

## РАЗРАБОТКА ГЕНЕРАТОРА АКТИВНОГО ГАЗА ГАЗОЭЖЕКТОРНОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОТНОГО ОГНЕВОГО СТЕНДА

© 2019

**В. Л. Салич** кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник  
отдела перспективных разработок;  
Научно-исследовательский институт машиностроения, г. Нижняя Салда;  
[salich\\_vas@mail.ru](mailto:salich_vas@mail.ru)

Представлены результаты исследований по повышению эффективности огневого стенда для испытаний ракетных двигателей малой тяги в высотных условиях, которое заключается в уменьшении давления разрежения, создаваемого эжектором, и потребляемого им расхода активного газа (воздуха). Проведены экспериментальные исследования с использованием трёх вариантов разработанных автором газогенераторов, обеспечивающих повышение энергетики активного газа перед подачей в эжектор. При использовании газогенератора ГГ-1 на рабочих телах воздух, керосин и вода достигнуто разрежение менее 1 мм рт.ст. при расходе воздуха 1,1 кг/с (эжектор обеспечивает разрежение 13 мм рт.ст. при расходе холодного воздуха 2 кг/с). Однако особенности конструкции газогенератора обусловили громоздкую систему подачи рабочих тел и сложную циклограмму запуска. В газогенераторе ГГ-2 на рабочих телах «воздух и керосин» не удалось реализовать температуру активного газа менее 600°C, поэтому из соображений сохранения материальной части он выключался при достижении разрежения 13 мм рт.ст. Расход воздуха составлял при этом 1,1 кг/с. Рабочими телами газогенератора ГГ-3 являются «воздух и керосин» либо «воздух и природный газ». Конструкция ГГ-3 позволяет регулировать температуру получаемого активного газа. При работе на керосине достигнуто разрежение 4 мм рт.ст. при расходе воздуха 1,5 кг/с.

*Ракетные двигатели малой тяги; испытания; высотные условия; эжектор; вакуум; расход; температура; газогенератор.*

---

**Цитирование:** Салич В.Л. Разработка генератора активного газа газозежекторной установки высотного огневого стенда // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 1. С. 118-127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127

Для имитации условий эксплуатации значительной номенклатуры испытываемых ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) в НИИМаш успешно используются высотные стенды на базе газозежекторных установок (ГЭУ). В зависимости от размерности испытываемого РДМТ требуется одновременный запуск различного количества эжекторов ГЭУ (от 1 до 5). Однако применительно к перспективным двигателям требуется совершенствование ГЭУ как в части снижения расхода активного газа (воздуха высокого давления), так и в части возможности получения более глубокого вакуума.

Из известных способов решения данной задачи наиболее приемлемым является использование газогенератора (ГГ), обеспечивающего сжигание горючего в среде воздуха высокого давления перед подачей в эжектор [1].

Экспериментальные исследования проводились в научно-испытательном комплексе НИК-201 НИИМаш на одном эжекторе, обеспечивающем разрежение 13 мм рт.ст. при расходе холодного воздуха 2 кг/с.

Первоначально рассматривался вариант газогенератора (ГГ-1), рабочими телами которого являются «воздух + керосин» либо «воздух + керосин + вода». Газогенератор ГГ-1 выполнен по модульной схеме и включает в себя камеру сгорания и смеситель. В камере сгорания осуществляется высокотемпературное сжигание керосина в воздушной среде. Далее продукты сгорания поступают в смеситель, в котором осуществляется подмешивание к ним холодного воздуха и воды. Экспериментальный модуль, включа-

ющий в себя газогенератор и соединённый с вакуумной камерой эжектор, представлен на рис. 1.

В процессе экспериментальной отработки, выполненной автором и испытателями НИК-201, были подобраны система подачи рабочих тел (рис. 2) и циклограмма, обеспечивающие надёжный запуск газогенератора в составе эжектора.

Запуск осуществлялся по следующему алгоритму (стрелка означает, что указанное ей действие выполняется после действия, выполненного до стрелки). Редуктором *P1* (рис. 2) осуществлялся подъём давления до достижения в камере сгорания значения  $3...5 \text{ кгс/см}^2$  (датчик *ДГГ*) → открывался клапан *Кл «О»* подачи воздуха в камеру сгорания (датчик давления *ДО*) → включалась система зажигания (во всех вариантах газогенератора применена электроплазменная система воспламенения в исполнении, успешно опробованном применительно к РДМТ тягой 100 Н на топливах кислород-спирт [2], кислород-водород и кислород-метан [3;4], РДМТ тягой 20 Н на топливе кислород-керосин [5]) → открывался клапан *Кл «Г»* подачи горючего в камеру сгорания (давление *ДГ*) → после воспламенения выключалось зажигание → редуктором *P1* поднималось давление до достижения разрежения в вакуумной камере менее 13 мм рт. ст.



Рис. 1. Газогенератор ГГ-1 с эжектором в сборе:  
1 – камера сгорания; 2 – смеситель; 3 – эжектор;  
4 – рукав, соединяющий эжектор с барокамерой

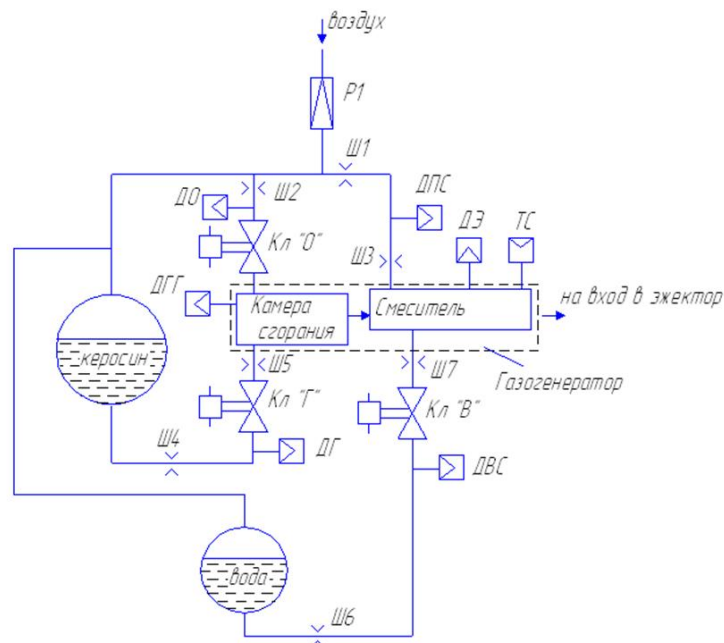


Рис. 2. Упрощённая пневмогидравлическая схема (ПГС) подачи рабочих тел в газогенератор ГГ-1:  
*P1* – редуктор; *Кл «Г»* – электроклапан управления подачей керосина в камеру сгорания;  
*Кл «О»* – электроклапан управления подачей воздуха в камеру сгорания;  
*Кл «В»* – электроклапан управления подачей воды в смеситель; Ш1...Ш7 – дроссельные шайбы;  
*ДО*, *ДГГ*, *ДВС*, *ДЭ*, *ДГ*, *ДПС* – датчики давления; *ТС* – датчик температуры

На рис. 3 – 6 в виде диаграмм представлена регистрация параметров экспериментального модуля при различных диаметрах дроссельной шайбы Ш7 (рис. 2), установленной на линии подачи воды.

На диаграммах давление в вакуумной камере (датчик ДБК) – в мм рт.ст., давление в других агрегатах (ДГГ – давление в камере сгорания газогенератора; ДО – давление окислителя (воздуха) перед камерой сгорания; ДПС – давление воздуха перед смесителем; ДВС – давление воды на входе в смеситель; ДЭ – давление на входе в эжектор; ДГ – давление горючего на входе в газогенератор) – в кгс/см.<sup>2</sup>

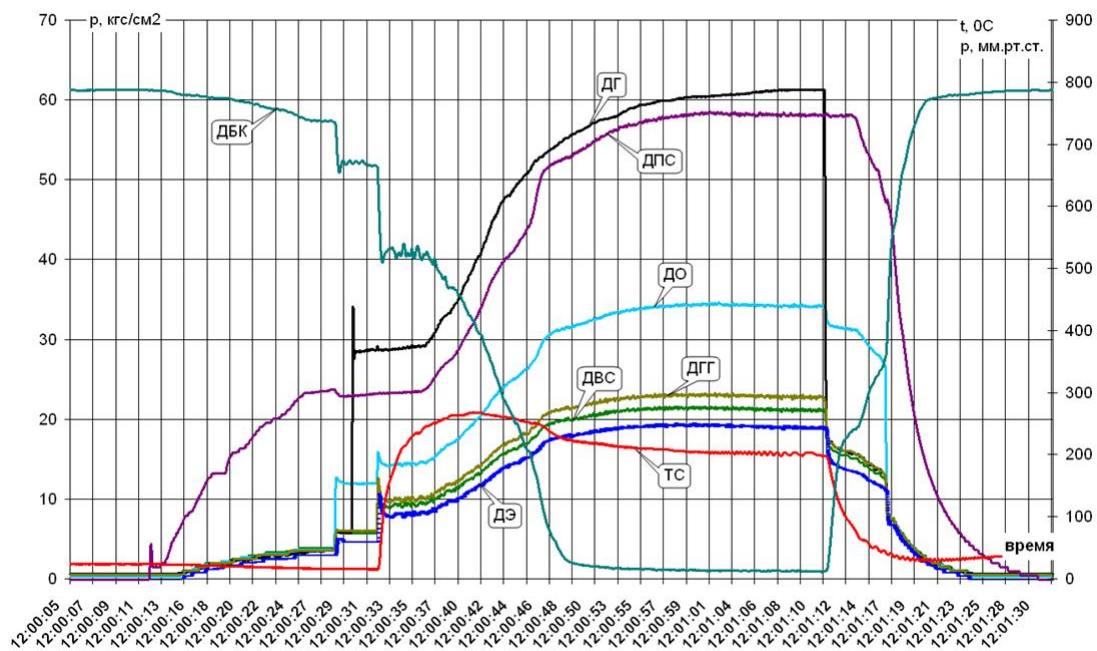


Рис. 3. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГТ-1+эжектор». На линии подачи воды установлена шайба диаметром 0,7 мм. Расход воздуха ~1,16 кг/с

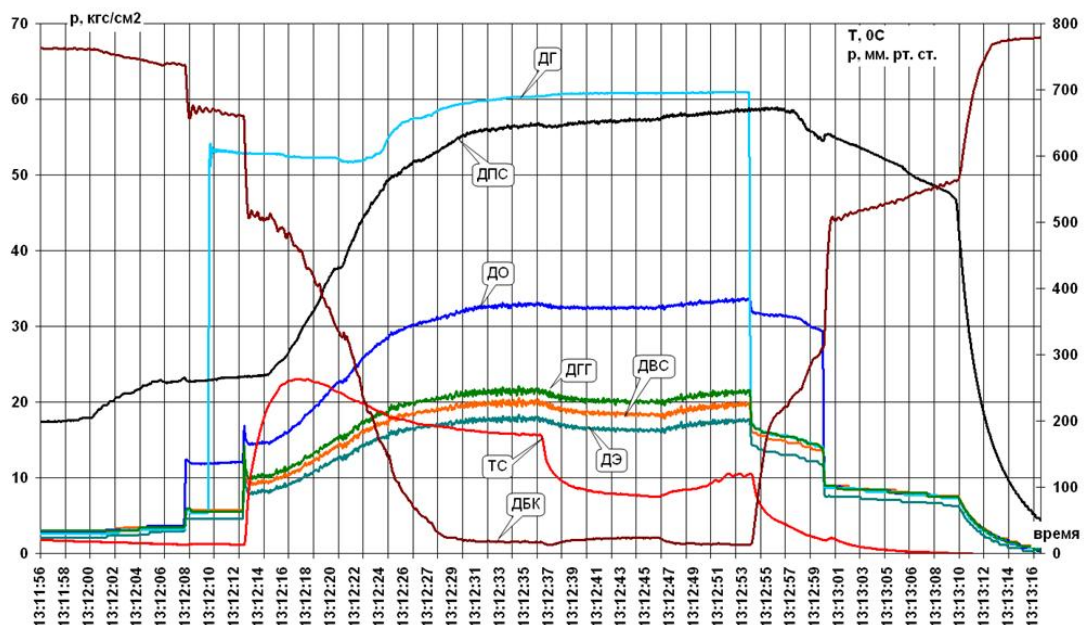


Рис. 4. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГТ-1+эжектор». На линии подачи воды установлена шайба диаметром 2,5 мм. Расход воздуха составил ~1,14 кг/с

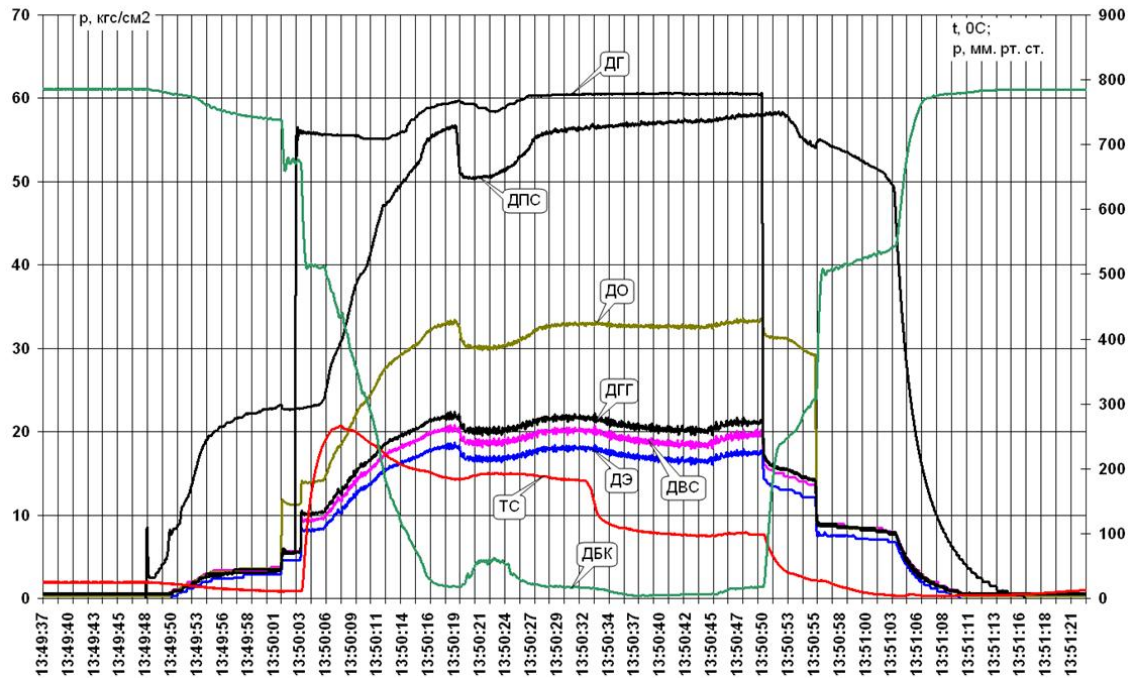


Рис. 5. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГГ-1+эжектор». На линии подачи воды установлена шайба диаметром 1 мм. Расход воздуха составил ~1,1 кг/с

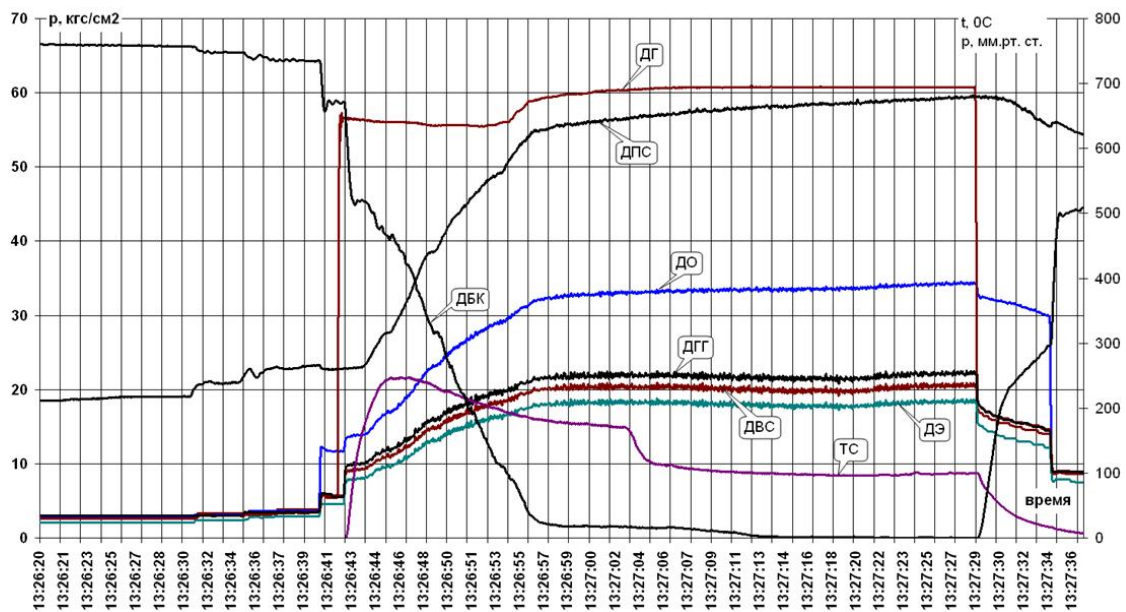


Рис. 6. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГГ-1+эжектор». На линии подачи воды установлена шайба диаметром 0,8 мм. Расход воздуха составил ~1,14 кг/с

Заметное падение температуры перед эжектором (ТС) соответствует моменту открытия клапана Кл «В» воды. Из-за низкого перепада давления на водяной форсунке изменения давлений ДГГ и ДВС при открытии Кл «В» на некоторых диаграммах ненаблюдаемы.

Как видно из рис. 6, при диаметре шайбы 0,8 мм достигается разрежение ниже порога чувствительности вакуумметра ДБК. При разрежении 13 мм рт.ст. (при отсут-

ствии подачи воды) достигнуто снижение расхода воздуха 45% (1,1 кг/с вместо 2 кг/с на холодном воздухе). Но полученная система является громоздкой и сложной в эксплуатации.

В газогенераторе ГГ-2 (рис. 7) зона горения и зона смешения организованы в одном объёме аналогично, как зоны горения и разбавления в камере сгорания газотурбинного двигателя. Это позволило значительно упростить пневмогидравлическую схему системы подачи рабочих тел (рис. 8) и циклограмму запуска.

В результате экспериментальной отработки был достигнут надёжный запуск по следующему алгоритму. Редуктором *P1* (рис. 8) осуществлялся подъём давления до достижения на выходе из газогенератора значений 3...5 кгс/см<sup>2</sup> (датчик *ДЭ*, рис. 8, 9) → включалась система зажигания → открывался клапан *Кл «Г»* подачи горючего в камеру сгорания (давление *ДГ*) → после воспламенения выключалось зажигание.

Останов осуществлялся снятием электрического напряжения с клапана *Кл «Г»* с последующей разгрузкой редуктора *P1*. Однако ввиду того, что на вход в эжектор реализовывалась высокая температура (скорее всего, из за нерасчётного распределения расходов воздуха в зоны горения и смешения), то, с целью сохранения матчасти, выполнялись кратковременные пуски (до достижения давления ДБК 13...15 мм рт.ст.). Попытки снизить температуру увеличением расхода воздуха приводили к неустойчивому горению.



Рис. 7. Газогенератор ГГ-2 с эжектором в сборе

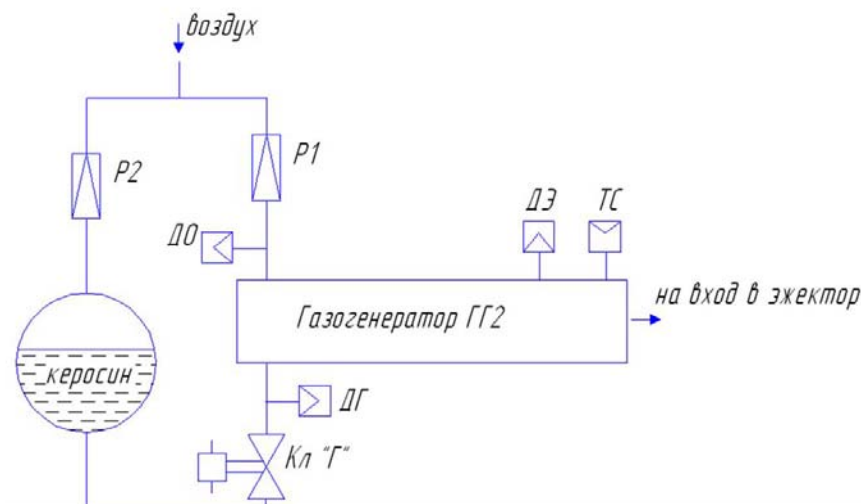


Рис. 8. Пневмогидравлическая схема подачи рабочих тел в газогенератор ГГ-2. Обозначения те же, что на рис. 2

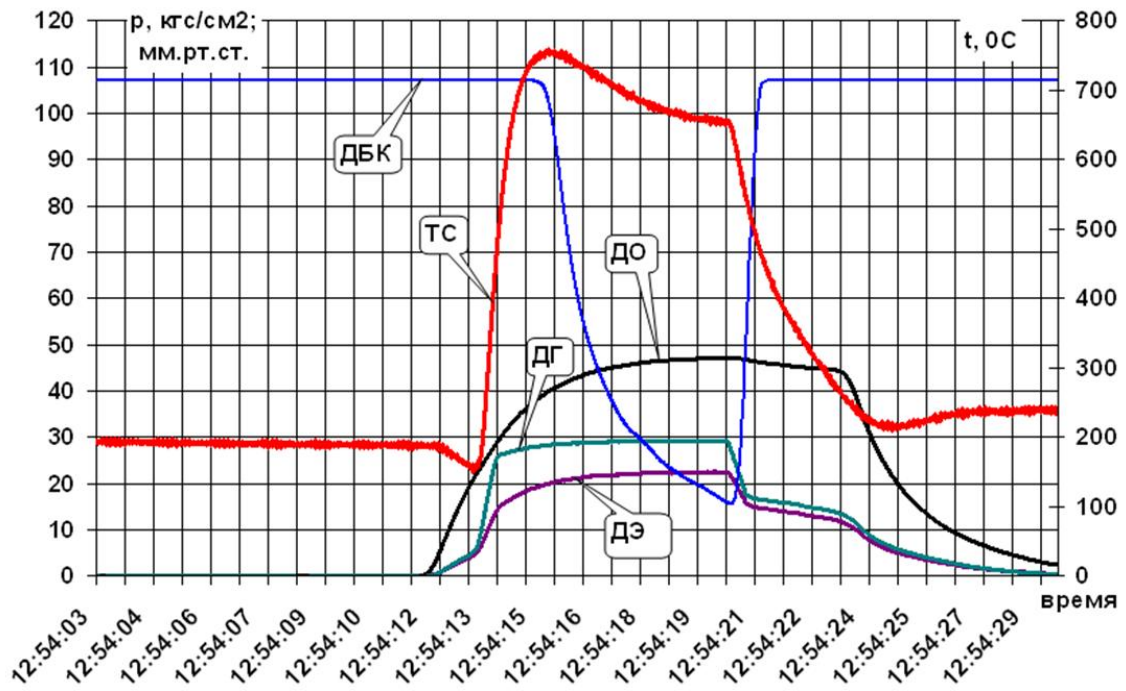


Рис. 9. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГГ-1+эжектор». Расход воздуха ~1,09 кг/с. Для измерения вакуума использовался датчик (ДБК) с верхним пределом измерения 100 мм рт.ст.

Вариант ГГ-3 (рис. 10) обеспечивает возможность регулирования температуры генерируемого газа с помощью дроссельных шайб, устанавливаемых в ниппельные соединения коллектора воздуха.

Для обеспечения возможности использования в качестве горючего как керосина, так и природного газа газогенератор ГГ-3 выполнен со сменными смесительными головками.

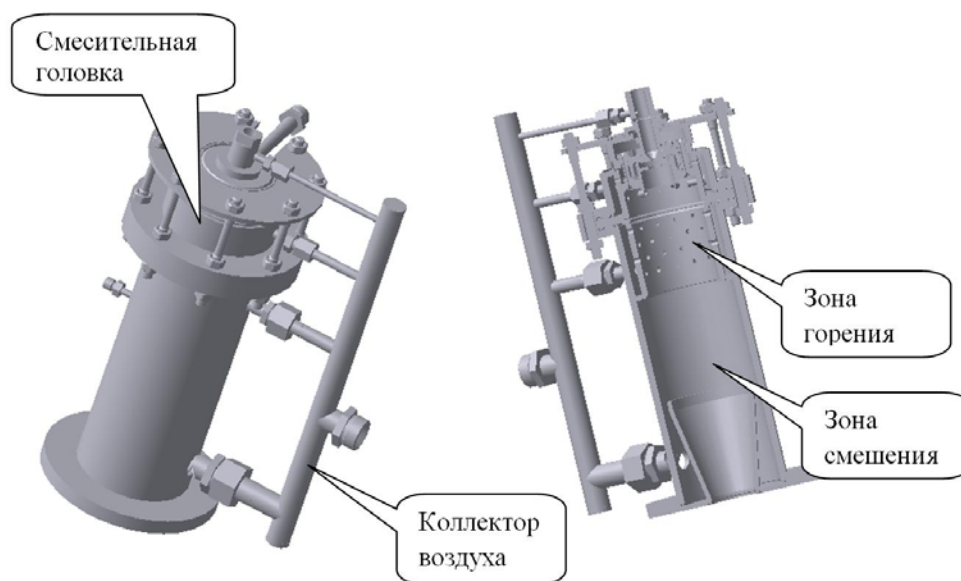


Рис. 10. Газогенератор ГГ-3

При испытании на керосине (рис. 11) использовалась система подачи рабочих тел газогенератора ГГ-2. Запуск осуществлялся по алгоритму, аналогичному для варианта ГГ-2. В качестве примера на рис. 12 представлена регистрация параметров при работе газогенератора ГГ-3 в составе эжектора.

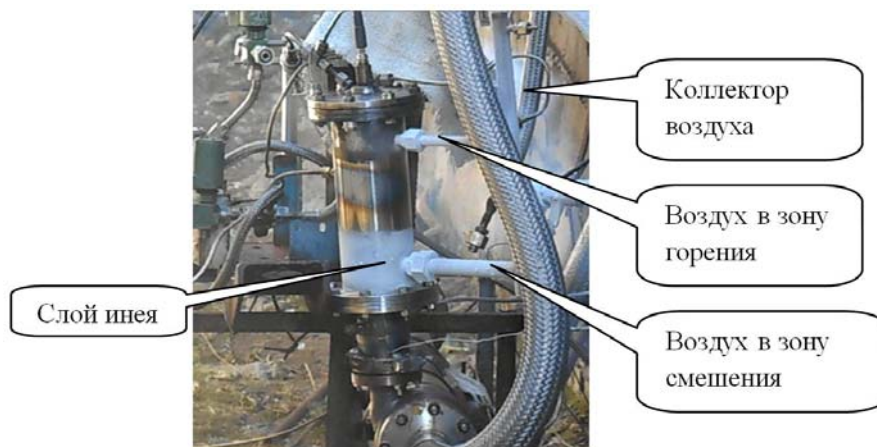


Рис. 11. Работа газогенератора ГГ-3 в составе эжектора.  
Горючее – керосин

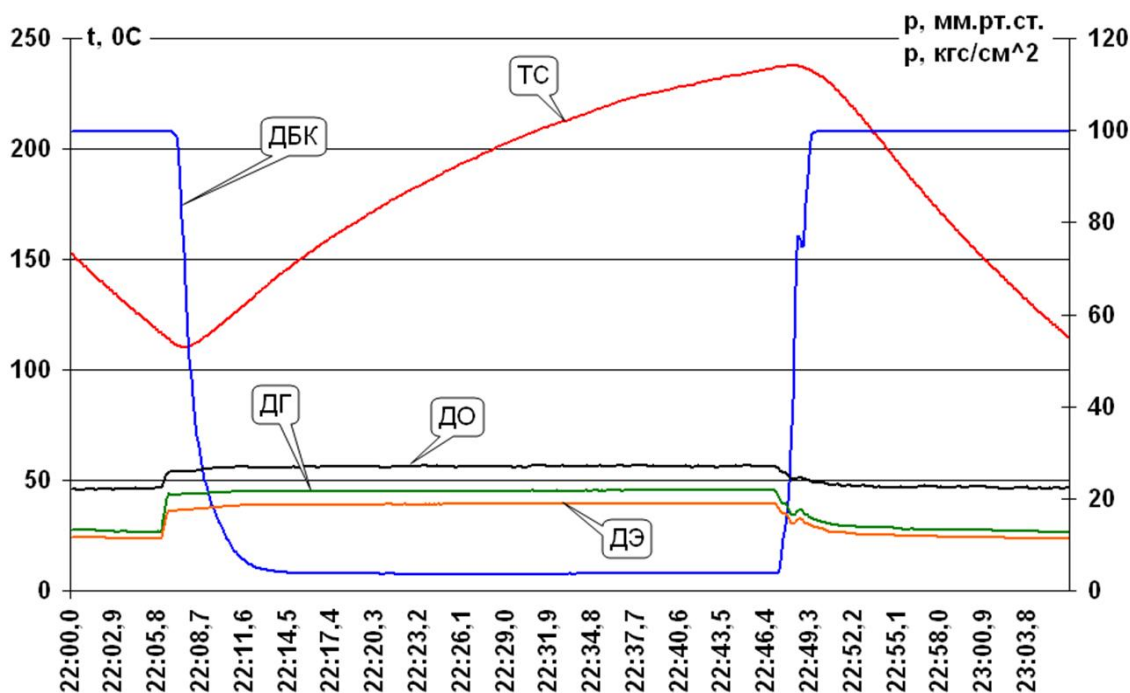


Рис. 12. Регистрация параметров при пуске модуля «газогенератор ГГ-3+эжектор».  
Горючее – керосин. Расход воздуха 1,3 кг/с

Был достигнут вакуум 4 мм рт.ст. при снижении расхода воздуха до 1,3 кг/с (на 35%). При этом реализованы более благоприятные, с точки зрения температурного воздействия, условия работы эжектора.

При испытании на природном газе линия подачи горючего включала в себя газовый баллон с редуктором и датчиком давления ДГ на входе в газогенератор, а линия подачи окислителя осталась неизменной.

Попытки добиться запуска газогенератора при расчётных входных давлениях результата не дали. Поэтому был реализован запуск при низких входных давлениях с дальнейшим плавным нагружением редукторов воздуха и газа (рис. 13 – 15).

Был достигнут вакуум около 2 мм рт.ст., после чего газ в баллоне закончился. Отработка ГГ-3 на природном газе будет продолжена.

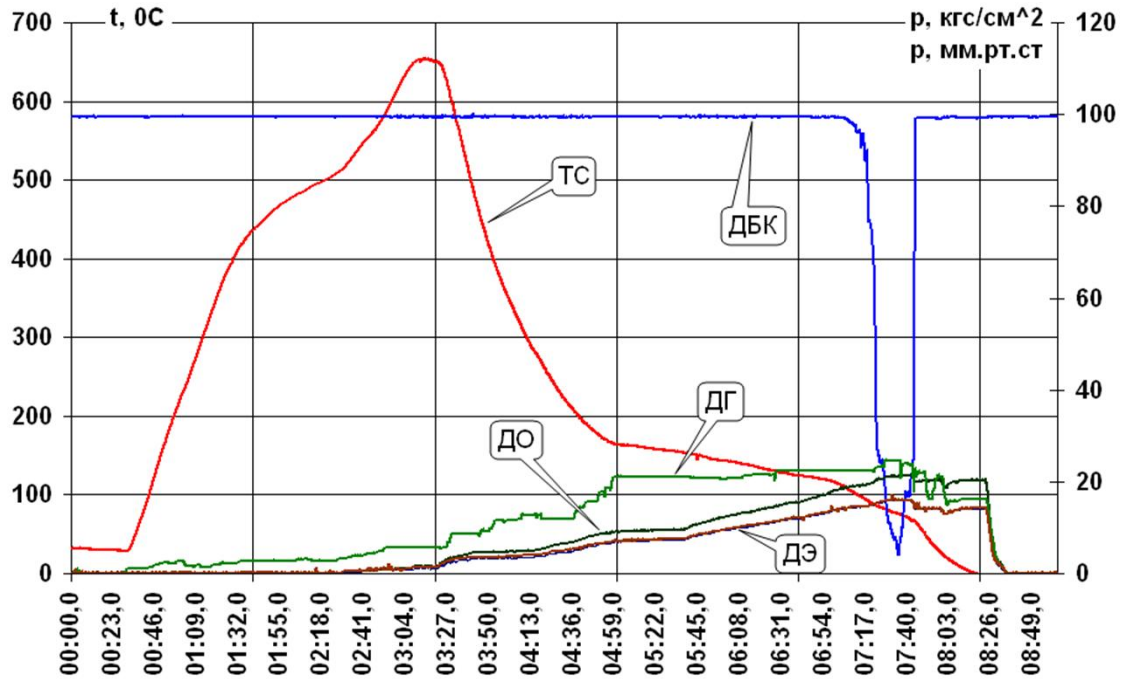


Рис. 13. Регистрация параметров при испытании модуля «газогенератор ГГ-3+эжектор». Горючее – природный газ

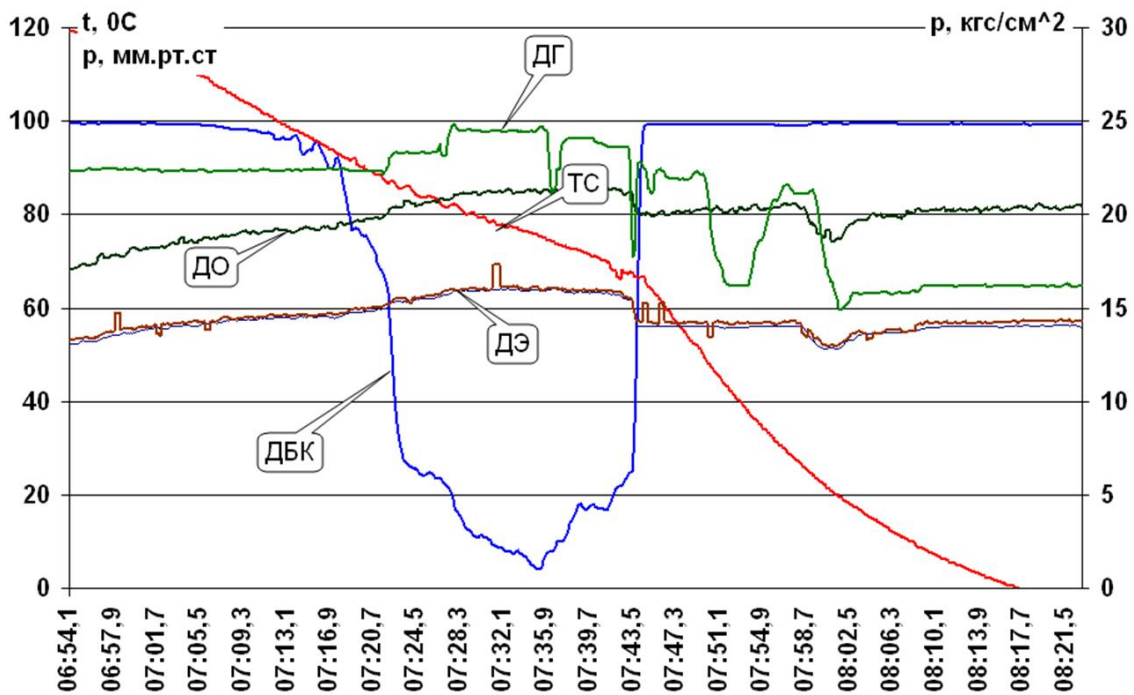


Рис. 14. Фрагмент рис. 13 (см. шкалу времени)





*Рис. 15. Работа газогенератора ГГ-3 в составе эжектора.  
Горючее – природный газ*

Отметим, что достигнутые в настоящий момент положительные результаты как по снижению расхода воздуха в эжектор, так и по достижению более глубокого вакуума дают основание приступить к модернизации ГЭУ высотного огневого стенда НИИМаш.

Автор выражает глубокую признательность коллективу НИК-201 НИИМаш за изготовление материальной части и обеспечение экспериментальных исследований.

### **Библиографический список**

1. Егорычев В.С., Сулинов А.В. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: учеб. пособие. Самара: СГАУ, 2014. 128 с.
2. Салич В.Л. Расчётно-теоретические и экспериментальные исследования по созданию ракетных двигателей малой тяги на экологически безопасных компонентах топлива // Сборник трудов XIX научно-технической конференции молодых учёных и специалистов «Расчёт, проектирование, конструирование и испытания космических систем». Ч. 5. Королёв: РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, 2013. С. 178-182.
3. Салич В.Л. Разработка камеры ракетного двигателя малой тяги на кислородно-водородном топливе // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5 (47), ч. 4. С.107-112. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-4(47)-107-112
4. Салич В.Л. Ракетный двигатель малой тяги на кислородно-водородном и кислородно-метановом топливе // Сборник материалов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: Самарский университет, 2016. С. 26-27.
5. Салич В.Л. Экспериментальные исследования по созданию ракетного двигателя малой тяги на топливе «газообразный кислород + керосин» // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 129-140. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140

## DEVELOPMENT OF THE ACTIVE GAS GENERATOR FOR HIGH ALTITUDE FIRING TEST BENCHES

© 2019

**V. L. Salich** Candidate of Science (Engineering), Leading Researcher of the Advanced Development Department;  
Research and Development Institute of Mechanical Engineering,  
Nizhnyaya Salda, Russian Federation;  
[salich\\_vas@mail.ru](mailto:salich_vas@mail.ru)

The results of research on increasing the efficiency of a firing test facility for testing thrusters under high-altitude conditions are presented. The increase in efficiency consists in reducing the expansion pressure generated by the ejector and the flow of the active gas (air) consumed by it. Experimental studies were carried out using three versions of gas generators developed by the author which ensure an increase in the energy of the active gas before it is supplied to the ejector. When using the GG-1 gas generator with working media such as air, kerosene and water, the vacuum of less than 1 mm Hg was achieved with the air mass flow rate of 1.1 kg/s (the ejector provides a vacuum of 13 mm Hg with the cool air flow rate of 2 kg/s). However, the design features of the gas generator led to a cumbersome system of supplying working fluids and a complicated start-up sequence. The GG-2 gas generator with air and kerosene as working media failed to provide the temperature of the active gas below 600°C, therefore, to prevent ejector malfunctioning, GG-2 was turned off when the rarefaction reached 13 mm Hg. The air mass flow rate was 1.1 kg/s. The working media of the GG-3 gas generator are air and kerosene or air and natural gas. The design of the GG-3 makes it possible to regulate the temperature of the produced active gas. When working on kerosene, a vacuum of 4 mmHg was reached with the air mass flow rate of 1.5 kg/s. The studies of GG-3 using natural gas as a fuel are going on.

*Thrusters; tests; high-altitude conditions; ejector; vacuum; flow; temperature; gas generator.*

*Citation:* Salich V.L. Development of the active gas generator for high altitude firing test benches. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 1. P. 118-127. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-1-118-127

### References

1. Egorychev V.S., Sulinov A.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli maloy tyagi i ikh kharakteristiki* [Liquid rocket thrusters and their characteristics]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2014. 128 p.
2. Salich V.L. Raschetno-teoreticheskie i eksperimental'nye issledovaniya po sozdaniyu raketnykh dvigateley maloy tyagi na ekologicheskii bezopasnykh komponentakh topliva. *Sbornik trudov XIX nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov «Raschet, proektirovanie, konstruirovaniye i ispytaniya kosmicheskikh sistem»*. Part 5. Korolev: RKK «Energiya» im. S.P. Koroleva Publ., 2013. P. 178-182. (In Russ.)
3. Salich V.L. Development of thruster chamber operating on oxygen-hydrogen fuel. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5 (47), part 4. P. 107-112. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-4(47)-107-112. (In Russ.)
4. Salich V.L. The low thrust rocket engine working on oxygen-hydrogen and oxygenmethane fuel. *Sbornik materialov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya»*. Part 2. Samara: Samara University Publ., 2016. P. 26-27. (In Russ.)
5. Salich V.L. Experimental research on the development of an «oxygen (gas) + kerosene» – fueled thruster. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 129-140. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-129-140. (In Russ.)