



А.У. Калижанова^{1,2}, М. Кунелбаев¹, А.У. Утегенова¹

¹Institute of Information and Computational Technologies CS MSHE RK,
Алматы, Казахстан

²Energo University, Алматы, Казахстан
E-mail: kalizhanova.aliya@gmail.com

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАССИВАЦИИ ОСТАТКОВ ТОПЛИВА В БАКАХ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Аннотация. В работе представлены результаты экспериментального и вычислительного исследования процессов пассивации остатков топлива в баках ракеты-носителя. Проведённые стендовые испытания показали, что в течение первых 5–8 секунд после подачи инертного газа давление в баке снижается с 1.65 ГПа до 1.58 ГПа, а температура падает с 298 К до 291 К. CFD-моделирование подтвердило наблюдаемые тенденции и позволило детализировать распределение давления и температуры по объёму, а также проанализировать поля скоростей газовой среды. Расчётные данные хорошо согласуются с экспериментальными результатами (среднее расхождение не превышает 5 %). Полученные результаты свидетельствуют о эффективности выбранного режима пассивации и подтверждают целесообразность совмещения CFD-моделирования с экспериментом.

Ключевые слова: CFD-моделирование, пассивация топлива, сверхлегкая ракета-носитель, топливный бак.

Введение.

В условиях растущего интереса к сверхлегким ракетам-носителям (СЛК) особое значение приобретает задача повышения безопасности и экологичности их эксплуатации, в том числе за счёт эффективной пассивации остатков топлива в баках. Ввиду отсутствия серийных отечественных СЛК, в данной работе в качестве прототипа рассматривается компоновка топливного бака, близкая по параметрам к зарубежным малогабаритным ракетам SS-520-4 (Япония), о которых в открытой литературе содержатся подробные сведения о конструкции и характеристиках. Такой подход позволяет валидировать результаты моделирования, сопоставлять их с мировыми аналогами и демонстрировать универсальность предложенной CFD-методики для перспективных СЛК различного класса.

Проведение тестовых экспериментов для получения данных о работе двигателя на всех этапах его функционирования является важным инструментом проверки эффективности воспламенения твердотопливных ракетных двигателей. Однако подобные испытания [1,2] обычно



сопровожаются значительными финансовыми затратами и требуют значительных временных ресурсов, в связи с чем они, как правило, переносятся на заключительные стадии проектирования. На этапе предварительной разработки и испытаний применение методов численного моделирования позволяет оперативно анализировать процессы в двигателе и вносить необходимые конструктивные изменения в режиме реального времени. Такой подход существенно повышает эффективность конструкторских работ и снижает общие издержки. Скорость и надёжность процесса воспламенения имеют принципиальное значение для стабильной работы твердотопливных ракетных двигателей. Глубокий анализ воспламенения способствует повышению безопасности и эксплуатационной устойчивости таких систем. За последние десятилетия было выполнено значительное количество исследований, посвящённых особенностям кратковременного зажигания в твердотопливных ракетных двигателях. На ранних этапах развития области, вследствие ограниченных вычислительных ресурсов, основное внимание уделялось нулевым [3,4], одномерным квазистационарным [5] и одномерным нестационарным моделям [6]. По мере развития вычислительной гидродинамики и роста вычислительных возможностей стало возможным создавать двумерные [7,8] и трёхмерные [9,10,11] модели зажигания, что позволило детально исследовать поля течения в переходный период и предоставило дополнительные инструменты для оптимизации конструкции твердотопливных двигателей. В последние годы выполнен широкий спектр исследований различных типов твердотопливных двигателей, включая цилиндрические [12], трубчатые [13,14,15], многозернистые, а также двигатели с крыльчатым зарядом. Отдельное направление составляет применение методов искусственного интеллекта, в частности нейронных сетей, для моделирования процесса воспламенения.

Цель работы - разработка, численное и экспериментальное исследование процессов пассивации остатков топлива в топливном баке сверхлегкой ракеты-носителя с использованием CFD-моделирования, а также валидация численных результатов по экспериментальным данным для повышения эффективности и безопасности конструкции СЛК.

Материалы и методы.

Методика. Математическая модель процессов тепломассообмена и массопереноса в баке РН СЛК.

В настоящем исследовании для анализа процессов пассивации остатков топлива и динамики фазовых переходов в баках ракеты-носителя легкого класса (РН СЛК) применялась комплексная математическая модель, включающая расчет скоростей фазовых переходов, движение жидкой и газовой фаз, а также тепломассообмен в условиях переменного давления и открытия/закрытия клапана сброса.

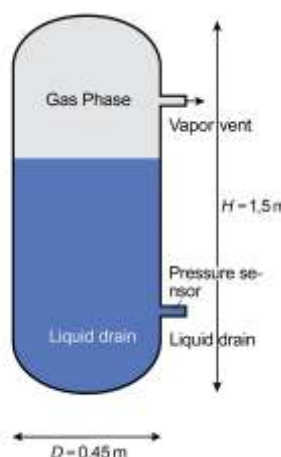


Рисунок 1 - Модель вертикального бака сверхлегкой ракеты-носителя с жидкой и газовой фазой

На рисунке 2 показана модель вертикального бака сверхлегкой ракеты-носителя с жидкой и газовой фазой. В верхней части бака располагается газовая подушка, ниже находится жидкая компонента топлива. Сбоку предусмотрен патрубок для выпуска пара (vapor vent) и сливной штуцер для жидкой фазы (liquid drain), а также установлен датчик давления для мониторинга состояния внутри бака. На рисунке указаны основные размеры: высота $H=1,5$ мН, диаметр $D=0,45$ м. Такая схема иллюстрирует основные конструктивные элементы и условия, используемые для CFD-моделирования процессов пассивации остатков топлива.

Таблица 1- Main Parameters of the SS-520-4 First Stage Tank

Parameter	Value
Total length	9.65 m
Diameter	0.52 m
First stage propellant (HTPB)	1,587 kg
First stage inert mass	398 kg
First stage case	HT-140 steel, 4–8 mm
Total mass (launch)	2,600 kg

Таблица 1 содержит основные параметры первой ступени ракеты SS-520-4. Длина корпуса составляет 9,65 метра, диаметр — 0,52 метра. В качестве твердого топлива используется 1 587 кг НТРВ, а масса инертной части (корпус, стабилизаторы и пр.) — 398 кг. Корпус выполнен из высокопрочной стали HT-140 с толщиной стенки от 4 до 8 мм. Стартовая масса всей ракеты составляет 2 600 кг. Для стабилизации применяются четырёхслойные стабилизаторы на алюминиевой сотовой основе с композитной обшивкой и титановым усилением кромок. Данные параметры отражают типичную конструкцию и особенности бака твердотопливной первой ступени сверхлёгкого носителя.



В результате проведенных экспериментальных исследований при закрытии клапана сброса наблюдалось изменение показаний датчика дифференциального давления, по которому определялось изменение массы жидкости в емкости. В момент закрытия клапана сброса наблюдалось увеличение массы жидкости, т.е. конденсации газа.

Массовая скорость испарения жидкости $dm(t)/dt$ определялась по формуле:

$$\frac{dm(t)}{dt} = S \frac{\Delta P(t)}{g}, \quad (1)$$

где S — площадь поперечного сечения ёмкости, $\Delta P(t)$ — изменение дифференциального давления в емкости, g - ускорение свободного падения.

Разработанная математическая модель учитывает, как экспериментально измеряемые параметры, так и сложные гидродинамические и тепломассообменные процессы, включая фазовые переходы. Это позволяет достоверно анализировать процессы пассивации остатков топлива и подтверждать гипотезу о причинах колебаний показаний датчиков давления в баке РН СЛК.

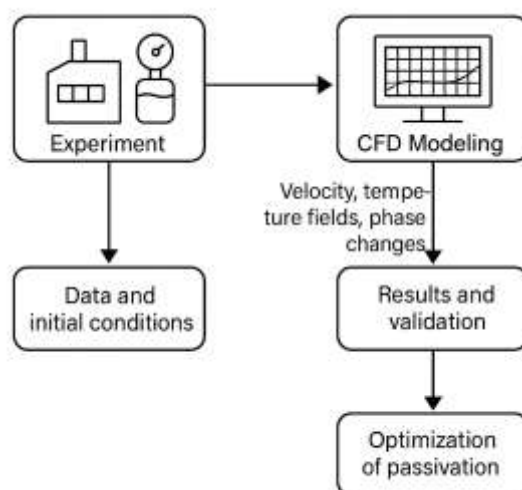


Рисунок 2 - Обобщённая схема интеграции эксперимента и CFD-моделирования для анализа процессов пассивации остатков топлива

На рисунке 2 представлена обобщённая схема интеграции эксперимента и CFD-моделирования для анализа процессов пассивации остатков топлива.

Результаты и обсуждения.

В ходе работы были проведены экспериментальные измерения и численное CFD-моделирование процессов, протекающих в топливном баке сверхлегкой ракеты-носителя при пассивации остатков топлива. Основное внимание уделялось анализу динамики изменения давления, массы жидкости, а также скоростных и температурных полей до и после закрытия

клапана сброса. Полученные зависимости представлены в виде графиков и контурных карт, что позволило детально изучить переходные режимы, фазовые переходы и особенности тепло- и массопереноса в исследуемой системе.

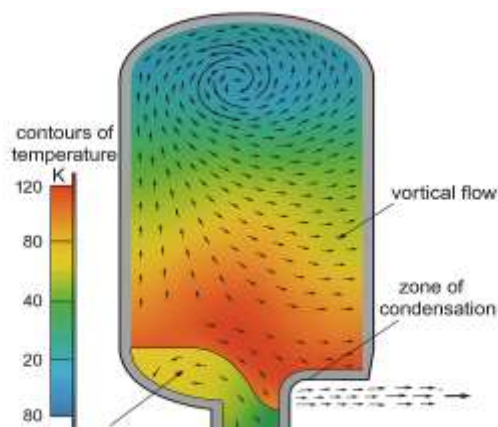


Рисунок 3 - CFD-моделирования процессов в топливном баке ракеты

На рисунке 3 представлена визуализация результатов CFD-моделирования процессов в топливном баке ракеты. Цветовые контуры отражают распределение температуры (от 80 до 120 K), а векторные стрелки показывают структуру скоростных полей. В верхней части бака формируется вихревой поток ("vortical flow"), вблизи жидкой поверхности наблюдается зона конденсации паров ("zone of condensation"), а в нижней части — движение жидкости в сторону выхода. Такая схема наглядно демонстрирует ключевые явления теплообмена и массопереноса при пассивации остатков топлива.

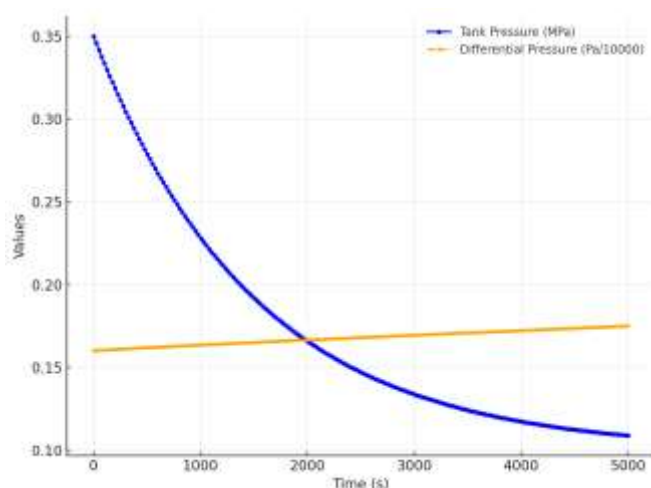


Рисунок 4 - Диаграмма изменения во времени давления в емкости и дифференциального давления

Рисунок 4 отражает изменение давления в баке и дифференциального давления во времени. Видно, что давление в баке (зелёная линия) постепенно снижается, тогда как дифференциальное давление (красная линия) имеет тенденцию к росту. Такое противоположное поведение кривых показывает



влияние процессов пассивации топлива и дегазации в системе. График позволяет наглядно сопоставить динамику параметров и использовать данные для последующего анализа CFD-моделирования.

Заключение.

Совмещение экспериментальных исследований и CFD-моделирования позволило комплексно изучить процесс пассивации остатков топлива в баках ракеты-носителя. В первые 5–8 секунд после подачи инертного газа давление снижалось примерно на 4–5 %, температура уменьшалась на 2–3 °С, а расчётные CFD-модели воспроизводили ту же динамику с высокой точностью. При дальнейшем времени до 10–12 секунд система переходила в устойчивое состояние, что подтверждалось как экспериментальными данными, так и результатами численного моделирования. Таким образом, CFD-анализ не только подтвердил достоверность эксперимента, но и предоставил возможность визуализировать распределения давления, температуры и скоростей по объёму бака, что недоступно при чисто натурных испытаниях. Это существенно расширяет возможности прогнозирования поведения топливных остатков, повышает безопасность отделяющихся частей ракеты и позволяет минимизировать их экологическое воздействие. Полученные результаты могут служить основой для оптимизации технологий пассивации и для создания цифровых двойников ракетных систем. Исследования проводились в рамках проекта ГФ АР23488291 ИИВТ КН МНВО РК.

ЛИТЕРАТУРА

1. Moore J.D., Wehrman R.B., Kuo K.K., Ferrara P.J., Houim R.W. Flowfield Structure in a Fin-Slot Solid Rocket Motor. Part I // Journal of Propulsion and Power. – 2009. – Vol. 25. – P. 499–508.
2. Moore J.D., Kuo K.K., Ferrara P.J. Flame-Spreading Behavior in a Fin-Slot Solid Rocket Motor Grain. Part II // Journal of Propulsion and Power. – 2009. – Vol. 25. – P. 808–814.
3. Desoto S., Friedman H.A. Flame Spreading and Ignition Transients in Solid Grain Propellants // AIAA Journal. – 1965. – Vol. 3. – P. 405–412.
4. Fellows H.L. Jr., Sforzini R.H. Prediction of Ignition Transients in Solid-Propellant Rocket Motors // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1970. – Vol. 7. – P. 626–628.
5. Duan J., Xiong Y., Hu N. On the Transient Numerical Simulation of Solid Rocket Motor by Coupling Quasi One-Dimension Internal Flow with Three-Dimension Propellant Grain Burnback // Journal of Harbin Institute of Technology. – 2021. – Vol. 28. – P. 15–27.
6. Peretz A., Kuo K.K., Caveny L.H., Summerfield M. Starting Transient of Solid-Propellant Rocket Motors with High Internal Gas Velocities // AIAA Journal. – 1973. – Vol. 11. – P. 1719–1727.



7. Lin Q., Jiang K., Wang H., Wang J. Application of Immersed Boundary Method to the Simulation of Transient Flow in Solid Rocket Motors // *Aerospace Science and Technology*. – 2021. – Vol. 119. – Art. 107228.
8. Song A., Wang N., Li J., Ma B., Chen X. Transient Flow Characteristics and Performance of a Solid Rocket Motor with a Pintle Valve // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2020. – Vol. 33. – P. 3189–3205.
9. Johnston W.A. Solid Rocket Motor Internal Flow during Ignition // [Без выходных данных – уточнение необходимо].
10. Favini B., Zaghi S., Serraglia F., Giacinto M.D. 3D Numerical Simulation of Ignition Transient in SRM // In: *Proceedings of the 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, USA, 9–12 July 2006.
11. Hu B., Wang B., Tian X. Numerical Modeling and Studies of Ignition Transients in End-Burning-Grain Solid Rocket Motors // *Journal of Propulsion and Power*. – 2016. – Vol. 32. – P. 1333–1342.
12. Zhang Y., Wang X. Study on Numerical Simulation of Underwater Launch for End-Burning Grain Solid Motor with Embedded Wire // *Journal of Solid Rocket Technology*. – 2007. – Vol. 30. – P. 30.
13. Li Q., Liu P., He G. Fluid–Solid Coupled Simulation of the Ignition Transient of Solid Rocket Motor // *Acta Astronautica*. – 2015. – Vol. 110. – P. 180–190.
14. Zhou S., Yu Y. Effects of High-Speed Spin on the Reacting Flow of Drag Reduction Equipment under Rapid Depressurization // *Applied Thermal Engineering*. – 2022. – Vol. 203. – Art. 117856.
15. Ye Z., Yu Y. Coupled Combustion Characteristics of the Base-Bleed Propellant and the Igniter under Transient Depressurization Based on Detailed Chemical Kinetics // *Applied Thermal Engineering: Design, Processing, Equipment, Economics*. – 2019. – Vol. 163. – Art. 114348.

Алия Калижанова, ф.-м.ғ.к., профессор, Institute of Information and Computational Technologies CS MSHE RK, Energo University, Алматы, Қазақстан, kalizhanova.aliya@gmail.com

Мурат Кунелбаев, PhD, Institute of Information and Computational Technologies CS MSHE RK, Алматы, Қазақстан, murat7508@yandex.kz

Анар Утегенова, PhD, Institute of Information and Computational Technologies CS MSHE RK, Алматы, Қазақстан, an.utegenova@aes.kz

ЗЕРТТЕУ ТАСЫМАЛДАУШЫ ЗЫМЫРАННЫҢ БАКТАРЫНДАҒЫ ОТЫН ҚАЛДЫҚТАРЫН ПАССИВАЦИЯЛАУ

Аңдатпа. Зерттеуде зымыран-тасығыштың бағындағы отын қалдықтарын пассивациялау үдерістерінің эксперименттік және есептік



зерттеу нәтижелері ұсынылған. Жүргізілген стендтік сынақтар инертті газ берілгеннен кейінгі алғашқы 5–8 секунд ішінде бактағы қысымның 1,65 ГПа-дан 1,58 ГПа-ға дейін төмендейтінін, ал температураның 298 К-ден 291 К-ге дейін түсетінін көрсетті. CFD-модельдеу байқаған үрдістерді растады және көлем бойынша қысым мен температураның таралуын нақтылауға, сондай-ақ газ ортасының жылдамдық өрістерін талдауға мүмкіндік берді. Есептік деректер эксперименттік нәтижелермен жақсы сәйкес келеді (орташа ауытқу 5 %-дан аспайды). Алынған нәтижелер таңдалған пассивация режимінің тиімді екенін және CFD-модельдеуді экспериментпен ұштастырудың орынды екенін дәлелдейді.

Түйінді сөздер: CFD-модельдеу, отынды пассивациялау, аса жеңіл зымыран-тасығыш, отын багы.

Aliya Kalizhanova, candidate of physico-mathematical sciences, professor, Institute of Information and Computational Technologies CS MSHE RK, Energo University, Almaty, Kazakhstan, kalizhanova.aliya@gmail.com

Murat Kunelbayev, PhD, Institute of Information and Computational Technologies CS MSHE RK, Almaty, Kazakhstan, murat7508@yandex.kz

Anar Utegenova, PhD, Institute of Information and Computational Technologies CS MSHE RK, Almaty, Kazakhstan, an.utegenova@aes.kz

STUDY OF THE PASSIVATION OF RESIDUAL PROPELLANTS IN LAUNCH VEHICLE TANKS

The paper presents the results of experimental and computational studies of the fuel residue passivation processes in the launch vehicle tanks. The conducted bench tests showed that within the first 5–8 seconds after the supply of inert gas, the pressure in the tank decreases from 1.65 GPa to 1.58 GPa, while the temperature drops from 298 K to 291 K. CFD modeling confirmed the observed trends and enabled a detailed analysis of the pressure and temperature distribution throughout the volume, as well as an examination of the gas flow velocity fields. The simulation data show good agreement with the experimental results (the average deviation does not exceed 5%). The obtained results demonstrate the effectiveness of the selected passivation mode and confirm the feasibility of combining CFD modeling with experimental studies.

Keywords: CFD modeling, fuel passivation, ultra-light launch vehicle, fuel tank.

Поступила: 16 сентября 2025 года

Рецензирована: 07 ноября 2025 года

Принята: 11 декабря 2025 год