

ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.45

DOI:10.34759/vst-2020-3-126-138

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ КРИОГЕННОГО ТОПЛИВНОГО БАКА ПРИ КОЛЕБАНИЯХ «ЗЕРКАЛА» ЖИДКОГО ТОПЛИВА

Асланов А.Р.* , Стольников А.М.** , Разносчиков В.В.***

Центральный институт авиационного моторостроения

им. П.И. Баранова (ЦИАМ),

Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия

** e-mail: asvar.aslanov96@mail.ru*

*** e-mail: R8314459848@gmail.com*

**** e-mail: raznoschikov@ciam.ru*

Статья поступила в редакцию 24.03.2020

Приводится описание математической модели теплового состояния криогенного топливного бака. Целью исследования является параметрическое сравнение теплового состояния криогенного топливного бака при гладком и колеблющемся «зеркале» жидкого топлива. В рамках настоящей работы исследования проводились с использованием математических моделей и комплекса программ, решающих прямую задачу расчета теплотехнических процессов теплопередачи в топливных баках самолёта. При математическом моделировании использовался одномерный расчет термодинамических параметров. Практическое значение полученных в ходе работы результатов заключается в том, что разработана методика и решены задачи определения влияния волнений на поверхности жидкого топлива на массу топлива, сброшенного через предохранительный клапан.

Ключевые слова: авиационные двигатели, криогенное топливо, криогенный топливный бак, колебания на поверхности жидкого топлива в баке, тепловое состояние криогенного топливного бака.

Введение

XX век по праву считается веком бензиновой и керосиновой авиации. За этот период времени авиационная техника совершила огромный рывок от первых летательных аппаратов на поршневых двигателях к современным самолётам пятого по-

коления. Однако исследования последних лет показывают, что принципиальное улучшение характеристик перспективных летательных аппаратов, использующих в качестве основного вида топлива керосин или другие нефтепродукты, не представляется возможным [1]. Все большее внимание

ведущих держав мира привлекают криогенные топлива: сжиженный природный газ (СПГ), жидкий водород, криогенный пропан и другие газовые топлива. Актуальность перехода на криогенные топлива обусловлена рядом их неоспоримых преимуществ, таких как повышенная экологичность, огромные сырьевые запасы, высокая массовая теплота сгорания, большая работоспособность, хладоресурс и величина газовой постоянной [2, 3], которая определяет работоспособность газифицированного криотоплива. Для России наиболее выгодным является применение СПГ, запасы которого составляют 24,2 % разведанных мировых запасов на 2018 г., или 47,80 трлн м³ [4]. Переход на использование СПГ на транспорте, в том числе авиационном, позволяет снизить затраты на приобретение топлива (цена эквивалентного количества газа значительно ниже цены авиакеросина) и обеспечить устойчивое топливоснабжение в перспективе (с учетом динамики изменения добычи нефти и газа). Так, например, до срыва соглашения «ОПЕК+» в марте 2020 г. прогнозы на потребление СПГ на рынке были восходящими [5]. На данный момент из-за крайне низкой цены на нефть стоимость СПГ для основного импортера этого топлива — Азиатско-тихоокеанского региона, чья цена на СПГ связана нефтяной корзиной, резко снизилась, что сделает убыточными поставки СПГ с большинства заводов, запущенных в текущем десятилетии. Ценообразование на основные потребляемые топлива сильно зависит от мировой политической конъюнктуры.

С учетом вышесказанного криогенные топлива представляют практический интерес как перспективный вид авиационного горючего [6]. В настоящей работе в качестве топлива при исследовании топливной системы криогенного самолета был выбран именно СПГ, точнее метан CH₄, доля которого в составе современного СПГ — 85–95%, остальные 5% составляют этан C₂H₆, пропан C₃H₈, бутан C₄H₁₀ и азот N₂ [7]. СПГ теоретически является выгодным топливом. Однако очевидно, что температурный диапазон жидкой фазы криогенных авиационных топлив лежит значительно ниже традиционных углеводородных топлив, что является причиной необходимости применения криогенной технологии хранения и использования данных типов топлива на борту летательного аппарата (ЛА). Поэтому для хранения криогенного топлива используются криогенные топливные баки (КТБ).

В КТБ, в зависимости от режима работы двигателя и профиля полета ЛА, гладкая поверхность жидкости может терять свое устойчивое положение. При этом образовавшиеся колебания могут повлиять на летно-технические характеристики самолета. В настоящем исследовании рассмотрим характер данных колебаний и проанализируем их влияние на основные параметры КТБ (тепловые потоки, температуры и давление).

Описание криогенного топливного бака

Существуют различные типы и конструкции КТБ. В настоящем исследовании был выбран КТБ в форме цилиндра с торцевыми поверхностями в виде полусфер (рис. 1). КТБ обладает рядом осо-

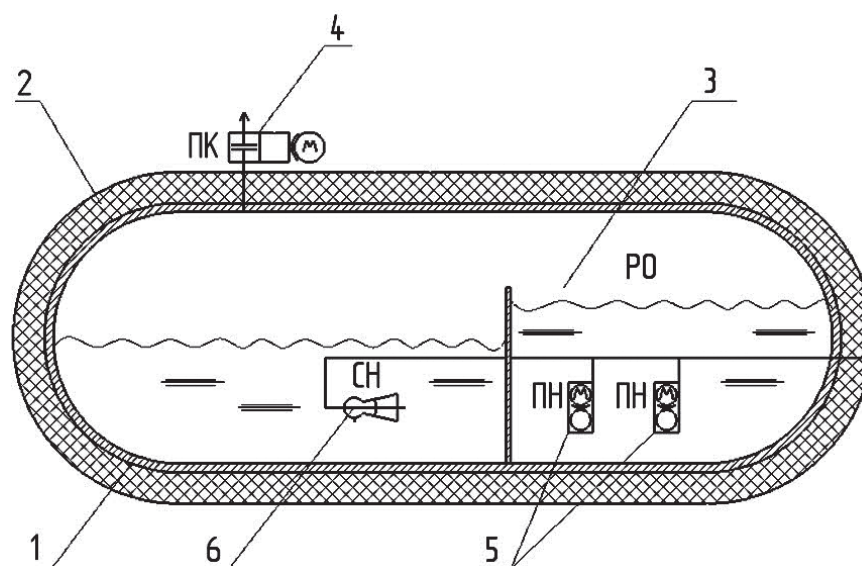


Рис. 1. Криогенный топливный бак в форме цилиндра с полусферическими торцевыми поверхностями: 1 — стенка бака; 2 — теплоизоляция; 3 — расходный отсек; 4 — предохранительный клапан; 5 — подкачивающие насосы; 6 — струйный насос

бенностей. В целях безопасной эксплуатации на нем установлен предохранительный клапан (ПК) 4 [8], который срабатывает при превышении перепада давления в баке выше допустимого для предотвращения его разрушения. Допустимый перепад давлений определяется прочностными характеристиками стенки бака и его геометрической конфигурацией. Открытие ПК сопровождается потерей топлива, вследствие чего ухудшаются показатели экономичности всей топливной системы. В расходном отсеке (РО) расположены подкачивающие насосы (ПН) 5, которые предназначены для непрерывной подачи топлива к турбонасосному агрегату (ТНА) двигателя с требуемым расходом и кавитационным запасом, обеспечивающим надежную работу ТНА. При этом в настоящем исследовании моделируется только один ПН, т.к. второй является резервным. Струйный насос (СН) 6 обеспечивает устойчивую бескавитационную работу ПН за счёт поддержания заданного уровня жидкости в РО на всех режимах работы.

Процессы в авиационных криогенных топливных баках

Температура жидкого метана при стандартном давлении 101325 Па составляет 111.7 К, а жидкого водорода — 20.39 К [9]. Это обстоятельство требует теплоизолированных топливных баков, но все равно тепло из окружающей среды поступает к криогенному топливу. Это приводит к непрерывному повышению температуры жидкости, повышению давления в баках. В связи с этим рассмотрим ряд процессов, которые протекают в топливных баках при их эксплуатации.

Зоны тепловых потоков

Расчетная схема теплообмена между окружающей средой, ПН и топливом в баке показана на рис. 2.

Зоны тепловых потоков бака условно делятся на четыре области, в которых условия теплообмена различаются. В области *A* тепловой поток направлен через стенку и теплоизоляцию бака в газообразное топливо, находящееся над жидким топливом. В области *B* тепловой поток поступает из газовой фазы топлива в жидкую фазу, а в области *C* тепловой поток направлен в жидкое топливо через стенку и теплоизоляцию бака. В области *D* тепловой поток поступает от ПН к жидкому топливу.

Ввиду того, что возможности увеличения толщины теплоизоляции из конструктивных сообра-

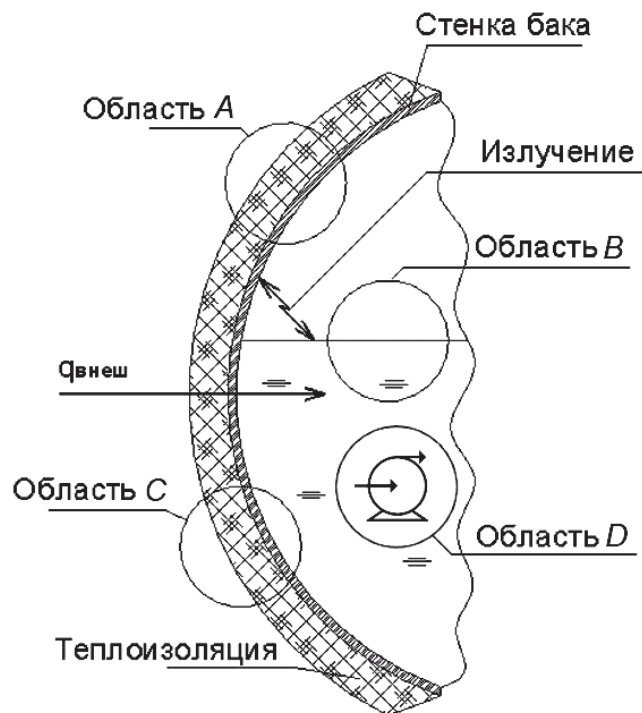


Рис. 2. Схема тепловых потоков

жений ограничены (и при этом растет масса и габариты криогенной топливной системы (КТС)), наиболее эффективным способом снижения интенсивности нагрева топлива является уменьшение теплового потока в области *D* за счёт понижения их мощности и повышения КПД ПН:

$$q = \frac{N}{\eta} \left(\frac{1}{\eta_{\text{прив}}} - 1 \right),$$

где N — мощность ПН; η — КПД ПН; $\eta_{\text{прив}}$ — КПД привода (электродвигателя) ПН.

При расчете ПН также определялась его геометрия, энергетические и кавитационные характеристики [10–13].

В математической модели (ММ) КТБ сделаны следующие допущения. Сложный термодинамический процесс, протекающий в надтопливном пространстве КТБ, рассматривается как последовательность основных термодинамических процессов [14]:

- адиабатное сжатие газа на стоянке (от расширяющегося в результате нагрева топлива) либо адиабатное расширение газа в полёте (в результате расхода топлива);

- изохорный нагрев или охлаждение газа (в зависимости от температуры атмосферного воздуха и жидкой фазы топлива);

— изменение массы газа при его конденсации и кипении жидкого топлива (также учитывается при определении массы и температуры жидкого топлива).

Колебания «зеркала» жидкости

При движении по взлетно-посадочной полосе (ВПП) и при полете ЛА из-за вибрационных нагрузок деформируется гладкая поверхность «зеркала» жидкого топлива в КТБ. На поверхности жидкости образуются колебания. Образование колебаний влечет за собой увеличение площади «зеркала» жидкого топлива. В зависимости от длины и высоты этих колебаний параметры в КТБ могут изменяться от несущественных величин до вполне значимых.

В настоящем исследовании для моделирования колебаний на поверхности жидкого топлива использовалась линейная волна эллипсоидного типа (рис. 3).

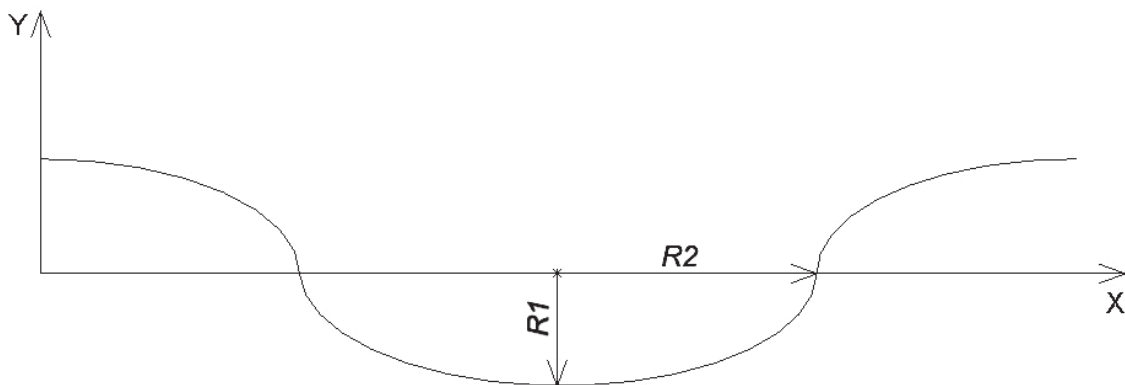


Рис. 3. Имитация колебаний «зеркала» жидкости: R_1 , R_2 — длины полуосей эллипса

Такая волна позволяет при моделировании колебаний задавать ее высоту и длину; форма эллипсоидной волны приближенно повторяет форму гравитационных волн, образующихся на поверхности жидкости, при которых сила, возвращающая деформированную поверхность жидкости к состоянию равновесия, есть просто сила тяжести, связанная с перепадом высот гребня и впадины в гравитационном поле [15].

Для расчета площади «зеркала» жидкого топлива при колебаниях использовалась следующая зависимость:

$$F_{\text{зер}} = 2l_{\text{в}} \sqrt{2h_{\text{т}} R - h_{\text{т}}^2} + \pi(2h_{\text{т}} R - h_{\text{т}}^2),$$

где $h_{\text{т}}$ — высота жидкого топлива в баке;
 R — радиус бака.

Для расчета длины колеблющейся волны $l_{\text{в}}$ использовалось выражение:

$$l_{\text{в}} = \left[\frac{3\pi}{4} \left(1 + \frac{R_1}{R_2} - \frac{1}{3R_2} \sqrt{(3R_2 - R_1)(R_2 + 3R_1)} \right) \right] l_6,$$

где R_1 , R_2 — длины полуосей эллипса;
 l_6 — длина бака.

Математическая модель криогенного топливного бака

Для проведения расчетно-теоретического исследования теплового состояния КТБ была разработана ММ КТБ (рис. 4).

В качестве исходных данных при расчете теплового состояния КТБ задаются следующие:

- геометрические размеры бака (длина = 7,35 м, диаметр = 2,14 м, толщина стенки = 0,03 м и теплоизоляции = 0,065 м);

- начальные условия полетного цикла (участок профиля полета-участок А (рис. 5), высота полета = 0 м, массовый расход жидкого топлива = 0 кг/с);

- температура топлива в баке находится на линии насыщения при стандартном давлении; плотность стенки бака = 2600 кг/м³, теплоизоляции бака = 100 кг/м³; коэффициент теплопроводности стенки бака = 122 Вт/(м·К), теплоизоляции бака = 0,02 Вт/(м·К);

- начальные теплофизические свойства метана;
- длина и высота колеблющейся волны равны 0,04 и 0,03 м соответственно.

Расчет теплофизических свойств метана [16] осуществляется с помощью отдельной подпрограммы.

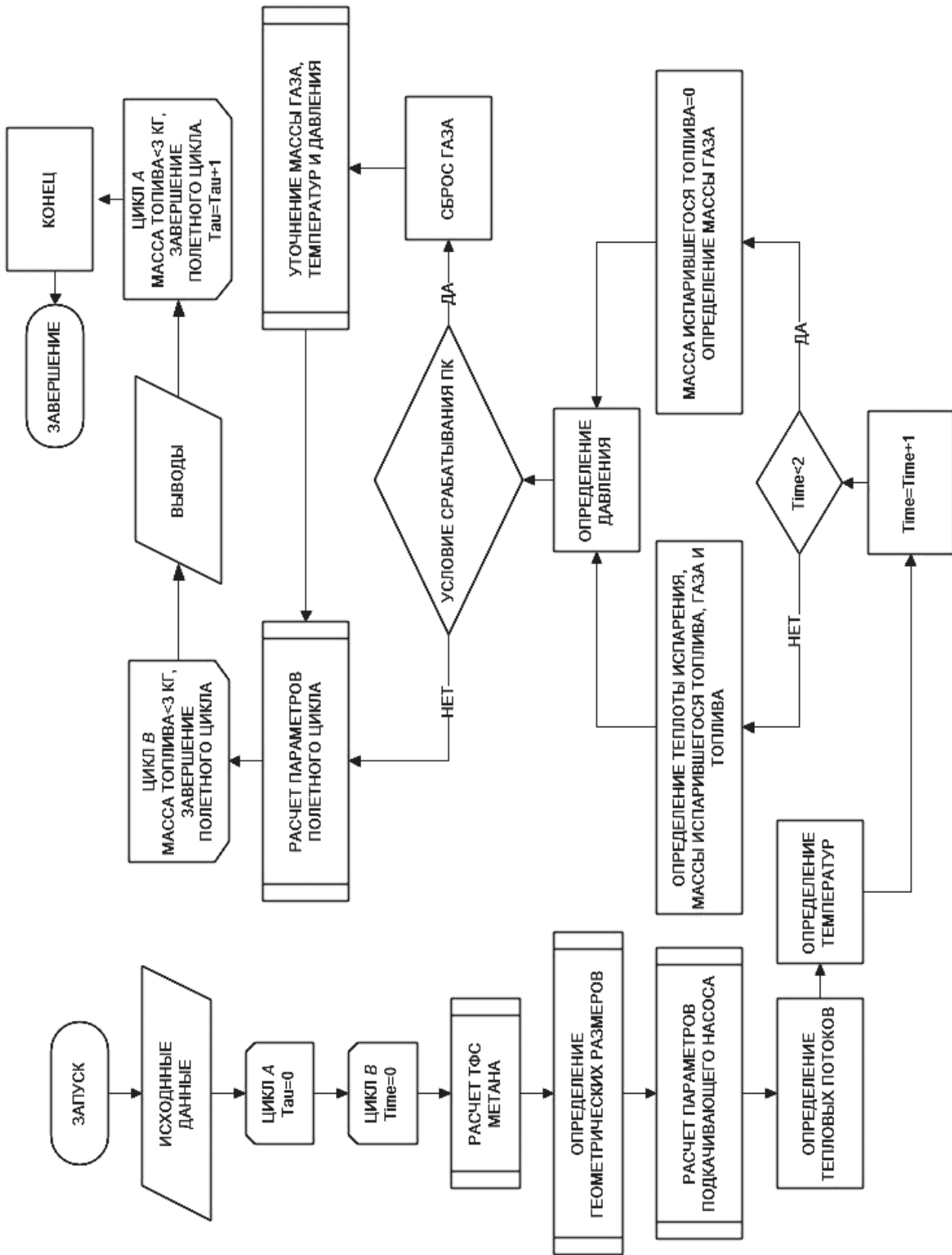


Рис. 4. Блок-схема математической модели бака

Таким образом, целью расчета является определение геометрических размеров бака [17], тепловых потоков [18], давления, температур в баке и на границах теплоизоляции, а также сравнение исследуемых параметров бака при двух вариантах физического состояния «зеркала» жидкости по циклу полета:

- а) гладкая поверхность «зеркала» жидкости (ГПЗЖ);
- б) колеблющаяся поверхность «зеркала» жидкости (КПЗЖ).

Постановка задачи

Для расчета был взят среднестатистический полетный цикл, выполняемый магистральным самолетом, состоящий из стоянки перед взлетом, в который входит собственно стоянка и руление по ВПП, полета самолета по заданному профилю и руления по ВПП после посадки до момента начала заправки криогенным топливом [19, 20]. Другими словами, после заправки криогенным топливом самолет должен иметь возможность стоять и ожидать взлета, а после посадки — некоторое время ожидать заправку. Профиль полетного цикла ЛА представлен на рис. 5.



Рис. 5. Участки профиля полетного цикла.

Участок I: стоянка перед полетом в течение 30 мин, массовый расход жидкого топлива 0,00 кг/с;

Участок II: набор высоты до 10 км в течение 20 мин, массовый расход жидкого топлива 0,80 кг/с;

Участок III: крейсерский полет на высоте 10 км в течение 360 мин, массовый расход жидкого топлива 0,52 кг/с;

Участок IV: снижение в течение 20 мин, массовый расход жидкого топлива 0,20 кг/с;

Участок V: стоянка после посадки в течение 30 мин, массовый расход жидкого топлива 0,00 кг/с

Каждому участку профиля полетного цикла соответствует режим работы двигателя, обеспечивающий поддержание тяги и, соответственно, заданных углов атаки и тангажа и скорости полета с соответствующим расходом топлива.

ПК в КТБ рассчитан на допустимый перепад давления 0.3 МПа. КТБ заправляется на 95%. Материал стенки бака — АМГ-6. Материал теплоизоляции бака — пенополиуретан ППУ-17Н.

Результаты исследования

Рассмотрено два состояния поверхности жидкости: КПЗЖ и ГПЗЖ.

Оценим изменения площади «зеркала» жидкости при колебаниях по сравнению с гладкой поверхностью. Очевидно, что площадь поверхности «зеркала» жидкости при колебаниях больше (13.6 м² по сравнению с 10.2 м² при гладкой поверхности). Отсюда следует, что и тепловой поток в зоне В от газа в надтопливном пространстве к жидкому топливу будет выше при КПЗЖ (рис. 6).

Следовательно, при большем тепловом потоке в зоне В при КПЗЖ температура газа в надтопливном пространстве будет ниже, чем при ГПЗЖ (рис. 7).

Из-за большего теплового потока в зоне В и меньшей температуры газа в надтопливном пространстве тепловой поток в зоне А будет выше при КПЗЖ. Но при этом температура жидкого топлива практически не изменяется. Связано это с тем, что на температуру жидкого топлива в меньшей степени влияет тепловой поток в зоне В и в большей степени тепловой поток в зоне С. На тепловой поток в зоне С состояние поверхности жид-

кости не влияет. На температуру жидкого топлива влияние оказывает тепловой поток от ПН (рис. 8), который в свою очередь тоже не меняется при двух вариантах физического состояния «зеркала» жидкости, т.к. на тепловой поток от ПН влияние оказывает массовый расход жидкого топлива.

Проанализировав характер изменения температуры газа в надтопливном пространстве и температуры жидкого топлива (см. рис. 7), определяем, что удельные тепловые потоки меняются ана-

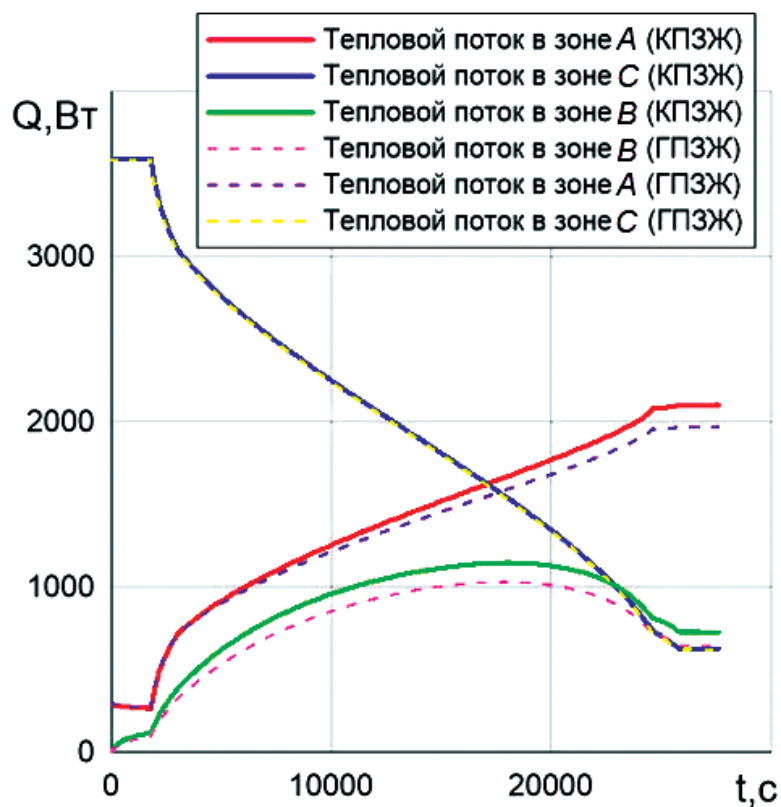


Рис. 6. Изменение тепловых потоков через стенку КТБ и «зеркала» жидкого топлива по времени полета

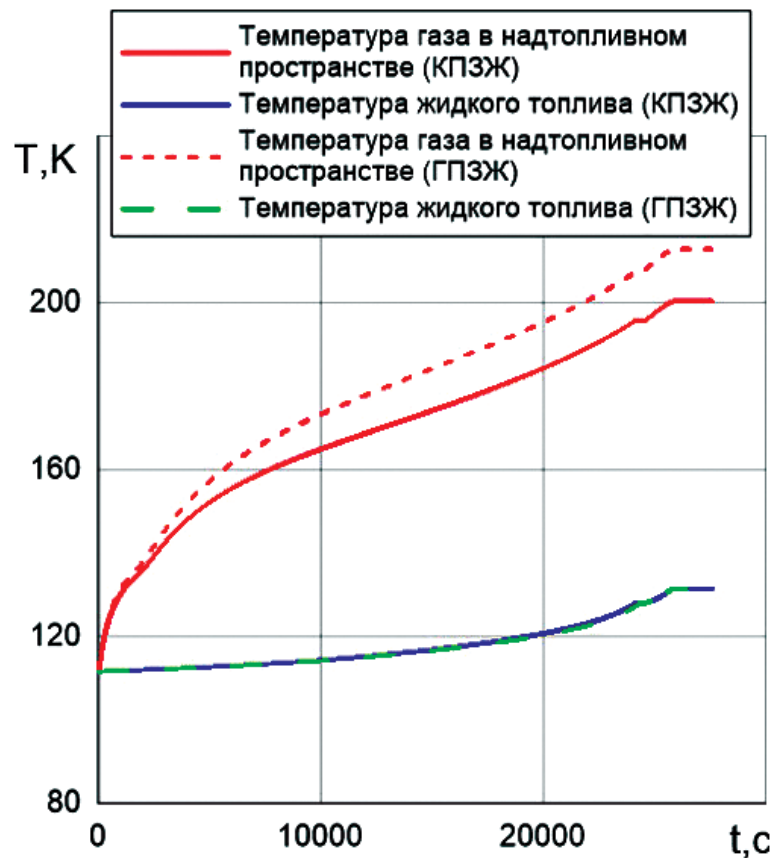


Рис. 7. Изменение температур топлива и газа в КТБ по времени полета

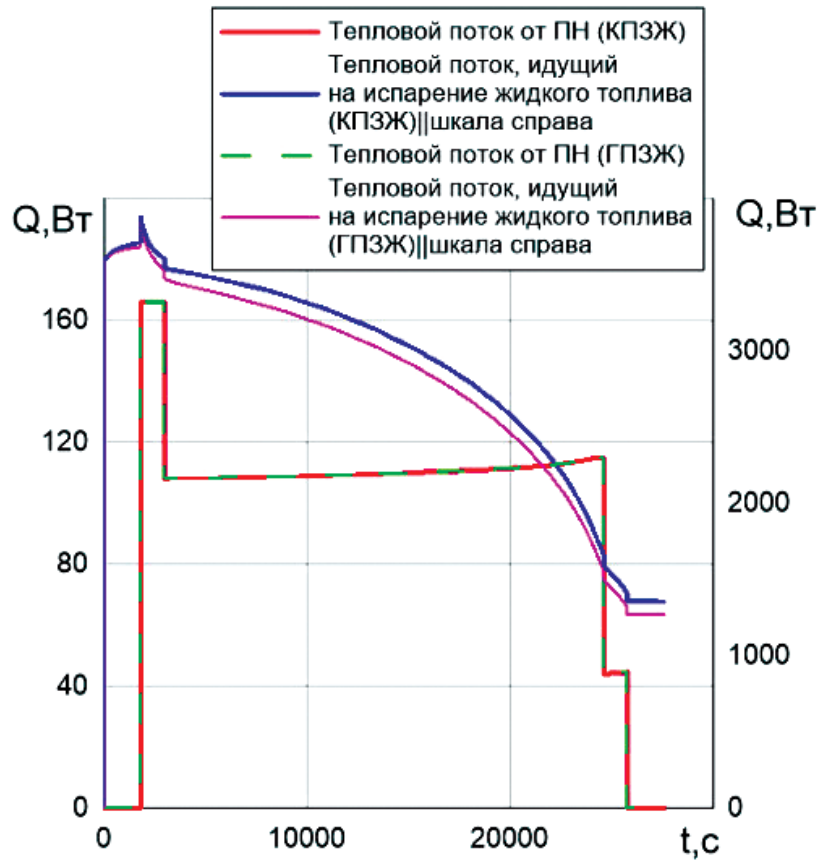


Рис. 8. Изменение теплового потока от ПН и теплового потока, идущего на испарение жидкости по времени полета

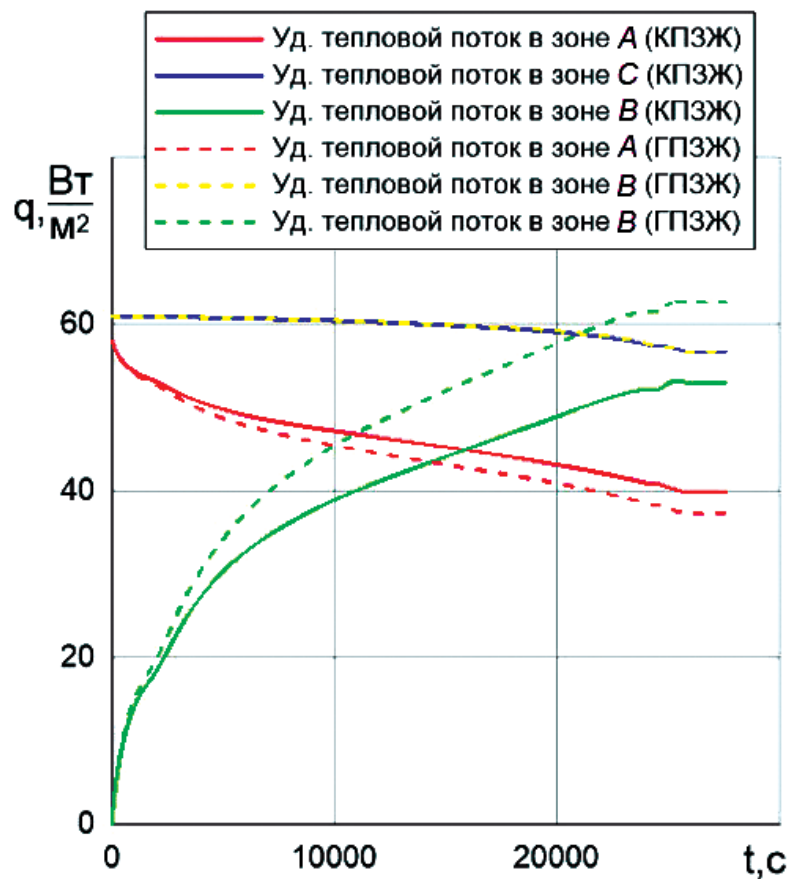


Рис. 9. Изменение удельных тепловых потоков через стенку КТБ и «зеркала» жидкого топлива по времени полета

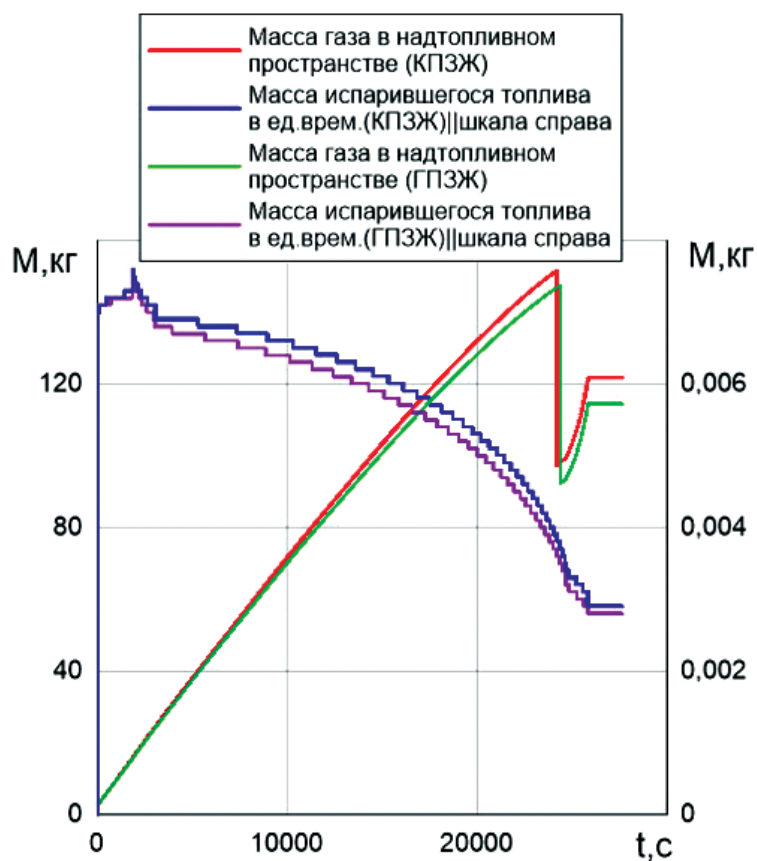


Рис. 10. Изменение массы испарившегося топлива и массы газа в надтопливном пространстве по времени полета

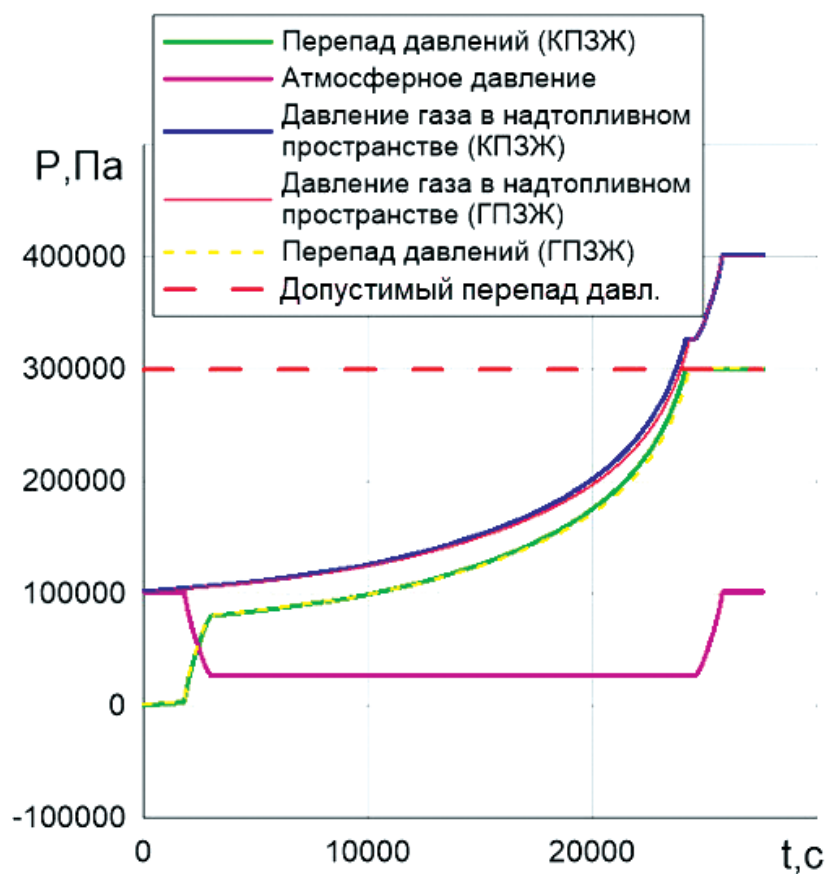


Рис. 11. Изменение величины давления в КТБ по профилю полета

логичным образом (рис. 9): при КПЗЖ плотность теплового потока в зоне *A* выше, т.к. температура газа в надтопливном пространстве при этом ниже, а плотность теплового потока в зоне *C* практически не меняется, как и температура жидкого топлива при обоих состояниях поверхности жидкости. Отсюда следует, что плотность теплового потока в зоне *B* при колебаниях будет ниже из-за меньшего перепада температур между газом в надтопливной области и жидким топливом.

Следует отметить, что при большей площади «зеркала» жидкости становятся выше масса испарившегося за единицу времени жидкого топлива и тепловой поток, идущий на испарение этого топлива, что влечет за собой общее увеличение массы газа в надтопливном пространстве при КПЗЖ (рис. 10). Так как масса газа в надтопливном пространстве при КПЗЖ увеличивается быстрее, то, следовательно, ПК сработает раньше, чем при ГПЗЖ. На рис. 11 видно, что перепад давлений при КПЗЖ достигает допустимого перепада давлений (0,3 МПа) быстрее. При этом давление газа в надтопливном пространстве при КПЗЖ и ГПЗЖ незначительно различается, т.к. на него влияние оказывает температура и масса газа в надтопливном пространстве. На рис. 7, 10 видно, что при большей массе газа в надтопливном пространстве при КПЗЖ температура газа в том же пространстве меньше, и, соответственно, наоборот — при ГПЗЖ. В обоих случаях состояния поверхности жидкости давление газа в надтопливном пространстве в конце крейсерского режима после открытия ПК выходит на постоянные значения. Однако затем давление газа в надтопливном пространстве вновь начинает возрастать (см. рис. 11) при снижении ЛА. После снижения самолет находится определенное время на стоянке, атмосферное давление при этом не меняется, а давление газа в надтопливном пространстве растет из-за продолжающегося нагрева топлива в КТБ. Вследствие этого происходит повторное срабатывание ПК.

Из представленных результатов исследования следует, что основными причинами скачкообразного изменения графиков функций являются смена режимов полета, когда меняется массовый расход жидкого топлива, включение и отключение ПН, срабатывание ПК. Например, на рис. 8, 10 наблюдаются скачкообразные увеличения массы испарившегося топлива за единицу времени и теплоты испарения на участках полетного цикла II и IV. В начале полетного цикла на участке I на-

блюдаются плавные увеличения данных параметров вследствие увеличения теплового потока в зоне *B*, а тепловой поток в зоне *C* из-за отсутствия расхода топлива на данном участке практически не меняется. Однако на участке II вследствие включения ПН и, следовательно, максимального теплового потока от ПН, соответствующего максимальному расходу в полетном цикле, вышеуказанные параметры резко увеличиваются. Затем падают и плавно уменьшаются из-за уменьшения расхода, следовательно, и теплового потока от ПН, на крейсерском режиме полета, а также из-за уменьшающегося теплового потока в зоне *C*, который вносит основной вклад в плавное уменьшение данных параметров при этом режиме полетного цикла.

Таким образом, основное отличие теплового состояния КТБ при наличии и отсутствии колебаний «зеркала» жидкости заключается в снижении (увеличении) суммарного теплового потока между жидким топливом и газом в надтопливном пространстве. Однако это практически не влияет на время открытия ПК, следовательно, и на массу сброшенного газа, т.к. при большем суммарном тепловом потоке в зоне *B* при КПЗЖ, масса испарившегося жидкого топлива, масса газа в надтопливном пространстве и давление будут выше. Но при этом увеличивается и температура насыщения.

Выводы

Тепловой расчет криогенного топливного бака при заданных исходных данных позволяет сделать следующие выводы:

- при принятой высоте и длине эллипсоидной волны площадь колеблющейся поверхности жидкости увеличивается на 34 % по сравнению с гладкой поверхностью;
- предохранительный клапан срабатывает на 402-й мин полетного цикла при колеблющейся поверхности жидкости, что на 3 мин раньше, чем при гладкой поверхности. Масса сброшенного газа при колебаниях уменьшается на 1,6% и становится равной 54,3 кг;
- максимальная разность температур газа в надтопливной области при двух вариантах состояния поверхности жидкости равна 18,47 К;
- суммарный тепловой поток между газом в надтопливной области и жидким топливом при колеблющейся поверхности жидкости выше на 69,85 Вт по сравнению с гладкой поверхностью жидкости, т.е. в конце полетного цикла.

Библиографический список

1. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. — М.: Физматлит, 2006. — 304 с.
2. Андреев В.А., Борисов В.Д., Климов В.Т. и др. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации: Справочник-воспоминание для всех. — М.: Московский рабочий, 2001. — 224 с.
3. Разносчиков В.В. Оценка эффективности использования криогенных и газовых топлив в силовых установках пассажирских самолетов // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 4. С. 35-38.
4. Site traffic information and cookies, <http://www.bp.com>
5. LNG Market Trends and Their Implications, <https://www.iea.org/reports/lng-market-trends-and-their-implications>
6. Рябов П.А., Каленский С.М. Концепции перспективных гибридных маршевых двигателей летательных аппаратов на газовых и криогенных топливах // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 1. С. 87-99.
7. Liquefied Natural Gas: Understanding the Basic Facts. US Department of Energy (DOE) Office of Fossil Energy, National Energy Technology Laboratory (August 2005). URL: https://www.energy.gov/sites/prod/files/2013/04/f0/LNG_primerupd.pdf
8. Саранцев В.Н., Козляков В.В. Проблемы и решения обеспечения безопасности при работе на компримированном природном газе и водороде // Ориентированные фундаментальные исследования — новые модели сотрудничества в инновационных процессах: Сб. науч. тр. и инженерных разработок науч. конф. [Под ред. чл.-корр. РАН, академика РИА Б.В. Гусева]. — М.: Эксподизайн-Холдинг, 2008. С. 451-453.
9. Никольский Б.П. (гл. ред.) Справочник химика. — 3-е изд., испр. — Л.: Химия, 1971. Т. 2. — 1168 с.
10. Архаров А.М., Кунис И.Д. Криогенные заправочные системы стартовых ракетно-космических комплексов: Монография. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. — 252 с.
11. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчёт агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей: Учеб. для авиац. спец. вузов. — М.: Машиностроение, 1986. — 376 с.
12. Овсянников Б.В., Селифоносов В.С., Черваков В.В. Расчет и проектирование шнекоцентробежного насоса: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1996. С. 61-68
13. Лямаев Б.Ф. Гидроструйные насосы и установки. — Л.: Машиностроение, 1988. — 278 с.
14. Кобельков В.Н., Улас В.Д., Федоров Р.М. Термодинамика и теплопередача. — М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. — 322 с.
15. Грац Ю.В. Лекции по гидродинамике: Учеб. пособие. — М.: ЛЕНАРД, 2014. — 212 с.
16. Рид Р., Праусниц Дж., Шервуд Т. Свойства газов и жидкостей: Справ. пособие / Пер. с англ. под ред. Б.И. Соколова. — 3-е изд., перераб. и доп. — Л.: Химия, 1982. — 592 с.
17. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике для инженеров и учащихся втузов / Под ред. Г. Гроше и В. Циглера; Пер. с нем. — Совместное издание Лейпциг—Москва: Тойбнер—Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1981. — 723 с.
18. Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. — М.: Энергия, 1977. — 343 с.
19. Raznoschikov V.V., Stashkiv M.S. Computational research of parameters of cryogenic propellant system for high-speed aircraft // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1147. XXXIII International Conference on Equations of State for Matter (1–6 March 2018, Elbrus, Kabardino-Balkaria, Russian Federation). DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012056
20. Разносчиков В.В., Загуменнов В.В., Демская И.А. Теплогидравлическая оптимизация авиационной криогенной топливной системы, использующей переохлажденный пропан // Транспорт на альтернативном топливе. 2014. № 4(40). С. 26-36.

STUDYING THERMAL STATE OF THE CRYOGENIC FUEL TANK AT THE LIQUID FUEL “MIRROR” VACILLATIONS

Aslanov A.R.* , Stol'nikov A.M.** , Raznoschikov V.V.***

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov (CIAM),
2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia

* e-mail: asvar.aslanov96@mail.ru

** e-mail: R8314459848@gmail.com

*** e-mail: raznoschikov@ciam.ru

Abstract

Fuel resources provision is a key problem of the industrial and post-industrial world economies development. In this regard, science and technology are facing the problems of developing new alternative types of fuels in return of the conventional oil fuel or liquefied hydrocarbon gas. One of these fuels is cryogenic fuel, which is currently widely used in rocket and space technology. It is customary to assign the liquid hydrogen, liquefied natural gas (LNG) and cryogenic propane to the cryogenic fuels. These fuels are more environmentally friendly than traditional aviation kerosene, as well as possess better thermal properties, such as greater calorific value, cooling resource and the value of the gas constant, which determines the workability of the gasified cryofuel. This provides a potential opportunity to obtain high flight characteristics of promising aircraft.

The Russian Federation ranks the first in terms of proven LNG reserves in the world as of 2018. In this regard, the LNG is the most optimal choice of cryogenic fuel for Russia. However, to get the maximum benefit from the LNG application, the properly designed cryogenic fuel tanks (CFT) for the cryogenic fuel storing onboard an aircraft, and accounting for the thermo-physical and hydrodynamic processes in the CFT are necessary. For example, disturbances on the surface of the cryogenic liquid in the tank can affect the main CFT parameters (heat flows, temperatures, and pressure), which can lead to the early response of the safety valve (SV), and, consequently, to a greater loss of fuel through the SV.

The article presents a comparison of the CFT thermal state in the presence of vacillations on the liquid surface and in their absence. The LNG in the tank herewith is at the saturation line. It was found in the course of the study that the presence of disturbances on the liquid surface led to the increase of thermal flow between the gas in the above-the-fuel area and the liquid fuel by 69.85 W.

In the presence of fluctuations, the gas temperature in the above-the-fuel area is less by 18.47 K than in their absence at the accepted initial data. However, the presence of disturbances on the liquid surface does not practically affect the mass of the fuel discharged through the SV, since the LNG in the tank is at the saturation line. With the presence of vacillations, the thermal flow between the gas and liquid in the tank, evaporation rate (gas mass) and pressure in the above-the-fuel area are increasing, but the LNG boiling temperature rising herewith as well.

Keywords: aircraft engines, cryogenic fuel, cryogenic fuel tank, vacillations on the liquid fuel surface in the tank, thermal state of the cryogenic fuel tank

References

1. Myshkin L.V. *Prognozirovanie razvitiya aviatsionnoi tekhniki: teoriya i praktika* (Forecasting of the aviation technology development: theory and practice), Moscow, FIZMATLIT, 2006, 304 p.
2. Andreev V.A., Borisov V.D., Klimov V.T. et al. *Vnimanie gazy. Kriogennoe toplivo dlya aviatsii: Spravochnik-vospominanie dlya vsekh* (Attention gases. Cryogenic fuel for aviation: a Reference book - a memory for all), Moscow, Moskovskii rabochii, 2001, 224 p.
3. Raznoschikov V.V. Efficiency evaluation for using of cryogenic and gas fuels in propulsion systems of passenger airplanes. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 4, pp. 35-38.
4. *Site traffic information and cookies*, <http://www.bp.com>
5. *LNG Market Trends and Their Implications*, <https://www.iea.org/reports/lng-market-trends-and-their-implications>
6. Ryabov P.A., Kalenskii S.M. Concepts of perspective hybrid mid-flight engines on gas and cryogenic fuels for aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 1, pp. 87-99.
7. *Liquefied Natural Gas: Understanding the Basic Facts*. US Department of Energy (DOE) Office of Fossil Energy, National Energy Technology Laboratory

- (August 2005). URL: https://www.energy.gov/sites/prod/files/2013/04/f0/LNG_primerupd.pdf
8. Sarantsev V.N., Kozlyakov V.V. *Orientirovannye fundamental'nye issledovaniya - novye modeli sotrudnichestva v innovatsionnykh protsessakh, Sbornik statei*, Moscow, Ekspodizain-Kholding, 2008, pp. 451-453.
 9. Nikol'skii B.P. (ed.) *Spravochnik khimika* (Chemist's Handbook), Leningrad, Khimiya, 1971, vol. 2, 1168 p.
 10. Arkharov A.M., Kunis I.D. *Kriogennye zapravochnye sistemy startovykh raketno-kosmicheskikh kompleksov* (Cryogenic refueling systems for launch rocket and space complexes), Moscow, MG TU im. N.E. Bauman, 2006, 252 p.
 11. Ovsyannikov B.V., Borovskii B.I. *Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Theory and calculation of power units for liquid rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 376 p.
 12. Ovsyannikov B.V., Selifonov V.S., Chervakov V.V. *Raschet i proektirovanie shnekotsentrobezhnogo nasosa* (Calculation and design of the screw center-run pump), Moscow, MAI, 1996, pp. 61-68.
 13. Lyamaev B.F. *Gidrostruinye nasosy i ustanovki* (Hydro-jet pumps and installations), Leningrad, Mashinostroenie, 1988, 278 p.
 14. Kobel'kov V.N., Ulas V.D., Fedorov R.M. *Termodinamika i teploperedacha* (Thermodynamics and heat transfer), Moscow, VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2004, 322 p.
 15. Grats Yu.V. *Lektsii po gidrodinamike* (Lectures on hydrodynamics), Moscow, LENARD, 2014, 212 p.
 16. Reid R.C., Prausnitz J.M., Sherwood T.K. *The properties of gases and liquids*. 3rd ed. New York, McGraw-Hill Book Company, 1977, 753 p.
 17. Bronshtein I.N., Semendyaev K.A. *Spravochnik po matematike dlya inzhenerov i uchaschchikhsya VTUZov*. Leiptsig – Moscow, Toibner - Nauka, 1981, 723 p.
 18. Mikheev M.A., Mikheeva I.M. *Osnovy teploperedachi* (Fundamentals of heat transfer), Moscow, Energiya, 1977, 343 p.
 19. Raznoschikov V.V., Stashkiv M.S. Computational research of parameters of cryogenic propellant system for high-speed aircraft. *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. Vol. 1147 "XXXIII International Conference on Equations of State for Matter (1–6 March 2018, Elbrus, Kabardino-Balkaria, Russian Federation). DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012056
 20. Raznoschikov V.V., Zagumennov V.V., Demskaya I.A. *Transport na al'ternativnom toplive*, 2014, no. 4(40), pp. 26-36.