DOI: 10.15593/2224-9982/2020.60.03

УДК 662.76.036

Р.В. Мормуль¹, С.Н. Мерзляков²

¹ Пермский военный институт войск национальной гвардии, Пермь, Россия

² ПАО «Научно-производственное объединение «Искра»», Пермь, Россия

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ГАЗОГЕНЕРАТОРА ТВЕРДОГО ТОПЛИВА ПРИ СТЕНДОВОМ ИСПЫТАНИИ МЕТОДОМ ТЕПЛОВИЗИОННОЙ СЪЕМКИ

Детально описана методика проведения огневых стендовых испытаний для многоразовой опытной конструкции газогенератора твердого топлива, специально созданной для исследования сложных закономерностей тепломассопереноса в условиях нестационарного горения ТТ во время эксплуатации установки и на режиме последействия.

Разработанная методика позволяет исследовать нелинейную динамику изменения поля температуры, расход топлива и генераторного газа, а также его состав. Представлена хронология проведения исследований, приведено описание используемой измерительной аппаратуры.

На основании проведенного термодинамического анализа рабочих процессов в камере сгорания исследуемого газогенератора предложен алгоритм оптимального определения его рабочих характеристик.

Методика экспериментальных исследований теплового состояния конструкции газогенератора ТТ является универсальной и может быть успешно использована при отработке рабочих процессов других газогенераторных твердых топлив с различными энергетическими характеристиками при оптимальном проектировании специальных технических систем, таких как ракетные двигатели твердого топлива (приведена апробация методики на примере опытной конструкции с вращающимся соплом), системы аварийного спасения и авиационные двигатели.

Результаты исследований теплового состояния элементов газогенератора ТТ методом тепловизионной съемки хорошо верифицируются с показаниями датчиков регистрации поля температуры.

Ключевые слова: газогенератор, горение, температура, тепломассоперенос, твердое топливо, стендовое испытание, тепловизор, термограмма, давление, газодинамический поток, РДТТ.

R.V. Mormul¹, S.N. Merzlyakov²

¹ Perm Military Institute of National Guard Forces, Perm, Russian Federation

² PJSC "Research and Production Association "Iskra", Perm, Russian Federation

RESEARCH OF THE TEMPERATURE CONDITION OF THE GAS GENERATOR OF SOLID PROPELLANT AT THE STAND TEST BY THE METHOD OF THERMAL IMAGING

In this article, the authors described in detail the methodology for conducting fire bench tests for the reusable experimental design of a solid propellant (SP) gas generator, specially designed to study the complex laws of heat and mass transfer under conditions of unsteady combustion of SP during operation of the installation and in the after-treatment mode.

The developed technique allows us to study the nonlinear dynamics of temperature field changes, fuel and generator gas consumption, as well as its composition. The paper presents the chronology of the research, describes the used measuring equipment.

Based on the carried out thermodynamic analysis of working processes in the combustion chamber of the gas generator under study, an algorithm for the optimal determination of its operating characteristics is proposed.

The methodology of experimental studies of the thermal state of the design of the TT gas generator is universal and can be successfully used in working out other gas generating solid fuels with various energy characteristics during the optimal design of special technical systems such as solid propellant rocket motors (the approbation of the methodology is given on the example of an experimental design with a rotating nozzle), emergency rescue systems and aircraft engines.

The results of studies of the thermal state of the elements of the TT gas generator by thermal imaging are well verified with the readings of temperature field sensors.

Keywords: gas generator, combustion, temperature, heat mass transfer, solid propellant, bench test, thermal imager, thermogram, pressure, gas-dynamic flow, SPRM.

Введение

Газогенератор твердого топлива (ТТ) предназначен для создания рабочего тела (газа) с заданными параметрами. Опытная установка для стендовой отработки конструкции газогенератора представляет собой емкость с двумя сообщающимися камерами (рис. 1). Во внутренней камере 1 размещен элемент ТТ, в процессе горения которого образуется избыточное давление газа продуктов сгорания. Под действием давления газ поступает из внутренней камеры в наружную 2. Из наружной камеры газ истекает в атмосферу через два расходных узла 3, расположенных радиально в горизонтальной плоскости, совпадающей с осью изделия, в противоположных направлениях. Передняя крышка 4 изделия со стороны внутренней камеры защищена стальным экраном 5 для организации застойной зоны и экранирования от воздействия высокоскоростного потока продуктов сгорания. Со стороны наружной камеры имеется доступ для потока газа к передней крышке. Конструкция внутренней камеры имеет дополнительный расходный узел 6, аварийный, вскрывающийся в случае превышения допустимого уровня давления в камере.

Опытная установка предназначена для многоразового использования. Согласно требованиям прочности силовых элементов, накладывается ограничение по температуре их нагрева при испытании. С целью определения уровня нагрева с помощью датчиков температуры проводилось непосредственное фикси-

рование температуры наружных поверхностей силовых элементов конструкции при огневом стендовом испытании (ОСИ) во время функционирования опытной установки и после окончания ее работы.

Телеметрия

Датчики температуры устанавливались стационарно в следующих зонах: на передней крышке, в зонах внутренней и наружной камер, на боковой поверхности корпуса в зоне перетекания газа из внутренней полости в наружную и на корпусе в районе расходных узлов.

После окончания работы опытной установки дополнительно проводилось измерение температуры инфракрасными тепловизорами [1, 2]: марки Thermo View Ti30 на опытах № № 1 и 2 и марки IR Snap Shot на опыте № 3. В отличие от датчиков температуры, фиксирующих температуру в локальной зоне наружной поверхности, использование тепловизора позволило получить полную картину распределения температуры по всем исследуемым поверхностям изделия начиная с первой минуты после окончания работы опытной установки.

Результаты измерений тепловизором поля температуры приведены на рис. 2–5 в виде термограмм для наружных поверхностей корпуса газогенератора ТТ [3, 4] и переднего дна.

На термограммах хорошо видно неравномерное распределение температуры по наружной поверхности в симметричных зонах конструкции. На передней крышке, в районе,

Рис. 1. Эскиз конструкции опытной твердотопливной газогенераторной установки

Рис. 2. Термограмма корпуса газогенератора ТТ через 1 мин после пуска:
а – ОСИ № 1; б – ОСИ № 2

Рис. 3. Термограмма корпуса газогенератора ТТ:
а – через 16 мин после пуска, ОСИ № 1; б – через 10 мин, ОСИ № 2

Рис. 4. Термограмма переднего дна через 1 мин после пуска:
а – ОСИ № 1; б – ОСИ № 2

Рис. 5. Термограмма переднего дна:

а – через 15 мин после пуска, ОСИ № 1; *б* – через 10 мин после пуска ОСИ № 2;
в – через 15 мин после пуска, ОСИ № 3; *г* – через 1 мин после пуска, ОСИ № 3

смежном с наружной камерой, через минуту после запуска опытной установки наблюдаются локальные зоны повышенных значений температуры, количество которых варьируется от двух (опыты № № 1, 2) до трех (опыт № 3) (см. рис. 4, 5). Место расположения этих зон не постоянно от опыта к опыту. На поверхности корпуса также наблюдается сложное распределение температуры с локальными зонами повышенных значений.

Такое распределение температуры по поверхности корпуса и передней крышки объясняется сложной пространственной картиной течения в полости опытной установки при функционировании. Истечение газового потока из внутренней камеры в наружную происходит через щелевые прорезы в стенке стакана, расположенные по окружности радиального сечения и направленные вдоль образующей.

Наружная камера по форме представляет собой «кольцевой зазор». Два рабочих расходных узла расположены в горизонтальной плоскости. Проблема заключается в том, что в большей части внутреннего объема сложной пространственной формы течение газа не прямоочное, а вихревое и его направление и параметры зависят от случайных факторов. Ввиду этого локальные зоны повышенного теплового воздействия на разных испытаниях имеют различное расположение. Параметры сложного вихревого течения продуктов сгорания в свободном объеме наружной камеры и параметры теплообмена [4] его с поверхностями стенок не поддаются расчетной оценке с приемлемой точностью.

После десятой минуты с момента запуска опытной установки температура наружной поверхности корпуса и переднего дна практически выравнивается, что характеризует процесс

Сравнение результатов измерений тепловизора и датчиков температуры

Опытное значение температуры наружной поверхности конструкции, °С		Элемент конструкции опытной установки			
		Корпус		Дно переднее	
		Номер ОСИ			
		1	2	1	2
До испытания		7–11	14,5–23,7	7–11	14,5–23,7
После испытания, максимальное по показаниям стационарных датчиков:					
– 1 мин		16	20	63	134
– 5 мин		24	27	101	143
После испытания (показания тепловизора)	в зонах установки стационар- ных датчиков:				
	– 1 мин	15,5	19,6	63,3	131,1
	– 5 мин	24,3	25,3	100,9	132,9
	максимальное:				
	– 1 мин	30	40	157	146
	– 5 мин	54	45	155	152
	минимальное:				
	– 1 мин	11	13,3	20	44,2
– 5 мин	16	15,4	61	81,5	

остывания остаточного количества продуктов сгорания во внутреннем объеме после спада давления до атмосферного значения и процесс перераспределения температуры по объему силовой оболочки (см. рис. 3, 5). Исключение составляют зоны наружной поверхности, экранированные от объектива тепловизора элементами стендовой телеметрии.

Результаты измерений температуры наружной поверхности опытной установки стационарными датчиками температуры и тепловизором для 1-й и 5-й мин после запуска приведены в таблице.

Сравнение показаний тепловизора и стационарных датчиков температуры в одних и тех же точках наружной поверхности показало, что они удовлетворительно согласуются, что косвенно говорит о невысокой погрешности измерений обоих методов. Незначительные отличия в показаниях связаны в первую очередь с невозможностью измерений тепловизором поверхности непосредственно в точке измерения стационарного датчика, так как он закрыт накладкой (температура дна переднего на испытании № 2). Из данных таблицы видно, что максимальные значения температуры наружной поверхности опытной установки, зафиксированные тепловизором, во всех случаях превосходят значения, зафиксированные стационарными датчиками, что подтверждает эффективность использования тепловизора

для оценки максимального уровня нагрева силовых элементов конструкции при стендовых испытаниях. Тепловизор позволяет зафиксировать весь диапазон значений температуры поверхности. Например, для наружной поверхности дна переднего на опыте № 1 разница значений температуры через одну минуту после испытания составила ~137 °С.

Использование стационарных датчиков не всегда позволяет зафиксировать максимальные значения температуры конструкции, особенно имеющей сложную схему теплового нагружения с локальными зонами повышенного нагрева, вследствие ограничений по количеству их установки. На том же опыте № 1 максимальное значение температуры дна переднего через 5 мин после запуска составило 101 °С по показаниям стационарного датчика, в то время как тепловизор зафиксировал на этой поверхности температуру до 155 °С.

Использование тепловизора позволило выявить наиболее теплонапряженные зоны и зафиксировать максимальные значения температуры, что сложно оценить для конструкций сложной формы методами расчета газовой динамики продуктов сгорания. Термограмма наружной поверхности конструкции может быть использована для уточнения расчетных значений параметров газового течения и внутреннего теплообмена конструкций сложной пространственной формы.

Таким образом, результаты измерений температуры наружной поверхности опытной установки при стендовом испытании тепловизором позволяют:

- определить зоны повышенного нагрева;
- определить максимальные значения температуры силовых оболочек и использовать их при назначении допустимого числа испытаний конструкции многоразового использования;
- уточнить расчетные параметры газового течения и внутреннего теплообмена конструкций со сложной пространственно-компоновочной схемой.

Апробация метода тепловизионной съемки для исследования теплового состояния выходного блока опытной конструкции РДТТ с вращающимся соплом

Тепловое состояние опытной конструкции РДТТ [5–13] определено по результатам измерений значений температуры элементов конструкции датчиками при ОСИ.

Месторасположение датчиков показано на рис. 6. До и после опыта проводились измерения температуры элементов конструкции инфракрасным тепловизором Thermo View Ti30. Термограммы представлены на рис. 7. На рис. 8 представлены значения поля температуры в местах установки датчика Т5.

Опытные результаты показали, что значения температуры на поверхности газохода в зоне установки датчиков Т6, Т7 и крышки в зоне установки датчика Т3 на конец работы РДТТ [13] не превышают 60 и 50 °С соответственно.

Работоспособность узла подшипников подтверждена вращением сопла в процессе работы опытной конструкции РДТТ [13] и на режиме последствий.

После ОСИ наблюдается существенная неравномерность распределения значений температуры по поверхности вращающегося сопла, в частности растекание тепла от газодинамического стационарного сопла по металлической силовой оболочке. С течением времени температура двигателя начинает снижаться и выравниваться.

Значения температуры наружных поверхностей выходного блока РДТТ по показаниям датчиков хорошо совпадают с данными, полученными в период исследования тепловизором.

Рис. 6. Схема установки датчиков температуры

Рис. 7. Термограммы выходного блока через 9 мин (а) и 10 мин (б) после окончания работы опытной конструкции РДТТ

Рис. 8. Изменение по времени температуры поверхности вращающегося сопла в районе установки датчика Т5

Заключение

Методика измерений с помощью тепловизионной съемки может успешно использоваться при проектировании и отработке современных РДТТ с различными энергетическими характеристиками. Полученная измерительная информация позволяет анализировать нелинейную, в том числе и волновую динамику теплового состояния элементов конструкции РДТТ [14] во всей трехмерной пространственно-компоновочной области, а не локально

в точке, как например, датчики регистрации поля температуры (термопары и др.). Такая информация является крайне важной при определении нестационарных высокотемпературных нагрузок, генерируемых в процессе длительной работы газогенераторов [3, 4, 11] или РДТТ [12–15], что позволит специалистам, инженерам и конструкторам оптимальным образом спроектировать потребные толщины теплозащитных покрытий с точки зрения веса и прочности.

Библиографический список

1. Вавилов В.П. Тепловидение для инженеров: учеб. пособие. – Томск: Изд. Том. политехн. ун-та, 2012. – 127 с.
2. Енюшин В.Н., Крайнов Д.В. О влиянии излучательной способности поверхности исследуемого объекта на точность измерения температур при тепловизионном обследовании // Известия КГАСУ. – 2013. – № 1 (23). – С. 99–103.
3. Вандышева С.С., Мингалеева Г.Р. Исследование термодинамических параметров процесса газификации под давлением в поточном газогенераторе // Вестник Казан. технол. ун-та. – 2010. – № 2. – С. 171–176.
4. Киприянов Ф.А. Исследование показателей токсичности отработавших газов двигателя внутреннего сгорания при работе на генераторном газе и традиционном моторном топливе // Проблемы современной науки и образования. – 2017. – № 1 (83). – С. 26–29.
5. Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1995. – 400 с. (п. 343).
6. Численный эксперимент в теории РДТТ / А.М. Липанов, В.П. Бобрышев, А.В. Алиев [и др.]; под ред. А.М. Липанова. – Екатеринбург: УИФ «Наука», 1994. – 301 с.
7. Гладков И.М. Двигатели специального назначения импульсного типа на твердом топливе. – М.: Воениздат, 1990. – 202 с.
8. Алиев А.В., Мищенко О.В. Математическое моделирование в науке и технике / Ин-т комп. исслед. – Ижевск, 2012. – 476 с.
9. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей / под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.
10. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 463 с.
11. Эндотермические топлива и рабочие тела силовых и энергетических установок / Л.С. Яновский, Т.Н. Шигабиев, Ф.М. Галимов, В.Ф. Иванов. – Казань: Изд-во РАН, 1996. – 264 с.
12. К вопросу выбора топлива по энергетическим и физико-механическим свойствам для зарядов РДТТ, работающих в широком температурном диапазоне / Г.Н. Амарантов, Н.М. Кочнева, П.К. Колач, А.В. Гуляев // Ракетно-космические двигатели и энергетические установки: науч.-техн. сб. / Исслед. центр им. М.В. Келдыша. – 2014. – Вып. 3 (160). – С. 206–214.
13. Численное моделирование нестационарных и нелинейных внутрикамерных процессов при срабатывании ракетного двигателя на твердом топливе специального назначения. Ч. 2. Результаты расчета / М.Ю. Егоров, С.М. Егоров, Д.М. Егоров, Р.В. Мормуль // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2017. – № 48. – С. 26–34.
14. Мормуль Р.В., Егоров М.Ю., Порубов А.В. Численное моделирование напряженно-деформированного состояния элементов ракетного двигателя экстренного отделения // Интеллектуальные системы в производстве. – 2016. – № 1. – С. 15–48.
15. Численное моделирование термоупругого поведения выходного блока РДТТ с учетом влияния массовой скорости уноса композиционных материалов / Р.В. Мормуль, В.М. Осокин, С.Н. Мерзляков, М.Ю. Егоров // Интеллектуальные системы в производстве. – 2015. – № 2. – С. 26–32.

References

1. Vavilov V.P. Teplovideniye dlya inzhenerov: uchebnoye posobiye [Thermal imaging for engineers: a training manual]. Tomsk: Tomsk Polytechnic University, 2012, 127 p.

2. Enyushin V.N., Kraynov D.V. O vliyaniy izluchatelnoy sposobnosti poverkhnosti issleduyemogo obyekt na tochnost izmereniya temperatur pri teplovizionnom obsledovanii [About the influence of the emissivity of the surface of the investigated object on the accuracy of temperature measurement during thermal imaging inspection]. News of the Kazan State University of Architecture and Engineering, 2013, no. 1 (23), pp. 99–103.
3. S.S. Vandysheva, G.R. Mingaleeva. Issledovaniye termodinamicheskikh parametrov protsessa gazifikatsii pod davleniyem v potochnom gazogeneratore [Investigation of the thermodynamic parameters of the gasification process under pressure in a flow gas generator]. *Vestnik tekhnologicheskogo universiteta*, 2010, no. 2, pp. 171–176.
4. Kipriyanov F.A. Issledovaniye pokazately toksichnosti otrabotavshikh gazov dvigatelya vnutrennego sgoraniya pri rabote na generatornom gaze i traditsionnom motornom toplive [Study of exhaust gas toxicity indicators of an internal combustion engine when operating on generator gas and traditional motor fuel]. Problems of modern science and education, 2017, no. 1 (83), pp. 26–29.
5. Lipanov A.M., Aliyev A.V. Proyektirovaniye raketnykh dvigateley tvordogo topliva [Design of SPRM]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1995, 400 p.
6. Lipanov A.M., Bobryshev V.P., Aliyev A.V. Chislenny eksperiment v teorii RDTT [Numerical experiment in theory of SPRM]. Yekaterinburg: UIF "Nauka", 1994, 301 p.
7. Gladkov I.M. Dvigateli spetsialnogo naznacheniya impulsno tipa na tvordom toplive [SPRM of special-purpose type]. Moscow: Voenizdat, 1990, 202 p.
8. Aliyev A.V., Mishchenkova O.V. Matematicheskoye modelirovaniye v nauke i tekhnike [Mathematical modeling in science and technology]. Izhevsk: Izhevsk Institute of Computer Science, 2012, 476 p.
9. Alemasov V.Ye., Dregalin A.F., Tishin A.P. Teoriya raketnykh dvigateley [Theory of SPRM]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1980, 533 p.
10. Dorofeyev A.A. Osnovy teorii teplovykh raketnykh dvigateley. Teoriya, raschot i proyektirovaniye [Fundamentals of the theory of thermal rocket motors. Theory, calculation and design]. Moscow: Bauman Moscow State Technical University, 2010, 463 p.
12. L.S. Yanovsky, T.N. Shigabiev, F.M. Galimov, V.F. Ivanov. Endotermicheskiye topliva i rabochiye tela silovykh i energeticheskikh ustanovok [Endothermic fuels and working bodies of power and power plants]. Kazan: Publishing House of the Russian Academy of Sciences, 1996, 264 p.
13. Egorov M.Yu., Egorov S.M., Egorov D.M., Mormul R.V. Chislennoye modelirovaniye nestatsionarnykh i nelineynykh vnutrikamernykh protsessov pri sratyvanii raketnogo dvigatelya na tvordom toplive spetsialnogo naznacheniya [Numerical modeling of non-stationary and non-linear interchamber processes during operation of a special-purpose solid-propellant rocket engine. Part 2. The results of the calculation]. PNRPU Aerospace Engineering Bulletin, 2017, no. 48, pp. 26–34.
14. Mormul R.V., Egorov M.Yu., Porubov A.V. Chislennoye modelirovaniye napryazhonno-deformirovannogo sostoyaniya elementov raketnogo dvigatelya ekstrennogo otdeleniya [Numerical simulation of the stress-strain state of the elements of the rocket engine of the emergency compartment]. Intelligent Systems in Manufacturing, 2016, no. 1, pp. 15–48.
15. Mormul R.V., Osokin V.M., Merzlyakov S.N., Egorov M. Yu. Chislennoye modelirovaniye termouprugogo povedeniya vykhodnogo bloka RDTT s uchotom vliyaniya massovoy skorosti unosa kompozitsionnykh materialov [Numerical simulation of the thermoelastic behavior of the output solid-propellant rocket motor block taking into account the influence of the mass velocity of entrainment of composite materials]. Intelligent Systems in Manufacturing, 2015, no. 2, pp. 26–32.

Об авторах

Мормуль Роман Викторович (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Вычислительные машины, комплексы, системы и сети», Пермский военный институт войск национальной гвардии (614112, г. Пермь, ул. Гремячий Лог, д. 1, e-mail: rmormul@yandex.ru).

Мерзляков Сергей Николаевич (Пермь, Россия) – начальник сектора термодинамических расчетов узлов конструкций РДТТ, ПАО «НПО “Искра”» (614038, г. Пермь, ул. Академика Веденеева, д. 28, e-mail: msn703@iskra.perm.ru).

About the authors

Roman V. Mormul (Perm, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor of Computing Machines, Complexes, Systems and Networks Department, Perm Military Institute of National Guard Forces (1, Gremyachiy Log st., Perm, 614112, Russian Federation, e-mail: rmormul@yandex.ru).

Sergey N. Merzlyakov (Perm, Russian Federation) – Head of the Sector of Thermodynamic Calculations of Solid Propellant Rocket Motors Assemblies, PJSC “Research and Production Association “Iskra” (28, Akademika Vedeneyeva st., Perm, 614038, Russian Federation, e-mail: msn703@iskra.perm.ru).