

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ИЗВЛЕЧЕНИЮ ГАРАНТИЙНОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА В БАКАХ ОТРАБОТАВШЕЙ СТУПЕНИ

А.М. Бапышев^{1,3}, Г.Т. Ермолдина^{1,2}, В.И. Трушляков⁴, М.Н. Калимолдаев²,
К.М. Мырзабеков³, К.Ж. Абильдаева⁵

¹Казахский национальный университет имени аль-Фараби, пр. аль-Фараби, 71, Алматы, Казахстан

²Институт информационных и вычислительных технологий, ул. Курмангазы, 29, Алматы, Казахстан

³Алматинский университет энергетики и связи им. Г.Даукеева,
ул. Байтурсынова, 126/1, Алматы, Казахстан

⁴Омский государственный технический университет, пр. Мира, 11, Омск, Россия

⁵Филиал ВОСХОД МАИ, ул. Гагарина, 5, Байконур, Казахстан

Аннотация

Жесткое приземление отработанной части перспективных ракет-носителей в отведенные районы падения приводит к развалу конструкции, разливу остатков гарантийного запаса топлива, возникновению пожаров и, как следствие, требует больших затрат на полную ликвидацию техногенных последствий. Остатки гарантийного топлива представляют собой дополнительные запасы компонентов ракетного топлива в ракетных блоках ступени ракет космического назначения (РКН), предназначенные для компенсации возмущающих факторов, действующих в полете на РКН, и характеризуются канцерогенным и мутагенным действием на окружающую среду. В статье рассмотрен вопрос извлечения невыработанных остатков гарантийного топлива. Для исследования процесса извлечения разработаны экспериментальный стенд и программа проведения экспериментов. Целью исследования является проведение сравнительного анализа результатов математического и физического моделирования. По результатам физического эксперимента представлена математическая модель и результаты сравнительного анализа двух типов моделей: были сравнены между собой расчетные температуры ТН на входе в ЭМУ (по первому закону термодинамики и уравнениям Навье-Стокса) и измеренных температур ТН на входе в ЭМУ при проведении экспериментов. Полученные результаты позволили использовать остатки гарантийного запаса топлива для разработки автономной бортовой системы спуска отработанной части перспективных ракет-носителей, обеспечивающий управляемый спуск.

Ключевые слова: ракета-носитель, гарантийные запасы топлива, жидкостной ракетный двигатель, газификация, экспериментальный стенд, теплоноситель, моделирование.

1. Введение

Экологическая опасность отработавших ступеней (ОС) ракет носителей (РН) обусловлена наличием в них остатков компонентов ракетного топлива (КРТ), количество которого определяется двумя составляющими – постоянной (остатки незабора в топливных баках и магистралях, заливка двигателей) и вероятностной (неизрасходованные гарантийные запасы, избыточная заправка рабочего топлива при массе выводимой полезной нагрузки мень-

шей, чем расчетная, погрешность заправки, погрешности работы систем управления расходом топлива, точностью систем заправки КРТ, температурного разброса и т.д.).

Для исключения остатков КРТ после выключения маршевого жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) на отработавшем ускорителе первой ступени РН «Протон-М» реализованы технологические, схемные и проектно-конструкторские решения по сбросу остатков несимметричного диметилгидразина в атмосферу через камеру сгорания маршевого ЖРД, что

привело к перераспределению токсичных выбросов между атмосферой и районом падения (РП), однако общая задача по снижению выбросов токсичных КРТ при пуске РН не была достигнута.

Существующие разработки по спасению ОС предусматривают одновременно ряд задач, основной из которых является повышение конкурентоспособности соответствующего класса РН за счет многократного использования ОС, при этом возникает возможность одновременного снижения техногенного воздействия пусков РН и в РП.

Для решения задачи спасения ОС применяются системы спасения, реализуемые различными баллистическими схемами полета ОС по траектории спуска:

- Ракетно-динамический маневр (вертикальная посадка) ОС [1-4];
- Аэродинамический маневр (самолетная схема) с использованием крылатой схемы и посадки в районе старта или выделенном аэродроме [5].

Схема аэродинамического маневра (самолетная схема) реализована в проектах «Space Shuttle» и «Буран», «Х-37В».

В работе [6] было предложено рассмотреть проект оснащения ступеней РН автономными бортовыми системами управляемого спуска (АБСС), что позволит:

- а) использовать существенно меньший РП отработавшего ускорителя ступени ракеты-носителя (ОС);
- б) полностью исключить жидкие остатки КРТ в топливной системе ОС;
- в) реализовывать увод ОС верхних ступеней РН из критических областей околоземного космического пространства.

Для приведения ОС в заданную точку падения в выделенном районе падения используют в полном объеме энергетические ресурсы, заключенные в КТ, а также остатки сжатого газа системы наддува топливных баков ОС.

2. Экспериментальные исследования по извлечению ГЗТ в баках ОС

Для исследования процессов извлечения ГЗТ, в том числе испарения жидкости из емкости при атмосферном давлении, был разработан экспериментальный стенд.

Научные задачи, решаемые при проведении экспериментов:

- а) получение экспериментальных зависимостей изменения скорости испарения мо-

дельной жидкости в экспериментальной модельной установке (ЭМУ) при постоянных параметрах подаваемого теплоносителя (ТН) (температура, массовый секундный расход, давления в объеме ЭМУ) и разных углах ввода ТН относительно продольной оси (0° и 30°);

б) проведение сравнительного анализа результатов математического моделирования на основе двух типов моделей (по 1 закону термодинамики, по уравнениям Навье-Стокса);

в) проведение сравнительного анализа результатов математического и физического моделирования.

Экспериментальные исследования проведены на созданной экспериментальной модельной установке, геометрические размеры которой, а также параметр ТН определены на основе теории подобия с использованием критериев подобия, таких как Нуссельта, Рейнольдса и Прандтля [7].

2.1 Программа и методика проведения экспериментальных исследований

Программа проведения экспериментов включает в себя получение следующей информации:

- влияние угла ввода ТН на параметры процесса испарения;
- влияние массового секундного расхода ТН на параметры процесса испарения;
- влияние измерения температуры ТН на параметры процесса испарения.

Измеряемые параметры:

- температуры на уровне установки ванны с модельной жидкостью, модельной жидкости, ТН внутри ЭМУ, ТН на входе в ЭМУ;
- масса испаряющейся модельной жидкости (начальная и конечная).

В качестве параметров процесса испарения модельной жидкости в ЭМУ приняты:

- давление внутри ЭМУ во время проведения эксперимента 1 атм;
 - время испарения – 600 с.
- Параметры подаваемого ТН:
- состав ТН: очищенный и осушенный воздух с влажностью 5%;
 - температура – 100°C ;
 - массовый секундный расход – 200 л/мин;
 - угол ввода 0° , 30° от вертикальной оси;
 - расстояние от точки ввода ТН до зеркала модельной жидкости – примерно 485 мм.

Параметры модельной жидкости:

- начальная температура – $15,5^\circ\text{C}$;
- начальная масса – 40 гр;

- диаметр поверхности испарения – 76 мм;
- вид жидкости: дистиллированная вода.

Ограничения и допущения, принятые при проведении экспериментальных исследований:

а) рассматривается только конвективное воздействие потока ТН на испаряемую модельную жидкость без химического взаимодействия;

б) температура и скорость натекания ТН на поверхность модельной жидкости определяются из условия теории подобия;

в) температура модельной жидкости по всему объему принимается усредненной;

г) модельная жидкость рассматривается без колебаний свободной поверхности;

д) тепловые потоки в ЭМУ между модельной жидкостью и стенкой ЭУ отсутствуют, так как модельная жидкость расположена в ванне, которая изолирована от стенок ЭМУ;

Схема экспериментального стенда представлена на рис. 1 [7].

2.2. Последовательность проведения эксперимента

Перед началом проведения серии экспериментов все вентили (3) находятся в закрытом положении. Включается компрессор (1) и воздух начинает поступать в аккумулятор давления (АД) (2), после достижения установленного давления в АД компрессор автоматически

выключается. Затем открываются все вентили кроме вентиля, расположенного перед входом в ЭМУ (25). Сжатый воздух пропускается через редуктор (4) и на выходе из редуктора устанавливается необходимое давление в магистрали, чтобы обеспечивать постоянную скорость подачи ТН в ходе эксперимента. Далее ТН проходит через фильтр-влагодетелитель (6), который состоит из двух фильтров пило-влажностителей и фильтра-регулятора давления *FESTO LFX-D*, где предварительно очищается и осушается. После ТН проходит через фильтры-влажностители мелкой очистки и поступает на регулируемый дроссель (7), который позволяет регулировать расход ТН, сам расход (в нашем случае 200 л/м) контролируется с помощью датчика расхода (8). Далее ТН проходит через электронагреватель (9) и подогревается до 105 °С, температура ТН на выходе из электронагревателя контролируется с помощью датчика температуры (10), результаты измерения в режиме реального времени передаются в блок управления электронагревателя, который, исходя из полученных результатов, включает или выключает электронагреватель. Подогретый ТН сбрасывается в атмосферу через вентиль (3) после выхода из электронагревателя (9), это делается для достижения необходимых начальных свойств ТН (Т, расход) перед началом проведения серии экспериментов.

После достижения ТН на выходе из электронагревателя установленной температуры

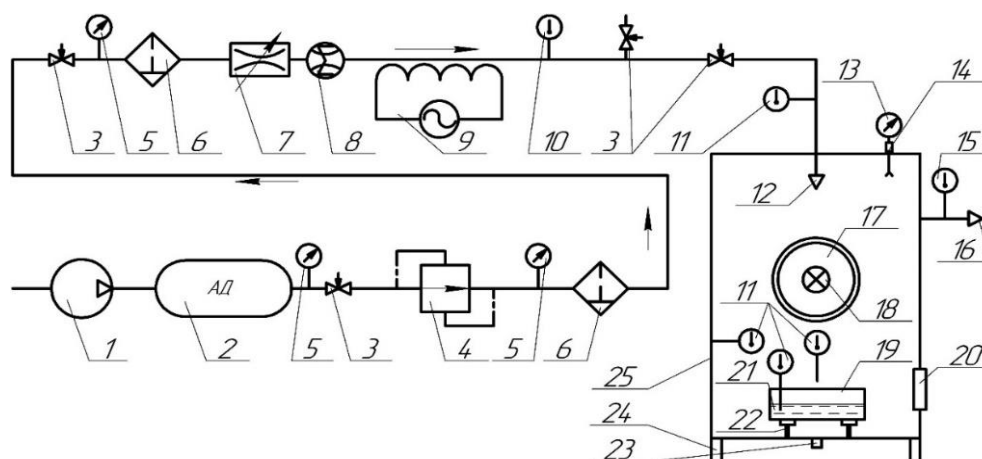


Рис. 1. Схема экспериментального стенда: 1 – компрессор; 2 – аккумулятор давления; 3 – вентиль; 4 – редуктор; 5 – аналоговый датчик давления; 6 – фильтр-влажноститель; 7 – регулируемый дроссель; 8 – датчик расхода; 9 – электронагреватель; 10 – датчик контроля температуры ТН на выходе из электронагревателя; 11 – мобильный датчик температуры (термопара); 12 – штуцер ввода теплоносителя в ЭМУ (сменные сопла с разным сечением и углом наклона); 13 – цифровой датчик давления; 14 – охладитель для датчика давления; 15 – датчик температуры; 16 – штуцер вывода ТН из ЭМУ; 17 – смотровое окно; 18 – светодиодная лампа; 19 – емкость для модельной жидкости; 20 – мембрана предохранительная; 21 – модельная жидкость (дистиллированная вода); 22 – теплоизолирующие ножки емкости 19; 23 – сливной штуцер; 24 – опорные ножки ЭМУ; 25 – ЭМУ.

в ЭМУ (25) размещают с заданной массой и температурой модельную жидкость (21) в емкости для модельной жидкости (19). Емкость (19) через теплоизолирующие ножки (22) располагается на дне ЭМУ (25). Масса модельной жидкости (21) определяется с помощью лабораторных весов, установленных снаружи ЭМУ.

Угол ввода ТН в ЭМУ (25) задается до начала эксперимента, путем установки сопла с определенным углом наклона на штуцере (12).

После установки в ЭМУ модельной жидкости, крышка ЭМУ герметично закрывается. Открывается вентиль (3), расположенный на входе в ЭМУ, а вентиль (3), расположенный после электронагревателя (9), закрывается и ТН начинает поступать в ЭМУ (25) через штуцер ввода (12). Датчики температуры (11) в режиме реального времени и на протяжении всего эксперимента регистрируют и передают через МИТ-12 на персональный компьютер температуру ТН на входе в ЭМУ (25), температуру стенки ЭМУ (25), температуру в модельной жидкости (21), при этом датчик температуры не касается стенок емкости (19), и температуру ТН над поверхностью модельной жидкости (21). Внешний вид установки датчиков температуры (11) в ЭМУ (25) приведен на рис. 1.

Датчик давления (13) показывает значения давления внутри ЭМУ (25), а охладитель (14) используется для предотвращения нагрева цифрового датчика давления (13). Благодаря тому, что ТН свободно выводится из ЭМУ (25) через штуцер (16), давление внутри ЭМУ остается постоянным и равным 1 атм. Датчик температуры (15) измеряет температуру ТН на выходе из ЭМУ (25).

В момент подачи ТН в ЭМУ включается секундомер, чтобы фиксировать время проведения эксперимента, при достижении 600 с эксперимент останавливается, вентиль (3) на входе в ЭМУ (25) закрывается, а вентиль (3), расположенный после электронагревателя, (9) открывается и ТН сбрасывается в атмосферу. Затем крышка ЭМУ (25) открывается и из него достается емкость (19) с модельной жидкостью (21) и взвешивается для определения массы испаренной модельной жидкости.

Визуализация процесса испарения жидкости осуществляется через смотровые окна (17).

2.3 Результаты проведенных экспериментов

Для проведения данной серии экспериментов были установлены следующие параметры:

– давление внутри ЭМУ во время проведения эксперимента – 1 атм;

– время испарения – 600 с.

Параметры подаваемого ТН:

– состав ТН: очищенный и осушенный воздух с влагосодержанием 5%;

– температура на входе в ЭМУ – 100 °С;

– массовый-секундный расход – 200 л/мин;

– угол ввода 0° от вертикальной оси;

– расстояние до зеркала модельной жидкости примерно – 660 мм.

Параметры модельной жидкости:

– начальная температура – 15,5 °С;

– начальная масса – 40 гр;

– диаметр поверхности испарения – 76 мм;

– вид жидкости: дистиллированная вода.

По результатам проведенных экспериментов была получена база данных экспериментальных исследований, включающая в себя изменения массы жидкости (воды), температуры жидкости, газа в процессе испарения.

По полученным результатам физического эксперимента в среднем за 600 с при угле ввода 0° ТН в ЭМУ из 40 г начальной массы модельной жидкости испаряется 5,2 г, при этом характер изменения температур в зависимости от времени одинаков во всех опытах, а их значения идентичны с учетом погрешности измерительных приборов.

По полученным результатам физического эксперимента в среднем за 600 с при угле ввода 30° ТН в ЭМУ из 40 г начальной массы модельной жидкости испаряется 1,5 г, характер изменения температур в зависимости от времени одинаков, а их значения идентичны с учетом погрешности измерительных приборов.

При угле ввода ТН в ЭМУ 0° и одинаковых энергетических затратах средняя масса испаряемой модельной жидкости в 3,5 раза больше, чем при угле ввода в 30°. Это связано с энергетическими потерями, которые хорошо видно на сравнительном графике изменения температуры ТН на выходе из ЭМУ при разных углах ввода ТН, температуре ТН, массовом секундном расходе ТН, скорости испарения и т.д. (рис. 2).

3. Сравнительный анализ экспериментальных и теоретических исследований

3.1 Анализ результатов моделирования процессов испарения жидкости на основе уравнений Навье-Стокса

К параметрам, характеризующим процесс испарения, относятся 6 величин: массовая ско-

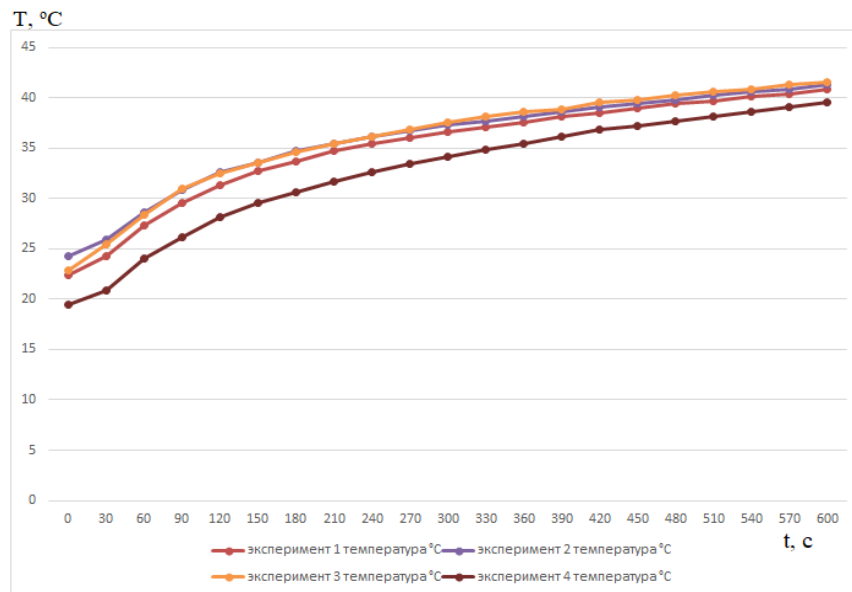


Рис. 2. Изменение температуры ТН на выходе из ЭМУ по времени.

рость испарения, в том числе при различных механизмах парообразования (испарение с поверхности и пузырьковое кипение, а пленочное кипение в данной статье не рассматривается), температура насыщения, температура газа в емкости, плотность, давление, скорость истечения парогазовой смеси из емкости. Часть величин определяется в результате интегрирования уравнений (две температуры, давление, плотность), а такие параметры, как массовая скорость испарения, скорость истечения из емкости через отверстие (сопло), определяются на основе расчетных формул с использованием корректировочных коэффициентов.

При численном решении системы уравнений Навье-Стокса предусматривается ряд допущений, которые обусловлены спецификой решаемых задач, использованием численных методов [8], например:

- введение модели турбулентности, в частности, для моделирования процесса кипения в замкнутом объеме в ANSYS рекомендуется стандартная k - ε модель турбулентности (k – кинетическая энергия турбулентности, ε – скорость вязкой диссипации энергии (рассеивание кинетической энергии в тепловую энергию) турбулентности);

- вводятся 2 понятия генерация турбулентности P и диссипация ε больших вихрей на более малые, что приводит к уменьшению турбулентности, которые аналогичны величинам, на основе калибровки констант для этой модели, выполненной по экспериментальным данным для струйных течений, выбраны их значения (в зависимости

$$C_2 = C_1 - \frac{k^2}{\sigma_\varepsilon \sqrt{C_\mu}}$$

которые равны $C_2 = 1,92$; $C_1 = 1,44$; $\sigma_\varepsilon = 1,3$; $\sigma_k = 1$;

- в уравнении заложена сингулярность (решение стремится к бесконечности и не существует точного решения). Диссипативный член в уравнении для ε будет стремиться к бесконечности при $k \rightarrow 0$; кроме того, при $y \rightarrow 0$, $\varepsilon \rightarrow 0$ и значение турбулентной вязкости становится неопределенным.

В программном продукте ANSYS Fluent [9] для процесса парообразования и теплообмена решают уравнение сохранения массы, импульса и уравнение энергии. Основное уравнение энергии теплообмена по Навье-Стоксу имеет вид [8]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\rho \left(h - \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \right) \right) + \nabla \cdot \left(\vec{v} \left(\rho \left(h - \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \right) + p \right) \right) = \nabla \cdot \left(\lambda \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\tau_{\text{eff}}^* \vec{v}) \right) + S_h; \quad (1)$$

где: ρ , p , T – плотность, давление и температура, соответственно; λ – теплопроводность; S_h – количество теплоты; включающее в себя тепло от химической реакции, либо другие источники тепла, \vec{J} – диффузный поток частиц; h_j – энтальпия частицы; \vec{v} – вектор скорости; τ_{eff} – тензор девиаций напряжений, представляющий вязкий нагрев.

Уравнение сохранения массы имеет вид:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m, \quad (2)$$

где: S_m – масса, добавляемая за счет парообразования жидкости в процессе теплообмена.

Уравнения сохранения импульса имеет вид:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} + \rho \vec{g}, \quad (3)$$

здесь $\vec{\tau}$ – тензор напряжений; $\rho \vec{g}$ – гравитационная сила.

Массовая скорость испарения с поверхности определяется по формуле:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\alpha \rho_v) + \nabla \cdot (\alpha \rho_v \vec{V}_v) = \dot{m}_{l-v} - \dot{m}_{v-l} \quad (4)$$

где: α , ρ_v – объемная доля пара, плотность пара; \vec{V}_v – скорость паровой фазы; \dot{m}_{l-v} , \dot{m}_{v-l} – массовые скорости испарения, конденсации.

При температуре жидкости больше температуры насыщения, происходит процесс испарения \dot{m}_{l-v} , который определяется по формуле Герца-Кнудсена [10]:

$$\dot{m}_{l-v} = coeff \cdot \alpha_l \cdot \rho_l \cdot \left(\frac{T^* - T_{sat}}{T_{sat}} \right) = \beta \sqrt{\frac{M}{2\pi RT_{sat}}} L \left(\frac{\rho_v \rho_l}{\rho_l - \rho_v} \right) \cdot \left(\frac{T^* - T_{sat}}{T_{sat}} \right) \quad (5)$$

где: M – молярная масса жидкости; R – газовая постоянная; ρ_l – плотность жидкой фазы; L – теплота парообразования; T^* – температура пара вблизи жидкости в емкости; T_{sat} – температура насыщения воды при давлении в емкости, диапазон значений приведен в пункте 2.2, $coeff$ – коэффициент, обратный времени релаксации.

3.2 Уравнения на основе первого закона термодинамики

Система уравнений, основанная на первом законе термодинамики, имеет вид [11]:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dp}{dt} &= \frac{k-1}{V} (Q_\Sigma + i_{ev} \dot{m}_{ev} - i_{out} \dot{m}_{out}), \\ \frac{d\rho}{dt} &= \frac{1}{V} (\dot{m}_{ev} - \dot{m}_{out}), \\ \frac{dT_{mix}}{dt} &= \frac{q_{rad}^{w-mix} + q_{con}^{w-mix}}{c_{mix} m_{mix}}, \\ \frac{dT_w}{dt} &= \frac{q_\Sigma - q_{rad}^{w-lox} - q_{con}^{w-lox} - q_{rad}^w}{c_w m_w}, \\ \frac{dT_{lox}}{dt} &= \frac{q_{rad}^{w-lox} + q_{con}^{w-lox} - q_{ev}}{c_{lox} m_{lox}} \end{aligned} \right. \quad (6)$$

где: p , ρ , V , T_w , T_{lox} , T_{mix} – давление в емкости, плотность, свободный объем емкости, температура стенки, температура жидкости, температура в емкости соответственно; \dot{m}_{ev} , \dot{m}_{out} – массовые расходы испаряемой жидкости, на выходе из емкости, соответственно; i_{ev} – энтальпия испаряемой жидкости; q_{ev} – теплота испарения жидкости; c_w , c_{lox} , m_w , m_{lox} – теплоемкости стенки емкости, жидкости, а также массы стенки емкости, жидкости, соответственно, внешний тепловой поток q_Σ .

Массовая скорость испарения \dot{m}_{ev} определяется как сумма испарения с поверхности жидкости (формула Герца-Кнудсена) и кипения жидкости (по 1 закону термодинамики) по формуле:

$$\dot{m}_{ev} = \dot{m}_{int} + \dot{m}_{boil} = \beta \sqrt{\frac{M}{2\pi RT_{sat}}} L \left(\frac{\rho_v \rho_l}{\rho_l - \rho_v} \right) \cdot \left(\frac{T^* - T_{sat}}{T_{sat}} \right) + \frac{q_{rad}^{w-lox} + q_{con}^{w-lox}}{q_{ev}}, \quad (7)$$

где: \dot{m}_{int} , \dot{m}_{boil} – массовые скорости испарения жидкости с поверхности и в результате кипения, соответственно.

Массовый расход через отверстие \dot{m}_{out} определяется по формуле:

$$\dot{m}_{out} = \mu m F_{out} \phi \frac{p(t)}{\sqrt{T(t)}} \quad (8)$$

где: μ – коэффициент расхода; F_{out} – площадь проходного сечения выходного отверстия, м²; $p(t)$ – давление в емкости, Па; $T(t)$ – температура в емкости, К.

ϕ – коэффициент, определяющийся по формуле:

$$\phi = \begin{cases} 1, & b \leq b_{cr}, \\ \sqrt{b^{2/k} - b^{k+1/k}}, & b > b_{cr}, \end{cases} \quad b = \frac{p_h}{p_b}, \quad (9)$$

индексом h обозначено большее из давлений (внутри емкости или вне ее), b – меньшее, для

$k = 1,4$, критическое значение отношения давлений $b_{cr} = 0,528$.

m – газодинамическая функция:

$$m = \begin{cases} \sqrt{2k / (k-1)R}, & b \leq b_{cr} \\ \sqrt{k / R((2 / k + 1))^{(k+1)/(k-1)}}, & b > b_{cr} \end{cases} \quad (10)$$

где: R – удельная газовая постоянная.

$q_{rad}^{mix-lox}$ – лучистая составляющая от парогазовой смеси к жидкости:

$$q_{rad}^{w-lox} = \sigma \varepsilon_w F_w \left(\left(\frac{T_w(t)}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{lox}(t)}{100} \right)^4 \right) \quad (11)$$

здесь: σ , ε_w , F_w , $T_w(t)$, $T_{lox}(t)$ с постоянная Стефана-Больцмана, степень черноты стенки, площадь, соприкасающаяся с жидкостью, стенки емкости, температура стенки, температура жидкости, соответственно.

$q_{con}^{mix-lox}$ – конвективная составляющая от парогазовой смеси к жидкости.

$$q_{con}^{w-lox} = \alpha_w F_w (T_w(t) - T_{lox}(t)) \quad (12)$$

здесь: α_w – коэффициент теплоотдачи от парогазовой смеси к жидкости.

3.3 Анализ результатов моделирование процесса испарения на основе двух математических моделей

При проведении численного моделирования использованы исходные данные:

- граничные условия: экспериментальной емкости в виде цилиндра размером 720*260*260 мм. Выходное отверстие диаметром 20 мм.

- начальные условия: нагрева жидкости до температуры кипения;

- тепловое воздействие: плотность теплового потока 15000 Вт/м² (что соответствует тепловому потоку на высоте 35 км).

Выбор коэффициента теплоотдачи α_w , коэффициента аккомодации β осуществляем из условий:

- коэффициент теплоотдачи при кипении воды α_w может изменяться в диапазоне от 2000 до 40000 Вт/м²К;

- коэффициент аккомодации β [6] определялся экспериментально при испарении дистиллированной воды от 313 до 363 К. Сделан вывод, что коэффициент аккомодации β

с ростом температуры увеличивается и для данного диапазона температур (313–363 К) изменяется в пределах от 0,00013 до 0,00024 кг/м²с. На данном этапе расчетов для процесса кипения коэффициент аккомодации был выбран равным 0,0003 кг/м²с.

В дальнейшем планируется проведение экспериментальных исследований, в частности для определения коэффициента аккомодации воды при кипении.

При расчете в ANSYS коэффициент *coeff* зависит от значения коэффициента аккомодации β , который определяется экспериментально. На данном этапе коэффициент *coeff*, по выбранному значению коэффициента аккомодации, равен 0,03 1/с. В следующих работах планируется экспериментальное уточнение этих коэффициентов.

При сравнительном анализе параметров процессов испарения жидкости, полученных на основе численного решения уравнений Навье-Стокса и первого закона термодинамики, используются усредненные значения параметров решения уравнений Навье-Стокса.

В уравнениях (6) – (12) при моделировании по 1 закону термодинамики рассматривается только пузырьковый режим кипения жидкости + испарение с поверхности.

Ниже, на рис. 3-9 представлены результаты расчетов процесса испарения на основе двух методов.

По расчетам ANSYS плотность газа снижается до значения, равного плотности пара (плотность паров воды равна 0,55 кг/м³). По первому закону термодинамики плотность газа в емкости незначительно уменьшается (на 0,01 кг/м³). Разница в расчетах составляет 34%.

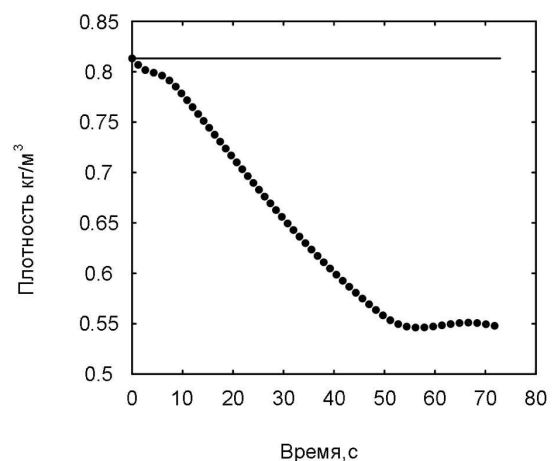


Рис. 3. График изменения плотности в емкости (пунктирная линия – расчет ANSYS, сплошная линия – расчет по 1 закону термодинамики).

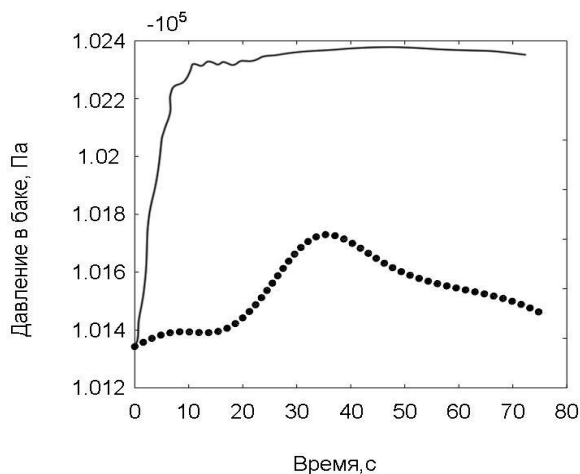


Рис. 4. График изменения давления в емкости (пунктирная линия – расчет ANSYS, сплошная линия – расчет по 1 закону термодинамики).

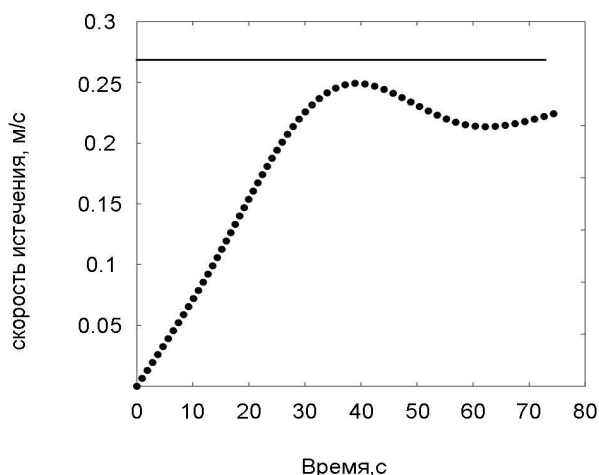


Рис. 6. График изменения скорости истечения из отверстия ('пунктирная линия' – расчет ANSYS, 'сплошная' линия – расчет по 1 закону термодинамики).

Для уменьшения отклонения можно уменьшить значение коэффициента аккомодации, но при этом увеличатся разности величин других параметров (давление, скорость истечения, массовая скорость испарения, тяга).

Разница вычислений по 2 методам составляет менее 2%. Рост давления в расчете ANSYS до 30 сек связано с возрастанием температуры в емкости и массового расхода на выходе из отверстия. Дальнейшее снижение давления связано с аналогичным снижением массового расхода на выходе из отверстия (рис. 5).

Как следует из рис. 5, температур газа в емкости по 1 методу изменяется медленнее, в сравнении со 2 методом, при этом к концу расчета температура газа в баке достигает большего значения (377,3 К по 1 методу, 375,3 К по 2 методу).

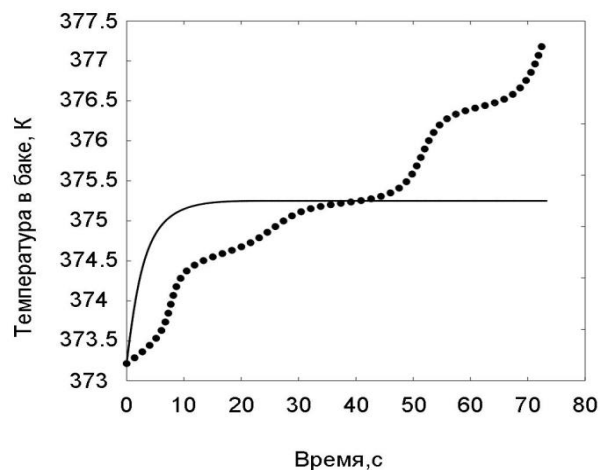


Рис. 5. График изменения температуры газа в емкости (пунктирная линия – расчет ANSYS, сплошная линия – расчет по 1 закону термодинамики).

Как следует из рис. 5, разница вычислений по 2 методам составляет менее 13% после 30 сек расчета. По 1 закону термодинамики расчет ведется по сосредоточенной модели и уже с 1 сек происходит выход на «рабочий процесс» испарения воды и истечения газа из отверстия. В ANSYS учитываются законы кинетической теории газа, из-за чего выход на «рабочий процесс» истечения происходит не сразу.

Как следует из рис. 7, массовая скорость испарения для 2 методов изменяется аналогично температуре в баке (рис. 8). При расчете по 1 закону термодинамики испарение жидкости происходит равномерно в процессе всего расчета. Общее количество испарившейся жидкости по 1 методу – 0,725 кг, по 2 методу – 0,75 кг. Отклонение составляет 4%.

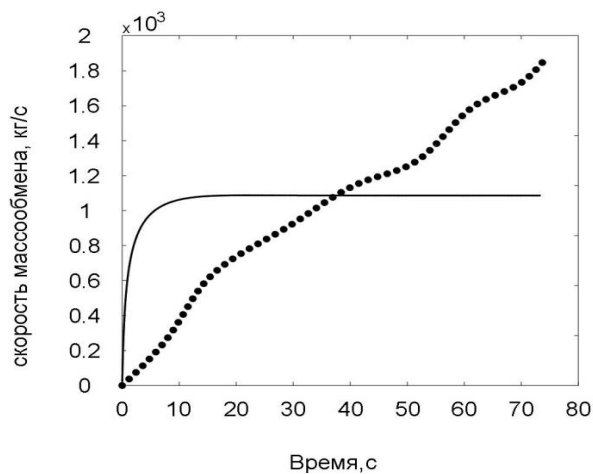


Рис. 7. График массовой скорости испарения жидкости ('пунктирная линия' – расчет ANSYS, 'сплошная' линия – расчет по 1 закону термодинамики).

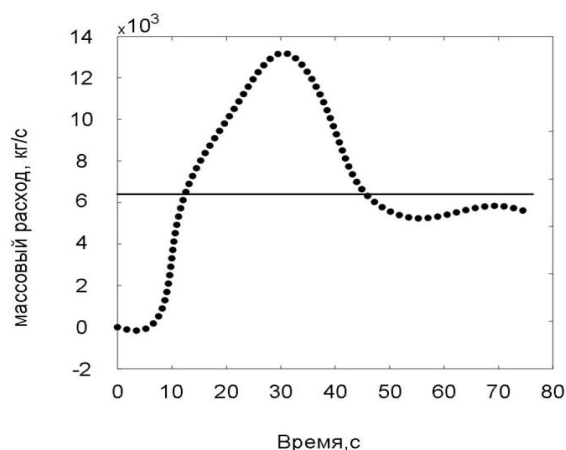


Рис. 8. График изменения массового расхода газа на выходе ('пунктирная линия' – расчет ANSYS, 'сплошная' линия – расчет по 1 закону термодинамики).

Как следует из рис. 8, после 40 сек графики массового расхода газа имеют меньшую разницу значений (менее 14%). Скачок массового расхода газа на выходе в расчете ANSYS на 30 сек связан с аналогичным возрастанием давления в емкости (рис. 4).

Общее количество вышедшего газа из емкости за 72 с по 1 методу – 0,52 кг, по 2 методу – 0,45 кг. Отклонение составляет менее 10%.

Как следует из рис. 9, изменение тяги аналогично изменению расходу парогазовой смеси из отверстия (рис. 8). Импульс тяги по 1 методу (рис. 9) равен 0,1067 с, а по 2 методу равен 0,11 с. Разница расчетных импульсов тяги составляет менее 3%.

Предварительные оценки проведены с помощью математического моделирования в пакете ANSYS Fluent и разделены на 3 этапа:

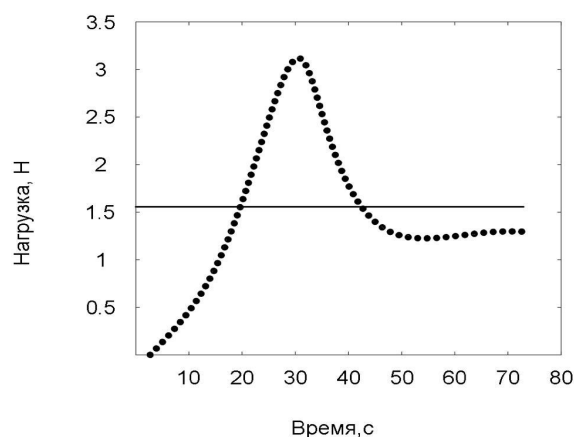


Рис. 9. График изменения тяги при сбросе парогазовой смеси из отверстия ('пунктирная линия' – расчет ANSYS, 'сплошная' линия – расчет по 1 закону термодинамики).

а) моделирование полей скоростей на поверхности при различных углах ввода парогазовой смеси (ПГС):

скорость ввода ПГС равна 100 м/с. Диаметры входного и выходного отверстия камеры равны 40 мм. Давление в камере равно 1 атм;

б) моделирование полей скоростей на поверхности при различных скоростях ввода парогазовой смеси:

скорости ввода ПГС равны 1/10/50 м/с. Диаметры входного и выходного отверстия камеры равны 40 мм. Давление в камере равно 1 атм. Угол вдува ПГС равен 90°;

в) моделирование полей скоростей на поверхности при разных давлениях в камере:

скорость ввода ПГС равна 10 м/с. Диаметры входного и выходного отверстий камеры равны 40 мм. Поля скоростей на поверхности при давлении 1 атм показаны на рис. 10-17.

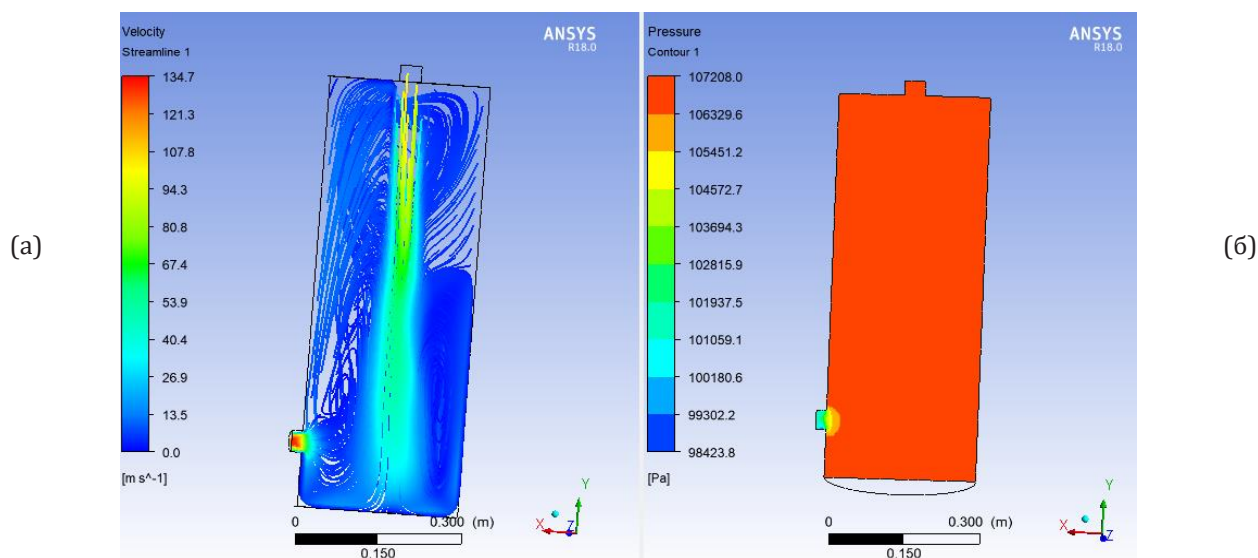


Рис. 10. Угол ввода ПГС 90° : а) линии тока парогазовой смеси; б) давление в камере.

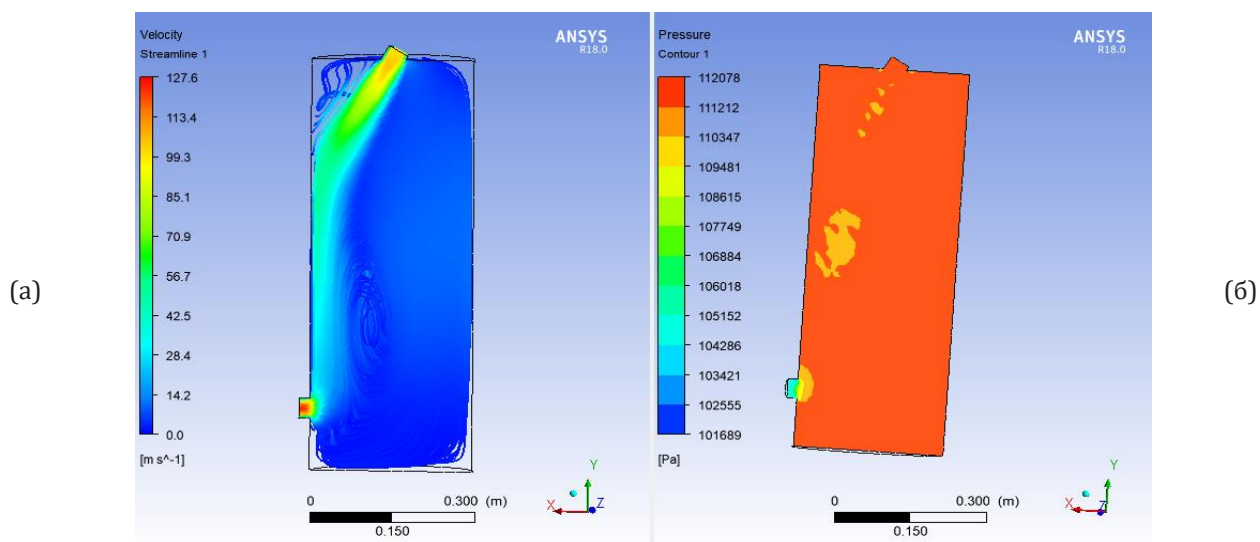


Рис. 11. Угол ввода ПГС 45 ° : а) линии тока парогазовой смеси; б) давление в камере.

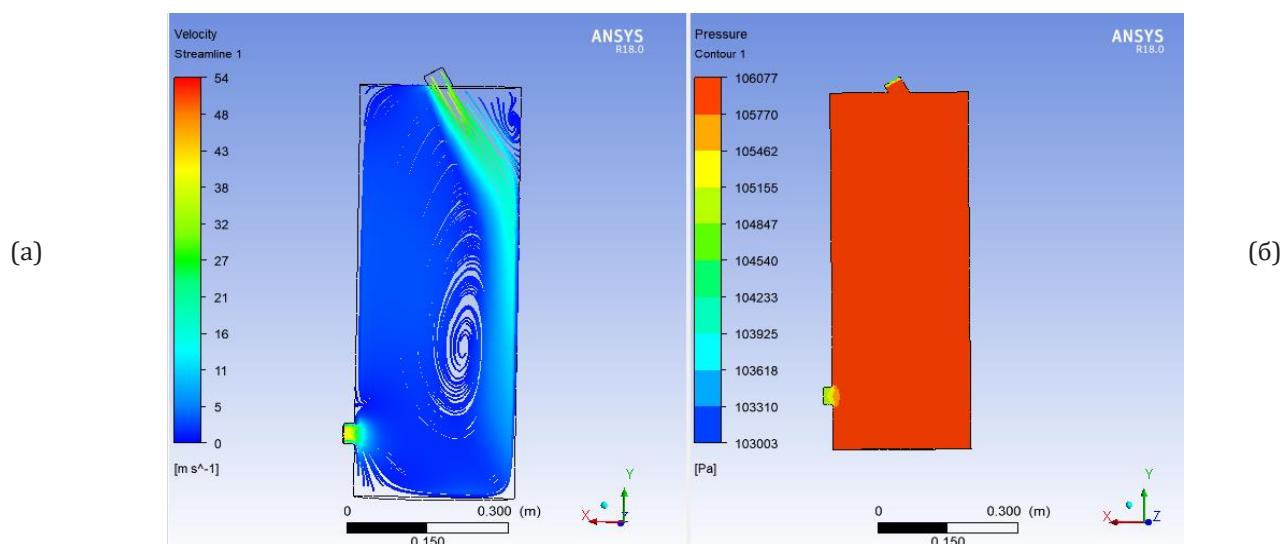


Рис. 12. Угол ввода ПГС 135 ° : а) линии тока парогазовой смеси; б) давление в камере.

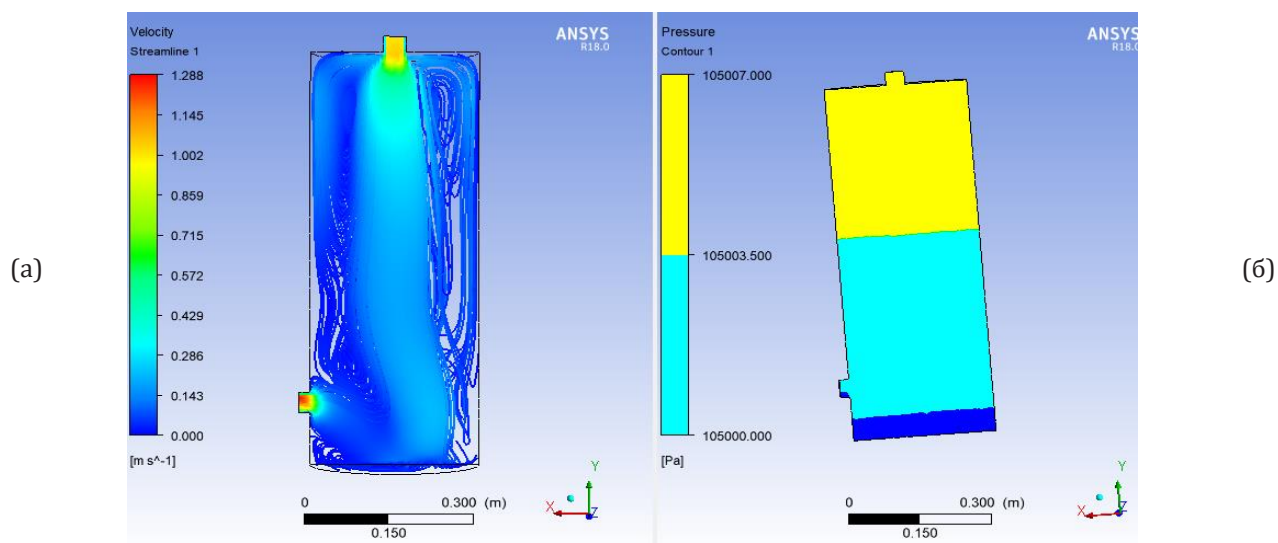


Рис. 13. Скорость вдува ПГС равна 1 м/с: а) линии тока ПГС; б) давление в камере.

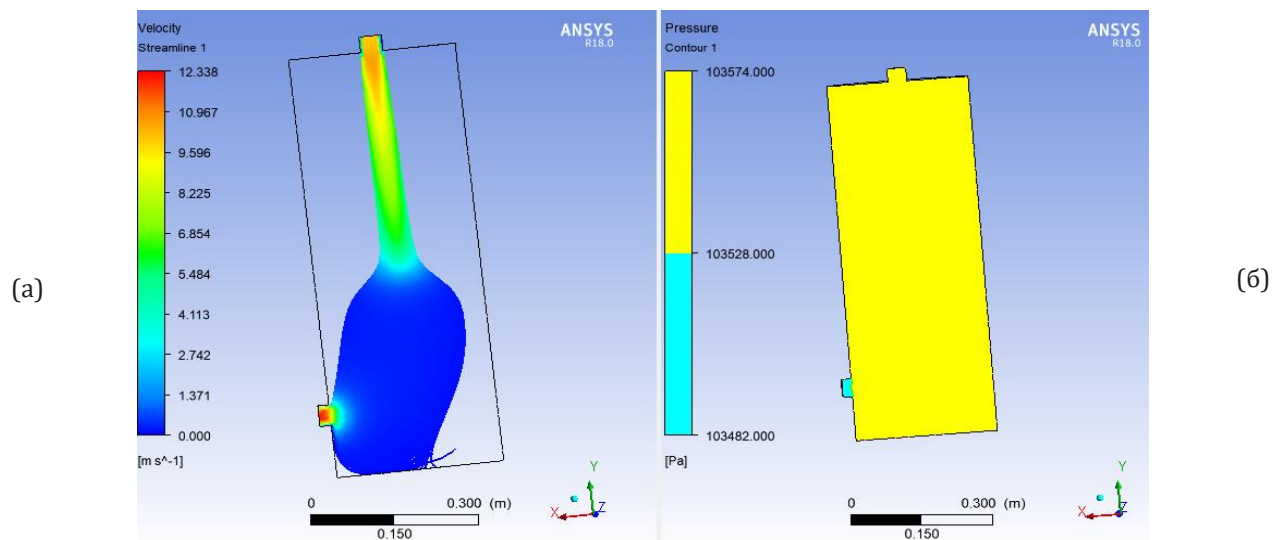


Рис. 14. Скорость вдува ПГС равна 10 м/с: а) линии тока ПГС; б) давление в камере.

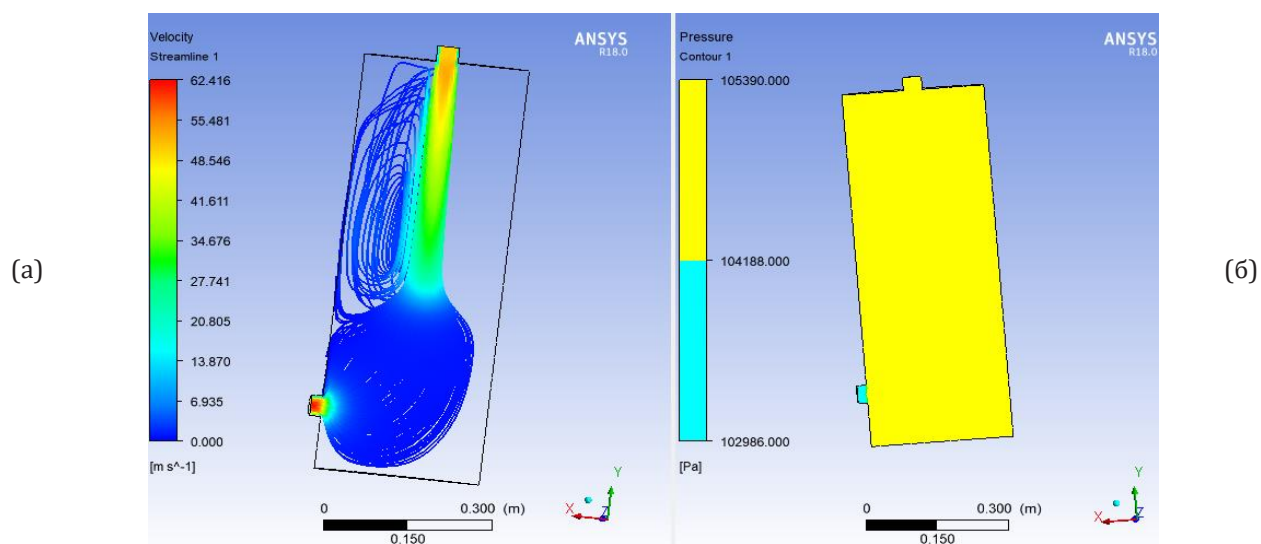


Рис. 15. Скорость вдува ПГС равна 50 м/с: а) линии тока ПГС; б) давление в камере.

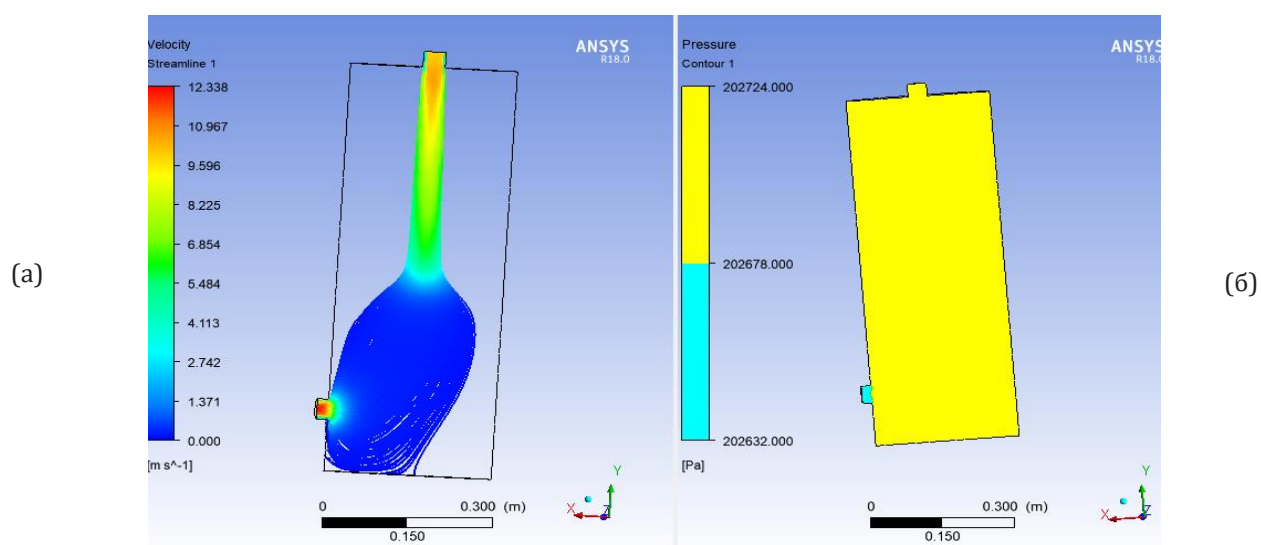


Рис. 16. Давление в камере равно 2 атм: а) линии тока ПГС; б) давление в камере.

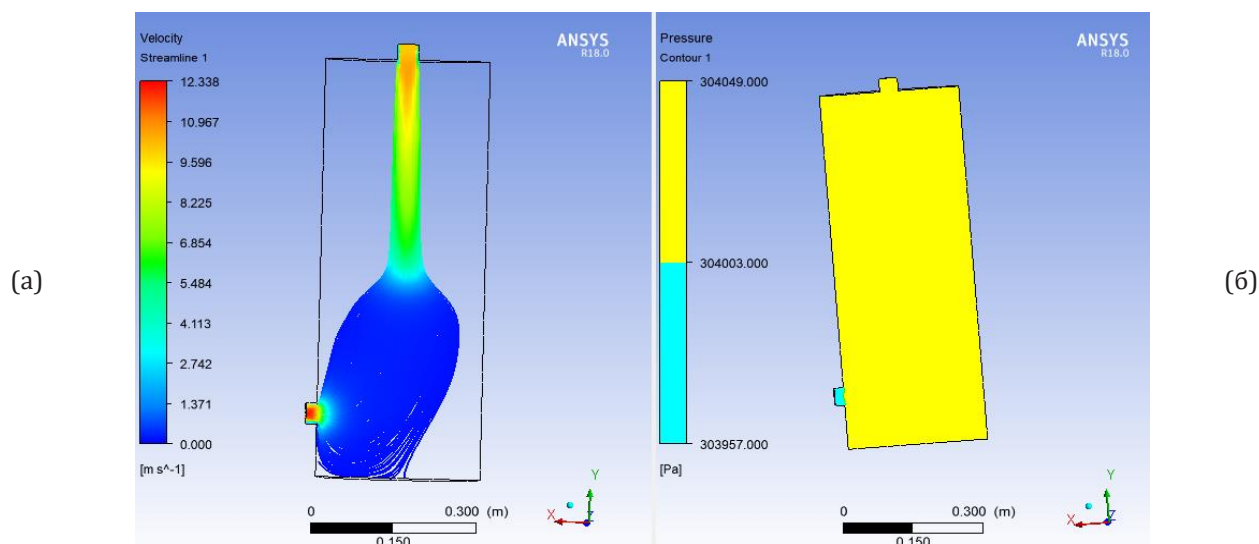


Рис. 17. Давление в камере равно 2 атм: а) линии тока ПГС; б) давление в камере.

3.4 Анализ результатов математического и физического моделирования

Проведено сравнение результатов математического моделирования и физического. Были сравнены между собой расчетные температуры ТН на входе в ЭМУ (по первому закону термодинамики и уравнениям Навье-Стокса) и измеренная температура ТН на входе в ЭМУ при проведении экспериментов (рис. 18).

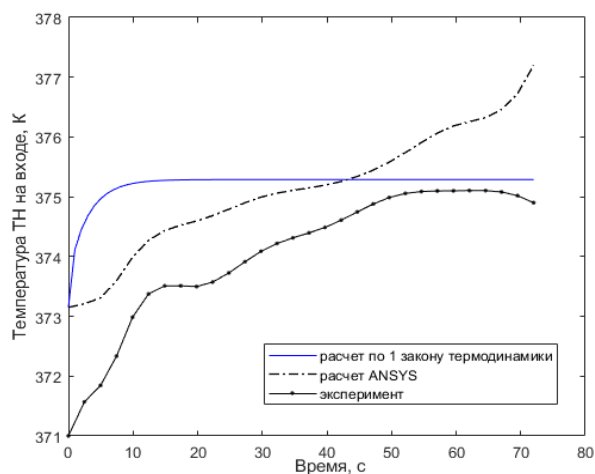


Рис. 18. График сравнения температуры ТН на входе в ЭМУ за расчетное время.

Как следует из рис. 18 отклонение экспериментального значения температуры ТН в ходе от расчетных величин составляет менее 10%. Для уменьшения отклонения результатов расчета по уравнениям Навье-Стокса от экспериментальных результатов необходимо проведение дополнительных экспериментов по определению коэффициента аккомодации [9].

4. Заключение

1. Первый метод, основанный на уравнениях Навье-Стокса и решаемый в ANSYS имеет ряд допущений, что приводит к упрощению физической картины процесса.

2. Расчетные отклонения 2 методов по импульсу тяги (менее 3%) имеют допустимые значения, что позволяет использовать метод, основанный на 1 законе термодинамики в инженерных оценочных расчетах.

3. Необходимы экспериментальные исследования, чтобы получить данные по давлению, скорости, температуре, массовой скорости испарения для подтверждения коэффициента аккомодации β , коэффициента частоты испарения $coeff$, который используется в расчетах ANSYS, коэффициента теплоотдачи при кипении α_w , коэффициента расхода из отверстия μ .

4. Для проведения расчетов с использованием программного комплекса ANSYS по испарению других жидкостей (керосин, жидкий кислород, сжиженный метан) необходимо знать значения коэффициента аккомодации расчеты для жидкого кислорода.

5. Одним из преимуществ использования метода по 1 закону термодинамики заключается в отсутствии определения коэффициента аккомодации, коэффициента обратного времени релаксации.

При расчете процессов испарения компонентов топлива – кислород, сжиженный природный газ, керосин – при использовании системы уравнений на основе первого закона термодинамики необходимы значения коэффициентов теплоотдачи от парогазовой смеси

α и β – коэффициент аккомодации, которые определяются экспериментально.

5. Благодарность

Исследования проведены при поддержке Комитета науки Министерства образования и науки Республики Казахстан в рамках гранта № AP09258759 «Разработка модели информационно-прогностической системы определения районов запуска и падений ракет-носителей сверхлегкого класса с учетом требований экологической безопасности», послужат основой разработки перспективных РН и позволят отработать проектные параметры РН для управляемого спуска отработавших ступеней

Литература

- [1]. Space X, Air Force оценивают дополнительные посадочные площадки, обработка Dragon на LZ-1 [Электронный ресурс]: NASASpaceflight.com — 11.01.2017 – URL: <https://www.nasaspaceflight.com/2017/01/spacex-air-force-landing-pads-dragon-lz-1/> (дата обращения: 09.02.2021).
- [2]. Space X сообщает об отсутствии повреждений первой ступени Falcon 9 после приземления [Электронный ресурс]: Spacenews – 03.01.2016– URL: <https://spacenews.com/spacex-reports-no-damage-to-falcon-9-first-stage-after-landing/> (дата обращения: 08.12.2021).
- [3]. Blue Origin заявляет о первой успешной посадке «многоразовой» ракеты [Электронный ресурс]: РИА Новости – 24.11.2015 – URL: <https://ria.ru/20151124/1327546517.html> (дата обращения: 09.02.2021).
- [4]. Ракетно – космические разработки: РН «РОССИЯНКА» [Электронный ресурс]: Открытое акционерное общество «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева» – URL: <https://web.archive.org/web/20120104202726/http://makeyev.ru/roospace/rossiyanka> (дата обращения: 05.03.2021).
- [5]. Медведева А.А. Предложения по повышению конкурентоспособности ракет-носителей среднего и тяжелого классов за счет применения многоразовых элементов в отечественных средствах выведения // Космонавтика и ракетостроение. – 2018. – №3. – С.111-121.
- [6]. Кузнецов И.И., Кузнецов Ю.Л., Мухамеджанов М.Ж., Украинцев Д.С., Шохов Г.В. Оценка энергетических потерь РН типа «Фалкон» при различных вариантах

реализации ракетодинамической системы спасения первой ступени//Космонавтика и ракетостроение. – 2016. – №3(88). – С.83-92.

- [7]. Кузнецов Ю.Л., Украинцев Д.С. Анализ влияния схемы полета ступени с ракетно-динамической системой спасения на энергетические характеристики двухступенчатой ракеты-носителя среднего класса // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национального исследовательского университета) . – 2016. – Т.15, №1. – С.73-80.
- [8]. Одинцов П.В. Разработка методики выбора проектных параметров бортовых систем газификации жидких остатков топлива ракетных средств выведения: дис... канд. техн. наук. - Омск: ОмГТУ, 2009. – 128 с.
- [9]. Шалай В.В. Теоретические основы и методология процессов термического обезвреживания остатков топлива в отделившихся частях ракет: дис... докт. техн. наук.- Омск: ОмГТУ, 2000. – 493 с.
- [10]. Баранов Д.А., Макаров Ю.Н., Трушляков В.И., Шатров Я.Т. Проект создания автономной бортовой системы увода отработавших ступеней ракет-носителей в заданные области// Космонавтика и ракетостроение. – 2015. - №50 (84). – С. 76 – 82.
- [11]. Трушляков В.И., Суйменбаев Б.Т., Севоян В.А., Ермолдина Г.Т., Суйменбаева Ж.Б., Бапышев А.М. Методология экспериментальных исследований получения парогазовых смесей для управления движением отработавших ступеней ракет-носителей при спуске с траекторий выведения // IV международная научно-практическая конференция «Информатика и прикладная математика», посвященная 70-летию юбилею профессоров Биярова Т.Н., Вальдемара Вуйчика и 60-летию профессора Амиргалиева Е.Н. 25-29 сентябрь 2019, Алматы, Казахстан.

References

- [1]. «NASASpaceflight.com» Electronic resource, 11 Jan (2017) Space X, Air Force assess more landing pads, Dragon processing at LZ-1 [Space X, Air Force otchenivayut dopolnitelnyie posadochnyie ploshadki, obrabotka Dragon na LZ-1]. <https://www.nasaspaceflight.com/2017/01/spacex-air-force-landing-pads-dragon-lz-1/>. (In Russian)
- [2]. “Spacenews” Electronic resource, 03 Jan (2016) Space X Reports No Damage to Falcon 9 First Stage After Landing [Space X soobshayet ob otsutstvii povrezhdenii pervoy stupeny Falcon

- 9 posle prizemleniya]. <https://spacenews.com/spacex-reports-no-damage-to-falcon-9-first-stage-after-landing/>. (In Russian)
- [3]. "RIA Novosti" Electronic resource, 24 Nov (2015) Blue Origin announces the first successful landing of a «reusable» rocket [Blue Origin zayavlyayet o pervoy uspezhnoy posadke "mnogorazovoy rakety"]. <https://ria.ru/20151124/1327546517.html>. (In Russian)
- [4]. "State Rocket Center named after Academician V.P. Makeev" Electronic resource, 18 Jan (2012) Rocket and space developments: RN «ROSSIYANKA» [Raketno – kosmicheskie razrabotki: RN «Rossianka»]: <https://web.archive.org/web/20120104202726/http://makeyev.ru/roospace/rossiyanka> (In Russian).
- [5]. Medvedev AA (2018) Astronautics and rocket science [Kosmonavtika i raketostroeniye] 3:111-121. (In Russian)
- [6]. Kuznetsov II, Kuznetsov YuL, Mukhamedzhanov MZh, Ukraintsev DS, Shokhov GV (2016) Astronautics and rocket science [Kosmonavtika i raketostroeniye] 3(88):83-92. (In Russian)
- [7]. Kuznetsov YuL, Ukraintsev DS (2016) Bulletin of the Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolev [Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika S.P. Korolova] 15(1):73-80. (In Russian)
- [8]. Odintsov PV (2009) Development of a methodology for selecting design parameters of on-board systems for gasification of liquid fuel residues of missile launch vehicles [Razrabotka metodiki vybora proyektnykh parametrov bortovykh sistem gazifikatsii zhidkikh ostatkov topliva raketnykh sredstv vyvedeniya]. Dissertation for the degree of candidate of technical sciences, Omsk, Russia. P.128. (In Russian)
- [9]. Shalay VV (2000) Theoretical Foundations and Methodology of Processes of Thermal Decontamination of Fuel Residues in Separated Parts of Missiles [Teoreticheskiye osnovy i metodologiya protsessov termicheskogo obezvrezhivaniya ostatkov topliva v otdelivshikhsya chastyakh raket]. Dissertation for the degree of doctorate of technical sciences, Omsk, Russia. P.493. (In Russian)
- [10]. Baranov DA, Makarov YuN, Trushlyakov VI, Shatrov YaT (2015) Astronautics and rocket science 50(84):76-82 (In Russian)
- [11]. Trushlyakov VI, Suymenbaev BT, Sevoyan VA, Ermoldina GT, Suymenbaeva ZhB, Bapyshev AM (2019) Methodology of experimental studies of obtaining steam-gas mixtures for controlling the movement of spent stages of launch vehicles during descent from the launch trajectories [Metodologiya eksperimental'nykh

issledovaniy polucheniya parogazovykh smesey dlya upravleniya dvizheniyem otrabotavshikh stupeney raket-nositeley pri spuske s trayektoriy vyvedeniya]. IV International Scientific and Applied Mathematics», dedicated to the 70th anniversary of Professors Biyarov T.N., Waldemar Vuytsik and 60 anniversary of Professor Amirgaliev E.N. Almaty, Kazakhstan. (In Russian)

Research for extracting the guaranteed fuel reserve in the tanks of the worked off stage

A.M. Bapyshev^{1,3}, G.T. Yermoldina^{1,2}, V.I. Trushlyakov⁴, M.N. Kalimoldaev², K.M. Myrzabekov³, K.Zh. Abildayeva⁵

¹Al-Farabi Kazakh National University, 71 al-Farabi ave., Almaty, Kazakhstan

²Institute of Information and Computing Technologies, 29 Kurmangazy str., Almaty, Kazakhstan

³Almaty University of Energy and Communications named after G. Daukeeva, 126/1 Baitursynov str., Almaty, Kazakhstan

⁴Omsk State Technical University, 11 Mira ave., Omsk, Russia

⁵Branch VOSKHOD MAI, 5 Gagarina str., Baikonur, Kazakhstan

Abstract

The article deals with the issue of extracting unused residues of guaranteed fuel. An experimental stand and a program for conducting experiments have been developed to study the extraction process. Based on the results of a physical experiment, a mathematical model and the results of a comparative analysis of two types of models are presented: according to the 1 law of thermodynamics and according to the Navier-Stokes equations.

Keywords: launch vehicle, guaranteed fuel reserve, liquid rocket engine, gasification, experimental stand, coolant, modeling.

Өтелген сатының бағіндегі отынның кепілдік қорын жою жөніндегі зерттеу

А.М. Бапышев^{1,3}, Г.Т. Ермолдина^{1,2}, В.И. Трушляков⁴,
М.Н. Калимолдаев², К.М. Мырзабеков³,
К.Ж. Абилядаева⁵

¹әл-Фараби атындағы Қазақ ұлттық университеті,
әл-Фараби даңғ., 71, Алматы, Қазақстан

²ҚР БЖҒМ Ақпараттық және есептуіш технологиялар институты, Құрманғазы к., 29, Алматы, Қазақстан

³Алматы энергетика және байланыс университеті,
Байтұрсынов к., 126/1, Алматы, Қазақстан

⁴Омбы мемлекеттік техникалық университеті,
Мира даңғ., 11, Омбы, Ресей

⁵ВОСХОД МАИ филиалы, Гагарин к., 5, Байқоңыр, Қазақстан

Аңдатпа

Мақалада кепілдендірілген өтелмеген отын қалдықтарын шығару мәселесі қарастырылған. Жою процесін зерттеу үшін тәжірибелік стенд және тәжірибелерді жүргізуге арналған бағдарлама жасалды. Физикалық тәжірибенің нәтижелері бойынша математикалық үлгі және үлгілердің екі түрін салыстырмалы талдау нәтижелері келтірілген: термодинамиканың 1 заңы бойынша және Навье-Стокс теңдеулері бойынша.

Кілт сөздер: зымыран тасымалдаушы, өтелмеген отын қалдықтары, сұйық зымыран қозғалтқышы, газдандыру, тәжірибелік стенд, жылу тасымалдағыш, модельдеу.