

Тепловое излучение факела модельного жидкостного ракетного двигателя*

В. А. Кузьмин¹, И. А. Заграй², Е. И. Маратканова³, Н. А. Шмакова⁴

¹ доктор технических наук, профессор кафедры инженерной физики,
Вятский государственный университет. Россия, г. Киров. E-mail: kuzmin@vyatsu.ru

² кандидат технических наук, доцент кафедры инженерной физики,
Вятский государственный университет. Россия, г. Киров. E-mail: Zagray@vyatsu.ru

³ кандидат технических наук, доцент кафедры инженерной физики,
Вятский государственный университет. Россия, г. Киров. E-mail: e.maratkanova@mail.ru

⁴ аспирант кафедры инженерной физики, Вятский государственный университет.
Россия, г. Киров. E-mail: usr09554@vyatsu.ru

Аннотация. В работе с помощью разработанной нами комплексной методики проведены вычислительные исследования теплового излучения факела модельного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Модельный двигатель, являясь уменьшенной в 45 раз копией ЖРД F-1, работал на кислороде и этилене в соотношении компонентов 2,25. Получены спектральные интенсивности излучения и степени черноты в зависимости от состава продуктов сгорания. Установлено, что газовая фаза в продуктах сгорания придает ярко выраженный селективный характер инфракрасному излучению факела ракетного двигателя и что наибольшая степень черноты продуктов сгорания наблюдается в полосе поглощения CO₂. Эта полоса наиболее интересна для измерения температуры продуктов сгорания ракетных двигателей на срезе сопла и в факеле. Удовлетворительное согласие расчетных результатов с экспериментом при горении газообразного топлива дает основание использовать расчетную методику при исследовании характеристик излучения (интенсивностей, спектральных и интегральных плотностей потоков и степеней черноты) топочных газов при использовании в топках природного газа.

Ключевые слова: вычислительный эксперимент, тепловое излучение, факел, модельный жидкостный ракетный двигатель, интенсивность излучения, степень черноты.

Исследование теплового излучения факела ракетных двигателей представляет практический интерес при решении проблем организации радиосвязи с летательными аппаратами (ЛА), проблем обнаружения и распознавания (селекции) ЛА, проблем наведения зенитных управляемых ракет по тепловому излучению факела ЛА, проблем защиты ЛА ложными тепловыми целями, проблем теплозащиты элементов конструкций донной части ракет, при моделировании и диагностике плазменных струй. Решение указанных проблем представляет собой дорогостоящий и трудноосуществимый натурный эксперимент в реальных полетных условиях. Поэтому для отладки методик моделирования и решения указанных проблем проводятся наземные эксперименты на моделях с использованием вакуумных камер [2; 6].

С развитием вычислительной техники наряду с экспериментальными исследованиями стал бурно развиваться и нашел широкое распространение математический эксперимент, применяемый для моделирования различных процессов. Существуют работы, посвященные численному моделированию газодинамики [1; 3] и ИК-излучения факелов ракетных двигателей [4; 5; 7].

В данной работе с помощью разработанной нами комплексной методики расчета и моделирования теплового излучения факела ракетного двигателя [9; 10] проводятся вычислительные исследования и сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными теплового излучения факела модельного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) [8].

Реальный ЖРД F-1 работает на жидком кислороде и керосине RP-1 с соотношением компонентов 2,27. Высота двигателя – 5,79 м, диаметр – 3,76 м, степень расширения сопла – 16:1, давление в камере сгорания – 7 МПа.

* Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-07-01145 а.
© Кузьмин В. А., Заграй И. А., Маратканова Е. И., Шмакова Н. А., 2018

Модельный двигатель, являясь уменьшенной в 45 раз копией ЖРД F-1, работал на кислороде и этилене (C_2H_4) в соотношении компонентов 2,25. Истечение струи факела происходило в вакуумную камеру с давлениями, имитирующими полет ракеты на высотах от 10 до 67 км.

Ценность эксперимента на модельном двигателе при реальных условиях в широком интервале длин волн 1,5...5 мкм с помощью двух спектрометров с приемниками излучения на гетероструктурах заключается в том, что на нем можно апробировать расчетные методики.

При расчетных исследованиях принимались следующие исходные данные: диаметр струи факела на срезе сопла $L = 8,22$ см, давление продуктов сгорания на срезе сопла $p = 0,29 \cdot 10^5$ Па, температура продуктов сгорания на срезе сопла $T = 1660$ К. ИК-излучение факела определялось газами CO_2 и H_2O с массовыми долями 0,725 и 0,275 соответственно. Спектральный коэффициент поглощения газовой фазы $\alpha_{г\lambda}$ (рис. 1) вычислялся с использованием информационной системы Spectra (<http://spectra.iao.ru>).

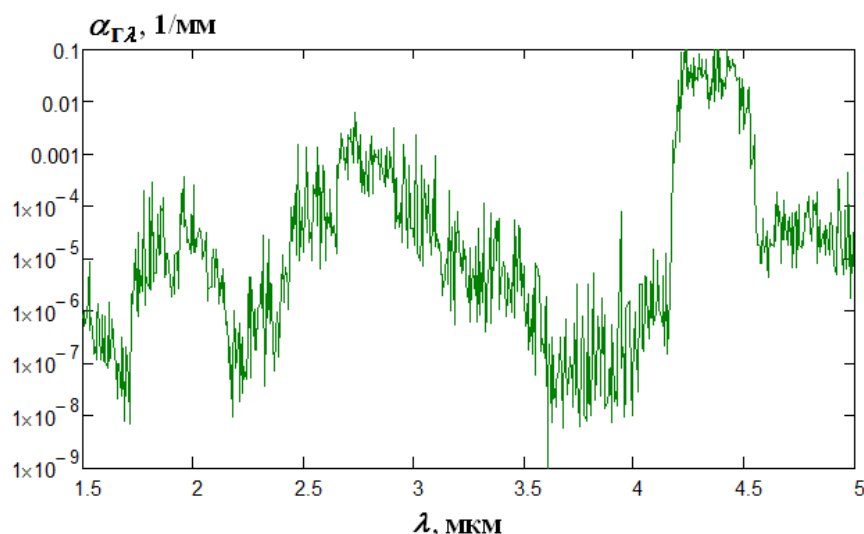


Рис. 1. Спектральный коэффициент поглощения газовой фазы

Перенос энергии излучения в поглощающей, излучающей и рассеивающей среде описывается интегрально-дифференциальным уравнением вида

$$(\Omega \nabla) I_{\lambda}(r, \Omega) + \kappa_{\lambda} I_{\lambda}(r, \Omega) = \beta_{\lambda} \int I_{\lambda}(r', \Omega') \gamma_{\lambda}(r, r', \Omega, \Omega') d\omega' + \alpha_{\lambda} I_{0\lambda}(r), \quad (4\pi)$$

где Ω – направление, I_{λ} – спектральная интенсивность излучения, r – координата, ω – телесный угол, $I_{0\lambda}$ – спектральная интенсивность излучения абсолютно черного тела (АЧТ).

При рассмотрении радиационных характеристик единичного объема суммарный коэффициент поглощения конденсированной фазы и газовой фазы определяется по формуле: $\alpha_{\lambda} = \alpha_{з\lambda} + \alpha_{г\lambda}$. В случае гомогенных продуктов сгорания (только газовая фаза) $\alpha_{\lambda} = \alpha_{г\lambda}$. Коэффициент ослабления единичного объема продуктов сгорания (без учета рассеяния, $\beta_{\lambda} = 0$): $\kappa_{\lambda} = \alpha_{\lambda}$.

Для решения уравнения переноса энергии излучения использовался метод сферических гармоник в P_3 -приближении для условий одномерной геометрии. Рассматривалось изотермическое диаметрально сечение факела вблизи среза сопла. Расчеты характеристик излучения (интенсивностей и степеней черноты) проведены по комплексной программе «Спектр», созданной для определения теплового излучения гомогенных и гетерогенных продуктов сгорания энергетических установок [9; 10].

На рис. 2 и 3 представлены спектральная интенсивность излучения и степень черноты в зависимости от длины волны. Экспериментальный спектр в диапазоне длин волн 1,6...5,0 мкм был получен стыковкой двух спектров, замеренных спектрометрами в двух диапазонах 1,6...3,2 мкм и 3,0...5,0 мкм с разрешением по спектру 0,04 мкм и эквивалентной высотой полета ракеты 41 км [8]. В первом спектральном диапазоне использовался спектрометр с детектором из кристалла арсенида индия, охлаждаемый сухим льдом, а для второго диапазона использовался спектрометр с детектором из кристалла антимонида индия, охлаждаемый жидким азотом.

Проведенное сопоставление результатов расчета с экспериментальными данными показало, что присутствие газовой фазы в продуктах сгорания придает селективный характер ИК-излучению факела ракетного двигателя.

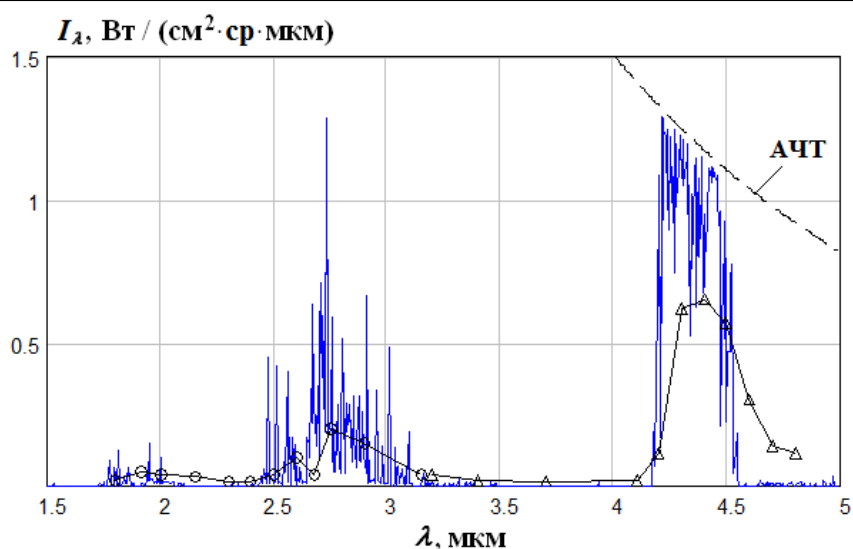


Рис. 2. Спектральная интенсивность излучения факела вблизи среза сопла:
 ———— расчет по методике данной работы;
 ○ — эксперимент (развертка в диапазоне коротких волн);
 △ — эксперимент (развертка в диапазоне длинных волн).

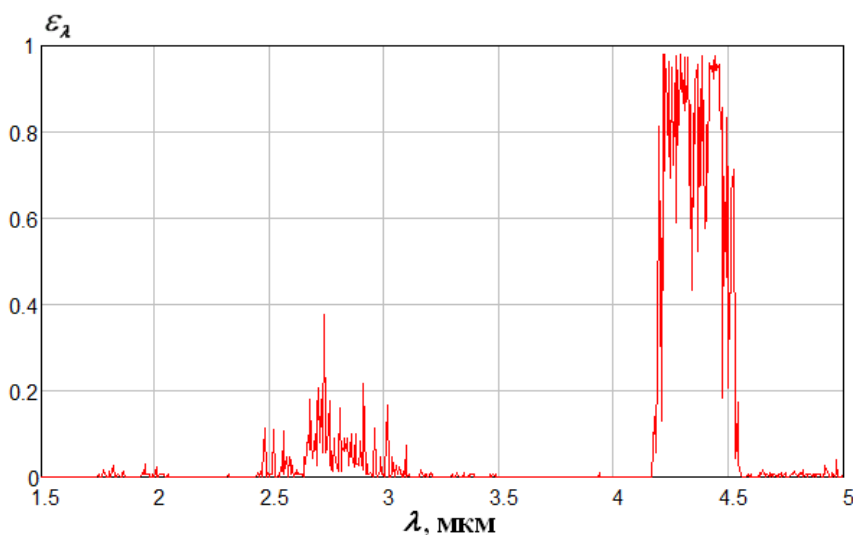


Рис. 3. Спектральная степень черноты факела вблизи среза сопла

Из полученного экспериментального спектра следует, что максимальная спектральная интенсивность излучения участка факела вблизи среза сопла наблюдается для полосы поглощения CO_2 при длине волны 4,4 мкм и равна 0,67 Вт/(см²·мкм·ср), что соответствует наибольшей спектральной степени черноты, равной 0,81. Эта полоса наиболее интересна для измерения температуры продуктов сгорания ракетных двигателей на срезе сопла и в факеле.

Проведенное расчетное исследование по разработанной методике позволило определить спектральную интенсивность излучения и степень черноты продуктов сгорания факела вблизи среза сопла для условий работы модельного ЖРД на этилене и кислороде. Удовлетворительное согласие расчетных результатов с экспериментальными данными Клейна и Пензиаса [8] в спектральном интервале 1,5...5 мкм дает основание использовать расчетную методику для определения характеристик излучения (интенсивностей, спектральных и интегральных плотностей потоков и степеней черноты) для факелов котельных агрегатов при использовании в топках природного газа и других энергетических установок, работающих не только с гетерогенными, но и с гомогенными продуктами сгорания.

Список литературы

1. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П., Худяков В. А. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания : справочник : в 10 т. / под ред. В. П. Глушко. М. : АН СССР-ВИНИТИ, 1971. Т. 1. 266 с.
2. Андреев Е. П., Завелевич Ф. С., Макаров И. П. Сравнение результатов расчета ИК-излучения факела с экспериментальными данными, полученными в вакуумной камере // Оптический журнал. 1998. Т. 65. № 11. С. 34–36.

3. Димитриенко Ю. И., Коряков М. Н., Захаров А. А. Численное моделирование газодинамики факела ракетных двигателей // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. Вып. 9 (21). URL: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/flammable/1115.html> (дата обращения: 22.01.2018).

4. Нельсон Х. Ф. Влияние частиц на ИК-излучение выхлопных струй тактической ракеты // Аэрокосмическая техника. 1986. № 1. С. 119–127.

5. Тиранов А. Д., Филиппов В. Л. Расчет спектральной плотности силы излучения факелов ракетных двигателей на твердом топливе // Оптический журнал. 2012. 79, 3. С. 77–83.

6. Травников Р. И., Попов Н. А. Метод и аппаратура оптической диагностики факела ракетного двигателя при стендовых испытаниях // Труды МАИ : электрон. журн. 2012. Вып. 51. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29136> (дата обращения: 22.01.2018).

7. Guobiao C., Dingqiang Z., Xiaoying Z. Numerical simulation of the infrared radiative signatures of liquid and solid rocket plumes // Aerospace Science and Technology. 2007. Vol. 11. P. 473–480.

8. Klein L., Penzias G. J. Spectral radiances of model rocket exhaust gases at simulated altitude measured with a rapid-scanning spectrometer // AIAA Journal. 1967. Vol. 5. № 9. P. 1690–1692.

9. Kuzmin V. A., Zagrai I. A., Shmakova N. A. Modeling of thermal radiation of combustion products in the gas generator // 2017 International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing (ICIEAM). 2017.

10. Kuzmin V. A., Maratkanova E. I., Zagrai I. A. Modeling of thermal radiation of heterogeneous combustion products in the model solid rocket engine plume // Procedia Engineering. 2017. Vol. 206. P. 1801–1807.

Thermal radiation of the torch of model liquid rocket engine

V. A. Kuzmin¹, I. A. Zagray², E. I. Maratkanova³, N. A. Shmakova⁴

¹ Doctor of technical sciences, professor of the Department of engineering physics, Vyatka State University. Russia, Kirov. E-mail: kuzmin@vyatsu.ru

² PhD of technical sciences, associate professor of engineering physics, Vyatka State University. Russia, Kirov. E-mail: Zagray@vyatsu.ru

³ PhD of technical sciences, associate Professor of engineering physics, Vyatka State University. Russia, Kirov. E-mail: e.maratkanova@mail.ru

⁴ post-graduate student of the Department of engineering physics, Vyatka State University. Russia, Kirov. E-mail: usr09554@vyatsu.ru

Abstract. Computational studies of thermal radiation of the model liquid rocket engine (LRE) torch were carried out in the work with the help of the complex technique developed by us. The model engine, being reduced by 45 times a copy of LRE F-1, worked on oxygen and ethylene in a ratio of 2.25 components. The spectral intensities of radiation and the degree of blackness depending on the composition of the combustion products are obtained. It was found that the gas phase in the combustion products gives a pronounced selective character to the infrared radiation of the rocket engine torch and that the greatest degree of blackness of the combustion products is observed in the absorption band of CO₂. This strip is most interesting for measuring the temperature of the combustion products of rocket engines on the nozzle cut and in the torch. The satisfactory agreement of the calculated results with the experiment in combustion of gaseous fuel gives grounds to use the calculation method in the study of the radiation characteristics (intensities, spectral and integral densities of flows and degrees of blackness) of flue gases when used in natural gas furnaces.

Keywords: computational experiment, thermal radiation, torch, model liquid rocket engine, radiation intensity, blackness.

References

1. Alemasov V. E., Dregalin A. F., Tishin A. P., Hudyakov V. A. *Termodinamicheskie i teplofizicheskie svojstva produktov sgoraniya : spravochnik : v 10 t.* [Thermodynamic and thermophysical properties of combustion products: reference: in 10 vol. / under the editorship of V. P. Glushko. M. USSR Academy of Sciences-All-Russia Institute of Scientific and Technical Information. 1971. Vol.1. 266 p.

2. Andreev E. P., Zavelevich F. S., Makarov I. P. *Sravnienie rezul'tatov rascheta IK-izlucheniya fakela s ehksperimental'nymi dannymi, poluchennymi v vakuumnoj kamere* [Comparison of the results of calculation of the infrared radiation of the torch with experimental data obtained in a vacuum chamber] // *Opticheskij zhurnal* – Optical journal. 1998, vol. 65, No. 11, pp. 34–36.

3. Dimitrienko YU. I., Koryakov M. N., Zaharov A. A. *CHislennoe modelirovanie gazodinamiki fakela raketnyh dvigatelej* [Numerical simulation of gas dynamics torch rocket engines] // *Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovacii* – Engineering journal: science and innovation. 2013, issue. 9 (21). Available at: <http://engjournal.ru/catalog/mathmodel/flammable/1115.html> (date accessed: 22.01.2018).

4. Nel'son H. F. *Vliyanie chastic na IK-izluchenie vykhlopnyh struj takticheskoy rakety* [Effect of particles on IR radiation exhaust jets of the tactical missiles] // *Aehrokosmicheskaya tekhnika* - Aerospace engineering. 1986, No. 1, pp. 119–127.

5. Tiranov A. D., Filippov V. L. *Raschet spektral'noj plotnosti sily izlucheniya fakelov raketnyh dvigatelej na tverdom toplive* [Calculation of the spectral density of power of radiation of torches, rocket engines solid fuel] // *Opticheskij zhurnal* – Optical journal. 2012, 79, 3, pp. 77–83.

6. Travnikov R. I., Popov N. A. *Metod i apparatura opticheskoy diagnostiki fakela raketnogo dvigatelya pri stendovyh ispytaniyah* [Method and equipment of optical diagnostics of rocket engine torch at bench tests] // *Trudy MAI : ehlektron. zhurn.* – Proceedings of MAI: electron. journ. 2012. Issue. 51. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=29136> (date accessed: 22.01.2018).

7. Guobiao C., Dingqiang Z., Xiaoying Z. Numerical simulation of the infrared radiative signatures of liquid and solid rocket plumes // *Aerospace Science and Technology*. 2007. Vol. 11. P. 473–480.

8. Klein L., Penzias G. J. Spectral radiances of model rocket exhaust gases at simulated altitude measured with a rapid-scanning spectrometer // *AIAA Journal*. 1967. Vol. 5. № 9. P. 1690–1692.

9. Kuzmin V. A., Zagrai I. A., Shmakova N. A. Modeling of thermal radiation of combustion products in the gas generator // 2017 International Conference on Industrial Engineering, Applications and Manufacturing (ICIEAM). 2017.

10. Kuzmin V. A., Maratkanova E. I., Zagrai I. A. Modeling of thermal radiation of heterogeneous combustion products in the model solid rocket engine plume // *Procedia Engineering*. 2017. Vol. 206. P. 1801–1807.