

Останов и повторный запуск ПВРД на твердом топливе

© В.В. Зеленцов, И.Е. Никитина, А.А. Федоров

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

Посвящена исследованию процесса останова и повторного запуска ПВРД на твердом топливе. Представлены результаты математического моделирования процесса останова ПВРД газогенераторной схемы путем изменения критического сечения газогенератора и создания в камере дожигания непригодных для горения условий. Намечены пути уточнения модели путем исследования границ устойчивого горения топлива при различных сочетаниях давления, температуры и коэффициента избытка окислителя, а также границ устойчивой работы воздухозаборного устройства при наличии газогенераторной струи.

Ключевые слова: *ПВРД, газогенераторная схема, твердое топливо, останов ПВРД, запуск ПВРД.*

Траектории многих ЛА подразумевают наличие пассивного участка полета в конце траектории. При полете на максимальную дальность пассивный участок начинается в момент выработки топлива маршевой ступени. При полете на промежуточную дальность необходимо произвести останов двигательной установки.

Прекращение работы ПВРД можно осуществить несколькими способами:

- прекращением подачи одного из компонентов топлива (воздуха или горючего);
- созданием в камере дожигания неприемлемых условий для горения топливной смеси.

Перекрытие воздушных каналов представляет ряд конструктивных сложностей. Кроме того, перекрытие каналов может привести к возникновению низкочастотных колебаний (помпажа), способных разрушить ЛА.

В современных аналогах ПВРД на жидком топливе останов двигателя проводится путем прекращения подачи горючего в камеру дожигания. Для твердотопливных ПВРД газогенераторной схемы прекращение горения твердого топлива возможно снижением давления в камере газогенератора ниже уровня устойчивого горения путем увеличения площади критического сечения [1]. Однако при таком способе повторный запуск осложняется, так как потребует система повторного воспламенения заряда твердого топлива.

Устойчивое горение топливовоздушной смеси характеризуется в основном тремя параметрами: давлением, коэффициентом избытка окислителя и температурой в камере дожигания [2]. При уменьшении

подачи топлива растет коэффициент избытка окислителя $\alpha_{дв}$, следовательно, снижаются полнота сгорания, температура и давление. При достижении определенной величины $\alpha_{дв}$ и температуры происходит прекращение горения и тяга создается исключительно газогенератором. Однако если диапазон работы воздухозаборного устройства (ВЗУ) по давлению невелик, то при снижении давления ниже определенной величины в камеру сгорания будет поступать сверхзвуковой поток и горение исследуемых топлив также невозможно.

Ниже рассмотрено моделирование процесса глушения и повторного запуска ПВРД. Оно производилось изменением площади критического сечения газогенератора с помощью узла регулирования. При этом снижался расход продуктов сгорания газогенератора (рис. 1). Моделирование физических процессов проводилось по методикам, изложенным в [2] и [3].

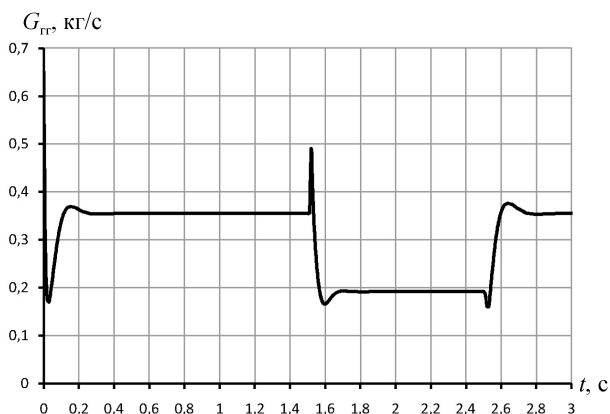


Рис. 1. График изменения расхода продуктов сгорания газогенератора

Рассмотрена модельная задача: полет на высоте 100 м со скоростью 600 м/с. Предполагалось устойчивое горение топлива газогенератора при давлении в камере сгорания более $p_{всп} = 0,5$ МПа (рис. 2). Также одним из допущений является прекращение горения топлива при коэффициенте избытка окислителя более 5. На рис. 3 видно, что изменение давления в камере дожигания составляет около 0,1 МПа. Исходя из дроссельных характеристик для выбранного ВЗУ на данном режиме полета диапазон устойчивой работы составляет около 0,07 МПа. Следовательно, при таком режиме работы возможно появление сверхзвукового течения в канале ВЗУ и, как следствие, более раннее прекращение горения.

Струя продуктов сгорания, истекающая из газогенератора, также может создавать дополнительное дросселирование канала ВЗУ, увеличивая диапазон изменения давления в камере дожигания. Вопрос влияния струи, истекающей из газогенератора, на режим работы ВЗУ

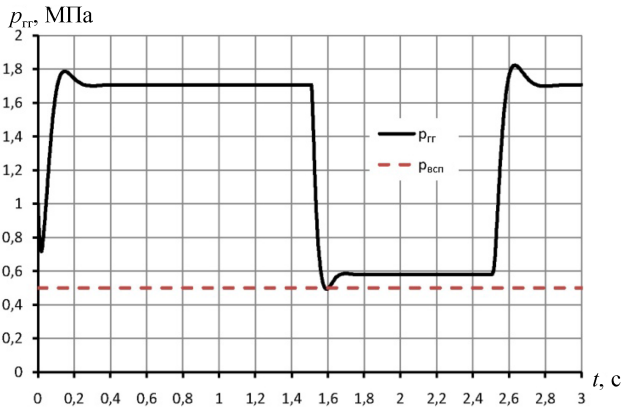


Рис. 2. График изменения давления в камере газогенератора

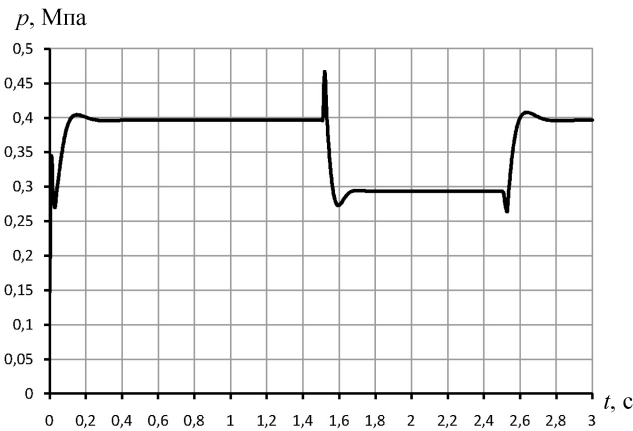


Рис. 3. Давление в камере дожигания

может быть решен в первом приближении численно в пакетах типа ANSYS CFX. В данной работе этот вопрос не исследовался, а вертикальная ветвь дроссельной характеристики продлевалась. Также требует проработки вопрос влияния температуры в камере дожигания на полноту сгорания топлива (рис. 4). Повторный запуск ПВРД в данном случае соответствует первоначальному запуску без необходимости воспламенения топлива газогенератора.

Таким образом, показана возможная схема глушения ПВРД на твердом топливе с последующим запуском.

Перспективными направлениями в этой области являются:

- оценка устойчивости горения топливовоздушной смеси при различных сочетаниях давления и температуры;
- определение границы устойчивости горения по коэффициенту избытка окислителя (рис. 5);

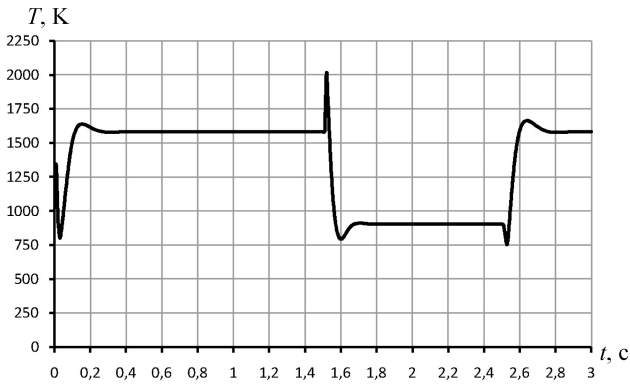


Рис. 4. График изменения температуры в камере дожигания

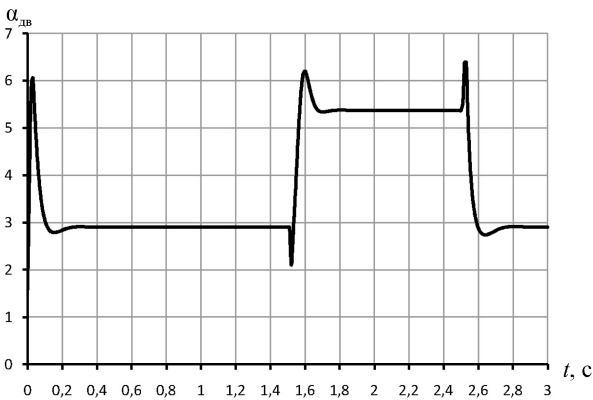


Рис. 5. Зависимость коэффициент избытка окислителя $\alpha_{дв}$ от времени t

- оценка зависимости полноты сгорания от температуры в камере дожигания;
- численное моделирование работы ВЗУ при работающем газогенераторе (в газодинамической постановке без горения);
- оценка правой границы устойчивой работы ВЗУ.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Сорокин В.А., Яновский Л.С., Козлов В.А., Суриков Е.В. и др. *Ракетно-прямоточные двигатели на твердых и пастообразных топливах. Основы проектирования и экспериментальной отработки*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2010.
- [2] Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. *Прямоточные воздушно-реактивные двигатели*. Москва, Оборонгиз, 1958.
- [3] Мазинг Г.Ю., Никитина И.Е. *Теория прямоточного воздушно-реактивного двигателя*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006.

Статья поступила в редакцию 17.11.2014

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Зеленцов В.В., Никитина И.Е., Федоров А.А. Останов и повторный запуск ПВРД на твердом топливе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2015, вып. 1.
URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/1356.html>

Зеленцов Валентин Викторович — канд. техн. наук, советник при ректорате МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: sm-dean@bmstu.ru

Никитина Ирина Евгеньевна — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные и импульсные системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: nikitina2091@gmail.com

Федоров Антон Александрович — ассистент кафедры «Ракетные и импульсные системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: antoshkamgtu@mail.ru

Shut-down and restart of solid propellant ramjet

© V.V. Zelentsov, I.E. Nikitina, A.A. Fedorov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Process of shut-down and restart of solid propellant ramjet has been investigated. The article presents the results of mathematical modeling shut-down of ramjet gas generating system by changing the critical section of the gas generator and the creation of unsuitable burning conditions in the afterburner chamber. The ways of refining the model by examining the boundaries of sustainable fuel combustion at different combinations of pressure, temperature and coefficient of excess oxidant as well as the boundaries of steady operation of the air-intake device in the presence of a gas generator jet are outlined.

Keywords: *ramjet, gas generating system, solid propellant, ramjet shut-down, ramjet restart.*

REFERENCES

- [1] Sorokin V.A., Yanovskiy L.S., Kozlov V.A., Surikov E.V., et al. *Raketno-pryamotochnye dvigateli na tverdykh i pastoobraznykh toplivakh. Osnovy proektirovaniya i eksperimentalnoy otrabotki* [Solid and Paste-like Propellant Rocket-Ramjet Engines. Fundamentals of Design and Experimental Testing]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2010, 320 p.
- [2] Bondaryuk M.M., Ilyashenko S.M. *Pryamotochnye vozdušno-reaktivnye dvigateli* [Ramjet Engines]. Moscow, Oborongiz Publ., 1958, 392 p.
- [3] Mazing G.Yu., Nikitina I.E. *Teoriya pryamotochnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya* [The Theory of Ramjet Engine]. Moscow, BMSTU Publ., 2006, 68 p.

Zelentsov V.V. (b. 1937) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1961. Ph.D., advisor to the Rectorate at Bauman Moscow State Technical University. The author of more than 190 publications in the field of armaments, military equipment, thermodynamics and missile system design. e-mail: sm-dean@bmstu.ru.

Nikitina I.E. (b. 1945) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1968. Ph.D., assoc. professor of the Rocket and Pulse Systems Department at Bauman Moscow State Technical University. The author of more than 120 scientific publications in the field of gas dynamics and rocket engines. e-mail: nikitina2091@gmail.com

Fedorov A.A., assistant lecturer of the Rocket and Pulse Systems Department at Bauman Moscow State Technical University. e-mail: antoshkamgtu@mail.ru.