

УДК 621.454.2.052

Е.В. СТРЕЛЬЧЕНКО

ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепрпетровск, Украина

ВЫКЛЮЧЕНИЕ СЕРИЙНЫХ КИСЛОРОД-КЕРОСИНОВЫХ ЖРД С ДОЖИГАНИЕМ ОКИСЛИТЕЛЬНОГО ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА ПРИ ПОЛНОЙ ВЫРАБОТКЕ ГОРЮЧЕГО ИЗ БАКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Показано, что полная выработка горючего из бака РН может представлять опасность для ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа, которая заключается в работе двигателя при массовом соотношении компонентов топлива, превышающем стехиометрическое. Например, если в состав двигателя входит регулятор расхода горючего в газогенератор, то при выработке горючего до определенного момента времени снижение режима работы двигателя не происходит, так как до тех пор, пока перепад давления на регуляторе расхода не снизится до определенной величины, регулятор расхода будет поддерживать расход горючего в газогенераторе постоянным, что обеспечивает поддержание режима на данном уровне. При этом расход горючего в камеру уменьшается за счет срыва основного насоса и, следовательно, увеличивается массовое соотношение компонентов топлива в камере. На примере двигателя РД-120, который серийно изготавливается на ГП ПО ЮМЗ, показано, что применительно к данному двигателю, массовое соотношение компонентов топлива в камере сгорания может составлять ~3,6, что влечет за собой необходимость контроля параметров двигателя с целью выдачи команды на выключение двигателя до начала срыва основного насоса.

Ключевые слова: ЖРД, выключение, выработка горючего из бака ракеты-носителя.

Введение

Из опубликованных данных известно, что выработка окислителя из баков РН представляет опасность для ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа [1, 2, 7, 8], так как прекращение поступления окислителя в газогенератор, обусловленное его выработкой из бака ступени, приводит к уменьшению массового соотношения компонентов топлива в газогенераторе и, как следствие, к значительному увеличению температуры генераторного газа, что, в свою очередь, может служить причиной возгорания конструкции в окислительной среде из-за её высокой температуры. При этом отмечается, что выработка горючего не представляет опасность. В статье представлен анализ поведения параметров ЖРД при выработке горючего.

1. Постановка задачи

На ряде двигателей (РД-8, НК-33) экспериментально установлено, что процесс останова двигателя при выработке горючего будет отличаться от штатного только тем, что будет наблюдаться неуправляемый спад режима, который не приводит к нарушению целостности материальной части [1, 4].

На рис. 1 представлена наиболее практически применяемая схема двигателя. По такой схеме вы-

полнен целый ряд двигателей разработки НПО «Энергомаш» (Россия): РД-120, РД-170, РД-171, РД-171М, РД-180, РД-191 [3,5,6].

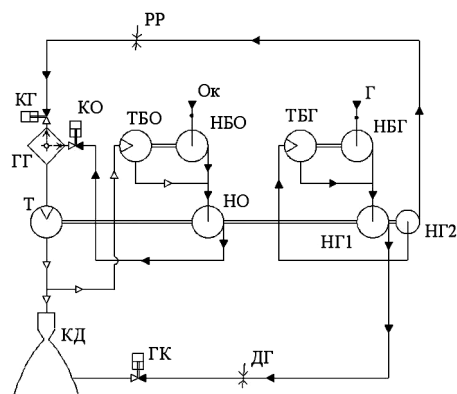


Рис. 1. Обобщённая схема серийных двигателей с дожиганием окислительного генераторного газа: Г – горючее; ГГ – газогенератор; ГК – клапан горючего камеры; ДГ – дроссель горючего; КГ – клапан горючего газогенератора; КО – клапан окислителя газогенератора; НБГ – бустерный насос горючего; НБО – бустерный насос окислителя; НГ1, НГ2 – насосы горючего первой и второй ступеней; НО – насос окислителя; Т – турбина ТНА; ТБГ – турбина бустерного насосного агрегата горючего (БНАГ); ТБО – турбина бустерного насосного агрегата окислителя (БНАО); КД – камера двигателя; РР – регулятор расхода; Ок – окислитель

В состав двигателя входит регулятор расхода горючего РР, обеспечивающий на каждом режиме работы двигателя постоянную величину расхода горючего, поступающего в газогенератор (рис. 2) [3].

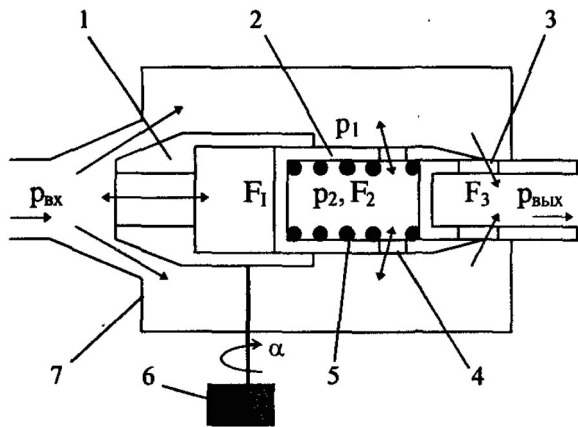


Рис. 2. Схема регулятора расхода прямого действия [3]

Основными элементами регулятора являются: мерный дроссель 1, золотник 2, регулирующие отверстия 3, пружина 5, отверстия 4. Положение подвижного элемента - мерного дросселя изменяется с помощью валика (или штока) приводом 6. Золотник 2 в исходном положении находится на упоре под действием силы предварительного сжатия пружины, а регулирующие отверстия 3 открыты.

Нагрузочная характеристика регулятора расхода $V_{pp} = f(\Delta P_{pp})$ для различных α (рис. 3), показывает, с какого минимального перепада давления ΔP_{pp} на регуляторе он может поддерживать заданную величину расхода и с какой точностью.

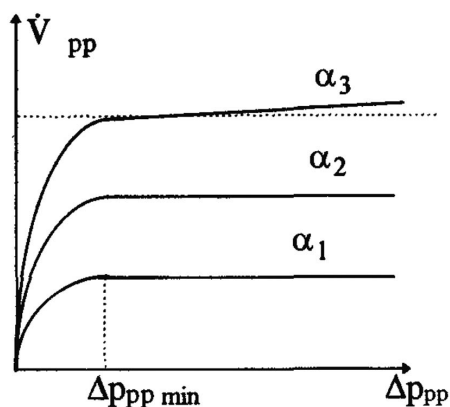


Рис. 3. Нагрузочная характеристика регулятора расхода [3]

Из рис. 3 следует, что при перепаде давления менее чем $\Delta P_{pp} \min$ регулятор расхода уже не может поддерживать заданный расход постоянным при фиксированном угловом положении привода.

Учитывая характер нагрузочной характеристики регулятора расхода, при выработке горючего подаваемый расход горючего в газогенератор будет соответствовать расходу горючего на номинальном режиме до тех пор, пока перепад давления на регуляторе расхода не снизится до величины $\Delta P_{pp} \min$, которая для двигателя РД-120 имеет порядок ≈ 30 бар. При этом за счет «разгрузки» насоса горючего произойдет перераспределение мощностей, т.е. мощность, подводимая к насосу окислителя увеличится благодаря снижению мощности насоса горючего. В этом случае необходимо ответить на следующие вопросы:

1. Как изменится соотношение компонентов топлива в газогенераторе до того момента, когда перепад на регуляторе снизится до $\Delta P_{pp} \min$? Не будет ли иметь место снижение соотношения компонентов топлива в газогенераторе КГТ и соответственно увеличение температуры в газогенераторе?

2. Как увеличится соотношение компонентов топлива в камере и не вызовет ли это прогар тракта охлаждения?

Чтобы ответить на эти вопросы, рассмотрим параметры двигателя РД-120 на каком-либо из режимов, полученных при огневых испытаниях. Будем учитывать, что до тех пор, пока расход горючего в газогенератор постоянный, постоянна величина энергии, выделяемой в газогенераторе при сгорании данного количества топлива и, вероятнее всего, мощность, подведенная к турбине. При этом напор насоса горючего второй ступени будем считать постоянным, так как снижение напора насоса горючего первой ступени на него должно влиять в меньшей степени.

2. Оценка изменения соотношения компонентов топлива в газогенераторе

Обозначим отношение мощности насоса горючего к мощности насоса окислителя через $\lambda = \frac{N_{нг}}{N_{но}}$.

С учетом предположения о перераспределении мощностей между насосами окислителя и горючего можно записать, что

$$\frac{N_{тна_ном}}{N_{тна_i}} = \frac{N_{но_ном} \cdot (1 + \lambda_{ном})}{N_{но_i} \cdot (1 + \lambda_i)} = 1. \quad (1)$$

Здесь и далее индексом «i» будем обозначать параметры двигателя в произвольный момент времени от начала поступления содержащего свободный газ горючего на вход в основной насос до момента снижения перепада давления на регуляторе до величины $\Delta P_{pp} \min$. Используя выражение (1) и теорию подобия насосов, запишем:

$$\frac{N_{HO_i}}{N_{HO_НОМ}} = \frac{1 + \lambda_{НОМ}}{1 + \lambda_i} \approx \left(\frac{n_i}{n_{НОМ}} \right)^3. \quad (2)$$

Так как сеть за насосом окислителя остается постоянной, то:

$$\frac{G_{HO_i}}{G_{HO_НОМ}} \approx \sqrt[3]{\frac{1 + \lambda_{НОМ}}{1 + \lambda_i}}. \quad (3)$$

Или, в предположении, что расход горючего в газогенератор поддерживается постоянным:

$$\frac{K_{ГГ_i}}{K_{ГГ_НОМ}} \approx \sqrt[3]{\frac{1 + \lambda_{НОМ}}{1 + \lambda_i}}. \quad (4)$$

В табл. 1 приведены значения $\lambda_{НОМ}$ для разных двигателей, которые (кроме данных по РД-8) вычислены по материалам, полученным из [9].

Таблица 1

Значения $\lambda_{НОМ}$

Двигатель	$\lambda_{НОМ}$
РД-8	0,4
РД-120	0,50
РД-170	0,44
РД-253	0,55

Используя (3), нетрудно показать, что увеличение $K_{ГГ}$ на рассматриваемом нами участке работы двигателя не превысит 10 % от номинальной величины при выработке горючего. На рис. 4 показаны результаты расчета по формуле (4) применительно к двигателю РД-120.

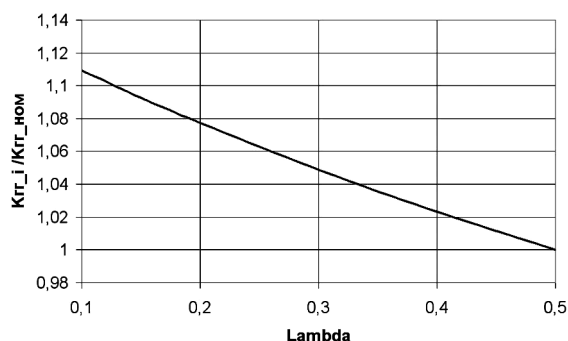


Рис. 4. Зависимость $\frac{K_{ГГ_i}}{K_{ГГ_НОМ}} = f\left(\frac{1 + \lambda_{НОМ}}{1 + \lambda_i}\right)$ при $\lambda_{НОМ} = 0,5$

Таким образом, применительно к двигателю РД-120, у которого номинальное соотношение компонентов топлива в газогенераторе составляет 53,8 [9], выработка горючего приведет к снижению температуры в газогенераторе на величину не более ≈ 70 °С на участке работы с подачей горючего в газогенератор с постоянным расходом, что доказывает безопасность выработки горючего с точки зрения работоспособности турбины ТНА.

3. Оценка изменения соотношения компонентов топлива в камере

Рассмотрим процесс изменения соотношения компонентов в камере. Очевидно, что до тех пор, пока горючее в газогенератор будет подаваться с постоянным расходом, режим двигателя интенсивно снижаться не будет, и двигатель будет работать с повышенным массовым соотношением компонентов топлива в камере. В принципе, даже при штатном останове возможен переход через стехиометрическое соотношение компонентов топлива, но все это происходит: 1) на фоне спада режима; 2) с задействованием послепусковых продувок магистралей горючего газогенератора и камеры.

При анализе введем следующие допущения:

1. Будем считать, что до тех пор, пока регулятор поддерживает постоянный расход в газогенератор, давление в камере остается на том же уровне и суммарная мощность, подводимая к основным насосам ТНА, остается неизменной.

2. Напор насоса горючего второй ступени остается неизменным.

В качестве примера возьмем двигатель РД-120. В табл. 2 приведены параметры двигателя РД-120 на одном из режимов.

Таблица 2

Параметры двигателя РД-120 на одном из режимов

Параметр	Величина
Давление горючего за насосом первой ступени, $P_{нг1}$, бар	346,6
Давление горючего за насосом второй ступени, $P_{нг2}$, бар	497,1
Напор насоса горючего второй ступени, бар	150,5
Давление горючего за регулятором расхода, $P_{дгр}$, бар	391,6
Перепад давления на регуляторе расхода, $(P_{дгр} - P_{нг2})$, бар	105,5
Давление горючего перед форсунками камеры, $P_{длк}$, бар	171,5

Допустим, что при выработке горючего давление за насосом первой ступени снизилось настолько, что перепад на регуляторе стал равным 30 бар. При этом расход горючего в газогенератор не изменился и, следовательно, режим двигателя по давлению в камере так же не изменился. С учетом вышеизложенного пересчитаем данные табл. 2 и сведем данные в табл. 3.

Расход горючего в камеру в этом случае

уменьшится в $\sqrt{\frac{346,6 - 171,5}{271,1 - 171,5}} \approx 1,3$ раза.

Таблица 3
Пересчитанные данные

Параметр	Величина
Давление горючего за насосом первой ступени, $P_{нг1}$, бар	271,1= =421,6–150,5
Давление горючего за насосом второй ступени, $P_{нг2}$, бар	421,6=391,6+30
Напор насоса горючего второй ступени, бар	≈150,5
Давление горючего за регулятором расхода, $P_{дгр}$, бар	391,6
Перепад давления на регуляторе расхода, $(P_{дгр} - P_{нг2})$, бар	≈30
Давление горючего перед форсунками камеры, $P_{ддж}$, бар	≈171,5

Предположим, что напор насоса горючего первой ступени также снизился в $\frac{346,5}{271,1} \approx 1,3$ раза. Пренебрегая изменением плотности и КПД насоса, получим снижение мощности насоса горючего в $1,3 \cdot 1,3 \approx 1,7$ раз.

Из выражения

$$\frac{N_{нг_ном}}{N_{нг_i}} = \frac{(1+1/\lambda_i)}{(1+1/\lambda_{ном})}. \quad (5)$$

с учетом вышеизложенного и рис. 4, получим:

- 1) $\lambda = 0,24$;
- 2) $\frac{G_{но_i}}{G_{но_ном}} \approx 1,07$;
- 3) $\frac{K_{m_i}}{K_{m_ном}} = 1,07 \cdot 1,3 \approx 1,4$.

Так как номинальное значение соотношения компонентов в камере составляет 2,6, то на первом участке выработки горючего увеличение соотношения компонентов топлива может составить $2,6 \cdot 1,4 = 3,6$.

Массовое соотношение компонентов топлива в камере можно оценить вторым способом. Полагая, что давление в камере не изменяется и, соответственно, не изменяется массовый расход компонентов топлива, получим:

$$1 = \frac{G_{нг_ном} \cdot (1 + K_{m_ном})}{G_{нг_i} \cdot (1 + K_{m_i})}. \quad (6)$$

Из (6) нетрудно получить, что $K_{m_i} = 1,3 \cdot (1 + 2,6) - 1 \approx 3,7$. Данное вычисление подтверждает вышеизложенный результат, что существует опасность перехода через стехиометрию при пониженном расходе горючего на охлаждение камеры. При этом продолжительность процесса определяется темпом снижения сплошности. Если

предположить, что процесс выработки горючего из бака будет аналогичен имеющему место на РН «Зенит», то рост массового соотношения в камере будет продолжаться не более 1,2 секунды до тех пор, пока сплошность горючего не снизится до величины 0,6. После этого начнется спад режима аналогично имевшему место в двигателе РД-8.

Избежать описанного выше повышения массового соотношения компонентов топлива возможно, используя непосредственно зависящий от сплошности горючего контрольный параметр. Таким параметром для данных двигателей может быть, например, напор насоса БНАГ.

Что касается двигателей, где не устанавливается регулятор расхода по линии подачи горючего в газогенератор (как в двигателе РД-8), то согласно экспериментальным данным при выработке горючего время выдачи команды на выключение двигателя не является критичным, поскольку в данном случае самоостанов двигателя не приводит к разрушению конструкции двигателя. Задача сводится к тому, чтобы выключить двигатель как можно раньше во избежание неуправляемого самоостанова и увеличения импульса последствия тяги двигателя.

Заключение

Проведенные оценки показывают, что при выработке горючего в серийных двигателях с дожиганием окислительного генераторного газа, в которых применяется регулятор расхода по магистрали подачи горючего в газогенератор, возможна работа при соотношении компонентов топлива в камере, превышающем стехиометрическое, что влечет за собой необходимость контроля параметров двигателя при выработке горючего для формирования команды на выключение двигателя до начала срыва основного насоса горючего. Таким параметром для данного типа двигателей может быть напор бустерного насосного агрегата горючего.

Литература

1. *Development of RD-8 Engine Shutdown at Full propellant depletion from tanks of Zenit-3SL LV Second Stage / V.A. Shulga, V.N. Shnjakin, Ya.N. Ivanov, A.I. Zhivotov, G.P. Petrashko, V.N. Kovalenko, V.I. Timofeev. – 6th International Symposium on Space Propulsion, Versailles, 14 – 17 May, 2002.*
2. *Отечественные ракеты-носители / Ю.В. Павутицкий, В.А. Мазарченков, М.В. Шиленков, А.Б. Герасимов. – СПб.: Изд. Центр СПб ГМТУ, 1996. – 178 с.*
3. *Беляев Е.Н. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигате-*

лей / Е.Н. Беляев, В.К. Чванов, В.В. Черваков; под ред. В.К. Чванова. – М: МАИ, 1999. – 228 с.

4. Тресвятский С.Н. Космические двигатели СНТК имени Н.Д. Кузнецова / С.Н. Тресвятский, Д.Г. Федорченко, В.П. Данильченко // *Аэрокосмическое обозрение*. – 2006. – № 3. 3. – С. 108-109.

5. Двигатель РД171М / Б.И. Каторгин, В.И. Семенов, В.К. Чванов, Ф.Ю. Челькис // *Конверсия в машиностроении*. – 2006. – № 1. – С. 6-14.

6. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, промышленные. – 3-е изд., перераб. и доп. – АКС-Конверсалт, 2000. – 394 с.

7. Шнякин В.Н. Определение условия безопасного выключения ЖРД с дожигание окислительного

генераторного газа при выработке окислителя / В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, Е.В. Стрельченко // *Авіаційно-космічна техніка і технологія: зб. наук. пр.* – Х.: ХАІ, 2006. – Вип. 10 (36). – С. 36-39.

8. Выбор контрольных параметров для обеспечения безопасного выключения кислород-керосиновых ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа при выработке компонентов топлива / В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, А.И. Животов, Е.В. Стрельченко // *КТ.РВ-2006*. – Вып. 1-2. – С. 37-41.

9. George P. Sutton. *Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets/ George P. Sutton, Oscar Biblarz*. – New York, 7th ed/2000. – 740 p.

Поступила в редакцию 19.05.2009

Рецензент: канд. техн. наук, ученый секретарь секции НТС двигательного конструкторского бюро В.И. Конох, ГП КБ «Южное», Днепропетровск, Украина.

ВИМКНЕННЯ СЕРІЙНИХ КИСЕНЬ-КЕРОСИНОВИХ РРД З ДОПАЛЕННЯМ ОКИСЛЮВАЛЬНОГО ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗУ ПРИ ПОВНІЙ ВИТРАТІ ПАЛЬНОГО ІЗ БАКІВ РАКЕТИ-НОСІЯ

Є.В. Стрельченко

Наведено, повне вироблення пального з баків РН може бути небезпечною для РРД з допалюванням окислювального генераторного газу, яка полягає в роботі двигуна при масовому співвідношенні компонентів палива, яке перевищує стехіометричне. Наприклад, якщо у складі двигуна знаходиться регулятор витрати пального у газогенератор, то при виробленні пального до певного часу зниження режиму роботи двигуна не відбувається, тому що до того часу, поки перепад тиску на регуляторі витрати не буде знижений до певної величини, регулятор витрати буде забезпечувати витрату пального у газогенератор постійною, що забезпечує підтримку режиму на даному рівні. При цьому витрата пального в камеру буде зменшуватись за рахунок зриву основного насоса і, як наслідок, буде збільшуватись масове співвідношення компонентів палива в камері. На прикладі двигуна РД-120, який серійно виготовляється на ДП ПО ПМЗ, було показано, що до даного двигуна, масове співвідношення компонентів палива в камері згоряння може складати ~3,6, що тягне за собою необхідність контролю параметрів двигуна з ціллю видання команди на вимкнення двигуна до початку зриву основного насосу.

Ключові слова: РРД, вимкнення, вироблення пального із баку ракети-носія.

THE SHUTDOWN OF THE SERIAL LOX-KEROSENE OX- RICH STAGE COMBUSTION LREs AT THE FULL DEPLETION OF FUEL FROM LV TANKS

I.V. Strelchenko

The eventual danger at the work of the stage combustion Ox-rich LRE at mixture ratio (MR) exceeding stoichiometric value at depletion of the fuel from the LV tank, is considered. For example, if the engine has the flow rate regulator (FRR) of the fuel upstream of preburner (PB), the engine mode at depletion of the fuel is quasi constant until the decreasing of the pressure difference at the FRR to the specific value. In this case the FRR ensures the constant flow rate of the fuel to the PB and consequently the engine mode at specified level. At this the fuel flow rate to the combustion chamber (CC) is decreasing because of the main pump head fall and therefore the MR in the CC is increasing. Using the RD-120 engine manufactured at Yuzhmash as an example the MR could be ~3,6 for this engine. Therefore the engine parameters control is necessary to provide the engine cut off command before the beginning of the main pump head fall.

Key words: LRE, Shutdown, Fuel depletion from the LV tank

Стрельченко Евгений Владимирович – заместитель начальника проектно-конструкторского отдела ЖРД, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина, e-mails: info@yuzhnoye.com, eugenstrelch@starport.com.ua.