

03.2

## Характеристики прогрева и испарения капель реактивного топлива и его суррогатов

© Д.В. Антонов, К.Ю. Вершинина, Р.Е. Черкасов

Национальный исследовательский Томский политехнический университет, Томск, Россия  
E-mail: [vershininaks@tpu.ru](mailto:vershininaks@tpu.ru)

Поступило в Редакцию 6 апреля 2023 г.

В окончательной редакции 3 мая 2023 г.

Принято к публикации 3 мая 2023 г.

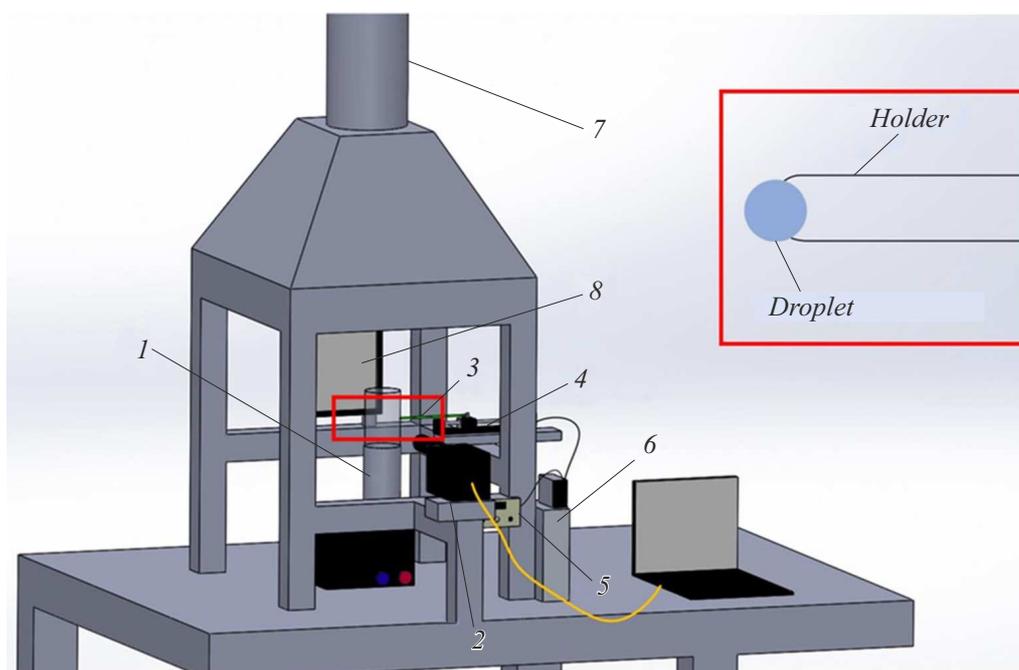
Представлены результаты экспериментальных исследований характеристик прогрева и испарения реактивного топлива (авиационного керосина ТС-1) и его суррогатов (н-декана и SU4) в потоке высокотемпературных газов (диапазон температур газа от 450 до 750 К, диапазон скоростей потока газа от 0 до 6 м/с). Установлены условия по температуре и скорости потока газов, при которых можно обеспечить хорошее согласие по времени полного испарения, динамике изменения размеров (радиусов) и средних температур капель традиционных реактивных топлив на примере керосина ТС-1 и его суррогатов (SU4 и н-декана). При обработке видеозаписей использованы собственные алгоритмы обработки изображений, разработанные в пакете прикладных программ MATLAB.

**Ключевые слова:** нагрев, испарение, авиационный керосин ТС-1, суррогатное топливо.

DOI: 10.21883/PJTF.2023.13.55729.19581

Керосин и его производные являются наиболее распространенными видами жидких топлив в камерах сгорания авиационных двигателей вследствие их высокой теплотворной способности, стабильных термодинамических свойств, сохранения вязкостных характеристик в условиях низких температур на высоте более 9 км. Реактивное топливо, как правило, включает не менее 40 компонентов, среди которых н-декан, изооктан, изоцетан, толуол [1]. Состав и свойства топлива оказывают существенное влияние на технические характеристики современных авиационных двигателей и антропогенные выбросы [2]. В частности, для авиационной промышленности наибольший интерес представляют такие параметры, как время прогрева и интенсивность испарения [3]. Именно эти данные определяют скорость формирования, состав и характеристики топливовоздушной смеси. Конструкция камеры сгорания должна обеспечивать время пребывания топливовоздушной смеси в зоне смешения большее, чем время полного испарения, но меньшее, чем время задержки зажигания [3]. Кроме того, скорость испарения капель топлив влияет на пределы устойчивого горения, полноту сгорания, нагарообразование, бесперебойную работу топливных насосов и склонность к образованию паровых пробок в топливной системе в условиях высотных полетов [4]. Для улучшения характеристик испарения необходимо учитывать дробление капли топлива, характеризующееся ключевым параметром — отношением площадей поверхности жидкости до и после взрывного дробления неоднородных капель, а также установление условий, при которых данный процесс можно считать устойчивым и стабильно воспроизводимым [5]. Авиационные топлива имеют мно-

гокомпонентный химический состав [6], что обуславливает сложность тепломассопереноса в процессах с их участием. Учет особенностей компонентного состава топлив при моделировании их нагрева, испарения и зажигания в камерах сгорания винтовых, реактивных и комбинированных двигателей требует колоссальных временных затрат. Наиболее распространенным подходом для решения данной проблемы является использование суррогатного или монокомпонентного топлива (н-гексана, н-декана, н-додекана) вместо традиционного [7]. Последний подход часто используется при аппроксимации традиционных топлив (керосина ТС-1, бензинов и др.) в коммерческих программных кодах Ansys Fluent, Comsol Multiphysics, OpenFOAM [7]. Суррогаты представляют собой редуцированные по составу версии традиционных топлив, предназначенные для оптимизации процедуры вычислений [7]. В большинстве случаев разработка моделей суррогатов традиционных топлив сосредоточена на установлении их физических и химических свойств [8]. Основными нормируемыми показателями таких топлив являются плотность, давление насыщенных паров, фракционный состав, вязкость и поверхностное натяжение [9]. В литературе пока отсутствует информация о практическом применении таких суррогатов с точки зрения характеристик прогрева и испарения. Известны лишь результаты теоретических исследований применимости таких моделей [10]. Целью настоящей работы является определение различий характеристик прогрева и испарения капель реактивного топлива на примере авиационного керосина ТС-1 и его суррогатов, а также границ применимости последних при моделировании процес-



**Рис. 1.** Экспериментальный стенд. 1 — нагреватель и нагнетатель высокотемпературного газового потока, 2 — высокоскоростная камера Phantom Miro M310, 3 — спай хромель-алюмелевой термопары, 4 — шаговый двигатель, 5 — микроконтроллер, 6 — блок питания, 7 — система вентиляции, 8 — светодиодный прожектор.

Массовая концентрация компонентов для суррогата керосина SU4

н-декан	Изоцетан	Тетралин	Метилциклогексан
0.492	0.202	0.104	0.202

сов тепломассопереноса в камерах сгорания двигателей.

Для исследования характеристик прогрева и испарения реактивных топлив (на примере авиационного керосина TC-1) и их суррогатов (на примере н-декана и SU4, массовая доля компонентов в котором приведена в таблице) применялся стенд, представленный на рис. 1. В качестве нагревательной системы и нагнетателя воздушного потока использовалась тепловая пушка Leister (диапазон температур газа от 450 до 750 К, диапазон скоростей потока газов от 0 до 6 м/с), которая располагалась вертикально. Суммарные погрешности определения параметров тепловой пушки составляли  $\pm 5$  К для температуры газа и  $\pm 0.05$  м/с для скорости потока газов. На выходе из тепловой пушки для поддержания постоянной температуры устанавливался теплоизолированный цилиндр из кварцевого стекла толщиной 2 мм, диаметром 7 см, высотой 20 см с двумя отверстиями, созданными для ввода каплей в зону нагрева и регистрации процессов испарения. Исследуемые капли вводились в область регистрации с помощью координатного механизма, на конце которого находился держатель

в виде хромель-алюмелевой термопары. Зона нагрева, в которую вводилась капля, прогревалась заранее до заданного значения температуры. Капля закреплялась на держателе на протяжении всего эксперимента от момента ее ввода в зону нагрева до полного испарения. Начальная температура каплей  $T_{d0}$  регистрировалась непосредственно до ввода в зону нагрева и составляла  $293 \pm 5$  К. Область регистрации подсвечивалась с помощью светодиодного прожектора. Процессы прогрева и испарения каплей регистрировались с помощью высокоскоростной камеры Phantom Miro M310. Частота съемки при проведении экспериментов составляла 1000 кадров в секунду при разрешении  $512 \times 512$  пикселей. Полученные по результатам экспериментов видеофрагменты обрабатывались в программных комплексах Phantom Camera Control и MATLAB с использованием собственных алгоритмов обработки. Программное обеспечение MATLAB использовалось для определения размеров капли в каждый момент времени при ее испарении. Начальными данными для работы программы были видеофрагменты формата avi, полученные в программном обеспечении Phantom Camera Control. Систематические погрешности определения размеров (радиусов) каплей и их средней температуры не превышали 0.01 мм и 1.5 К соответственно. Начальный размер (радиус) каплей измерялся до момента их непосредственного ввода в зону нагрева. Этапы обработки изображений приведены на рис. 2. Капли, полученные в ходе проведения опытов, представляли собой объ-

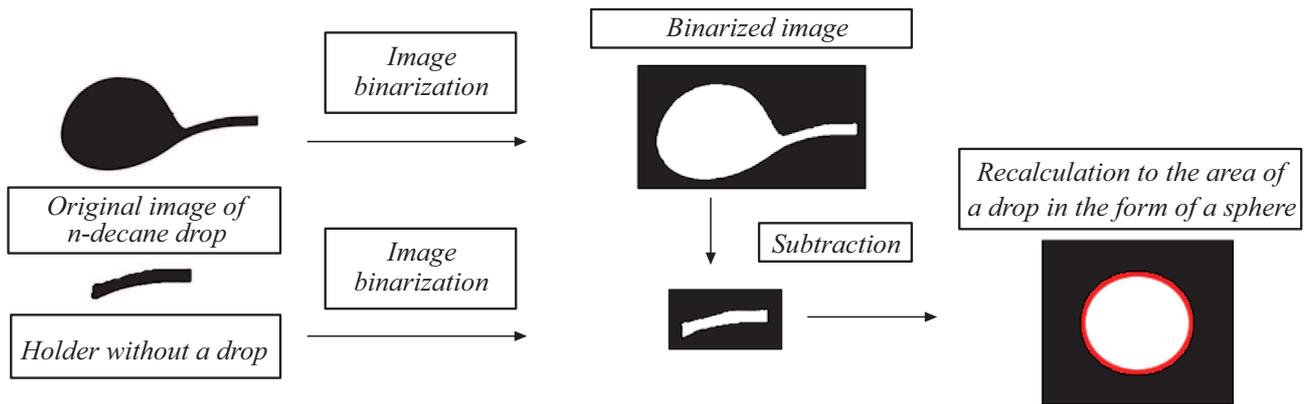


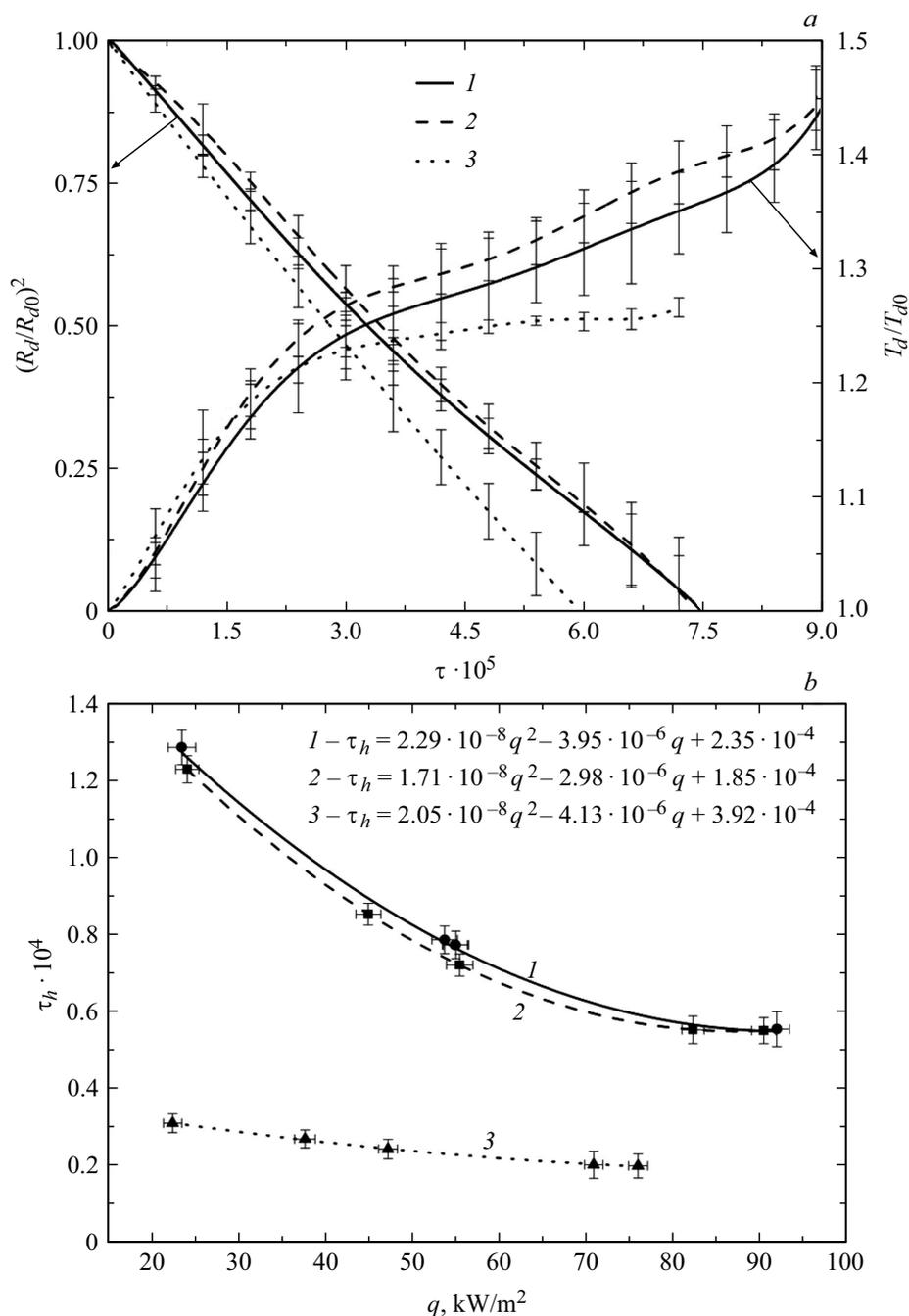
Рис. 2. Этапы обработки видеок кадров с изображениями капель в программном обеспечении MATLAB.

екты неправильной формы. При обработке первичных изображений именно площадь этих объектов анализировалась. Одной из известных форм представления итоговых результатов по изучению динамики испарения таких капель является пересчет в эффективный размер (радиус) каплей, который определяется как  $(S/\pi)^{0.5}$ , где  $S$  — площадь, занятая объектом неправильной формы.

На рис. 3, *a* приведены результаты исследования динамики изменения размеров капель *n*-декана, SU4 и керосина ТС-1 в виде  $(R_d/R_{d0})^2$  и их средней температуры в виде  $T_d/T_{d0}$  при температуре газа  $T_g = 490 \pm 5$  К, скорости газа  $U_g = 0.10 \pm 0.05$  м/с и начальном радиусе каплей  $R_{d0} = 1.00 \pm 0.05$  мм. Безразмерное время  $\tau$  определялось как  $\tau = tD_g/R_{d0}^2$ , где  $D_g$  — коэффициент диффузии парогазовой смеси [м<sup>2</sup>/с],  $t$  — время [с]. Выбор размера (радиуса) каплей обусловлен ограничениями экспериментальной установки. Однако полученные фундаментальные результаты апробации суррогатных топлив даже на крупных каплях позволят перейти к более мелким каплям размером (радиусом) менее 100 мкм при математическом моделировании. Установлены зависимости безразмерного времени полного испарения каплей  $\tau_h$  *n*-декана, SU4 и керосина ТС-1 от величины теплового потока  $q$  (рис. 3, *b*), при расчете значений которого использовались диапазон температур газа от 450 до 750 К и диапазон скоростей потока газа от 0 до 6 м/с. Тепловые потоки, подводимые к приповерхностному слою каплей топлив, рассчитывались с помощью выражения  $q = h[T_g - (\rho_l L(dR/dt))/h]$  (где  $h = \lambda \text{Nu}/2T_g$  — конвективный коэффициент теплоотдачи [W/(м<sup>2</sup>·К)],  $\lambda$  — теплопроводность парогазовой смеси [W/(м·К)],  $\text{Nu} = 1 + (1 + \text{RePr})^{1/3}$  — число Нуссельта,  $\text{Re}$  — число Рейнольдса,  $\text{Pr}$  — число Прандтля,  $\rho_l$  — плотность жидкости [kg/м<sup>3</sup>],  $L$  — теплота парообразования [J/kg],  $dR/dt$  — скорость испарения [м/с]) и варьировались в диапазоне 10–100 kW/м<sup>2</sup>, что соответствовало диапазону температур газа 450–750 К и диапазону скоростей потока газа 0–6 м/с. Отметим, что тепловые потоки, подводимые к каплям изменяются со временем, но

для построения зависимостей на рис. 3 использовались значения максимальных тепловых потоков в начальный момент времени. При этом тепловой поток от держателя не учитывался, поскольку он пренебрежимо мал по сравнению с конвективным тепловым потоком. Данные особенности подробно изучены в наших ранних исследованиях [11]. Полученные в настоящей работе экспериментальные зависимости по динамике изменения  $(R_d/R_{d0})^2(\tau)$  и  $\tau_h(q)$  для SU4 и керосина ТС-1 находятся в удовлетворительном согласии. Во всем временном диапазоне значения  $(R_d/R_{d0})^2$ ,  $T_d/T_{d0}$  и  $\tau_h(q)$  для этих топлив находятся в пределах доверительного интервала. Характеристики для *n*-декана более чем на 15–20% отличаются от аналогичных характеристик авиационного керосина ТС-1. Соответствующие результаты демонстрируют границы применимости суррогатов при моделировании условий и характеристик теплопереноса в камерах сгорания двигателей, работающих на реактивном топливе. Математическая обработка результатов опытов позволила получить выражения (рис. 3, *b*) для прогнозирования значений характеристик прогрева и испарения в широких диапазонах температур и скоростей потока газов. В дальнейшем целесообразно в развитие настоящей работы выполнить изучение последствий прогрева и испарения капель реактивных топлив размером (радиусом) менее 100 мкм при разных внешних тепловых условиях с целью анализа возможности заполнения рабочей камеры сгорания топливным аэрозолем.

Таким образом, проведенные эксперименты позволили установить условия по температуре (450–750 К) и скорости потока газов (0–6 м/с), при которых обеспечивается удовлетворительное согласие по времени полного испарения, динамике изменения размеров и средних температур капель традиционного реактивного топлива (керосина ТС-1) и его суррогатов. Полученные результаты целесообразно использовать при развитии физических и математических моделей фазовых превращений капель реактивных топлив в ка-



**Рис. 3.** *a* — динамика изменения размеров капель керосина TC-1 (1), SU4 (2) и н-декана (3) в виде  $(R_d/R_{d0})^2$  и их средней температуры в виде  $T_d/T_{d0}$  при  $T_g = 490 \pm 5 \text{ K}$ ,  $U_g = 0.10 \pm 0.05 \text{ m/s}$ ,  $R_{d0} = 1.00 \pm 0.05 \text{ mm}$ . *b* — зависимости безразмерного времени полного испарения капель  $\tau_h$  керосина TC-1 (1), SU4 (2) и н-декана (3) от величины теплового потока  $q$  в диапазонах  $T_g = 450\text{--}750 \text{ K}$  и  $U_g = 0\text{--}6 \text{ m/s}$ .

мерах сгорания двигателей и энергетических установок.

### Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

### Финансирование работы

Исследование выполнено при поддержке гранта Президента РФ (МД-1616.2022.4).

### Список литературы

- [1] D. Zheng, W.M. Yu, B.J. Zhong, Acta Phys. — Chim. Sin., **31** (4), 637 (2015). DOI: 10.3866/PKU.WHXB201501231

- [2] S. Holz, S. Braun, G. Chaussonet, R. Koch, H. Bauer, *Energies*, **12** (4), 2835 (2019). DOI: 10.3390/en12142835
- [3] Б.А. Углов, *Эксплуатационные свойства реактивных топлив и надежность авиационных силовых установок* (КуАИ, Куйбышев, 1986), с. 68.
- [4] *Топлива, смазочные материалы, технические жидкости*, под ред. В.М. Школьников (Химия, М., 1989).
- [5] М.В. Пискунов, П.А. Стрижак, *Письма в ЖТФ*, **43** (12), 34 (2017). DOI: 10.21883/PJTF.2017.12.44706.16709 [M.V. Piskunov, P.A. Strizhak, *Tech. Phys. Lett.*, **43** (6), 558 (2017). DOI: 10.1134/S1063785017060256].
- [6] Г.В. Кузнецов, П.А. Стрижак, *Письма в ЖТФ*, **40** (12), 11 (2014). [G.V. Kuznetsov, P.A. Strizhak, *Tech. Phys. Lett.*, **40** (6), 499 (2014). DOI: 10.1134/S1063785014060200].
- [7] L. Poulton, O. Rybdylova, I.A. Zubrilin, S.G. Matveev, N.I. Gurakov, M. Qubeissi, N. Al-Esawi, T. Khan, V.M. Gun'ko, S.S. Sazhin, *Fuel*, **269**, 117115 (2020). DOI: 10.1016/J.FUEL.2020.117115
- [8] V.A. Alekseev, J.V. Soloviova-Sokolova, S.S. Matveev, I.V. Chechet, S.G. Matveev, A.A. Konnov, *Fuel*, **187**, 429 (2017). DOI: 10.1016/J.FUEL.2016.09.085
- [9] Н.Д. Радченко, *Исследование и моделирование эксплуатационных свойств бензинов* (Томский политехнический университет, Томск, 2019).
- [10] S. Ray, V. Raghavan, G. Gogos, *Int. J. Multiphase Flow*, **111**, 294 (2019). DOI: 10.1016/j.ijmultiphaseflow.2018.10.002
- [11] D.V. Antonov, R.M. Fedorenko, P.A. Strizhak, Z. Nissar, S.S. Sazhin, *Combust. Flame*, **233**, 111599 (2021). DOI: 10.1016/j.combustflame.2021.111599