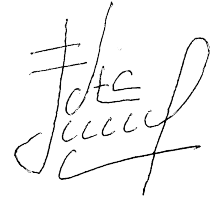


На правах рукописи



АСЛАНОВ Асвар Раминович

**МОДЕЛЬ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПРОЦЕССОВ ТОПЛИВНЫХ СИСТЕМ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Специальность 1.3.14. – «Теплофизика и теоретическая теплотехника»

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2024

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ).

Научный руководитель: **Краев Вячеслав Михайлович** доктор технических наук, доцент, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт»

Официальные
оппоненты: **Ребров Сергей Григорьевич**, д.т.н., государственный научный центр Федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша», главный научный сотрудник


Басов Андрей Александрович, к.т.н., ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева, главный эксперт научно-технического центра по системам обеспечения теплового режима и системам жизнеобеспечения.

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «**Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана** (национальный исследовательский университет)»

Защита состоится «24» марта 2025 года в 10:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.06 Московского авиационного института по адресу: 125993, А-80, ГСП-3, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Московского авиационного института https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=182971
Автореферат разослан «___» _____ 2024 г.

Ученый секретарь диссертационного
совета 24.2.327.06 д.т.н., доцент

 Краев В.М.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования и степень ее разработанности.

Нестационарные процессы существуют во многих природных и инженерных системах. В инженерных системах нестационарные процессы могут стать причиной аварийных ситуаций, если выйдут за границы расчётных диапазонов. Например, включение или выключение насоса системы подачи или переход с одного уровня расхода на другой является гидродинамически нестационарным процессом, что приводит к существенным структуры потока. Это, в свою очередь, вызывает существенное, более 3-х раз, изменение коэффициентов теплоотдачи и гидравлического сопротивления.

Применение криогенных топлив не только в ракетно-космической технике, но и в авиации, представляет собой перспективную задачу. В СССР совершил полеты экспериментальный самолет Ту-155 как на жидком водороде, так и на жидком метане. Результаты экспериментов показали перспективность применения криогенных топлив, однако поставили новые научные задачи, связанные с особенностями применения криогенных топлив. Жидкие криогенные топлива при течении в каналах топливных систем особенно чувствительны к нерасчётному изменению гидродинамических параметров. Ускорение течения сильно влияет на гидравлическое сопротивление, увеличивая его до нерасчётных значений. Это, в свою очередь, снижает кавитационный запас турбонасосного агрегата и потребный напор подкачивающего насоса. Более того, гидродинамически нестационарные эффекты могут привести к вскипанию криогенного топлива в каналах топливной системы.

Таким образом, при проектировании криогенной топливной системы (КТС) особое внимание необходимо уделить задаче создания адекватных моделей для расчета нестационарных процессов в каналах.

Проблема нестационарных течений для авиационных двигателей, использующих перспективное топливо метанол представляет весьма актуальную задачу. Как при взлете самолета и переходе режима с малого газа на взлетный, так и при посадке и активации реверса тяги, требуется увеличение расхода топлива до 10 раз и более в течение нескольких секунд. Неучет нестационарных процессов может привести к выходу двигателя на нерасчетный режим вплоть до его остановки, что является не приемлемым и требует создания модели нестационарных процессов в криогенной топливной системе и модели влияния гидродинамической нестационарности на гидродинамику течения перспективного топлива.

Степень разработанности темы исследования.

Большинство авторов разделяют гидродинамически нестационарные потоки на две группы по типу изменения расхода жидкости: неперiodические (с ускорением и замедлением потока) и периодические (с колеблющим или пульсирующим потоком). В случае с авиационными газотурбинными двигателями, при рассмотрении их топливных систем, свойственны неперiodические ускоряющиеся течения.

Исследования гидродинамической нестационарности, вызванное повышенными требованиями к пусковым и переходным режимам летательных аппаратов (ЛА), начались после 1950 –х годов в США с работ Карстена М.Р. В нашей стране также проводились такого рода исследования, которые направлены на выявление причин, приводящих к существенному изменению теплоотдачи и сопротивления в каналах, Калишевым Л.Л., Селиховкиным С.В., Лийвом У.Р. и др.

Фундаментальные причины влияния нестационарных процессов на структуру турбулентных течений, теплообмен и гидродинамику изучались в МАИ с 80-х годов прошлого века по руководством проф. Дрейцера Г.А. Проведенные экспериментальные исследования турбулентной структуры потока Дрейцером Г.А., Калининым Э.К., Дзюбенко Б.В., Бухаркиным В.Б., Краевым В.М. показали, что одной из основополагающих причин изменения коэффициентов теплоотдачи и сопротивления трения в гидродинамически нестационарных потоках является существенная перестройка как профилей осевой и радиальной скорости, их пульсаций и корреляций, так и механизмов порождения турбулентности.

Теоретические исследования научной школы проф. Попова Д. Н. и проф. Валуевой Е. П. в МЭИ, внесли существенный вклад в понимание гидродинамической нестационарности потока.

Представленные в диссертационном исследовании результаты являются продолжением исследований научной школы МАИ.

Объектом исследования авиационный двигатель на базе перспективного топлива метана.

Предметом исследования является система хранения и подачи жидкого метана в каналах перспективных авиационных двигателей.

Цель диссертационной работы. Целью настоящей работы является создание моделей учета влияния нестационарных гидродинамических процессов в топливных системах перспективных ЛА в условиях малой неизотермичности, а также математической модели теплового состояния топливных баков и гидродинамики течения топлива в каналах.

Задачи диссертационной работы. Для достижения поставленной цели в необходимо решить следующие задачи:

– анализ и обобщение экспериментальных и теоретических данных по гидродинамике и теплообмену нестационарных течений капельных жидкостей в каналах.

– разработка математической модели для расчета теплофизических свойств криогенных топлив.

– разработка математической модели для расчета теплового состояния криогенных топливных баков различных конфигураций.

– верификация математической модели гидродинамически нестационарных процессов в каналах по имеющимся опытным данным для капельных жидкостей.

– разработка математической модели для расчета тепло-гидравлически нестационарных течений в криогенных магистралях.

Научная новизна диссертационной работы заключается в том, что:

– подтвержден эффект нестационарного воздействия при ускорении жидкости в канале.

– выявлено существенное влияние физических свойств жидкости на гидродинамически нестационарный эффект.

– разработана математическая модель влияния нестационарного воздействия при течении жидкого метана в каналах топливной системы ЛА.

Теоретическая значимость работы состоит:

– в разработке математической модели тепло-гидравлического состояния КТС;

- в разработке математической модели для расчета теплофизических свойств криогенных топлив;

- создании математической модели течения жидкого метана в гидродинамически нестационарных условиях;

– в расчете критерия, влияющего на кавитационный запас топливного насоса в нестационарных условиях.

Практическая значимость работы состоит:

- в разработке математической модели расчета теплового состояния криогенных топливных баков различных конфигураций;

- в разработке математической модели расчета критерия, влияющего на кавитационный запас топливного насоса в нестационарных условиях.

Математическая модель расчета надкавитационного напора для системы подачи жидкого метана в двигателях ЛА была использована при выполнении НИР по системам топливопитания, работающим на альтернативных топливах,

в ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», что подтверждается Актом №5000-08-59 от 06.09.2024.

Методология и методы исследования.

В работе применены:

- аналитические методы исследования экспериментальных и теоретических данных коэффициента гидравлического сопротивления в условиях гидродинамической нестационарности и малой неизотермичности;
- аналитические методы расчета теплового состояния криогенной топливной системы по циклу полета в одномерной постановке с использованием компилятора Intel Fortran Visual Studio;
- численно-аналитические методы исследования теплофизических свойств перспективных авиационных топлив (водород, пропан, метан);
- численно-аналитические методы гидродинамики нестационарных течений в программном комплексе для численного моделирования Ansys Fluent.

Положения, выносимые на защиту:

- математическая модель для расчета теплофизических свойств криогенных топлив;
- математическая модель для расчета теплового состояния криогенных топливных систем различных конфигураций;
- математическая модель гидродинамически нестационарных процессов в каналах для жидкостей;
- эффект существенного влияния физических свойств жидкости на гидродинамически нестационарное воздействие при течении жидкости в канале.

Степень достоверности полученных результатов.

К настоящему времени предложенные в работе решения прошли апробацию в численных экспериментах по влиянию гидродинамической нестационарности на гидродинамику течения. Полученные результаты показали качественное и количественное совпадение с экспериментальными данными по гидродинамике на газообразном носителе. Достоверность результатов, полученных в ходе исследования, обсуждалась на научных конференциях.

Апробация работы.

Основные результаты работы доложены, обсуждены на международных и всероссийских научных конференциях и опубликованы в виде тезисов:

- на международной конференции «Современные проблемы теплофизики и энергетики» (МЭИ (НИУ), г. Москва, 19–23 октября 2020 г.)

- на 19-й международной конференции «Авиация и космонавтика» (МАИ (НИУ), г. Москва, 23-27 ноября 2020 г.)
- на 20-й международной конференции «Авиация и космонавтика» (МАИ (НИУ), г. Москва, 22-26 ноября 2021 г.)
- на Гагаринских чтениях – 2020 (МАИ (НИУ), г. Москва, 27 декабря 2019 года – 17 апреля 2020 г.)
- на XLIV Королевских академических чтениях по космонавтике (МГТУ им. Н.Э. Баумана (НИУ), г. Москва, 28—31 января 2020 г.)
- на 26-ом Всероссийском семинаре с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург, 27 июня – 1 июля 2022 г.)
- на Восьмой российской национальной конференции по теплообмену (в МЭИ (НИУ), г. Москва, 17–22 октября 2022 г.)

Публикации.

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 3-х научных изданиях, входящих в перечень ВАК Минобрнауки РФ по специальности 1.3.14. и приравненных к ним. Одна статья опубликована в рецензируемом журнале из списка ВАК по смежной специальности (2.5.15.).

Личный вклад соискателя заключается в разработке математической модели расчета теплового состояния КТС по циклу полета для 3 типов альтернативных видов топлив; в формировании численной модели учета влияния гидродинамической нестационарности потока в каналах топливных систем.

Структура и объем диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, 4 глав, заключения, перечня условных обозначений и списка использованных источников. Она содержит 117 страниц машинного текста, включающего 59 рисунков, две таблицы и списка литературы из 52 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

В введении обоснована актуальность выбранной темы диссертации, сформулированы цель и задачи работы. Показана новизна работы, её научная и практическая значимость, достоверность и обоснованность результатов. Кратко охарактеризованы методы исследования, используемые в работе.

В первой главе обосновывается переход от традиционного керосинового топлива к альтернативным видам топлива и выбор конкретного топлива для дальнейшего исследования. Так исследованиям гидродинамики и теплообмена в различных каналах и конструкциях транспортных средств отводится большое внимание, особенно если это касается КТС. Ввиду того, что возможности для дальнейшего улучшения транспортных систем, работающих на традиционных углеводородных топливах, практически подошли к пределу, переход на альтернативные виды топлива является ключевой задачей для современной гражданской авиации. К числу альтернативных видов топлива можно отнести жидкий водород и сжиженный природный газ (СПГ), в основном состоящий из метана. Для грамотного проектирования КТС на альтернативных видах топлива, необходимо детально изучить влияние условий эксплуатации ЛА на параметры течения топлива в магистралях. Решение такой задачи позволит проектировать надежные топливные системы ЛА на перспективных видах топлива.

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 поколения. Однако исследования последних лет показывают, что принципиального улучшения характеристик перспективных летательных аппаратов, использующих в качестве основного вида топлива керосин или другие нефтепродукты, не представляется возможным. Все большее внимание разработчиков современных ЛА привлекают криогенные топлива: 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, хладоресурс и существенное сокращение расходов на топливо в отличии от традиционного - авиационного керосина (таблица 1).

Таблица 1 – Основные свойства топлив

№ п/п	Показатель	Значение			
		ТС-1	СПГ	Водород	Пропан
1	Плотность, кг/м ³ при температуре, К	778,6 288	424,7 111	71,5 20	580,0 230
2	Вязкость, Па с при температуре, К	1,11e-03 288	9,65e-05 111	1,3e-05 20	1,45e-04 230
3	Теплотворность, МДж/кг	43,5	50,0	120,0	45,9
4	Энергоемкость, МДж/м ³	33855	21100	8450	26620
5	Хладоресурс, кДж/кг	1130	2830	13030	3180
6	Газовая постоянная, Дж/(кг К)	57,42	518,26	4124,42	115,24
7	Диапазон жидкой фазы, К при давлении 0,1 МПа	эксплуата- ционный	91...111	14...20	86...230

Для России наиболее приемлемым вариантом является СПГ, запасы которого составляют 24, 2% от разведанных мировых запасов на 2023 г.

Переход на использование СПГ на транспорте, в том числе, авиационном, позволяет существенно снизить затраты на приобретение топлива (цена эквивалентного количества газа ниже цены авиакеросина) и обеспечить устойчивое и экономически выгодное топливоснабжение в перспективе (с учетом динамики изменения добычи нефти и газа). В настоящей работе в качестве топлива при исследовании топливной системы перспективного самолета был выбран именно СПГ, точнее метан CH₄, который составляет 85-95% от состава современного СПГ, остальные 5% составляют этан C₂H₆, пропан C₃H₈, бутан C₄H₁₀ и азот N₂. Однако, применение СПГ в качестве авиационного топлива требует новых моделей расчета процессов в топливных системах ЛА.

Во второй главе описаны подходы к расчету нестационарных процессов. Нестационарный коэффициент гидравлического сопротивления определялся из соотношения:

$$\xi^{\tau} = \frac{8\tau_{\omega}}{\rho\omega^2}. \quad (1)$$

Квазистационарные аналоги коэффициента ξ^{τ} определяются из соотношений:

$$\xi_{\text{КС}} = \frac{64}{Re_f}, Re_f < 2300; \quad (2)$$

$$\xi_{\kappa\kappa} = \frac{0.3164}{Re_f^{0.25}}, 2300 \leq Re_f \leq 10^5; \quad (3)$$

$$\xi_{\kappa\kappa} = 0.032 + \frac{0.231}{Re_f^{0.237}}, Re_f > 10^5. \quad (4)$$

Отношение коэффициентов сопротивления трения относительным коэффициентом сопротивления трения:

$$\Lambda = \frac{\xi^\tau}{\xi_{\kappa\kappa}}. \quad (5)$$

Как и в случае с относительным коэффициентом сопротивления трения Λ , будем сравнивать нестационарные значения коэффициента теплоотдачи Nu_τ с ее квазистационарным аналогом $Nu_{\kappa\kappa}$, т. е. $K = \frac{Nu_\tau}{Nu_{\kappa\kappa}}$. Нестационарный коэффициент теплоотдачи Nu_τ будем рассчитывать исходя из зависимости:

$$Nu_\tau = \frac{q_w}{T_w - T_f} \frac{d}{\lambda_f}, \quad (6)$$

где q_w – удельный тепловой потока на стенке трубы, Вт/м²; λ_f – коэффициент теплопроводности, Вт/(м К).

Квазистационарное значение коэффициента теплоотдачи $Nu_{\kappa\kappa}$ рассчитывается исходя из эмпирического уравнения:

$$Nu_{\kappa\kappa} = 0.021 Re_f^{0.8} Pr_f^{0.43}. \quad (7)$$

Здесь значения Re_f , Pr_f вычисляются при средней температуре жидкости T_f .

После анализа различных моделей турбулентности, основанных на осреднении Рейнольдса (RANS), и сравнения с экспериментальными данными, было установлено, что наиболее близкие результаты с экспериментом (рисунок 1) показывает модель турбулентности SST к-w, т.к. данная модель благодаря использованию ограничителя турбулентной вязкости может достаточно точно описывать пристеночное течение.

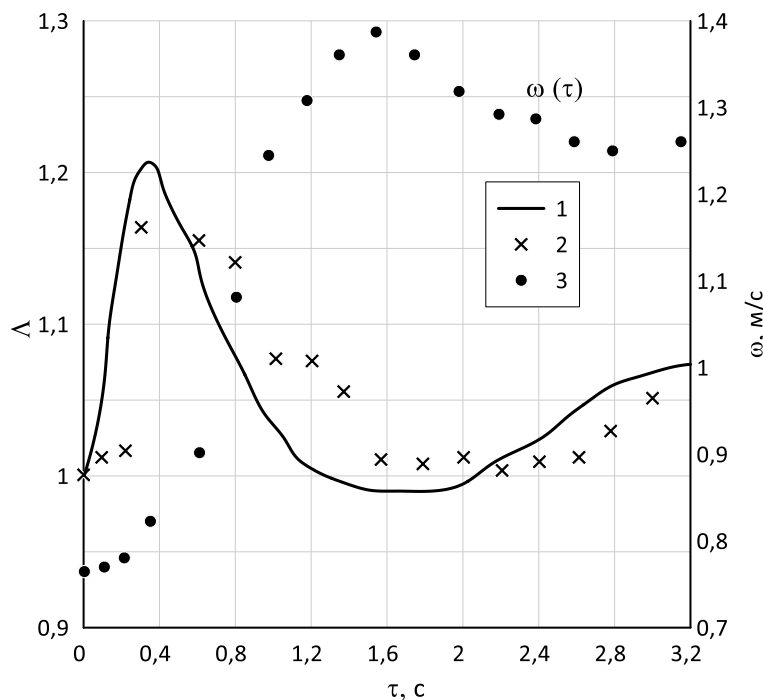


Рисунок 1 – Изменение относительного коэффициента сопротивления трения при ускорении потока: 1 – расчет по модели; 2 – опытные данные; 3 – $\bar{\omega}(\tau)$.

При этом сеточная модель при расчете гидродинамически нестационарных потоков должна быть разрешена в пристеночной области с точностью $y_{max}^+ \approx 1$ (рисунок 2). Построенная сеточная модель вдоль канала имеет 2550 расчетных ячеек, а по радиусу – 150 ячеек.

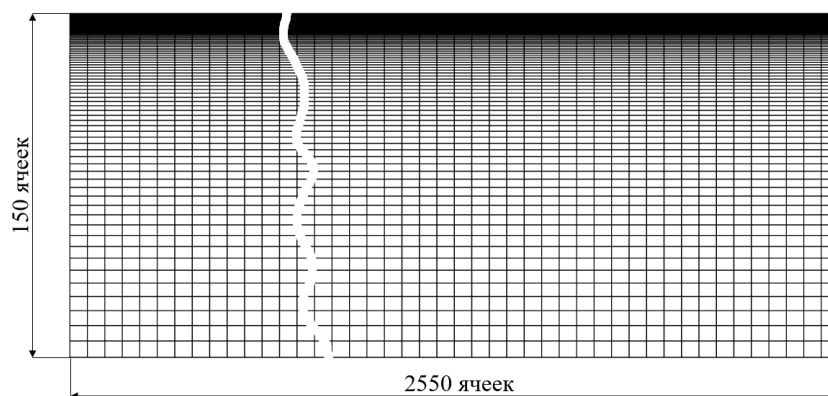


Рисунок 2 – Сеточная модель для исследования гидродинамической нестационарности потока (нижняя граница сетки – ось канала, верхняя – ее стенка)

В третьей главе приводится описание метановой топливной системы. Принципиальная схема КТС криогенного самолета представлена на рисунке 3. В состав КТС входят КТБ, трубопроводы для криогенных жидкостей, регулировочный кран, турбонасосный агрегат и теплообменный аппарат.

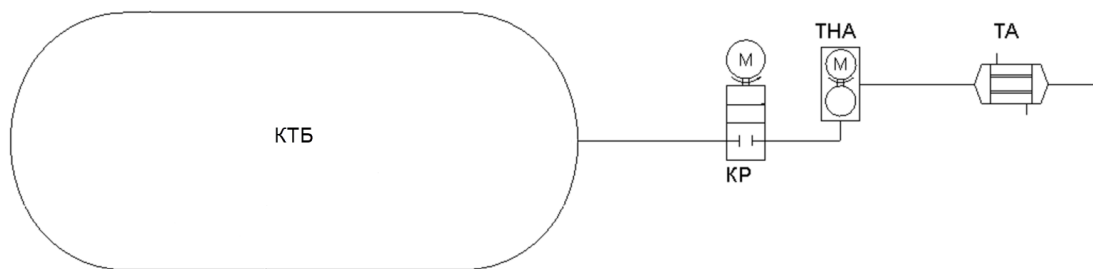


Рисунок 3 – Принципиальная схема криогенной топливной системы самолета:
 КТБ – криогенный топливный бак, КР – кран регулятор, ТНА – турбонасосный агрегат, ТА – теплообменный аппарат

Максимальное влияние нестационарных эффектов будет в топливных магистралях в момент максимального ускорения потока топлива, т.е. на взлетном участке полетного цикла и при посадке и включении реверса тяги.

Будем считать, что полетный цикл ЛА будет проходить по типичному профилю полета, изображенному на рисунке 4.

Для правильного оценивая нестационарных эффектов в криогенных магистралях необходимо знать начальные данные по температуре, давлению и теплофизическим свойствам криогенного топлива на всех участках полета ЛА (гл. 4). Так же в главе приведены топливные баки различных конфигураций, которые могут быть использованы в составе КТС.

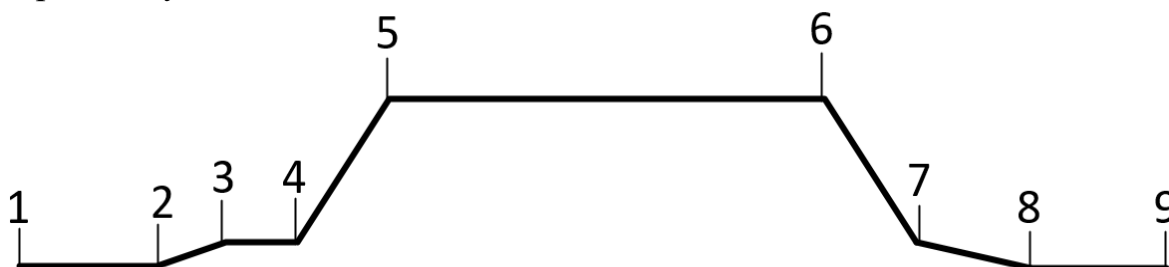


Рисунок 4 – Участки типичного профиля полетного цикла самолета: участок 1-2 – стоянка в течении 7.2 ч ($G=0$ кг/с); участок 2-3 – набор высоты до 900 м ($G=f(t)$); 3-4 – полет на высоте 900 м $G=f(t)$; 4-5 – набор высоты до 11 км ($G=f(t)$); 5-6 – крейсерский полет на высоте 11 км ($G=const$); 6-9 – снижение, посадка и дальнейшая стоянка

В гл. 4 будет показано, как форма топливного бака может повлиять на величину давления и температуры в ней при одних и тех же внутрисполостных объемах для корректного исследования.

Рассмотренные варианты различных конфигураций топливных баков представлены на рисунке 5.

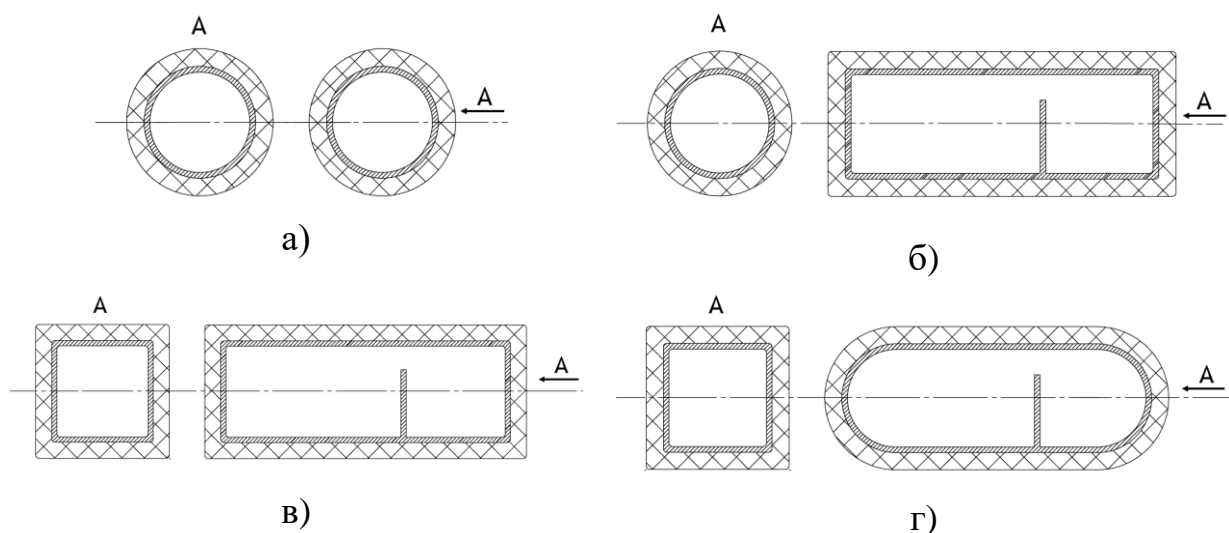


Рисунок 5 – Конфигурации метановых топливных баков: а) бак в форме сферы; б) бак в форме цилиндра с плоскими торцами; в) бак в форме параллелепипеда; г) бак гибридный.

Таким образом, определив тепло-гидравлическое состояние КТС по циклу полета с выбранным топливным баком, рассчитываются сами нестационарные процессы в топливных магистралях при ускорении/замедлении потока. Общая схема расчета нестационарных процессов приведена на рисунке 6.

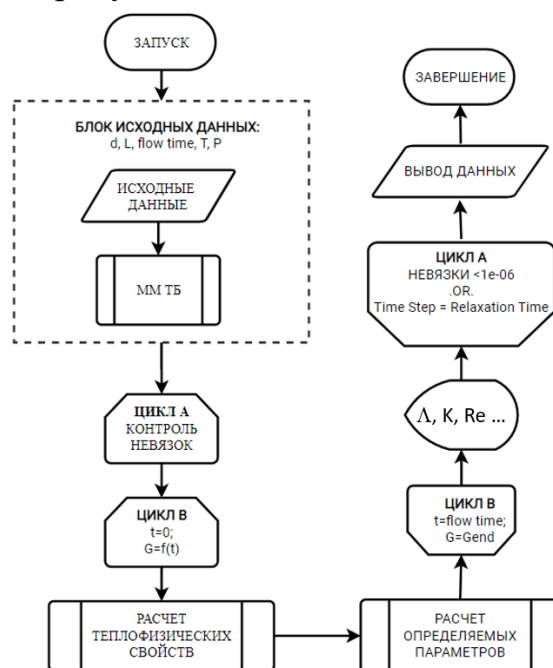


Рисунок 6 – Блок-схема математической модели процесса расчета нестационарных эффектов

В четвертой главе приведены результаты исследований метановой топливной системы.

Изменение тепловых поток для различных топливных баков приведено на рисунке 7.

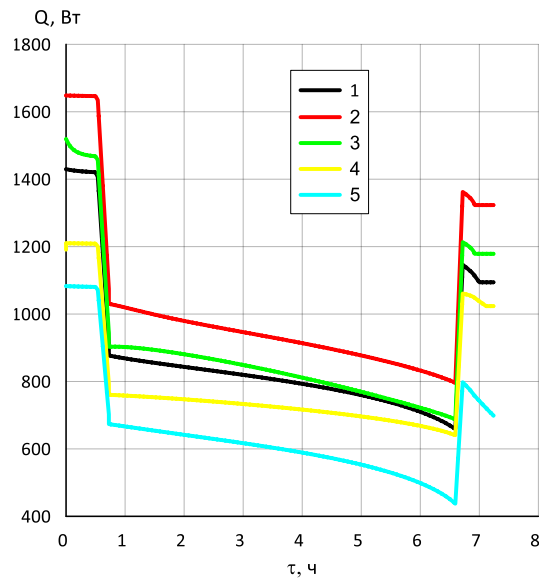


Рисунок 7 – Изменение внешних теплопритоков к метану в баке во время полета: 1 – цилиндр с полусферическими торцевыми поверхностями, 2 – цилиндр с плоскими торцами, 3 – бак в форме параллелепипеда, 4 – бак гибридный, 5 – сферический бак

Таким образом, исследовав различные конфигурации топливных баков, можно сказать, что минимальный нагрев топлива в баке обеспечивает бак в форме сферы (рисунок 8).

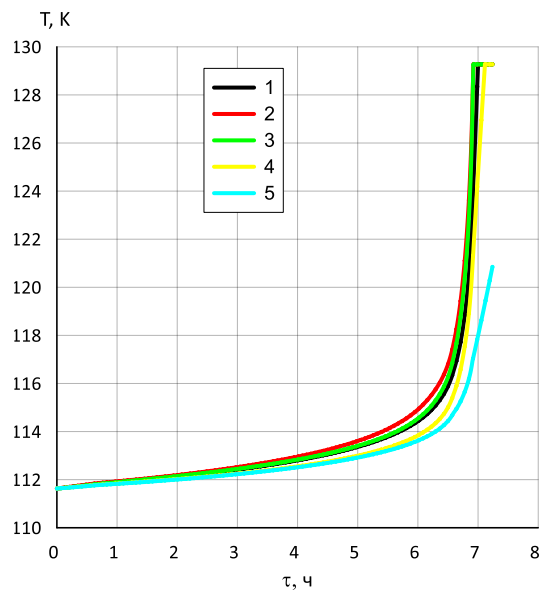


Рисунок 8 – Изменение температуры жидкого топлива в баке по времени полета: 1 – цилиндр с полусферическими торцевыми поверхностями, 2 – цилиндр с плоскими торцами, 3 – бак в форме параллелепипеда, 4 – бак гибридный, 5 – сферический бак

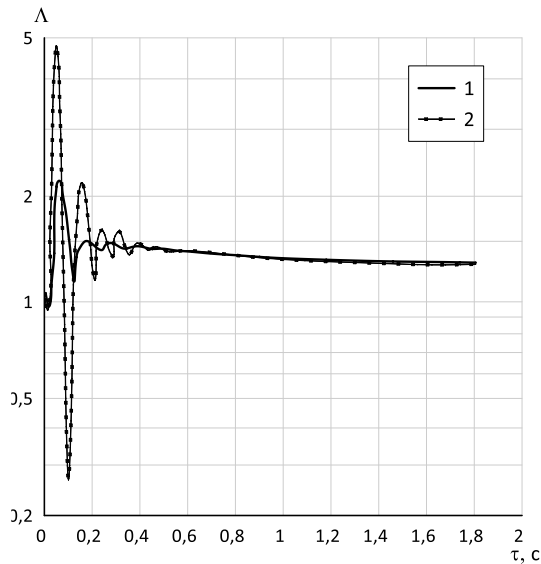
Из представленных выше результатов исследований различных топливных баков видно, что с точки зрения уменьшения теплопритоков к

жидкому топливу, наиболее оптимальным выбором является бак в форме сферы. Однако, топливный бак в форме цилиндра с полусферическими торцевыми поверхностями позволяет наиболее рационально использовать габариты данного бака для размещения топлива на борту самолета.

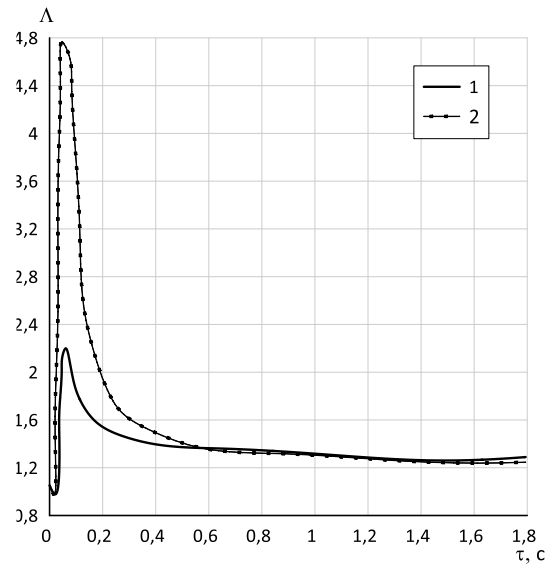
Учитывая, что наиболее выгодным вариантом для размещения топлива на борту ЛА является бак в форме цилиндра с полусферическими торцевыми поверхностями. Дальнейшие расчеты проведем для бака в форме цилиндра с полусферическими торцевыми поверхностями. Предварительный расчет основных агрегатов топливной системы позволят корректно задавать граничные условия для расчета нестационарных процессов в топливных магистралях на критичных участках полетного цикла, т. е. на участках с максимальным изменением темпа расхода топлива. В качестве входных граничных условий задаются результаты расчетов, произведенные выше в гл. 4.

В работе по исследованию нестационарной гидродинамики Никифорова А.Н. отмечалось, что переходные процессы представляют собой периодически затухающие колебания. Данный эффект можно обнаружить также при расчете на жидком метане (рисунок 9, а). При последующих расчетах будет использован относительно увеличенный шаг по времени, что не будет отражаться на конечных результатах (рисунок 9, б).

Исследования, показывают, что, чем выше значения чисел Рейнольдса, тем слабее проявляются эффекты, связанные с гидродинамической нестационарностью потока. Качественно похожий эффект был выявлен в экспериментальных исследованиях при течении газа Дрейцером Г.А. и Краевым В.М. Видно, что максимальное значение Λ соответствует наименьшим значениям чисел Рейнольдса (рисунок 10). После прохождения максимума вначале нестационарного процесса значения нестационарного коэффициента сопротивления трения ξ_{τ} возвращаются к стационарным значениям ξ_{kc} .



а)



б)

Рисунок 9 – Относительный коэффициент сопротивления трения при ускорении потока в топливной магистрали $d = 59$ мм, $L=65d$; $P_{BX} = 0.37$ МПа, $T_w/T_f = 1.18$: (а) – уменьшенный шаг по времени – $1e-05$, (б) – увеличенный шаг по времени;

1 – $Re_f = 4.6 \times 10^5 \dots 5.53 \times 10^6$, $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0, 550247$ кг/с²; 2 – Re_f

$$= 2.3 \times 10^5 \dots 2.77 \times 10^6, \frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0. 275 \text{ кг/с}^2$$

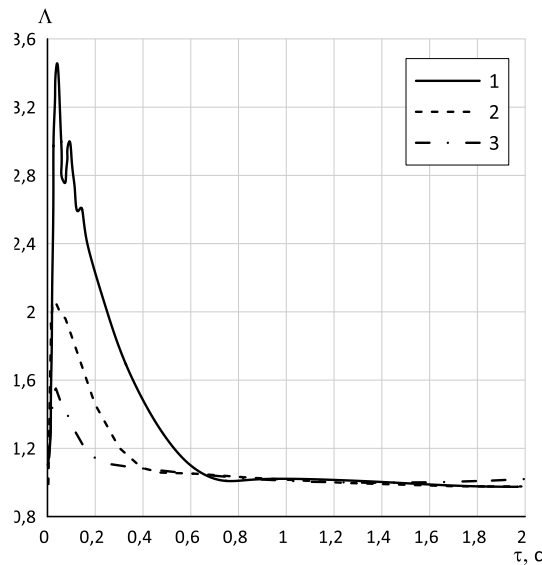


Рисунок 10 – Относительный коэффициент сопротивления трения при ускорении потока в топливной магистрали $d = 59$ мм, $L=65d$; $T_w/T_f = 1.18$, $P_{BX} = 0.37$ МПа, $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0. 275$ кг/с²:

1 – $Re_f = 1.1 \times 10^4 \dots 1.3 \times 10^5$, 2 – $Re_f = 2.2 \times$

$10^4 \dots 2.6 \times 10^5$, 3 – $Re_f = 4.4 \times 10^4 \dots 5.2 \times 10^5$

Однако, время успокоения нестационарных значений для сопротивления и теплоотдачи отличаются друг от друга (рисунок 11).

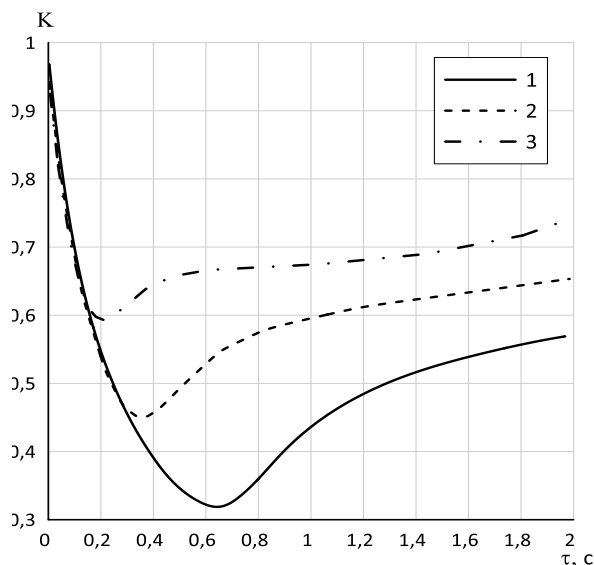


Рисунок 11 – Относительный коэффициент теплоотдачи при ускорении потока в топливной магистрали $d = 59$ мм, $L=65d$; $T_w/T_f = 1.18$, $P_{BX} = 0.37$ МПа, $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.275$ кг/с² : 1 – $Re_f = 1.1 \times 10^4 \dots 1.3 \times 10^5$, 2 – $Re_f = 2.2 \times 10^4 \dots 2.6 \times$

$$10^5, 3 – Re_f = 4.4 \times 10^4 \dots 5.2 \times 10^5$$

Это связано это с тем, что уровень турбулентности не соответствует значениям числа Рейнольдса в каждый момент времени нестационарного процесса, т. к. турбулентность не успевает изменяться при значительных темпах изменения расхода жидкости. Так как в отличие от сопротивления трения, на теплоотдачу существенное влияние оказывает конвективный перенос тепла, то перестройка поля температуры запаздывает по сравнению с перестройкой поля скорости. Из-за наличия тепловой инерции у стенок топливной магистрали ее температура в отличие от температуры жидкости сохраняется определенное время. Таким образом, из-за разных тепловых инерций стенки и жидкости теплоотдача не успевает выходить на квазистационарные значения на рассматриваемом временном отрезке.

Результаты исследований, проведенные в гл. 4 показали, что конфигурация топливного бака не будет влиять на значения нестационарных параметров, за исключением бака в форме сферы, который обеспечивает минимальный по сравнению с другими баками нагрев топлива. Вследствие чего, при использовании бака в форме сферы, на входе в топливные магистрали значения давления и температуры жидкого топлива будут отличаться от других вариантов топливных баков, что в конечном итоге повлияют на значения нестационарных величин в топливных магистралях.

Теперь выясним влияние геометрических параметров канала топливной магистрали на коэффициент гидравлического сопротивления и коэффициент теплоотдачи в нестационарных условиях (рисунок 12).

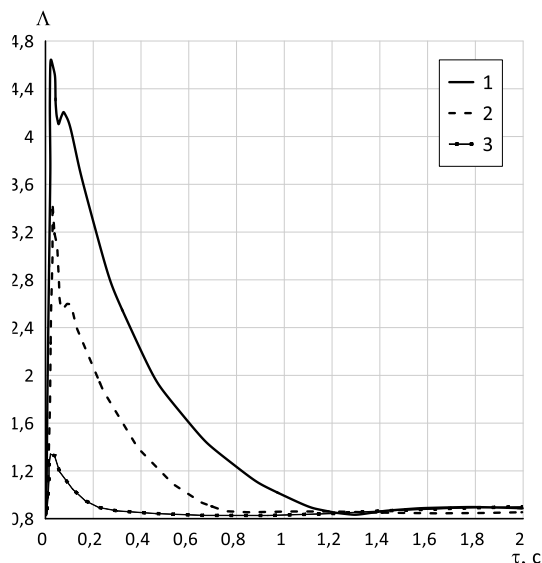


Рисунок 12 – Влияние диаметра топливной магистрали на относительный коэффициент сопротивления трения при ускорении потока; $L=3.835$ м, $T_f=116$ К, $P_{BX}=0.37$ МПа, $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.275$ кг/с²: 1 – 79 мм ($Re_f = 4.1 \times 10^3 \dots 5.0 \times 10^4$), 2 – 59 мм ($Re_f = 5.5 \times 10^3 \dots 6.39 \times 10^4$), 3 – 29 мм ($Re_f = 1.13 \times 10^4 \dots 1.3 \times 10^5$)

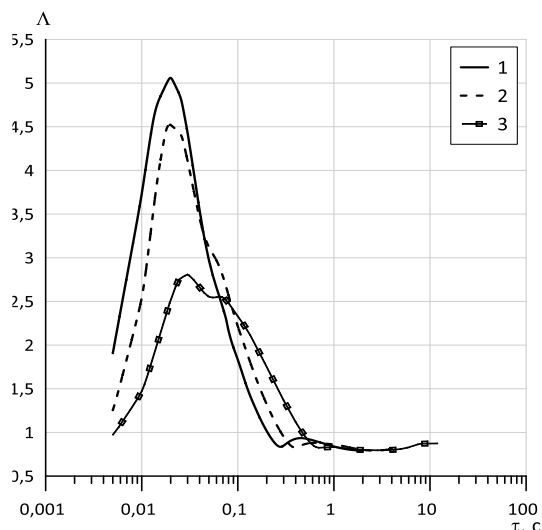


Рисунок 13 – Изменение относительного коэффициента сопротивления трения в зависимости от темпа ускорения потока; $T_w/T_f = 1.8$, $P_{BX}=0.37$ МПа, $d = 59$ мм, $L = 3.835$ м: 1 – $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.2546$ кг/с²; 2 – $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.1273$ кг/с²; 3 – $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.0424$ кг/с²

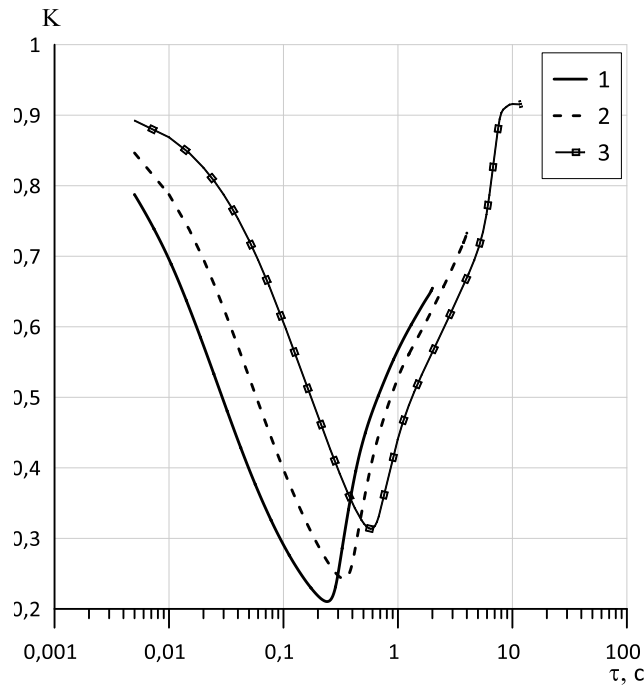


Рисунок 14 – Изменение относительного коэффициента теплоотдачи в зависимости от ускорения потока; $T_w/T_f = 1.8$, $P_{BX} = 0.37$ МПа, $d = 59$ мм, $L = 3.835$ м: 1 – $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.2546$ кг/с²; 2 – $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.1273$ кг/с²; 3 – $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.0424$ кг/с²

По результатам расчета метановой топливной системы при различных режимах работы и диаметров топливной магистрали, можно получить аппроксимационную зависимость для относительного коэффициента сопротивления трения Λ . Используя статический подход, был получен аппроксимационный полином для графика функции Λ (рисунок 15):

$$\Lambda = \frac{\left[a + bx + c \ln z + d (\ln z)^2 \right]}{\left[1 + ex + f \ln z + g (\ln z)^2 \right]}, \quad (8)$$

где $a = 2.3147926$, $b = -0.00022239719$, $c = -0.47994197$, $d = 0.025274826$, $e = -0.00013180057$, $f = -0.22689097$, $g = 0.01312809$, x – диаметр топливной магистрали в мм, z – число Рейнольдса.

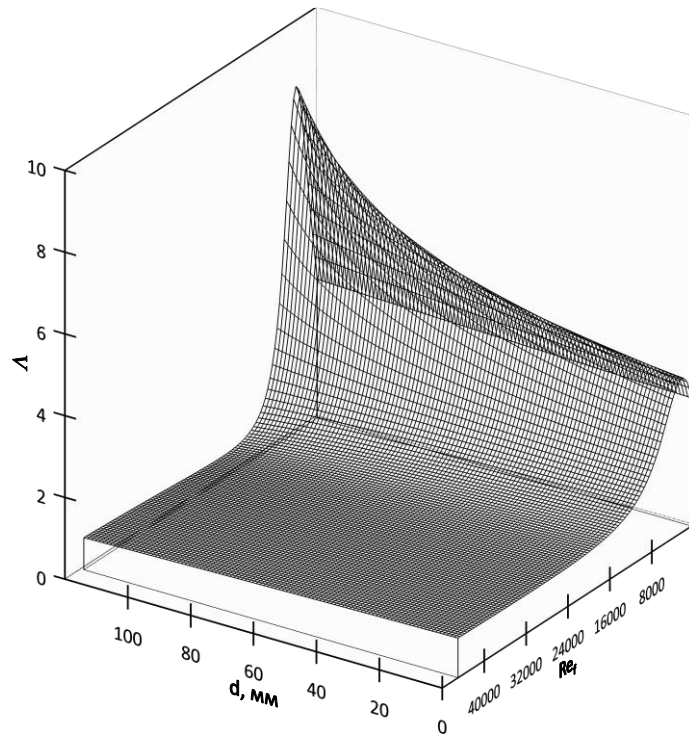


Рисунок 15 – Относительный коэффициент сопротивления трения в зависимости от диаметра топливной магистрали и числа Рейнольдса; $T_f = 116$

$$K, P_{BX} = 0.37 \text{ МПа}, \frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.275 \text{ кг/с}^2$$

Используя, представленную выше функцию (8), предложим использовать для практических целей, таких как расчет параметра $NPSHa$ (Net Positive Suction Head) – который представляет собой надкавитационный напор системы с насосом, следующий подход. Например, при случаях прямых гладких труб, полученная формула (8), может быть использована следующим образом для расчета значений $NPSHa$ на входе в ТНА:

$$\Delta P_{mp} = \Lambda \frac{l}{d_2} \frac{\rho \bar{\omega}^2}{2}; \quad (9)$$

$$\Delta P = \sum \Delta P_{mp} + \sum \Delta P_m + \sum \Delta P_{уск} + \sum \Delta P_c; \quad (10)$$

$$P_{\text{вхТНА}}^* = P_{\text{выхПН}}^* - \Delta P; \quad (11)$$

$$NPSHa = \frac{P_{\text{вхТНА}}^* - P_{\text{н.п.}}}{\rho g}, \quad (12)$$

где $P_{\text{н.п.}}$ – давление насыщенных паров метана на входе в ТНА.

Таким образом, используя (12) можно выявить отличие реального надкавитационного напора от надкавитационного напора, полученного квазистационарным подходом. Для работы ТНА топливных систем на альтернативных видах топлив параметр $NPSHa$ является одной из ключевых.

Так, если рассчитанный по квазистационарному подходу значение $NPSHa$ будет существенно отличаться от $NPSHa$, рассчитанному с учетом влияния гидрадинамической нестационарности потока, то это может привести к потере кavitации в магистралях топливной системы и потери устойчивой работы ТНА.

Основной причиной падения давления в трубопроводах являются потери давления на трение. Изменения потери давления на трение за счет влияния гидродинамической нестационарности потока в трубопроводе показаны на рисунках 16-18.

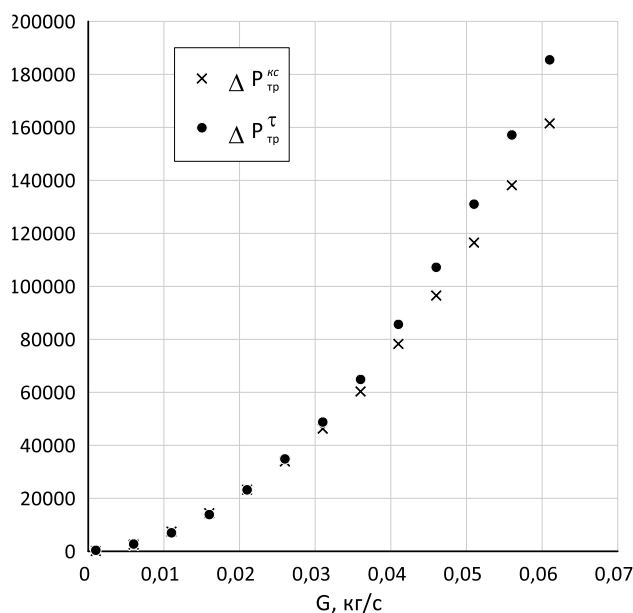


Рисунок 16 – Потери давления на трения в зависимости от расхода жидкости в трубопроводе $d = 5$ мм, $L = 3,835$ м: $\Delta P_{тр}^{\tau}$ – с учетом влияния нестационарности потока; $\Delta P_{тр}^{кв}$ – квазистационарный подход

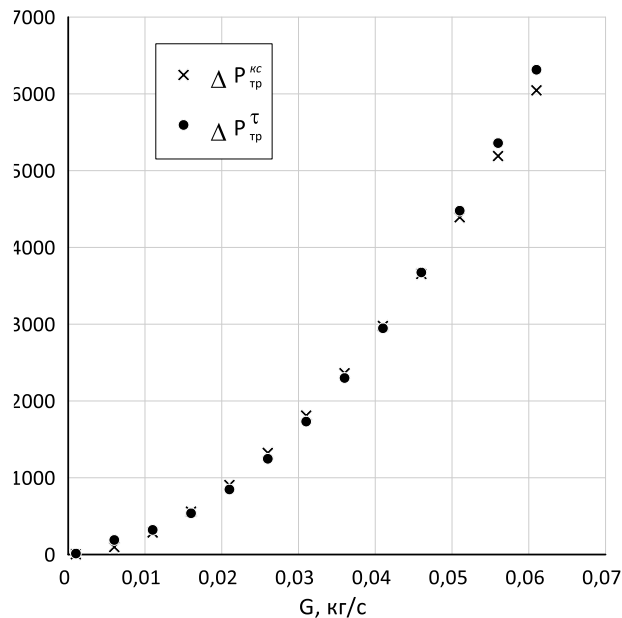


Рисунок 17 – Потери давления на трения в зависимости от расхода жидкости в трубопроводе $d = 10$ мм, $L = 3.835$ м: $\Delta P_{тр}^{\tau}$ – с учетом влияния нестационарности потока; $\Delta P_{тр}^{\kappa c}$ – квазистационарный подход

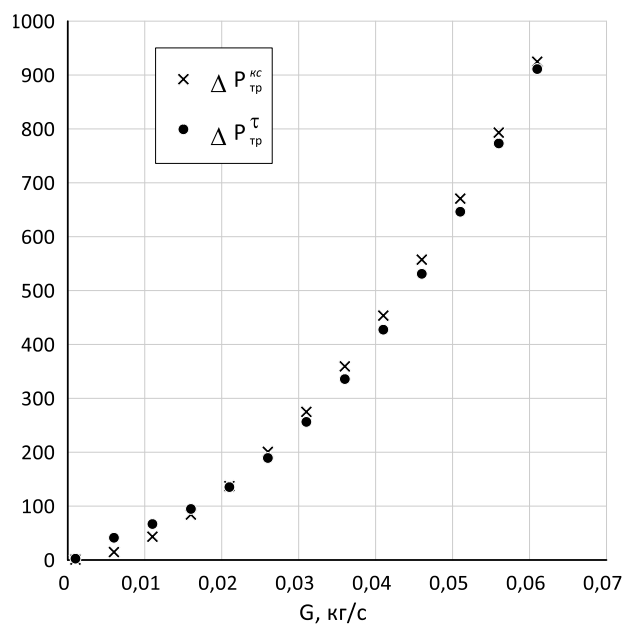


Рисунок 18 – Потери давления на трения в зависимости от расхода жидкости в трубопроводе $d = 15$ мм, $L = 3.835$ м: $\Delta P_{тр}^{\tau}$ – с учетом влияния нестационарности потока; $\Delta P_{тр}^{\kappa c}$ – квазистационарный подход

Анализ результатов исследования показывает, что с увеличением диаметра магистрали влияние нестационарных эффектов на потери давления на трение падает. Связано это с тем, что, как было сказано выше, что турбулентность не успевает изменяться при значительных ускорениях потока.

Сравним теперь результаты нестационарных параметров Λ и K топливной системы на жидком метане с другими видами альтернативных топлив (рисунки 19 и 20).

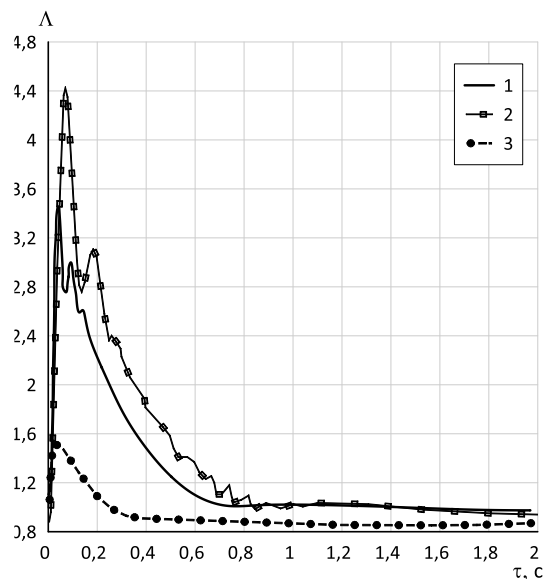


Рисунок 19 – Изменение относительного коэффициента сопротивления трения при ускорении потока; $T_w/T_f=1.8$, $P_{BX}=0.37$ МПа, $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.325$ кг/с², $d = 59$ мм, $L = 3.835$ м: 1 – жидкий метан; 2 – жидкий водород; 3 – жидкий пропан

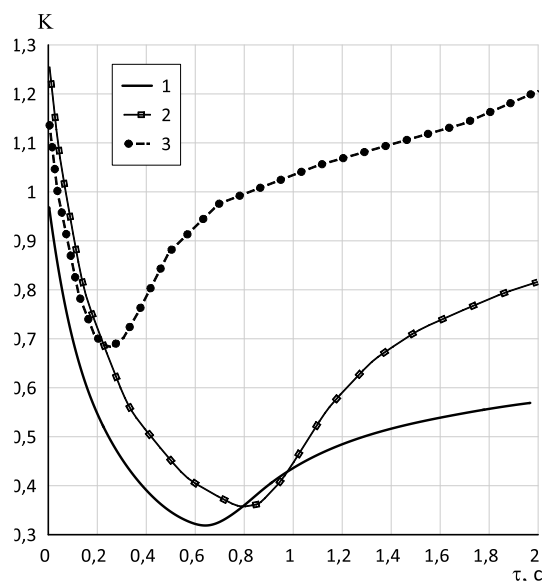


Рисунок 20 – Изменение относительного коэффициента теплоотдачи при ускорении потока; $T_w/T_f=1.8$, $P_{BX}=0.37$ МПа, $\frac{d\bar{G}}{d\tau} = 0.325$ кг/с², $d = 59$ мм, $L =$

3.835 м: 1 – жидкий метан; 2 – жидкий водород; 3 – жидкий пропан

Отличия в параметрах Λ и K связано с различными плотностями рассматриваемых жидких топлив (см. таблица 1).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработка современных авиационных двигателей, использующих перспективное топливо метанол, сталкивается с рядом новых задач. Одна из которых связана с особенностью нестационарных процессов в топливных магистралях. Проведенные исследования в настоящей работе, а также различными авторами показали существенное до нескольких раз изменения теплоотдачи и сопротивления трения в гидродинамически нестационарных потоках по сравнению со стационарными условиями. Как при взлете самолета и переходе режима с малого газа на взлетный, так и при посадке и активации реверса тяги, требуется увеличение расхода топлива до 10 раз и более в течение нескольких секунд.

Основным фактором, влияющим на изменение теплоотдачи и сопротивления трения в переходных режимах, когда поток за 1–2 секунды ускоряется в 10–12 раз является изменение ее турбулентной структуры.

Проведенные исследования топливной системы авиационных двигателей на жидком метане показали следующие результаты:

- самые минимальные теплопритоки к метану в баке обеспечивает топливный бак в форме сферы, однако габариты данного бака не позволяют оптимально размещать топливо на борту самолета;

- не учитывая бак в форме сферы, гибридный бак является самым рациональным выбором с точки зрения минимизации массы сброшенного топлива. Однако, наиболее оптимально размещать топливо на борту самолета позволяет бак в форме цилиндра с полусферическими торцевыми поверхностями. Именно данный бак использовался для дальнейшего расчета нестационарных процессов в топливных магистралях;

- расчет нестационарных процессов при значительном изменении темпа расхода жидкости (10–12 раз) по квазистационарным (стационарным) зависимостям приводит к существенной до 10 раз неточности в расчете гидродинамики и теплоотдачи;

- при малых числах Рейнольдса в диапазоне (до 16 000) в топливных магистралях нестационарные эффекты более явно выражены;

- нестационарные процессы в топливных магистралях при ускорении потока представляют собой затухающие колебания, которые можно отследить при расчете с шагом по времени менее $1e-04$;

- установлено, что при ускорении потока относительный коэффициент теплоотдачи падает, а относительный коэффициент сопротивления трения – возрастает; при этом исследования на воздухе показали, рост и коэффициента теплоотдачи, и сопротивления трения при ускорении потока;

– установлена зависимость нестационарных эффектов от диаметра топливной магистрали - при одном и том же темпе изменения расхода жидкого топлива, чем больше диаметр канала, тем слабее проявляются нестационарные эффекты;

– увеличение темпа изменения расхода жидкого топлива (ускорение потока) в топливной магистрали приводит к качественному росту нестационарных эффектов по теплоотдаче и гидродинамике;

– изменения относительных нестационарных величин по времени представляют собой ламинарно-турбулентных переход, даже если поток изначально является турбулентным;

– применение каналов большего диаметра для топливной магистрали приводит к снижению влияние гидродинамической нестационарности на гидродинамику;

– разработана аналитическая модель расчета влияния гидродинамической нестационарности потока на потери давления на трение, а также на надкавитационный напор в топливных магистралях авиационных двигателей;

– численный эксперимент по влиянию нестационарных воздействий для течений различных альтернативных топлив (жидкий метан, жидкий пропан, жидкий водород) показал, что свойства топлив сильно до нескольких раз, влияют на нестационарные эффекты: т.е. наиболее подверженным нестационарному воздействию видом из указанных топлив является жидкий водород;

– предложенная модель учета гидродинамической нестационарности потока в криогенных топливных магистралях позволяет учитывать отклонение реальных величин надкавитационного напора $NPSH_a$ от квазистационарных значений;

– увеличение расхода до 12 раз может привести к росту коэффициента гидравлического сопротивления до 10 раз.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

Публикации в рецензируемых изданиях из списка ВАК и приравненных к ним

1. Асланов, А.Р. Модель нестационарных процессов топливных систем авиационных двигателей /А.Р. Асланов, В.М. Краев // Вестник Международной академии холода. – 2021. – №1.
URL:https://vestnikmax.ifmo.ru/en/article/20233/Unsteady_effects_in_cryogenic_fuel_pipelines_of_perspective_aviation_jet_engines.htm.
2. Асланов, А.Р. Модель расчета переходных процессов в криогенных топливных магистралях современных авиационных двигателей / А.Р. Асланов, В.М. Краев, А.М. Молчанов// Тепловые процессы в технике, – 2023. – Т. 15. – № 4. – С. 185–192. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=174065>.
3. Aslanov, A.R. Unsteady effects at designing of modern aircraft jet engines / A.R. Aslanov, V.M. Kraev // Journal of Physics: Conference Series. Volume 1683. 2020. URL: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1683/2/022002>

Публикации в рецензируемых изданиях из списка ВАК по смежной специальности 2.5.15.

4. Асланов, А.Р. Исследование теплового состояния криогенного топливного бака при колебаниях «зеркала жидкого топлива» / А.Р. Асланов, В.В. Разносчиков, А.М. Стольников // Вестник Московского авиационного института. – 2020. – Т. 27. – № 3. – С. 126-138.

Материалы международных и всероссийских конференций

5. Нестационарные эффекты в современных авиационных двигателях. Асланов А.Р., Краев В.М. Международная конференция «Современные проблемы теплофизики и энергетики» (МЭИ (НИУ), г. Москва, 19–23 октября 2020 г.). С. 25-26.
6. Нестационарные эффекты при проектировании современных авиационных двигателей. Асланов А.Р., Краев В.М. 19-й международной конференции «Авиация и космонавтика» (МАИ (НИУ), г. Москва, 23-27 ноября 2020 г.). С. 131-132.
7. Учет нестационарных эффектов в криогенных топливных магистралях криопланов. Асланов А.Р., Краев В.М. 20-я международной конференции «Авиация и космонавтика» (МАИ (НИУ), г. Москва, 22-26 ноября 2021 г.). С.94-96.
8. Нестационарные эффекты в современных авиационных двигателях. Асланов А.Р. Тезисы доклада. Гагаринские чтения – 2020 (МАИ (НИУ),

- г. Москва, 27 декабря 2019 года – 17 апреля 2020 г.). С. 146-147.
9. Исследование влияния колебаний на поверхности топлива в криогенном топливном баке на его теплофизические процессы. Асланов А.Р., Разносчиков В.В., Стольников А.М. XLIV Королевских академических чтениях по космонавтике (МГТУ им. Н.Э. Баумана (НИУ), г. Москва, 28—31 января 2020 г.). С. 152-153.
 10. Особенности нестационарных режимов перспективных авиационных двигателей. Краев В.М., Асланов А.Р. 26-й Всероссийский семинар с международным участием по струйным, отрывным и нестационарным течениям (Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург, 27 июня – 1 июля 2022 г.). С. 121-124.
 11. Проблемы переходных режимов перспективных авиационных двигателей. Краев В.М., Асланов А.Р. Восьмая российская национальная конференция по теплообмену (МЭИ (НИУ), г. Москва, 17–22 октября 2022 г.). С. 66-67.