

УДК 629.196.3

<https://doi.org/10.33136/stma2019.01.045>

М. Л. Волошин, С. А. Куда, А. И. Логвиненко, А. Н. Мащенко, Е. И. Шевцов

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ И ПРИМЕНЕНИЯ ГЕНЕРАТОРНЫХ СИСТЕМ НАДДУВА БАКОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ НА ВЫСОКОКИПЯЩИХ КОМПОНЕНТАХ

Обобщен многолетний опыт проектирования, экспериментальной отработки и применения генераторных систем наддува топливных баков ракет-носителей на азотном тетраоксиде и несимметричном диметилгидразине. Замена газобаллонных систем наддува на генераторные на ракетах-носителях 15A14, 15A15, 11K68 (8K67), 15A18M существенно упростила эксплуатацию, снизила массу пневмогидравлических систем подачи как минимум в два раза, а их стоимость в пять раз. Показаны характерные этапы создания и внедрения генераторных систем наддува: разработка генераторов, их экспериментальная отработка, исследование состава и параметров газа. Важными шагами стали разработка методологии расчета параметров систем наддува, с помощью которой достигнуты существенные улучшения их характеристик, появление высокоэффективной высокотемпературной (до ~1000 °C) системы наддува бака с несимметричным диметилгидразином, исследование степени влияния каждого из параметров системы наддува на давление в баке. Учет корреляционной связи расхода с температурой генераторного газа позволил улучшить энергетические характеристики, а также упростить экспериментальную отработку системы наддува и сократить ее объем. Описана важная роль конструкции распылителей газа в формировании параметров системы наддува, показаны их перспективные варианты с учетом влияния перегрузки, изменения температуры, давления и уровня топлива в баке. Знаменательным этапом развития генераторных систем наддува стало эффективное применение высокотемпературного наддува бака горючего с утопленной двигательной установкой. При этом впервые был обнаружен эффект механической температурной дестратификации топлива в баках, возникающий при выключении двигательных установок. Благодаря ему повышены энергетические характеристики РН «Днепр». Удачные технические решения по системам наддува были защищены ~80 авторскими свидетельствами и патентами на изобретения, из которых около сорока успешно внедрены.

Ключевые слова: газогенератор, распылитель, двигательная установка, бак, давление газа, температура газа.

Узагальнено багаторічний досвід проектування, експериментального відпрацювання і застосування генераторних систем наддування паливних баків ракет-носіїв на азотному тетраоксиді і несиметричному диметилгідразині. Заміна газобалонних систем наддування на генераторні на ракетах-носіях 15A14, 15A15, 11K68 (8K67), 15A18M істотно спростила експлуатацію, знизила масу пневмогидравлічної системи подачі щонайменше у два рази, а їх вартість – у п'ять разів. Показано характерні етапи створення і впровадження генераторних систем наддування: розроблення генераторів, їх експериментальне відпрацювання; дослідження складу і параметрів газу. Важливими кроками стали розроблення методології розрахунку параметрів систем наддування, за допомогою якої досягнуто істотних покращень їх характеристик, поява високоефективної високотемпературної (до ~1000 °C) системи наддування бака з несиметричним диметилгідразином, дослідження ступеня впливу кожного з параметрів системи наддування на тиск. Урахування кореляційного зв'язку витрати з температурою генераторного газу дало змогу покращити енергетичні характеристики, а також спростити експериментальне відпрацювання системи наддування та зменшити його обсяг. Описано важливу роль конструкції розпилювачів газу у формуванні параметрів системи наддування, показано їх перспективні варіанти з урахуванням впливу перевантаження, зміни температури, тиску і рівня палива у баку. Значущим етапом розвитку генераторних систем наддування стало ефективно застосування високотемпературного наддування бака пального із заглибленою рушійною установкою. При цьому вперше було виявлено ефект механічної температурної дестратифікації палива у баках, що виникає під час вимкнення рушійних установок. Завдяки йому підвищено енергетичні характеристики РН «Днепр». Вдалі технічні рішення щодо систем наддування було захищено ~80 авторськими свідоцтвами та патентами на винаходи, з яких близько сорока успішно впроваджено.

Ключові слова: система наддування, газогенератор, розпилювач, рушійна установка, бак, тиск газу, температура газу.

Long-term experience in development, development testing and use of generating systems of fuel

tanks pressurization for rockets powered by nitrogen tetroxide and unsymmetrical dimethylhydrazine is summarized. Replacement of gas bottle pressurization systems with generating ones on such launch vehicles as 15A14, 15A15, 11K68 (8K67), 15A18M substantially simplified operation, reduced the pneumohydraulic feed system mass at least twice and its cost – by five times. Typical stages of development and introduction of the pressurization generating systems are shown: development of generators, their development testing, study of the composition and parameters of gas. The important steps were the development of methodology for pressurization system parameters calculation, which enabled achievement of the substantial improvements of their characteristics, appearance of the high-performance high-temperature (up to ~ 1000° C) unsymmetrical dimethylhydrazine tank pressurization system, study of the degree of impact of each of the pressurization system parameters on the tank pressure. Accounting of the correlation between the flow rate and the generator gas temperature improved the output performance, as well as simplified and reduced the amount of development testing of the pressurization system. Important role of the gas sprayer design in pressurization system parametric configuration is described, and the advanced versions are shown taking into account g-loads, changes in temperature, pressure and propellant level inside the tank. Significant phase in the development of the generating pressurization system was the effective use of the high-temperature pressurization of the fuel tank with submerged propulsion system. Besides for the first time the effect of mechanical temperature destratification of the propellant in the tanks was observed, which occurs during the propulsion systems shutdown. Due to this effect, the Dnepr LV payload capability enhanced. Successful engineering solutions in the design of the pressurization system were defended by ~80 copyright certificates and patents of invention, ~40 of which were successfully implemented.

Key words: gas generator, sprayer, propulsion system, tank, gas pressure, gas temperature.

Введение

Системы наддува (СН) топливных баков ракет-носителей (РН) занимают важное место в составе пневмогидравлических систем подачи (ПГСП) компонентов топлива и оказывают существенное влияние на технический облик, энергетические характеристики и надежность работы РН. Их выбор обусловлен многообразием конструктивных схем и предусматривает комплексный всесторонний анализ многих вариантов с учетом условий эксплуатации, типа топлива, его совместимости с применяемым газом наддува и т. п. Среди различных типов СН (газобаллонных, политропных, химических и др.) заметное место занимают высокоэффективные газогенераторные СН (рис. 1), позволяющие генерировать энергию рабочего тела и обеспечивать высокие выходные параметры [1].

Внедрение генераторных систем наддува для ракет 15A14, 15A15, 11K68 (8K67), 15A18M (на компонентах топлива азотом тетраоксиде (АТ) и несимметричном диметилгидразине (НДМГ) существенно упростило эксплуатацию, снизило массу ПГСП как минимум вдвое, а их стоимость – в пять раз. Несомненными достоинствами генераторных СН являются конструктивная простота и полное отсутствие дополнительных связей в системе питания двигательных

установок (ДУ) [2].

Опыт разработки, накопленный за всю историю работы КБ «Южное», – богатейший и уникальный. В настоящее время разработка подобных СН и ПГСП (по заказу иностранных компаний) является темой заключения ряда важных коммерческих контрактов. Это объясняется тем, что уровень и глубина их разработки, комплексные методы и широкомасштабная экспериментальная отработка при параллельном расчетно-методическом сопровождении позволили КБ «Южное» (по оценкам специалистов) достичь международного признания.

Проектно-конструкторская разработка систем

Создание генераторных СН начинается с непосредственной разработки газогенераторов (ГГ), к которым предъявляют следующие требования:

- малая масса и удобство экспериментальной отработки;
- нейтральность продуктов сгорания (ПС) без твердых и химически активных реагентов, взрывобезопасных как между собой, так и по отношению к компонентам топлива (КТ) в баке, а также не взаимодействующих с материалами конструкции;

- стабильность параметров и устойчивый режим работы;
- высокая удельная работоспособность газа наддува;
- температурная однородность газового потока при его вводе в бак (без образования центрального ядра);
- быстрый выход на режим и безопасное изменение параметров газа (особенно при изменении режимов работы ДУ).

Основными параметрами ГГ являются расход и температура газа, давление в точках отбора, соотношение расходов окислителя и горючего k через агрегат, а для смесителя – соотношение расходов высокотемпературного газа и (жидкого) балластировочного горючего. Отличительной особенностью ГГ служит то, что для баков окислителя используется так называемый окислительный газ (с

избытком окислителя при $k \approx 16-18$), для баков горючего – восстановительный газ (с избытком горючего $k \approx 0,12-0,16$).

В ходе создания таких генераторов была подробно изучена кинетика химических реакций. Так, для баков горючего установлены границы и критерии работоспособности смесителей (или восстановительных ГГ). Мероприятия сводились к исключению неуправляемого термического разложения НДМГ в диапазоне температур 350-750 °С [1, 3].

Рассчитаны оптимальные параметры ГГ, такие как время пребывания, соотношение расходов КТ, давление и температура продуктов сгорания [3].

В таблице приведены характерные составы генераторного газа наддува, свидетельствующие об их стабильности и взрывобезопасности.

Массовый состав генераторных газов, %

k	$t_{пс},$ °С	$P_{ГГ},$ кгс/см ² абс	Окислительный газ										
			N_2	O_2	CO_2	H_2O	NO_2	NO					
19,5	387-405	50	7,7-10,3						5,1-10,4	7,2	5,6	61,6-68,4	4,7-5,7
19,5	407-425	100	7,2-9,6						2,9-8,0	7,2	5,9	66,6-58,5	2,8-3,9
k	$t_{пс},$ °С	$P_{ГГ},$ кгс/см ² абс	Восстановительный газ									Прочие соединения	
			H_2O	CO	H_2	N_2	CH_4	C_2H_6	NH_3	HCN	$НДМГ$		
0,064	273-315	60	3,1-3,3	2,5-2,9	1-1,1	7,5-7,9	2,3-3,5	2,0-2,2	2,2-2,6	1,1-1,4	72,7-75,1	2,5-3,1	
0,05	287-330	90	3,7-4,2	2,1-2,3	0,9-1,2	7,2-8	2-3,1	1,5-1,8	2-2,3	1-1,2	74,8-75,7	2,3-2,7	

На рис. 1 представлена принципиальная схема генераторной СН баков.

Одновременно с выходом двигателя на режим в смеситель поступает часть газа с температурой 850 ± 50 °С, отбираемого от генератора привода турбины турбонасосного агрегата (ТНА). Далее газ балластируется жидким горючим, отбираемым за насосом ТНА и поступающим под давлением в смеситель по трубопроводу через жиклер. В смесителе жидкое горючее при контакте с высокотемпературным газом испаряется, понижая общую температуру смеси до заданного значения. От смесителя газ наддува поступает в бак по трубопроводу через распылитель. Таким образом, наддув бака го-

рючего осуществляется смесью генераторного газа с избытком горючего и паров НДМГ с температурой 200-310 °С. Прекращается наддув по команде на выключение двигателя.

Параллельно для наддува бака окислителя в точках отбора за насосами ТНА отбираются КТ, которые, поступая в газогенератор, расположенный на верхнем днище бака, сгорают с избытком окислителя. Воспламенение в ГГ сопровождается повышением давления и последующим прорывом его мембранного узла. Образующийся при этом так называемый кислый газ из ГГ через распылитель поступает в бак окислителя, создавая в нем определенное давление.

Работа этих генераторов основана на химической реакции между жидким окислителем и горючим. Процесс горения КТ происходит при таких коэффициентах избытка окислителя α , при которых обеспечивается заданная температура газа для наддува в диапазоне от 200 до 1000 °С [3].

Как видно из рис. 2, работоспособность восстановительного газа $RT_{эф}$ выше окислительного.

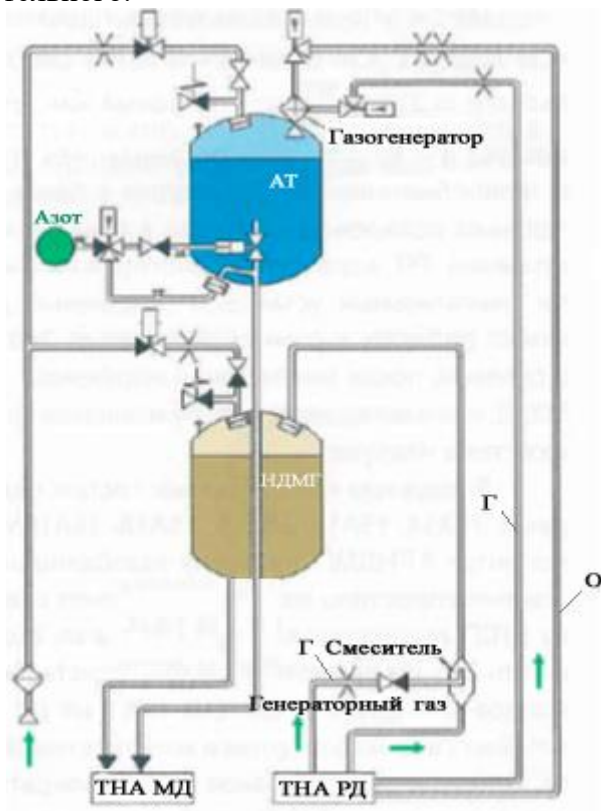


Рис. 1. Принципиальная схема генераторных систем наддува топливных баков:
МД – маршевый двигатель; РД – рулевой двигатель;
О – окислитель; Г – горючее

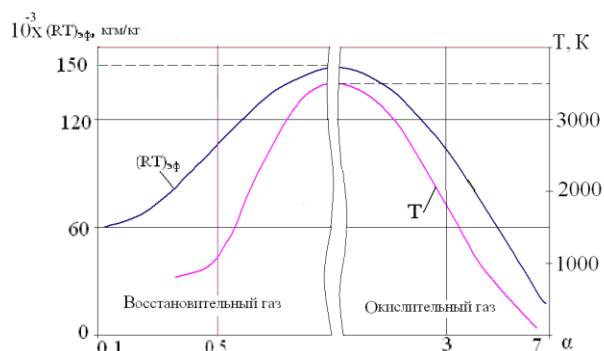
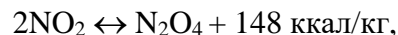


Рис. 2. Работоспособность генераторного газа

Но при применении окислительного газа предъявляются повышенные требования к

коррозионной стойкости материалов конструкции баков и элементов автоматики. В то же время при использовании восстановительного генераторного газа принимаются меры по ограничению образования твердой фазы (сажи). Если для окислительного газа температура ~ 500 °С приближается к максимально допустимой для применяемых в баках материалов, то для восстановительного газа этот предел значительно выше – 800–1100 °С, когда его газовая постоянная возрастает в 1,5–2,5 раза с одновременным повышением работоспособности газа. Из-за существенного уменьшения доли паров НДМГ в газе наддува в 2–3 раза уменьшается его расход и прогрев верхнего слоя горючего. Высокие характеристики таких систем подтверждены экспериментальными данными многочисленных стендовых и летных испытаний [4].

Работа генераторных СН представляет собой комплекс взаимосвязанных внутрибаковых физико-химических процессов, таких как генерация, ввод и динамическое перемешивающее распределение газа в баке, теплообмен между газом, конструкцией бака и зеркалом компонента топлива, термохимические взаимодействия отдельных составляющих газа. Причем при наддуве окислительным газом с учетом термоактивности окислителя – АТ – происходит характерная цепочка химических превращений в виде реакций [1]



протекающих с выделением (поглощением) тепла в зависимости от изменения давления и температуры в баке. Вместе с тем процесс наддува баков горючего характеризуется тем, что восстановительный газ может содержать до 65% паров НДМГ и 10–15 составляющих веществ (таблица). Если процесс наддува баков окислителя сопровождается испарением АТ, то в баке горючего при этом преобладает, в основном, конденсация паров НДМГ.

Для описания указанных выше процессов кандидатом технических наук В. А. Мосейко была составлена система уравнений, включающая в себя первый закон термодинамики

для тела переменной массы, уравнение состояния газа, а также соотношения для учета работы вытеснения, тепломассообменных процессов и тепловых эффектов химических преобразований. В результате ее решения (42 уравнения) получены основные уравнения для расчета изменения текущего давления и удельного веса газа в баке

$$\dot{P} = \frac{k-1}{V} \left(-\frac{k}{k-1} P\dot{V} + \frac{k_{ПС}}{k_{ПС}-1} R_{ПС} T_{ПС} \dot{G}_{ПС} - \frac{k}{k-1} RT\dot{G}_{ПС} + \dot{Q}_w + \dot{Q}_ж + \dot{Q}_{хим} + \dot{Q}_к + \frac{PV}{(k-1)^2} \dot{k} \right);$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V} (\dot{G}_{ПС} - \gamma\dot{V}),$$

- где P, \dot{P} – давление газа в баке и его производная по времени;
 $\gamma, \dot{\gamma}$ – плотность газа в баке и ее производная по времени;
 V, \dot{V} – объем газовой подушки и объемный расход КТ из бака;
 $\dot{Q}_w, \dot{Q}_ж$ – суммарные тепловые потоки, направленные в конструкцию бака и зеркало КТ соответственно;
 $\dot{Q}_{хим}, \dot{Q}_к$ – суммарный тепловой эффект от химических преобразований и конденсации составляющих газа наддува;
 k, \dot{k} – показатель адиабаты газа в баке и его производная по времени;
 $k_{ПС}$ – показатель адиабаты вводимых в бак ПС;
 $R, R_{ПС}$ – газовая постоянная смеси газов в баке и вводимых в бак ПС;
 T – средняя термодинамическая температура газа в баке;
 $T_{ПС}$ – температура вводимых в бак ПС;
 $\dot{G}_{ПС}, \dot{G}_{ПК}$ – массовый расход ПС на наддув и расход газа через предохранительный клапан (ПК).

Применяя численные методы для решения этих уравнений, по времени полета определяют основные параметры СН:

- давление и температура газа в баке;
- максимальная температура газа в баке;
- температура верхнего днища;
- температура зеркала компонента;
- масса газа наддува в баке и газа, сброшенного через ПК.

Создание математической модели внутрибаковых процессов стало важным этапом развития генераторных СН. На ее основе был разработан упрощенный метод оперативного анализа результатов летных и стендовых испытаний, а также оценки влияния различных факторов на основной параметр СН – давление в баке p_i – по частным производным для любого момента времени работы по формуле [5]

$$p_i = p_{ном} \left(1 + \sum_{i=1}^n K_{\lambda_i} \right),$$

где $K_{\lambda_i} = \frac{1}{p_{ном}} \cdot \frac{\partial p}{\partial \lambda_i} \delta \lambda_i$ – безразмерный коэффициент влияния текущего параметра λ_i системы на давление газа в баке.

В процессе работы СН коэффициенты влияния переменны по времени.

Как видно из рис. 3, первые 10...15 с работы СН наибольшее влияние на давление газа в баке оказывают начальные ее параметры: давление p_n , свободный газовый объем V_n и время выхода на режим ГГ наддува τ_3 , а на остальном участке – расход ГГ $\dot{G}_{ГГ}$, температура ГГ $T_{ГГ}$, расход из бака \dot{V} .

Исходя из этого, в качестве критерия энергетического анализа результатов испытаний генераторных систем наддува принимается комплекс $\frac{(\dot{GT})_{ГГ}}{\dot{V}}$. Предельные его значения определяются с учетом корреляционной зависимости $\dot{G}_{ГГ} = f(T_{ГГ})$ и соответствующего объемного расхода КТ из бака

$$\dot{V} = \dot{V}_{ном} + \delta \dot{V}_{cp},$$

где $\delta \dot{V}_{cp} = \sqrt{\delta \dot{V}_к^2 + \delta \dot{V}_р^2 + \delta \dot{V}_н^2}$ – среднеинтегральный разброс расхода КТ из бака в ДУ;

$\delta \dot{V}_к = \frac{\delta K_m}{1 + K_m}$ – отклонение расхода в зависимости от отклонения коэффициента соотно-

отношения от отклонения коэффициента соотно-

шения компонента топлива δK_m ; $\delta \dot{V}_{p_k}$ – разброс расхода, обусловленный точностью системы поддержания давления в камере сгорания; $\delta \dot{V}_n$ – разброс расхода при работе двигателя на номинальном режиме.

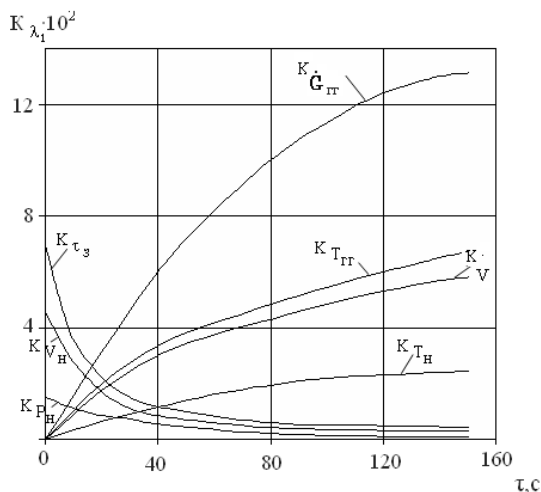


Рис. 3. Зависимости коэффициентов влияния различных факторов на давление газа в баке от времени работы системы

Энергетический комплекс можно представить как функцию ряда выходных регистрируемых параметров СН, таких как $P_{кон}$ и T_G – конечные давление и температура газа в баке; T_w , T_f – конечная температура верхнего днища и зеркала жидкого КТ соответственно [6].

В процессе наземной экспериментальной отработки СН составляющие комплекса (температура и расход генераторного газа, расход компонента из бака), как правило, по разным причинам выходят за ожидаемые штатные пределы эксплуатации. Это, в свою очередь, приводит к недопустимо завышенным или заниженным значениям регистрируемых параметров. Применение предложенного комплексного подхода к обработке результатов испытаний позволило достаточно точно обнаружить и исключить подобные явления [6].

В качестве примера на рис. 4 приведены экспериментальные данные по СН, полученные для бака объемом 19 м^3 и диаметром 3 м, заправленного АТ. Начальная температура топлива $T_n = 273 \dots 303 \text{ К}$, начальный объем газовой подушки $V_n = 0,5 \dots 1,5 \text{ м}^3$, расход и температура генераторного газа $\dot{G}_{GG} = 0,65 \dots 0,84 \text{ кг/с}$ и $T_{GG} = 573 \dots 753 \text{ К}$, давление настройки ПК –

$5,4 \text{ кгс/см}^2$. После создания за $10 \dots 20 \text{ с}$ давления предпускового наддува бака включался установленный на верхнем днище бака генератор наддува. Одновременно начинался расход окислителя из бака. Общая продолжительность слива и наддува составляла 150 с.

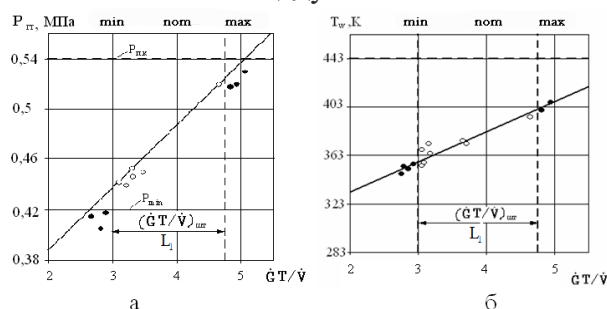


Рис. 4. Экспериментальные зависимости основных параметров СН от энергетического комплекса: а – давление газа в баке на момент выключения СН; б – температура конструкции бака; \circ , \bullet – значения штатных и нештатных параметров комплекса, $\text{кг} \cdot \text{К/л}$; --- – максимальные значения

Из данных графиков следует, что комплексный способ экспериментальной отработки генераторных СН, основанный на энергетическом анализе ее результатов, позволил оперативно управлять выбором основных параметров с уменьшением их разбросов и массы сбрасываемого через ПК газа наддува, а также определять энергетические возможности системы относительно штатных условий работы.

Совершенствование генераторных СН проводится также за счет уменьшения разбросов параметров генераторного газа на входе в бак. Ранее разработка РН проводилась исходя из сочетания предельных значений входных параметров ГГ наддува, т. е. $(\dot{G}_{GG}, T_{GG})_{\text{max/min}}$ (рис. 5, пунктиром показаны границы изменения параметров). На самом деле, как экспериментально установлено, температура генераторного газа наддува T_{GG} зависит от расхода \dot{G}_{GG} (рис. 5), что обусловлено конструктивными особенностями двигателя и его динамическими свойствами [6].

Применение корреляции $G_{GG} T_{GG} = f(\dot{V})$ в качестве критерия выбора режима испытания существенно снизило объем экспериментальной отработки и уменьшило разброс конечной массы газа наддува в баке (при сокращении потери массы газа через ПК). В результате применения предложенной методологии для одной из СН был на

10% снижен расход газа наддува и на ~1% уменьшены потери удельного импульса тяги ΔI двигателя за счет сокращения потери массы газа наддува через ПК. Оценку потери ΔI проводили по формуле

$$\Delta I = \frac{GI}{\tau \dot{G}_\Sigma},$$

где G – масса сброшенного через ПК газа из бака за время τ работы СН;

I – удельный импульс тяги ДУ при суммарном расходе КТ \dot{G}_Σ .

В целом это позволило найти границы и схемы оптимального применения СН.

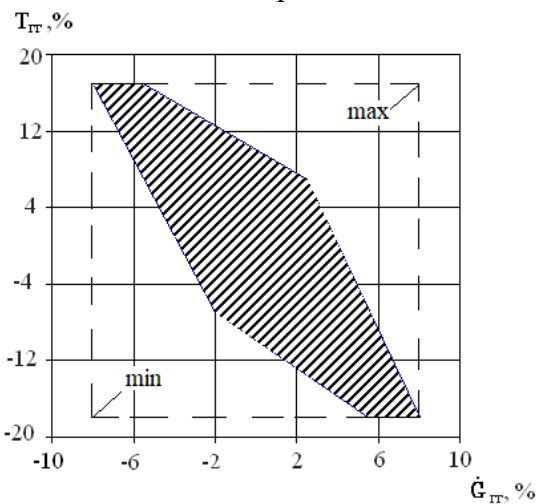


Рис. 5. Корреляционные зависимости расхода и температуры генераторного газа наддува

Характерной особенностью работы горячих СН является влияние перегрузки. Под действием архимедовых сил их температурный режим существенно отличается от данных, полученных при наземной экспериментальной отработке. Методики расчета температуры газа и ее распределения в баках дают значительные погрешности. Поэтому был успешно разработан алгоритм прогнозирования максимальных температур газа в баке T_{\max} и конструкции $T_{W \max}$ верхнего днища по результатам наземной стендовой отработки в виде [6]

$$T_{\max} = T_{W_{i \max}} + k^{-0,67} p^{-0,47} \times \left[(c\gamma\delta)_w \frac{dT_w}{d\tau} + \alpha_{окр} (T_{W_{i \max}} - T_{окр}) \right]^{-0,67} = \frac{2T_{cp} - T_{нч} (1 - l_i / H)}{1 + l_i / H};$$

$$l_i = 5d_0 \left(\frac{w_0^2}{2gn_x d_0^2} \cdot \frac{1}{\gamma_\infty / \gamma_0 - 1} \right)^{0,3};$$

$$T_{W_{i \max}} = \frac{\alpha_w T_{\max} + \alpha_{окр} T_{окр} + \frac{(c\gamma\delta)_w}{\Delta\tau} T_{wi-1}}{\alpha_w + \alpha_{окр} + \frac{(c\gamma\delta)_w}{\Delta\tau}},$$

где d_0 – диаметр (эквивалентный) выходного сечения распылителя;

w_0 – скорость газа на выходе из распылителя;

n_x – действующая на бак продольная перегрузка;

l_i / H – переменная дальнобойность струи при полете и высота бака соответственно;

$$\gamma_\infty = \frac{P}{RT_{cp}}, \quad \gamma_0 = \frac{P_0}{(RT)_0} \text{ – удельный вес}$$

газа в баке и на срезе распылителя соответственно;

k – эмпирические коэффициенты, определяемые экспериментально;

T_n, T_{cp} – начальная и средняя по объему температура газа в баке соответственно.

На примере бака с «горячей» системой наддува одной из РН обработка результатов экспериментов показала, что если в качестве аргумента принять комплекс $\dot{G}T / \dot{V}$, то зависимости максимальной температуры газа в баке и температуры конструкции от этого комплекса достаточно хорошо аппроксимируются линейными функциями (рис. 6). Комплекс $\dot{G}T / \dot{V}$ фактически характеризует энергонапряженность системы наддува бака. Его использование позволяет свести определение искомой зависимости максимальной температуры газа от температуры конструкции к вычислению по формуле двух предельных точечных значений, отмеченных на рис. 6.

Сравнение расчетных значений с экспериментальными данными показало их

удовлетворительную сходимость. Методика дает более высокие значения температуры, при этом абсолютная погрешность не превышает 30°C, т. е. менее 10% ее значения.

Такой метод расчета максимальной температуры газа в баке, основанный на обработке и анализе большого объема экспериментальных данных, прост, достаточно точен и нагляден, а его использование позволяет сократить объем испытаний и материальные затраты.

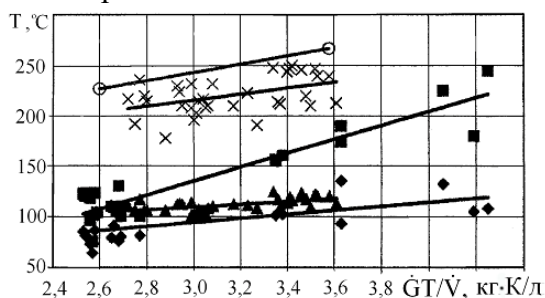


Рис. 6. Максимальная температура газа в баке T и его верхнего дна T_w в зависимости

от комплекса $\dot{G}T/\dot{V}$:

◆ — T_{Wmax} наземная; ■ — T_{max} наземная; ▲ — T_{Wmax} летная;
 x — T_{max} летная; —○— — T_{max} расчетная

На внутрибаковые процессы и их параметры существенное влияние оказывает конструкция устройств ввода газа наддува в бак (так называемых распылителей) [4]. Опыт показывает, что более 50% объемов экспериментальной отработки посвящено выбору конструкции распылителей. Из-за сложности и взаимосвязанности внутрибаковых процессов до настоящего времени не получено приемлемого решения этой задачи. Их радиальный тип (ввод газа перпендикулярно продольной оси бака) дает значительную температурную стратификацию газа наддува (с температурой более 300°C) по высоте бака, что может вызвать недопустимый нагрев верхнего дна и обечайки бака. При свободно-конвективном характере истечения этот тип распылителей широко применяется для наддува топливных баков с малым удлинением верхних ступеней и космических аппаратов, к которым существуют требования по ограничению деформации свободной поверхности топлива. Распылители осевого типа (ввод газа параллельно

продольной оси бака) способствуют интенсивному теплообмену по объему бака, когда скорость вводимого газа составляет от нескольких десятков до сотен метров в секунду с дальнобойностью струи, соизмеримой с высотой бака.

Распылители осевого типа нашли успешное применение на ряде отечественных РН с высококипящими компонентами топлива даже при использовании высокотемпературного (до 1100°C) газа наддува, обеспечивая при этом приемлемые прогревы верхних дна баков и компонентов топлива. Высокую эффективность они показали и в системах с жидким кислородом, в зависимости от конкретных условий уменьшая расход паров кислорода (гелия) для поддержания требуемого давления в баке по сравнению с радиальными распылителями на 5-20% [4].

Остается актуальной задача разработки распылителей многорежимного типа, обеспечивающих в общем случае плавное регулирование температуры и расхода газа, скорости и направления струи за счет изменения ее формы (от радиально-всерединной до осевой). При этом по мере опускания уровня топлива в баке направление вводимого газа наддува изменяется на осевое, а скорость газа возрастает, что за счет перемешивания газа наддува позволяет существенно снизить прогревы верхней части бака при увеличении среднемассовой температуры газа наддува.

В общем случае переключение распылителей с одного режима работы на другой можно осуществлять при помощи [4]:

- подачи команды на клапан-переключатель от системы управления в заданные моменты времени полета;
- теплового воздействия от горячего газа наддува;
- газодинамических сил или воздействия кинетической энергии потока газа;
- воздействия перегрузки или вибрационно-динамических сил;
- изменения уровня компонента топлива в баке;
- сочетания указанных выше и других эффектов.

Выводы

В настоящее время при разработке систем питания ЖРД наиболее оптимальными являются многорежимные распылители, сочетающие в себе достоинства осевых и радиальных распылителей. Их применение позволит улучшить параметры системы наддува, упростить и уменьшить объем экспериментальной отработки систем питания.

Знаменательным этапом развития генераторных СН стало эффективное применение высокотемпературного наддува бака горючего с утопленной двигательной установкой. При получении обычных значений параметров СН с помощью штанги с датчиками температуры был обнаружен ранее неизвестный эффект механического перемешивания жидкого компонента [7]. После выключения маршевой ДУ температура зеркала t_3 не повышалась, а становилась равной средне-массовой температуре на входе в ДУ (рис. 7). Такой характер формирования температуры КТ позволил повысить энергетику РН

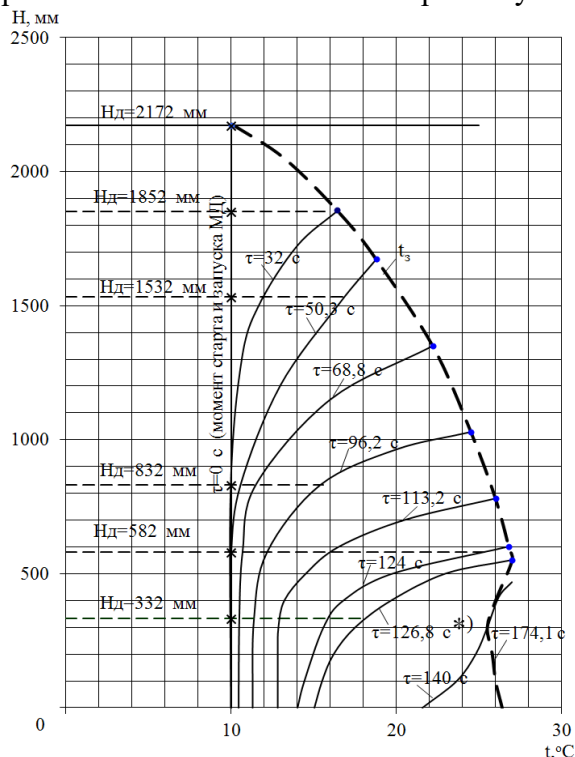


Рис. 7. Изменение профилей температуры горючего по времени полета τ и высоте бака H 2-й ступени:

H_d — высота датчиков измерения температуры горючего относительно полюса нижнего днища бака;
* — момент выключения МД

«Днепр» [8] за счет существенного увеличения продолжительности (с 15 до 100 с) участка автономной работы рулевого двигателя (после выключения МД). В отличие от других температурных дестратификаторов (барботажных, жидкостных и др.) этот метод прост и не требует дополнительных затрат.

В заключение следует сказать, что все отмеченные выше этапы при каждой новой разработке РН сопровождались совершенствованием генераторных СН. Удачные технические решения по СН были защищены 80 авторскими свидетельствами и патентами на изобретения, из которых 40 были успешно внедрены. Выдающийся творческий вклад в разработку и внедрение «горячих» систем наддува внесли Антонов В. А., Волошин М. Л., Галась М. И., Кашанов Э. М., Закаблук С. Т., Кукушкин В. И., Кудерский В. Н., Мосейко В. А., Потапов Ю. Ф., Сытник Н. П. и многие другие с привлечением коллективов ведущих НИИ, испытательных организаций и разработчиков двигательных установок.

Список использованной литературы

1. Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет. — М.: Машиностроение, 1976. — 336 с.
2. Логвиненко А. И. Основные направления совершенствования ПГС современных РН // Докл. Межд. астронавт. конгр. IAA. — С4.1 IAS-63. — Неаполь, Италия, 2012.
3. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. — М.: Машиностроение, 1988. — 352 с.
4. Логвиненко А. И. Тенденции развития систем наддува топливных баков РН // Тез. докл. Междунар. астронавт. конгр. IAS-05-C4.1.10, IAS-56. — Фукуока, Япония, 2005.
5. Logvinenko A. Gas-generation pressurization system experimental development method of the LV propellant tanks // Acta Astronautica. — 2009. — AA3161. — №64. — P. 84-87.
6. Иваницкий Г. М., Логвиненко А. И., Ткачев В. А. К вопросу расчета температуры газа наддува в баках ракет // Системне проектування аерокосмічної техніки. — 2001. — Т. III. — С. 44-47.

7. Пат. 72330 Україна, МПК (2006) F02К 9/44 (2006.1), F02К 11/00, В64Д 37/00. Спосіб вироблення залишку палива в рушійній установці рідинної ракети / Іваницький Г. М., Кубанов С. М., Логвиненко А. І., Юшин Г. І.; заявник і власник ДП "КБ "Південне". – №20021210267; заявл. 18.12.2002; опубл. 15.02.2005, Бюл. №2/2005.

8. Волошин М. Л., Куда С. А., Михальчишин Р. В. Комплекс мероприятий по повышению энергетических характеристик РН // Космическая техника. Ракетное вооружение: Сб. науч.-техн. ст. – Днепр: ГП КБ «Южное». – 2017. – Вып. 2. – С. 29-34.

Статья поступила 21.01.2019