

## Методическое обеспечение и расчет режимных параметров экспериментальной отработки модельных ракетно-прямоточных двигателей

© Д.А. Ягодников, А.В. Сухов, Н.Я. Ирьянов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Создана расчетная методика, позволяющая обеспечить необходимые режимные параметры пневмогидравлической системы стендового комплекса для испытаний модельных ракетно-прямоточных двигателей с использованием огневого подогревателя воздуха, имитирующего условия на входе в камеру дожигания, соответствующие полетным. Представлены системы уравнений, выполнены термодинамические расчеты состава рабочего тела, вырабатываемого газогенератором подогрева при сжигании керосина в воздухе и восстановлении израсходованного кислорода с помощью добавления его дополнительного расхода непосредственно перед камерой дожигания. Получены равновесные значения температуры и относительной массовой концентрации продуктов сгорания, необходимые для определения режимных параметров работы стендового оборудования и анализа получаемых при огневых стендовых испытаниях экспериментальных данных.*

**Ключевые слова:** ракетно-прямоточные двигатели, испытания, режимные параметры, подогрев воздуха, концентрация кислорода, термодинамический расчет.

**Введение.** Одна из проблем создания ракетно-прямоточных двигателей (РПД) для высокоскоростных летательных аппаратов состоит в том, что при торможении воздуха в воздухозаборнике до дозвуковых скоростей он будет нагреваться до температуры почти 2400 К вблизи земной поверхности и примерно до 1700 К на высоте 25 км от поверхности Земли (число Маха в условиях полета  $M = 6$ ). В связи с этим актуальным является исследование характеристик рабочего процесса в газогенераторе и камере сгорания при наземной стендовой отработке, когда в качестве несущей среды используется подогретый воздух, подаваемый на вход в модельную установку.

В настоящее время среди применяемого для указанных целей стендового оборудования наибольшее распространение получили электрические подогреватели, рекуперативные теплообменные аппараты, плазматроны, а также огневые подогреватели, обеспечивающие необходимую температуру воздуха при сжигании в нем определенного количества горючего, как правило углеводородного, с последующей, в случае необходимости, балластировкой кислородом. В работе [1] приведен подробный анализ достоинств и недостатков каждого из этих видов оборудования. Отметим, что первые три из перечисленных видов, обладая несомненными преимуществами с точки зре-

ния неизменности относительной массовой концентрации кислорода в воздухе ( $g_{O_2}^{\text{возд}} = 0,2315$ ), являются чрезвычайно энергозатратными и требуют сложного стендового оборудования для проведения измерений и определения режимных параметров модельных РПД (например, тяги). Способ нагрева воздуха в процессе сжигания определенного количества горючего, например керосина, в воздухе с последующим вдувом дополнительного кислорода для восстановления концентрации прореагировавшего с горючим кислорода представляется самым простым, так как не требует дополнительных источников энергии, а схема подогрева воздуха во вспомогательном газогенераторе достаточно удачно komponуется с модельным РПД.

Целью настоящей работы было создание расчетной методики, позволяющей обеспечить режимные параметры, необходимые для испытания модельных РПД при использовании огневого подогревателя воздуха.

**Расчет равновесных характеристик продуктов газогенерации в генераторе подогрева.** Рассмотрим методику расчета режимных параметров газогенератора подогрева (ГПП) воздуха до заданной температуры на входе в камеру дожигания. Будем считать, что для этого используется воздушно-керосиновый газогенератор с коллектором подачи газообразного кислорода, восстанавливающего относительную массовую концентрацию последнего в горячем кислородсодержащем рабочем теле примерно до 0,23, и возможностью выравнивания профилей скорости и температуры.

Примем, что задана равновесная температура продуктов сгорания на выходе из ГПП  $T_{\text{ГПП}} = (1700 \text{ К} + \Delta T)$ , требуемая для моделирования подогрева воздуха на входе в РПД до температуры  $T_{\text{вх}} = 1700 \text{ К}$ . Здесь следует ввести необходимое превышение температуры  $\Delta T$  над заданным значением  $T_{\text{вх}}$ , характеризующее возможные недогорание топлива и тепловые потери на участке от ГПП до входа в камеру дожигания РПД.

В ГПП в процессе горения керосина в подогретом топливе на величину  $\Delta g_{O_2}$  будет уменьшаться концентрация кислорода, который при ответственных испытаниях необходимо специально вводить в камеру дожигания, чтобы восстановить его массовую концентрацию до значения  $g_{O_2}^{\text{к.дж}} = 0,2315 \approx 0,23$ .

Затем следует выполнить термодинамический расчет равновесного состава продуктов сгорания в ГПП. Для этого используется программный комплекс «ТЕРРА», разработанный профессором Б.Г. Трусовым [2]. Для проведения расчетов с помощью программного комплекса «ТЕРРА» требуется задать исходные данные, характеризующие соотношение компонентов топлива и давление, применительно к ко-

торым рассчитываются равновесные характеристики продуктов сгорания. Необходимо отметить, что на практике в камере сгорания и газогенераторе РПД давление изменяется в узком диапазоне 0,5...1,0 МПа, где термодинамические характеристики продуктов сгорания, в частности температура, изменяются незначительно. Значения исходных данных для расчета приведены ниже:

- давление  $p_{ГПП} = 0,92$  МПа;
- коэффициент избытка окислителя в ГПП  $\alpha_{ГПП} = 1,15$ ;
- массовое стехиометрическое соотношение при горении керосина в воздухе  $K_{m0} = 14,63$ .

Основные результаты термодинамического расчета:

- адиабатическая температура  $T_{ГПП}^* = 2166$  К;
- относительные массовые концентрации отдельных составляющих продуктов сгорания  $g_{O_2}^{ост} = 0,027$ ;  $g_{H_2O} = 0,070$ ;  $g_{N_2} = 0,722$ ;  $g_{NO} = 0,003$ ;  $g_{CO_2} = 0,174$ ;  $g_{CO} = 0,001$ .

Полученное значение  $T_{ГПП}^*$  оказалось выше заданного значения, до которого необходимо нагреть воздух (1700 К), поскольку учтено добавление кислорода для восстановления его концентрации в нагретом воздухе и соответствующее снижение температуры последнего.

#### Методика расчета режимных параметров модельного РПД.

Для реализации разрабатываемой методики расчета режимных параметров модельного РПД необходимо в качестве базового выбрать конкретный модельный РПД, на котором могут отрабатываться как новые горючие, так и схемы организации процессов смешения воздуха, поступающего из воздухозаборного устройства, и горючего [3]. Предложенная методика позволяет настраивать расходные параметры стендового оборудования, в частности пневмогидравлической системы, для отработки РПД как на жидком, так и на твердом топливе.

Зададимся значением суммарного расхода подогретого воздуха, подаваемого в камеру дожигания модельного РПД из ГПП:  $\dot{m}_{ГПП} = 1000$  г/с. Тогда с учетом приведенных выше результатов термодинамического расчета массовый расход остаточного кислорода в продуктах сгорания топливной смеси в ГПП будет таким:

$$\dot{m}_{O_2}^{ост} = g_{O_2}^{ост} \cdot 1000 = 27 \text{ г/с.}$$

Оставшиеся продукты сгорания с преобладающим инертным азотом составляют  $(1 - g_{O_2}) \cdot 1000 = 973$  г/с.

Чтобы восстановить концентрацию кислорода в подогретом воздухе, к расходу, поступающему из ГПП  $\dot{m}_{ГПП}$ , необходимо добавить кислород в таком количестве  $\dot{m}_{O_2}^{доп}$ , чтобы реализовалось условие массовой концентрации кислорода на входе в камеру дожигания

$g_{O_2}^{к.дж} = 0,2315 \approx 0,23$ . Используя уравнения сохранения массы, условие восстановления массовой концентрации кислорода можно записать в виде

$$\frac{\dot{m}_{O_2}^{ост} + \dot{m}_{O_2}^{доп}}{\dot{m}_{к.дж}} = 0,23 = g_{O_2}^{к.дж} = g_{O_2}^{возд}, \quad (1)$$

где

$$\dot{m}_{к.дж} = \dot{m}_{ГПП} + \dot{m}_{O_2}^{доп}. \quad (2)$$

Решая совместно уравнения (1) и (2), получаем

$$\dot{m}_{O_2}^{доп} = \frac{g_{O_2}^{к.дж} \cdot \dot{m}_{ГПП} - \dot{m}_{O_2}^{ост}}{1 - g_{O_2}^{к.дж}}.$$

Подставив исходные данные рассматриваемого примера, получим массовый расход кислорода, дополнительно подаваемого в камеру дожига:

$$\dot{m}_{O_2}^{доп} = \frac{0,23 \cdot 1000 - 27}{1 - 0,23} = 264 \text{ г/с.}$$

**Поверочный термодинамический расчет.** Для расчета в программном комплексе «ТЕРРА» исходный файл формируется следующим образом. В камеру ГПП подается суммарный расход  $\dot{m}_{ГПП} = 1000$  г/с. При этом коэффициент избытка окислителя  $\alpha_{ГПП} = 1,15$ :

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{m}_{ГПП}^{возд} \dot{m}_{ГПП}^{кер} = \dot{m}_{ГПП} \\ \frac{\dot{m}_{ГПП}^{возд}}{\dot{m}_{ГПП}^{кер}} = K_{m_0} \alpha_{ГПП} \end{array} \right. \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} \dot{m}_{ГПП}^{кер} = \frac{\dot{m}_{ГПП}}{1 + K_{m_0} \alpha_{ГПП}} = \frac{1000}{1 + 14,63 \cdot 1,15}; \\ \dot{m}_{ГПП}^{возд} = \frac{K_{m_0} \alpha_{ГПП} \dot{m}_{ГПП}}{1 + K_{m_0} \alpha_{ГПП}} = \frac{14,63 \cdot 1,15 \cdot 1000}{1 + 14,63 \cdot 1,15}. \end{array} \right.$$

При решении уравнений получаем значения массового расхода воздуха и керосина, подаваемых в ГПП:

$$\dot{m}_{ГПП}^{возд} = 943,9 \text{ г/с}; \quad \dot{m}_{ГПП}^{кер} = 56,1 \text{ г/с.}$$

Перед камерой дожига дополнительно вводим газообразный кислород в количестве  $\dot{m}_{O_2}^{доп} = 264$  г/с. Тогда в программном комплексе «ТЕРРА» исходный файл задания трехкомпонентной смеси включает следующие командные строки:

1-й компонент: воздух  $\dot{m}_{ГПП}^{возд} = 943,9$  г/с;

2-й компонент: керосин  $\dot{m}_{ГПП}^{кер} = 56,1$  г/с;

3-й компонент: кислород  $\dot{m}_{O_2}^{доп} = 264$  г/с.

Очевидно, что результат расчета в программном комплексе «ТЕРРА» не изменится, если в качестве начальных значений использовать указанные значения массовых расходов  $\dot{m}_i$ , нормированные относительно суммарного массового расхода компонентов  $\dot{m}_{ГПП}^{возд} + \dot{m}_{ГПП}^{кер} + \dot{m}_{O_2}^{доп}$ .

Учитывая, что дополнительный кислород добавляется перед входом в камеру дожигания, расчет проводили при давлении  $p_k = 0,5$  МПа. Полученный в результате расчета равновесный состав продуктов сгорания приведен ниже (полу жирным шрифтом выделены преобладающие соединения):

Равновесные параметры продуктов сгорания, $p = 0,5$ МПа			
Удельная формула смеси $N_{40,887} O_{23,932} C_{3,176} H_{6,213}$			
Адиабатическая температура 1854,63 К; молекулярная масса продуктов сгорания $\mu = 29,4388$ кг/кмоль			
Равновесные относительные массовые концентрации, $g_i$			
O = 0.2242e-4	<b>O<sub>2</sub> = 0.229</b>	O <sub>3</sub> = 0.1046e-7	H = 0.2390e-7
H <sub>2</sub> = 0.5328e-6	OH = 0.3498e-3	HO <sub>2</sub> = 0.2924e-5	<b>H<sub>2</sub>O = 0.05578</b>
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> = 0.1210e-6	N = 0.1548e-10	<b>N<sub>2</sub> = 0.57061</b>	<b>NO = 0.00443</b>
NO <sub>2</sub> = 0.3452e-4	N <sub>2</sub> O = 0.7265e-6	N <sub>2</sub> O <sub>3</sub> = 0.2802e-11	NH = 0.3484e-11
NH <sub>2</sub> = 0.3423e-12	NH <sub>3</sub> = 0.1279e-11	HNO = 0.9504e-8	HNO <sub>2</sub> = 0.5836e-6
HNO <sub>3</sub> = 0.6404e-9	CO = 0.3077e-4	<b>CO<sub>2</sub> = 0.13975</b>	HCO = 0.5697e-13
COOH = 0.1702e-9	NO+ = 0.6980e-13	NO <sub>2-</sub> = 0.5211e-13	CH <sub>2</sub> O <sub>2</sub> = 0.6883e-11

Анализируя приведенные данные, можно заключить, что на входе в камеру дожигания будут реализовываться условия, соответствующие требуемым. Превышение адиабатической температуры продуктов сгорания составит 153 градуса, что некритично вследствие неизбежности потерь, связанных с неадиабатичностью процессов горения и смешения в условиях реальных конструкций ГПП и камеры сгорания модельного РПД. Кроме того, действительные значения температуры подогретого воздушного потока достаточно просто измерить известными из теории теплотехнического эксперимента способами, например, с использованием термоэлектрических преобразователей [4].

В некоторых случаях, например при разработке РПД на твердом борсодержащем топливе, принципиальным является содержание в воздухе паров воды, которые при определенных условиях влияют на макрокинетические характеристики процессов воспламенения и горения частиц металлов, и в частности бора. Заметное влияние паров воды на период индукции воспламенения и время горения одиночных частиц бора начинает сказываться при относительной концентрации 0,15...0,20 [5]. Полученные в работе равновесные значения

$g_{H_2O} = 0,056$  свидетельствуют о том, что в этом случае содержащиеся в потоке воздуха на входе в камеру дожигания пары воды не окажут существенного влияния на макрокинетические характеристики процессов воспламенения и горения.

**Заключение.** Разработана и верифицирована с помощью термодинамических расчетов методика определения и настройки режимных параметров пневмогидравлической системы экспериментального стенда для отработки ракетно-прямоточных двигателей на жидком и твердом горючем в процессе огневых испытаний с подачей в камеру дожигания подогреваемой до заданной температуры воздушной смеси в керосино-воздушном газогенераторе.

*Работа выполнена при поддержке гранта ведущей научной школы России, проект НШ-9774.2016.8.*

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Полежаев Ю.В., Шишков А.А. *Газодинамические испытания тепловой защиты. Справочник.* Москва, Промедэк, 1992, 248 с.
- [2] Трусов Б.Г. Программная система моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2012, № 1. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-1-31
- [3] Александров В.Ю., Арефьев К.Ю., Прохоров А.Н., Федотова К.В., Шаров М.С., Яновский Я.С. Методика экспериментальных исследований эффективности рабочего процесса в высокоскоростных ПВРД газогенераторной схемы на твердых топливах. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2016, № 2 (671), с. 65–75. DOI: 10.18698/0536-1044-2016-2-65-75
- [4] Волков В.Т., Ягодников Д.А. *Исследования и стендовая отработка РДТТ.* Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 296 с.
- [5] Ягодников Д.А. *Воспламенение и горение порошкообразных металлов.* Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 436 с.

Статья поступила в редакцию 01.11.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ягодников Д.А., Сухов А.В., Ирьянов Н.Я. Методическое обеспечение и расчет режимных параметров экспериментальной отработки модельных ракетно-прямоточных двигателей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-12-1562>

**Ягодников Дмитрий Алексеевич** родился в 1961 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1984 г. Д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 220 научных работ в области экспериментально-теоретических исследований рабочих процессов и разработки бесконтактных методов диагностики ракетных и реактивных двигателей.  
e-mail: [daj@bmstu.ru](mailto:daj@bmstu.ru)

**Сухов Алексей Васильевич** родился в 1937 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1961 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 100 научных работ в области горения металлосодер-

жащих энергетических конденсированных систем и методологии диагностики рабочих процессов в ракетных и реактивных двигателях.

e-mail: samurajack85@gambler.ru

**Ирьянов Николай Яковлевич** родился в 1938 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1961 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 40 научных работ в области двухфазных течений в газовом тракте ракетных двигателей и методологии отработки ракетных двигателей. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

## Methodological support and calculation of operational parameters of experimental testing of model rocket-ramjet engines

© D.A. Yagodnikov, A.V. Sukhov, N.Ya. Iryanov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*The objective of this project was to develop a calculating technique for ensuring necessary operational parameters of pneumohydraulic system of a bench complex for testing model rocket-ramjet engines. We solved this problem by using a fire air heater simulating the conditions on entering the afterburner. The conditions were similar to those in the flight. We developed sets of equations and performed thermodynamic calculations of the working body structure produced by a heating gas generator at kerosene combustion in the air and oxygen regeneration by additional oxygen consumption directly in front of the afterburner. We obtained the equilibrium temperature values and the values of relative mass concentration of combustion products. The values are necessary for determining the operational parameters of the bench equipment and analysis of the experimental data obtained at fire bench tests.*

**Keywords:** rocket-ramjet engine, testing, operational parameters, heated air, oxygen concentration, thermodynamic calculation.

### REFERENCES

- [1] Polezhayev Yu.V., Shishkov A.A. *Gas-dynamic tests of thermal protection* [Gasdynamic tests of thermal protection]. Handbook. Moscow, Promedek Publ., 1992, 248 p.
- [2] Trusov B.G. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2012, issue 1. DOI: 10.18698/2308-6033-2012-1-31
- [3] Alexandrov V.Yu., Arefyev K.Yu., Prokhorov A.N., Fedotova K.V., Sharov M.S., Yanovsky Ya.S. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine building*, 2016, no. 2 (671), pp. 65–75. DOI: 10.18698/0536-1044-2016-2-65-75
- [4] Volkov V.T., Yagodnikov D.A. *Issledovaniya i stendovaya otrabotka RDTT* [Studies and bench testing of solid-propellant rocket engines]. Moscow, BMSTU Publ., 2007, 296 p.
- [5] Yagodnikov D.A. *Vosplamnenie i gorenie poroshkoobraznykh metallov* [Ignition and combustion of powdery metals]. Moscow, BMSTU Publ., 2009, 436 p.

**Yagodnikov D.A.** (b. 1961) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1984. Dr. Sci. (Eng.), Professor, the Head of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 220 scientific works in the field of experimental and theoretical research into operation and development of contactless methods for rocket and jet engine diagnostics. e-mail: [daj@bmstu.ru](mailto:daj@bmstu.ru)

**Sukhov A.V.** (b. 1937) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1961. Dr. Sci. (Eng.), Professor of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 100 scientific works in the field of burning of

metal-containing condensed systems and diagnostics of rocket and jet engine operation.  
e-mail: kafedra-e1@yandex.ru

**Iryanov N.Ya.** (b. 1938) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1961. Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 40 scientific works in the field of two-phase flow in a gas path of rocket engines and methodology of rocket engines development. e-mail: kafedra-e1@yandex.ru