

Рис. 2. Гістограма залежності теплоти згорання синтез-газу від кількості повітря та вологості суміші деревини при газифікації суміші деревини різних порід з розміром частинок 30 мм

Висновки

Встановлено вплив вологості суміші деревини в процесі її газифікації на нижчу теплоту згорання синтез-газу. Отримано рівняння регресії, яке може бути основою для проведення досліджуваного процесу та раціонального керування ним.

Виконано раціоналізацію отриманих результатів з метою визначення величин факторів, що забезпечують максимальне значення теплоти згорання $Q = 10,4 \text{ МДж/м}^3$. Це є раціональні розміри частинок деревини $l = 36 \text{ мм}$, кількість повітря $G = 68 \text{ м}^3/\text{год}$, відносна вологість деревини $W_g = 34 \%$. Під час газифікації суміші деревини з вологістю $W_g = 10 \%$ і раціональних значеннях кількості повітря та розмірів подрібненої деревини теплота згорання синтез-газу $Q = 10,04 \text{ МДж/м}^3$, при $W_g = 30 \%$ – $Q = 10,41 \text{ МДж/м}^3$, при $W_g = 50 \%$ – $Q = 10,25 \text{ МДж/м}^3$.

Експериментальний газифікатор дозволяє газифікувати деревину, як з низькою, так і високою вологістю більше $W_g = 50 \%$.

Література

1. Патент України №38952, МКП С10J 3/00. Газогенератор. / Лис С.С., Бадера Й.С., Гнатишин Я.М.; Власник: НЛТУ України; Заявл. 08.09.2008.; Опубл. 26.01.2009, Бюл. №2.
2. Лямин В. А. Газификация мелкой щепы различной влажности / В. А. Лямин – Журн. “Гидролизная и лесохимическая промышленность”, № 8, 1962.
3. Шишко Ю.В. Энергозберігаюча технологія отримання паливного газу з біомаси та його спалювання в пічних агрегатах: Автореф. дис. канд. техн. наук / Ю.В. Шишко // Нац. металург. акад. України. – Д., 2004. – С. 17.
4. Чалов Н. В. Влияние влажности и высоты слоя щепы в газогенераторе на выход смолы и уксусной кислоты / Н. В. Чалов – Журн. “Деревообрабатывающая и лесохимическая промышленность”, 1953. – № 12 – С. 25-34.

УДК 629.7.036.5

ГЕНЕРАТОРНЫЙ НАДДУВ БАКА С РГ-1 РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Ю. А. Митков

Кандидат технических наук, доцент,
заведующий кафедрой
Кафедра двигателестроения
Днепропетровский национальный
университет им. Олеса Гончара
пр. Гагарина, 72, г. Днепропетровск, Украина, 49010
Контактный тел.: 067-565-00-05
E-mail: mitikov@yandex.ru

Проведено дослідження високо-температурної генераторної системи наддування бака ракети-носія з РГ-1. Запропоновано оптимальні режими роботи
Ключові слова: генераторна система наддування, бак з РГ-1

Проведены исследования высокотемпературной генераторной системы наддува бака ракеты-носителя с РГ-1. Предложены оптимальные режимы
Ключевые слова: генераторная система наддува, бак с РГ-1

The study of high-generator pressurization system booster tank with RP-1 was done. Optimum operating conditions are given
Keywords: generator pressurization system, tank with RP-1

Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими задачами

В настоящее время наибольшее распространение в качестве топлива двигательных установок (ДУ) ра-

кет-носителей (РН), особенно их первых ступеней, во всем мире находят жидкий кислород и углеводородное горючее типа керосин (Т-1, метан, синтин, РГ-1, в дальнейшем – РГ-1). В качестве примера достаточно привести следующие РН – «Зенит» (Украина); много-

численное семейство РН «Союз-2», «Русь-М», «Ангара» (Россия); Atlas III, Atlas V, Antares, Falcon 9 (США); KSLV1, KSLV2 (Южная Корея) и др.

Для наддува топливных баков большинства указанных РН применяются гелиевые газобаллонные системы наддува (СН). В первую очередь это касается СН баков с РГ-1. Газобаллонные СН конструктивно сложны, имеют большую удельную массу, сложны в отработке [1], особенно при использовании в качестве теплоносителя теплообменника окислительного генераторного газа маршевого ЖРД. Не менее важно и то, что они существенно усложняют стартовую позицию (хранилища, агрегаты автоматики и т.п.), стендовую базу, производственные мощности, которые все нуждаются в постоянном контроле состояния, несмотря на минимальное количество запусков в год (в среднем, 3 – 4) [2]. Следует заметить, что конструктивно они недалеко ушли от СН Фау-2, разработанных Вернером фон Брауном в далеком 1937 г.

В тоже время на последнем и предпоследнем поколениях жидкостных МБР СССР для наддува баков (с высококипящим топливом) применялись конструктивно простые автономные (не использующие для работы рабочие тела со старта) генераторные СН и химические. При этом следует отметить, что эти системы крайне наукоемкие. При разработке они потребовали огромной концентрации усилий всего научного потенциала страны.

Ситуация, на первый взгляд, парадоксальная, учитывая то, что зарубежные разработчики ДУ, имеющие определенное финансирование, работ по поиску новых эффективных способов наддува практически не ведут. Об этом свидетельствует лишь одно сообщение на трех последних Международных конгрессах по астронавтике (Точжон, Прага, Кейптаун). Причем, оно касалось не поиска новых решений, а лишь возможности моделирования (точнее, невозможности) внутрибаковых процессов.

На наш взгляд, дело тут в следующем. Ракетчики США с середины шестидесятых годов в силу ряда причин прекратили разработку жидкостных МБР, с успехом переключившись на твердотопливную тематику. КБ С.П. Королева в начале шестидесятых годов было вытеснено с боевой тематики коллективами М.К. Янгеля и В.Н. Челомея. А именно финансирование военных заказов в условиях гонки вооружений позволяло проводить сложнейшие, уникальные и дорогостоящие научно-исследовательские работы, добиваться выдающихся результатов.

РН, использующих жидкий кислород и керосин, в Советском Союзе сделано не так уж и много, как могло бы показаться со стороны. Были сданы в эксплуатацию всего два носителя «Союз-2» (модернизированная Р-7, на которой ДУ форсирована всего на несколько процентов) и МБР Р-9. В КБ «Южное» (Днепропетровск) фактически разработаны и полноценно отработаны (конец семидесятых – начало восьмидесятых годов прошлого столетия) два во многом однотипных носителя на жидком кислороде и РГ-1 – «Зенит» и «Энергия» (I ступень), позволившие получить уникальные экспериментальные данные. Наследники В.Н. Челомея только сейчас разрабатывают свою первую РН «Ангара» на указанных компонентах топлива.

Не сложно сделать вывод, что зарубежные ракетчики и исследователи из университетов, не имеют опыта разработки сложнейших (в научном плане) автономных высокоэффективных СН. Фактически ведущими в вопросах СН являются днепропетровские двигателисты, имеющие колоссальный опыт создания систем питания для таких шедевров ракетостроения как МБР 18, 18М («Сатана»), а также РН «Зенит» и «Энергия». Приведем только один пример, выпускниками кафедры двигателестроения физтеха ДНУ им. О. Гончара, по самым скромным оценкам, получено более 350 авторских свидетельств на изобретения и патентов по тематике систем наддува!

В тоже время для наддува баков с кислородом известны (со времен Фау-2) простые автономные испарительные [3] и политропные СН [4]. Если бы удалось внедрить и для наддува баков с РГ-1 автономные газогенераторные системы, то это позволило бы существенно упростить ПГСП носителя, конструкцию и стоимость стартовой позиции и стендовой базы.

В настоящее время все больше стран стремятся осваивать космическое пространство. Сегодня уже частные компании (SpaceX, США) запускают (носитель Falcon 9) возвращаемые транспортные корабли к МКС (Dragon). Очевидно, что конкуренция в этой области техники далее будет только возрастать, и побеждать в ней будет тот, кто обеспечит меньшую стоимость вывода 1 кг полезной нагрузки на опорную орбиту с требуемой надежностью.

Выделение нерешенных ранее частей общей проблемы, которым посвящается данная статья

При наддуве бака генераторным газом (особенно высокотемпературным) внутри его происходят крайне сложные процессы, которые надо представлять и описывать для проведения расчетов параметров СН. В начале работы СН струя газа внедряется в поверхность топлива, т.к. начальные газовые объемы в баках минимальны и выходные сечения газопроводов находятся в непосредственной близости от зеркала топлива. В зоне внедрения (в так называемой каверне) происходят интенсивные тепло-массообменные процессы. При однорежимных газопроводах (другие по сегодняшней день не используются) происходит резкое падение давления газа в баке, в первую очередь за счет конденсации паровой фазы, находящейся в составе ПС [8]. Появляется необходимость увеличения расхода газа на наддув. Но при этом приблизительно с середины полета ступени давление газа в баке повышается выше требуемых значений, и часть газа сбрасывается за борт через предохранительный клапан. Это, естественно, непроизводительные потери.

Оптимизации условий ввода газа наддува в баки посвящена работа [9]. Определению геометрических размеров каверны, систематизации данных по режимам взаимодействия и величинам определяющих скоростей посвящена работа [10]. В исследовании [11] даны рекомендации по расчету скорости газа наддува по высоте бака (дальности струи) при неизотермичности более 3 с учетом осевой перегрузки. В работе [12] показано, что для баков большого удлинения (больше 1,5) существенную роль на распростра-

нение струи начинает играть стесняющее действие конструкции бака. В исследовании [13] отражена роль предпускового наддува в исходном состоянии системы на момент старта носителя. Работы [14, 15] обобщают указанные исследования в виде методик расчета параметров СН.

Основной проблемой внедрения генераторной СН на основных компонентах топлива бака с РГ-1, является то, что при освоенных в системах питания температурах (до 1120 К) в продуктах сгорания находится до 7% (массовых) сажи. При попадании ее в таком количестве в топливный бак, разрастании ее в заметные кластеры, возможен выход из строя внутрибаковых устройств (датчики заправки, остатка, СУРТы, заборные устройства, фильтры в расходных магистралях и т.п.).

Формулирование целей статьи

Целью данного исследования является нахождение и обоснование режимов, позволяющих реально рассматривать возможность внедрения в практику ракетостроения конструктивно простых и эффективных высокотемпературных газогенераторных (на основных компонентах топлива) СН баков РН с РГ-1. Применение таких СН на носителях нового поколения позволило бы существенно упростить конструкции РН, стартовой позиции и испытательной базы, свести к минимуму затраты на обслуживание ракетного комплекса, снизить стоимость запуска в космос полезной нагрузки при повышении конечной надежности.

Изложение основного материала исследования с полным обоснованием полученных научных результатов

Термодинамические расчеты показывают, что максимальное значение газовой постоянной ПС кислорода с керосином составляет ~ 530 Дж/кг-град и наблюдается при температуре в газогенераторе ~ 1770 К (рис.1). Отклонение температуры от этого значения в любую сторону приводит к падению газовой постоянной. При этом давление в газогенераторе в пределах 390 – 2000 КПа влияния на ее величину не оказывает. При вводе в бак ПС с T = 1770 К температура газа внутри бака по известным причинам будет существенно меньше. Как видно из рис.2, на котором приведены результаты равновесного охлаждения ПС, при температуре ниже 1100 К наблюдаются негативные явления – происходит быстрый рост доли углерода (сажи) в ПС и снижение величины газовой постоянной.

Рассмотрим кинетику химических реакций, происходящих в ПС топлива кислород – керосин. При температуре ~ 1770 К ПС состоят из H₂, H₂O, CO и CO₂. При их равновесном охлаждении происходят следующие химические реакции [16]:

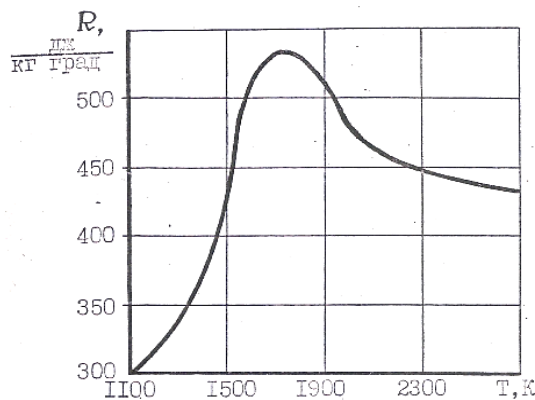
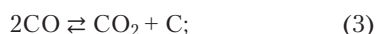
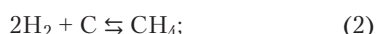
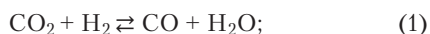


Рис.1. Зависимость газовой постоянной R от температуры ПС

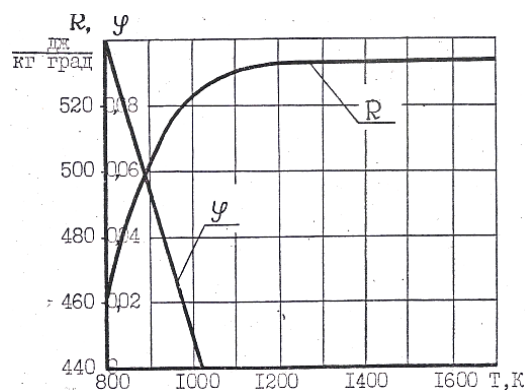


Рис.2.Равновесное охлаждение ПС: φ – массовая доля углерода.

Реакции (2) и (3) протекают при температурах от 1100 К до 700 К. В результате реакции (1) газовая постоянная ПС не изменяется, две другие реакции приводят к ее уменьшению. По данным работы [16] время, необходимое для достижения равновесия реакций (2) и (3) при температуре 1770 К, составляет ~ 2,5 с, причем с понижением температуры это время только увеличивается. Таким образом, задача получения чистых продуктов сгорания сводится к быстрому (Δt ≤ 1 с) прохождению ПС температурного диапазона 1200 – 700 К. Этот вывод вполне реализуем.

Следует заметить, что в процессе запуска и работы газогенератора в нем возможны зоны с пониженной температурой (например, пристеночный слой), где могут создаваться условия для образования сажи. Для исключения этого сугубо локального явления целесообразно принимать меры. Методы борьбы с ним известны, это и ингибирование процессов коагуляции угольных частиц [17], и использование РГ-1 на входе в газогенератор в паровой фазе и др.

В настоящее время в СН достигнута температура продуктов сгорания ~ 1120 К. Попытки использовать более горячий газ ранее приводили к необходимости охлаждения магистралей подачи газа в бак, перегреву верхнего алюминиевого днища бака. Однако и эта проблема разрешима, например, при размещении генератора прямо на верхнем днище бака, использовании современных эластичных керамических теплоизоляций, применении многорежимных газоводов [8].

Выводы из данного исследования и перспективы дальнейших работ в данном направлении

Сравнение результатов расчетов параметров предложенной нами высокотемпературной ($T \sim 1770 \text{ K}$) генераторной СН и самой эффективной из применяемых на сегодняшний день сверххолодной гелиевой [17] (по методике [15]) применительно только к I ступени РН показывает, что, при прочих равных условиях, выигрыш в массе полезной нагрузки составляет не менее

30 кг (для двухступенчатой РН среднего класса). Это, в сочетании с применяемыми автономными СН баков с кислородом, открывает путь заметного упрощения конструкции РН нового поколения, их стартовых позиций, использующихся сегодня не чаще 3 – 4 раз в год, и испытательной базы. Перспективы, которые открывает внедрение предложенной системы, безусловно, заслуживают продолжения работ в данном направлении и проведения экспериментальных исследований.

Литература

1. Митиков, Ю.А. Газобаллонные системы наддува и ракеты-носители нового поколения [Текст] / Ю.А. Митиков // Космическая техника. Ракетное вооружение. – 2012. – №1. – С. 179 – 185.
2. Митиков, Ю.А. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов [Текст] / Ю.А. Митиков, В.А. Антонов, М.Л. Волошин, А.И. Логвиненко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С. 30 – 36.
3. Митиков, Ю.А. Возможности наддува бака с РГ-1 жидким кислородом [Текст] / Ю.А. Митиков, А.Ю. Загаевский // Проблемы высокотемпературной техники. – 2012. – №1. – С. 87 – 92.
4. Митиков, Ю.А. Определение уровня кипящего топлива в баке ракеты-носителя [Текст] / Ю.А. Митиков // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2012. – №2 (54). – С. 44 – 48.
5. Мітіков, Ю.О. Надхолодне польотне наддування баків з вуглеводневим паливом ракет-носіїв [Текст] / Ю.О. Мітіков // Системи озброєння та військова техніка. – 2012. – №1(29). – С.130 – 132.
7. Митиков, Ю.А. Совершенствование газобаллонной системы полетного наддува [Текст] / Ю.А. Митиков, А.И. Артамонов // Вісник НТУ «ХП». – 2012. – №26. – С. 16 – 21.
8. Галась, М.И. Системы основного наддува топливных баков ракет с углеводородным топливом типа керосин. Автономная отработка [Текст] / уч. пособ. / М.И. Галась, Ю.А. Митиков // Д. : ГKB «Южное», ДГУ, 1990. – 37с.
9. Мітіков, Ю.О. Рекомендації по проектуванню газоводів баків великого подовження [Текст] / Ю.А. Митиков, М.В. Поляков // Збірник наукових праць ХУПС. – 2012. – Вип. №2 (31). – С.118 – 121.
10. Митиков, Ю.А. Оптимизация скорости ввода горячего гелия в бак с кислородом [Текст] / Ю.А. Митиков, С.А.Куда // Вісник НТУ «ХП». – 2012. – №34. – С. 9 – 16.
11. Митиков, Ю.А. К вопросу определения диаметра кратера при взаимодействии струи газа с жидкой фазой [Текст] / Ю.А. Митиков, Л.В. Пронь // Известия ВУЗов. Черная металлургия. – 1981. – №3. – С. 45 – 47.
12. Митиков, Ю.А. Расчет параметров неизотермической струи в баке [Текст] / Ю.А. Митиков, В.А. Мосейко // В.кн.: Рабочие процессы в двигателях. Тем. сб. науч. тр. МАИ. – 1980. – С. 51 – 52.
13. Митиков, Ю.А. Определение коэффициентов стеснения неизотермических турбулентных струй [Текст] / Ю.А. Митиков, С.А. Куда // Проектирование сложных технических систем. Сб. н. тр. ИТМ АН УССР. – 1989. – С.153 – 155.
14. Митиков, Ю.А. Системное проектирование предпускового наддува баков с кислородом [Текст] / Ю.А. Митиков // Системные технологии. – 2012. – №1(78). – С. 152 – 157.
15. Митиков, Ю.А. Расчетно-экспериментальное исследование системы сверх-холодного наддува [Текст] / Ю.А. Митиков // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2012. – т. XIII. – С.61 – 69.
16. Митиков, Ю.А. Расчет параметров системы наддува с учетом взаимодействия струи газа с компонентом топлива [Текст] / Ю.А. Митиков, Г.М. Иваницкий // Холодильна техніка і технологія. – 2012. – №2. – С. С. 46 – 50.
17. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет [Текст] / Н.М. Беляев. – М. : Машиностроение, 1976. – 335 с.
18. Mitikov, Yu.A. Soot nucleation and formation of soot clusters in flames [Текст] / E.N. Taran, V.F. Teryayev, V.F. Prisnyakov, A.N. Miroshnichenko // Flame Structure, v.2. – USSR Academy of Sciences, Siberian Branch. – Novosibirsk, Nauka, 1991. – P. 504 – 508.
19. Способ наддува топливного бака [Текст] : пат. 51806 Украина: МПК В64Д 37/24/ Шевченко Б.А., Митиков Ю.А., Логвиненко А.И. – №2000031474; заявл. 15.03.00; опубл. 16.02.02.