

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОВТОРНОГО ЗАПУСКА В ПОЛЕТЕ РУЛЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ, ВЫПОЛНЕННОГО ПО СХЕМЕ С ДОЖИГАНИЕМ ГЕНЕРАТОРНОГО ГАЗА

© Ю. А. Прокопенко, Е. В. Стрельченко, В. Ю. Писаренко,
Д. Ю. Сеницын, А. Б. Трояк, А. Н. Шементов

Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля

Подано матеріали стендового відпрацювання повторного запуску серійного рулевого двигуна РН «Зеніт» з однократним включенням, що працює на рідкому кисні та гасі. Розглянуто варіанти схемного забезпечення повторного запуску з мінімальною зміною схеми та конструкції існуючого двигуна. Досліджено проблему охолодження тракту окислювача для забезпечення повторного запуску з мінімальним викидом рідкого кисню. Розроблено схему вимкнення двигуна після першого ввімкнення, що забезпечує безпечний повторний запуск. Досліджено вплив спорожнення паливного тракту після першого вимкнення на повторний запуск.

Авторы данной статьи активно участвовали в стендовых огневых испытаниях рулевого двигателя II ступени РН «Зенит» РД-8, проведенных с целью повышения энергетических характеристик двухступенчатого варианта РН. Предварительно, двигатель РД-8 доработан на предмет повторного включения в полете.

Серийный двигатель РД-8 имеет следующие характеристики:

Основные компоненты топлива:

окислитель	жидкий кислород
горючее	керосин
Тяга в пустоте	8000 кгс
Удельная тяга в пустоте	342 кгс·с/кг
Давление в камере сгорания	78 кгс/см ²
Количество камер	4
Захолаживание магистрали окислителя	циркуляция окислителя в бак.

Пневмогидравлическая схема двигателя РД-8 представлена на рис. 1.

При модернизации двигателя РД-8 для повторного включения в полете проведена доработка схемы, которая заключалась в:

- введении дополнительного шаробаллона раскрутки;
- введении магистралей продувок ГГ и КС после первого включения;
- изменении схемы захолаживания для обеспечения минимального расхода окислителя на захолаживание (не более 50 кг), в паузе между

включениями длительностью 800...3250 с.

Основная цель при принятии схемных решений по двигателю с повторным запуском состоит в максимальном использовании реализованных схемных решений в серийном двигателе.

Сравнительный анализ доработанной схемы со штатной показывает следующее.

1. По системе захолаживания тракта жидкого кислорода.

В серийном двигателе захолаживание магистрали окислителя, насоса окислителя НО производится циркуляцией окислителя в бак через дренаж клапана К1. При срабатывании клапана входа К2 контур захолаживания вступает в работу — кислород проходит через насос окислителя и циркулирует через дренаж клапана К1 в бак РН.

В случае повторного запуска захолаживание производится с выбросом кислорода за борт РН, так как циркуляция в перерывах между запусками в условиях невесомости, без дополнительного подкачивающего насоса, неосуществима.

2. По системам продувки трактов горючего двигателя и управления пневмоавтоматикой двигателя.

В штатном двигателе продувка трактов двигателя осуществлялась из баллона управления ШБУ. Продувка осуществлялась только для замещения в трактах воздушной среды на гелий до запуска с последующим восстановлением запаса гелия в баллоне управления.

В двигателе с повторным запуском продувка трактов горючего проводится не только перед пер-

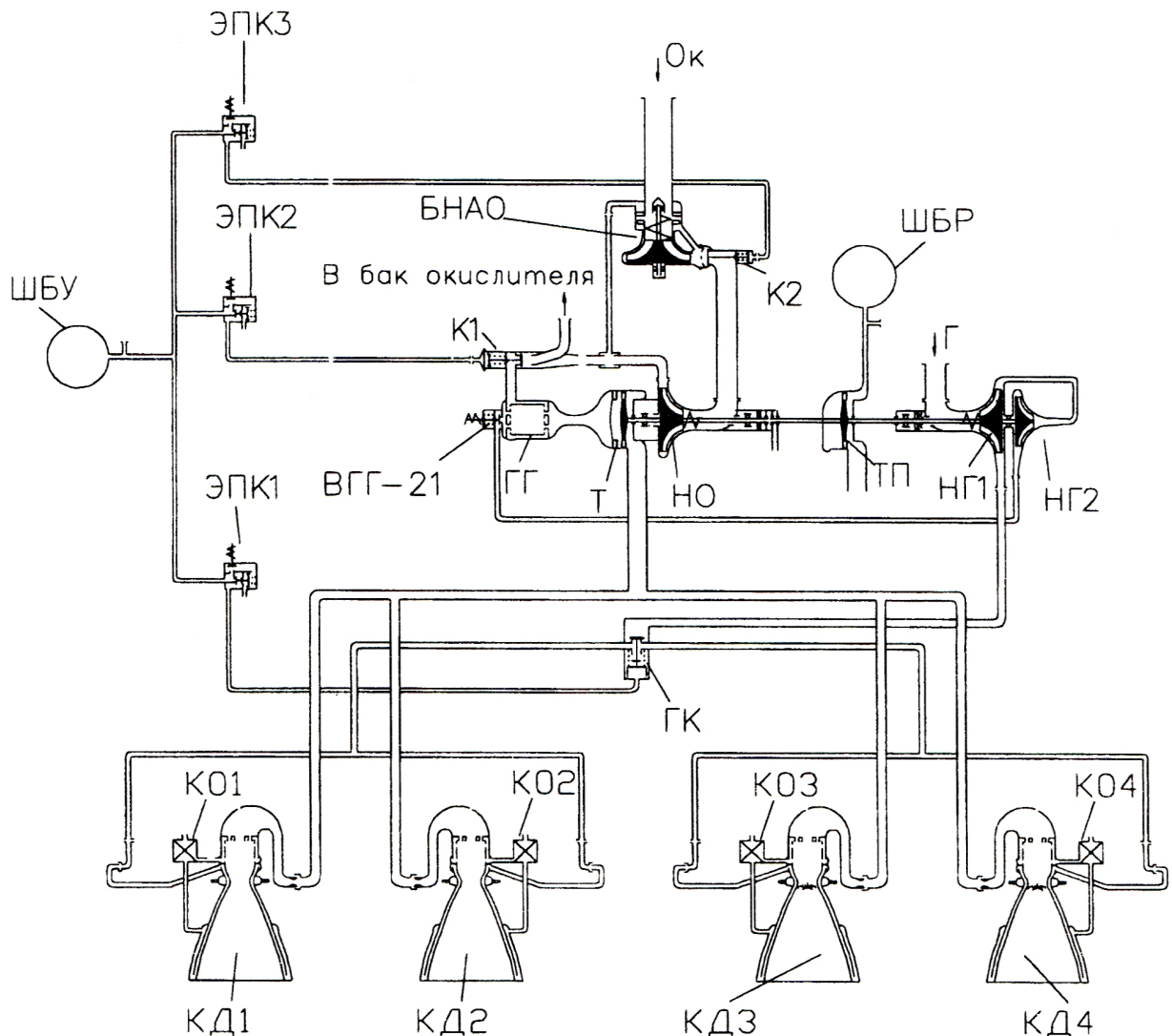


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема двигателя РД8: БНАО — бустерный насосный агрегат окислителя, Г — горючее (керосин Т6), ГГ — газогенератор, ГК — главный клапан горючего, К 1 — клапан окислителя газогенератора, К2 — клапан входа окислителя, КД1...КД4 — камера двигателя, НГ1, НГ2 — насосы горючего, НО — насос окислителя, Ок — окислитель (жидкий кислород), ШБР — шарбаллон раскрутки, ШБУ — шар баллон управления, ЭГК — клапан горючего газогенератора, ЭПК1... ЭПК3 — электропневмоклапаны, К01...К04 — клапан перекрывной

вым запуском, но и после первого выключения и перед вторым запуском. В системе управления автоматикой двигателя установлен дополнительный баллон и исключен ЭПК продувки.

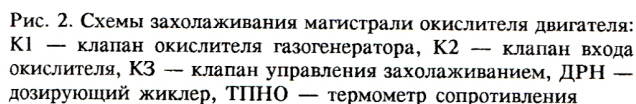
3. По системе пускового горючего и раскрутки пусковой турбины.

В серийном двигателе имеется одна ампула с пусковым горючим, подаваемым как в газогенератор, так и на пусковые форсунки камер сгорания, и один баллон раскрутки пусковой турбины ШБР.

В двигателе с повторным запуском установлено удвоенное количество ампул и шарбаллонов раскрутки.

Двигатель с двукратным включением прошел экспериментальную отработку на стенде ПО ЮМЗ.

Наиболее трудоемким был процесс отработки захлаживания входной магистрали окислителя двигателя. На рис. 2, а представлена штатная схема захлаживания двигателя. В штатной схеме захлаживание осуществляется циркуляцией окис-



КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ. ДОДАТОК.—2004.—10, № 1

На рис. 3 показаны изменения объемного расхода кислорода и температуры поверхности насоса окислителя в ходе испытания. Видно, что данная схема захлаживания обеспечивает подачу окислителя расходом $0.1...0.5 \text{ дм}^3/\text{с}$ в течение $100...150 \text{ с}$. Пауза между выключением и включением клапана КЗ составляет $450...500 \text{ с}$. Сравнительный анализ циклограмм захлаживания представлен в таблице. Расчетная оценка суммарного расхода окислителя через байпасную линию не превышает величины 40 кг/с .

Обработка запуска и останова двигателя. На рис. 4 представлены изменения оборотов турбины ТНА в процессе первого и второго запусков доработанного двигателя и запуска штатного двигателя. Из рис. 4 следует, что при первом запуске имеет место пониженный заброс оборотов турбины по сравнению с забросом для штатного двигателя. Это объясняется изменением гидродинамических характеристик тракта пускового горючего от ампулы с ПГ до газогенератора. Такое изменение привело к более позднему воспламенению в газогенераторе (на 0.05 с), и к пониженному забросу оборотов турбины.

При исследовании запусков доработанного двигателя особое внимание обращалось на опорожнение тракта горючего после главного клапана ГК. Первоначально было организовано вакуумирование этого тракта с целью имитации реальных условий. Анализ параметров повторного запуска показал наличие значительного остатка горючего. Было принято решение исследовать запуск без опорожне-

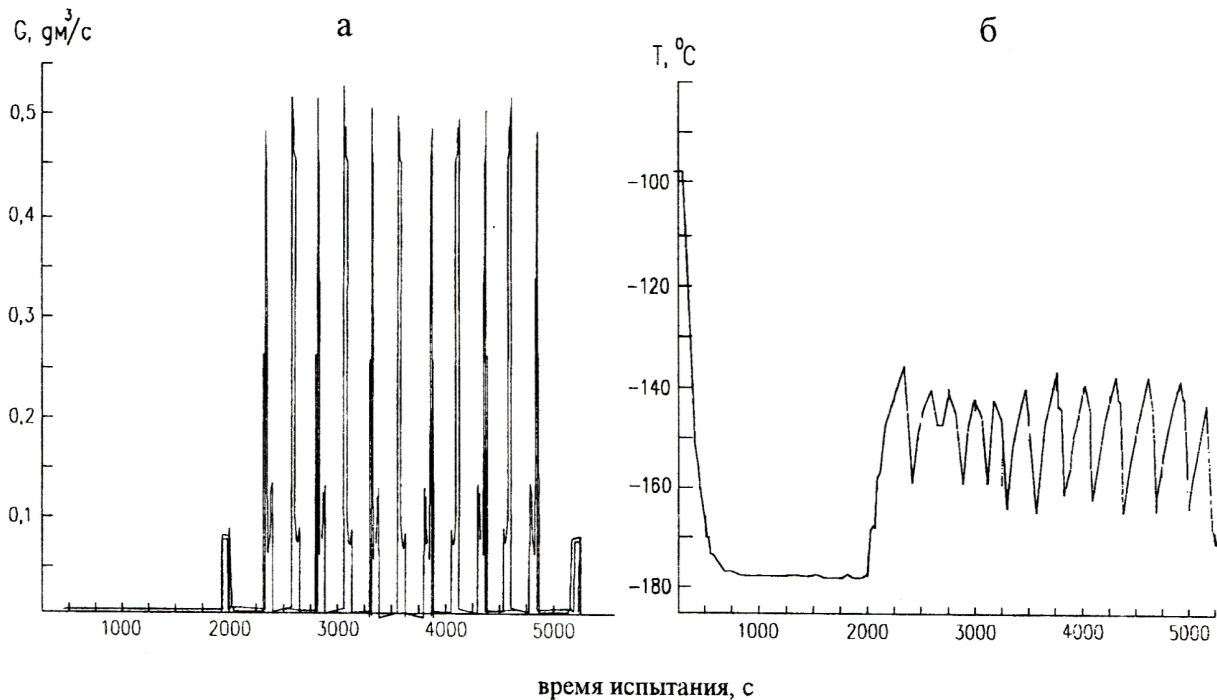


Рис. 3. Зависимости расхода захлаживания и температуры по времени

Время выдачи команд на клапаны управления захлаживанием магистрали окислителя

Двигатель	Время включения клапана, с *	
	К2	К3
Серийный РД-8М	-250	—
Доработанный двигатель	I запуск -3	—
	II запуск -3	Работа в циклическом режиме с -3100 с по -100 с

*Отсчет времени от первой команды на запуск двигателя.

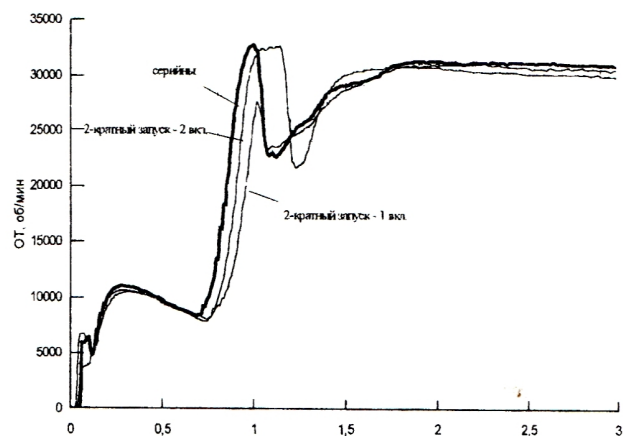


Рис. 4. Изменение оборотов ТНА при запуске

ния тракта горючего. Для того чтобы гарантировать штатную очередность поступления компонентов топлива в камеры сгорания, команда на открытие главного клапана горючего выдавалась позже на 0.15 с.

Проведенные испытания подтвердили характеристики и надежность запуска в случае, если между запусками в натурных условиях не будет полностью опорожняться тракт горючего после главного клапана. Временные характеристики обоих запусков находятся в требуемом для серийного двигателя РД-8 диапазоне.

В целом проведенные проверки запусков доработанного двигателя показали, что требования по характеристикам запуска, предъявляемые к штатному двигателю, выполнены.

При отработке выключения двигателя за основу были приняты требования, гарантирующие сохранение параметров штатного запуска при повторном включении. При первом выключении двигателя введена продувка трактов пускового горючего с

целью их опорожнения. В случае неопорожнения магистрали пускового горючего, полостей ЭГК и форсуночной головки газогенератора, находящийся в указанных полостях керосин попадает в огневое пространство газогенератора. После прихода пускового горючего при повторном включении наблюдается заброс давления в камере газогенератора. Чтобы исключить повышение давления в газогенераторе, при первом выключении двигателя обеспечивается гарантированное удаление остатков горючего после ЭГК введением дополнительной продувки.

В перерыве между выключением и повторным запуском производится продувка трактов пускового горючего в циклическом режиме. Время включенного состояния ЭПК около 8 с, перерыв — 100 с.

Второе выключение двигателя производится по циклограмме, принятой на серийном двигателе.

Проведенная стендовая отработка рулевого двигателя РД-8 РН «Зенит», доработанного под повторный запуск в полете, подтвердила правильность принятых схемных и конструктивных решений.

При подготовке статьи авторами использованы материалы доклада на китайско-российско-украинском Симпозиуме по космическим технологиям и двигательным установкам «Возможность обеспечения повторного запуска в полете серийного двигателя с однократным включением» (В. Н. Шнякин, В. А. Шульга, А. И. Животов, Г. П. Петрашко).

Yu. A. Prokopenko, E. V. Strel'chenko, V. Yu. Pisarenko,
D. Yu. Sinitsyn, A. B. Troyak, A. N. Shementov

The paper presents materials on the test bench development of the second startup of the series-produced single-startup steering engine from Zenit-LV operating on liquid oxygen (LOX) and kerosene. Version of scheme provision of the second startup have been considered with minimum alteration of both schematic and design of existing engine. Issues of LOX channel's precooling have been studied with an objective in mind to provide the second startup with minimum LOX ejection due to the precooling. A scheme of engine shutdown after the first startup has been elaborated, which provides a safety of the second startup. An influence has been researched of fuel channel evacuation after the first shutdown on the second startup.