K., Bowman C.T., Hai W. A physics-based approach to modeling real-fuel combustion chemistry – II. Reaction kinetic models of jet and rocket fuels. *Combustion and Flame*. 2018. V. 193. P. 520-537. DOI: 10.1016/j.combustflame.2018.03.021
13. Colket M., Edwards T., Williams S., Cernansky N.P., Miller D.L., Egolfopoulos F., Lindstedt P., Seshadri K., Dryer F.L., Law C.K., Friend D., Lenhart D.B., Pitsch H., Sarofim A., Smooke M., Tsang, W. Development of an experimental database and kinetic models for surrogate jet fuels. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. DOI: 10.2514/6.2007-770
14. Dagaut P., Cathonnet M. The ignition, oxidation, and combustion of kerosene: A review of experimental and kinetic modeling. *Progress in Energy and Combustion Science*. 2006. V. 32, Iss. 1. P. 48-92. DOI: 10.1016/j.pecs.2005.10.003
15. Dean A.J., Penyazkov O.G., Sevruck K.L., Varatharajan B. Autoignition of surrogate fuels at elevated temperatures and pressures. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2007. V. 31, Iss. 2. P. 2481-2488. DOI: 10.1016/j.proci.2006.07.162
16. Humer S., Frassoldati A., Granata S., Faravelli T., Ranzi E., Seiser R., Seshadri K. Experimental and kinetic modeling study of combustion of JP-8, its surrogates and reference components in laminar nonpremixed flows. *Proceedings of the Combustion Institute*. 2007. V. 31, Iss 1. P. 393-400. DOI: 10.1016/j.proci.2006.08.008
17. Lindstedt R.P., Maurice L.Q. Detailed chemical-kinetic model for aviation fuels. *Journal of Propulsion and Power*. 2000. V. 16, Iss. 2. P. 187-195. DOI: 10.2514/2.5582
18. Slavinskaya N.A., Zizin A., Aigner M. On model design of a surrogate fuel formulation. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2010. V. 132, Iss. 11. DOI: 10.1115/1.4000593

19. Strelkova M.I., Kirillov I.A., Potapkin B.V., Safonov A.A., Sukhanov L.P., Uman-skiy S.Ya., Deminsky M.A., Dean A.J., Varatharajan B., Tentner A.M. Detailed and reduced mechanisms of jet a combustion at high temperatures. *Combustion Science and Technology*. 2008. V. 180, Iss. 10-11. P. 1788-1802. DOI: 10.1080/00102200802258379

20. Shafer L., Striebich R., Gomach J., Edwards T. Chemical class composition of commercial jet fuels and other specialty kerosene fuels. *14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (Canberra, Australia, November 6-9, 2006)*. DOI: 10.2514/6.2006-7972

21. Lanskiy A.M., Lukachev S.V., Matveev S.G., Kolomzarov O.V., Matveev S.S. *Rabochiy protsess kamer sgoraniya malorazmernykh GTD* [Workflow of combustion chambers of small-size gas turbine engines]. Samara: Samarsky Nauchnyy Tsentr RAN Publ., 2016. 260 p.

22. Chechet I.V. *Metodika opredeleniya emissii kantserogennykh aromaticheskikh uglevodorodov kamerami sgoraniya gazoturbinnnykh dvigateley i ustanovok. Diss ...cand. techn. nauk* [Method of determining emission of carcinogenic aromatic hydrocarbons by combustion chambers of gas turbine engines. Candidate's dissertation (Engineering Science)]. Samara, 2018. 149 p.