|  |  |
| --- | --- |
| *voenmeh* | МИНОБРНАУКИ РОССИИ  федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  высшего образования  **«Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»**  **(БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова»)** |
| БГТУ.СМК-Ф-4.2-К5-01 |

|  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- |
| Факультет |  | А |  | Ракетно-космической техники |
|  |  | шифр |  | наименование |
| Кафедра |  | А8 |  | Двигатели и энергоустановки летательных аппаратов |
|  |  | шифр |  | наименование |

ОТЧЁТ

по научно-исследовательской работе

на тему

|  |
| --- |
| Анализ возможности применения криогенных веществ |
| в качестве топлив малоразмерных газотурбинных |
| двигателей для беспилотных летательных аппаратов |

|  |  |  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- | --- | --- |
| Выполнила студентка группы | | | |  | А8М41 |
| Арчибасова О.В. | | | | | |
| Фамилия И.О. | | | | | |
| **РУКОВОДИТЕЛЬ** | | | | | |
| Левихин А.А. | |  |  | | |
| Фамилия И.О. Подпись | | | | | |
| Оценка |  | | | |  |
| «\_\_\_\_\_» |  | | | | 201\_г. |

САНКТ-ПЕТЕРБУРГ

2018 г.

# РЕФЕРАТ

Основные слова и словосочетания: газотурбинный двигатель (ГТД), беспилотный летательный аппарат (БПЛА), сжиженный природный газ (СНГ).

Объектом исследования является малоразмерный газотурбинный двигатель (далее МГТД). Цель исследования – возможность проектирования МГТД для беспилотного летательного аппарата на сжиженном природном газе или на жидком водороде. В результате проведена оценка влияния характеристик сжиженного природного газа и жидкого водорода на характеристики двигателей.

# СОДЕРЖАНИЕ

[РЕФЕРАТ 2](#_Toc533513979)

[СОДЕРЖАНИЕ 3](#_Toc533513980)

[ВВЕДЕНИЕ 4](#_Toc533513981)

[1 Особенности криогенных топлив 6](#_Toc533513982)

[1.1 Сравнение характеристик СПГ и водорода с керосином 6](#_Toc533513983)

[1.2 Пожаровзрывоопасность водородного топлива 8](#_Toc533513984)

[2 Проекты самолетов, использующих криогенное топливо 10](#_Toc533513985)

[3 Особенности циклов двигателей, работающих на водороде 12](#_Toc533513986)

[4 Оптимальные скорости течения в элементах систем подачи водорода в ВРД 14](#_Toc533513987)

[ЗАКЛЮЧЕНИЕ 18](#_Toc533513988)

[СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ 19](#_Toc533513989)

# ВВЕДЕНИЕ

Целью данного исследования является рассмотрение альтернативных видов топлива, в частности сжиженного природного газа и жидкого водорода, для малоразмерного турбореактивного двигателя. Актуальность данной цели заключается в возросшем внимании за последние года проектированию и развитию беспилотных летательных аппаратов.

На сегодняшний день вполне очевидна необходимость ускоренного создания в России криогенной авиации, в первую очередь, использующей более дешевые виды альтернативных авиационных топлив.

Альтернативными авиационными топливами являются криогенные: жидкий водород и сжиженный природный газ (СПГ), в основном состоящий из метана.

Эти топлива экологически более чистые, чем нефтяное, и благодаря большим хладоресурсу и энергосодержанию способны значительно повысить летно-технические характеристики летательных аппаратов.

Кроме того, применение криогенных топлив более безопасно, чем применение авиационного керосина. Даже небольшая утечка криогенного топлива может быть обнаружена посредством газового анализа с немедленным принятием мер по предотвращению воспламенения. В отличие от керосиновых, криогенные топливные баки не взрывоопасны, так как в них отсутствует кислород. При разливе криогенное топливо быстро испаряется и улетучивается.

Жидкий водород является перспективным топливом будущего, но пока еще дорог по сравнению с нефтяным. Однако в связи с неуклонным удорожанием нефти, цена жидкого водорода в перспективе сравняется с ценой нефтяного топлива.

СПГ значительно дешевле нефтяного топлива и практически полностью может использоваться в качестве авиационного топлива, в то время как для получения нефтяного авиатоплива используется только 6-7% нефти. На Севере СПГ может производиться непосредственно в регионах.

Россия является наиболее подготовленной страной к созданию летательных аппаратов, использующих криогенные топлива. В нашей стране проведен большой объем проектно-конструкторских, научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по этой тематике.

# 1 Особенности криогенных топлив

## 1.1 Сравнение характеристик СПГ и водорода с керосином

В качестве авиационных криогенных топлив рассматриваются жидкий водород (КВТ), жидкий метан (КМТ) и жидкие углеводороды С3-С5 (АСКТ-К). Каждое из этих топлив обладает своими достоинствами и недостатками, которые в значительной мере предопределяют область наиболее эффективного и рационального их применения.

Наиболее важные параметры, характеризующие физико-химические и другие свойства криогенных топлив (водорода и метана) и керосина приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Сравнительные характеристики криогенных топлив и керосина

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Параметры | Керосин | СПГ (Метан) | Водород |
| Низшая массовая теплота сгорания, кДж/кг | 42850 | 50000 | 120000 |
| Плотность жидкости при р=98 кПа (кг/м3) | 820 | 424 | 70,9 |
| Низшая объемная теплота сгорания, кДж/м3 | 352,5 \* 105 | 212 \* 105 | 85 \* 105 |
| Температура кипения при р=98 кПа (К) | 423…453 | 111,6 | 20,43 |
| Температура плавления, К | Ниже 213 | 90 | 14 |
| Теплота испарения, кДж/кг при р=98 кПа | 259 | 515 | 458 |
| Теплота плавления, кДж/кг при р=98 кПа | - | 58,6 | 58,1 |
| Теплоемкость газа при р=const и T=293К (кДж/(кг\*К)) | 1,465 | 2,164 | 14,16 |
| Газовая постоянная, кДж/(кг\*К) | 0,0533 | 0,518 | 4,157 |
| Хладоресурс, кДж/кг | 930 при нагреве от 293 до 553К | 2950 при нагреве от 20 до 922К | 13950 при нагреве от 20 до 922К |
| Стехиометрический коэффициент (по воздуху) | 14,7 | 17,23 | 34,5 |

Продолжение таблицы 1

|  |  |  |  |
| --- | --- | --- | --- |
| Максимальная нормальная скорость распространения пламени, м/с | 40 | 33,8 | 318 |
| Минимальное давление распространение пламени, Па | 4400…4600 | 2530 | 1534 |
| Концентрационные пределы распространения пламени, % объема | 1,4-7,4 | 5-15 | 4-74,2 |

Анализ приведенных параметров позволяет установить следующие основные закономерности:

* Массовая теплота сгорания метана на 16%, водорода в 2,8 раза выше, чем керосина, в то время как объемная теплота сгорания жидкого метана на 40%, а жидкого водорода на 76% ниже объемной теплоты сгорания керосина (вследствие существенного уменьшения плотности жидких метана и водорода по сравнению с керосином); ρжСН4 в 1,93, а ρжН2 в 11,5 раз меньше, чем ρж керосина.
* Хладоресурс криогенных горючих существенно выше, чем керосина: метана примерно в 3 раза, водорода более, чем в 15 раз.
* Характеристики горения жидкого водорода существенно превосходят основные характеристики жидких керосина и метана: максимальная нормальная скорость распространения пламени при горении водорода в 8…9 раз превышает соответствующие значения для керосина и метана, а концентрационные пределы распространения пламени существенно шире, чем у керосина и метана. Водород и метан имеют также более низкое, чем керосин, минимальное давление распространения пламени.

К достоинствам водорода как авиационного топлива следует добавить следующее. H2 легко испаряется и быстро распространяется по всему объему камеры сгорания, что способствует быстрому запуску двигателя. Незначительная энергия и широкие пределы воспламенения водородно-воздушной смеси также способствуют быстрому запуску двигателя при различных температурах и на различных высотах. Водород при сгорании дает пламя с низкой излучающей способностью и сгорает без образования нагара, что позволяет увеличить ресурс и надежность двигателей. Малая коррозионная активность водорода. Двигатели на H2 практически не загрязняют окружающую среду. Теплопоглощающая способность водорода в 30 раз выше, чем у керосина, что позволяет использовать его в системах охлаждения элементов двигателя и ЛА. Повышение эффективности охлаждения турбин позволяет поднять температуру перед турбиной и степень повышения давления в компрессоре. Это приведет к значительному снижению удельного расхода горючего (15-20%) и повышению удельной тяги двигателя. Высокие кинетические свойства H2 как горючего: быстрое протекание смесеобразования, устойчивость к высокочастотным колебаниям. Работа на H2 позволяет создавать компактные камеры сгорания с более равномерным температурным полем на выходе.

## 1.2 Пожаровзрывоопасность водородного топлива

Среди многочисленных вопросов, которые необходимо решать исследователям и разработчикам изделий на жидком водороде – подбор и испытание совместимых с водородом материалов, оптимизация тепломассообменных процессов, обеспечение требуемой чистоты водорода, организация процессов сгорания в двигателях – вопросы взрывопожаробезопасности являются наиболее актуальными.

Анализ показывает, что основными опасными ситуациями при получении, хранении и использовании водорода, приводящими к взрыву и пожару, являются следующие:

- разрыв расходных трубопроводов или разрушение резервуара с жидким водородом (базовые хранилища, баки ракет и самолетов, пузырьковые камеры и т.д.), пролив больших количеств жидкости в замкнутом, полуограниченном или открытом пространстве, быстрое испарение и образование взрывоопасной смеси водорода с окислителем (воздухом или кислородом, например, в отсеках самолетов или ракет) и, наконец, возможный взрыв, или детонация, смеси;

- аварийные или регламентные утечки жидкости или газа в замкнутых объемах, полная загазованность или накопление водорода в застойных зонах с последующим взрывом образовавшейся смеси;

- дренаж (запланированный или аварийный сброс) больших количеств водорода из хранилищ, баков ракет и т.п. с образованием в атмосфере огромных размеров водородно-воздушных облаков;

- конденсация и накопление кристаллов твердого воздуха или кислорода в жидком водороде при их непосредственном контакте, образование гетерогенной взрывчатой системы. Такая ситуация возникает при многократном использовании технологических систем с жидким водородом без отогрева и очистки или при совместном аварийном проливе жидких водорода и кислорода. Большинство из перечисленных ситуаций являются типичными не только для водорода, но и для сжиженных углеводородных газов.

# 2 Проекты самолетов, использующих криогенное топливо

В середине 80-х годов прошлого века в конструкторском бюро А.Н.Туполева начали создавать самолет, использующий в качестве топлива жидкий водород. Он был разработан на базе серийного ТУ-154Б с использованием турбореактивного двухконтурного двигателя НК-88. Этот двигатель был создан в двигателестроительном конструкторском бюро им. Кузнецова (Самара) опять же на базе серийного двигателя для ТУ-154 НК-8-2 и предназначался для работы на водороде или природном газе. Новый самолет, работающий на криогенном топливе получил наименование ТУ-155.

ТУ-155 представлял собой летающую лабораторию для исследования и решения существующих проблем и базовый самолет при ее создании подвергся коренной переделке. Вместо правого двигателя НК-8-2 был установлен новый криогенный НК-88 (два других остались «родными»). В задней части фюзеляжа на месте пассажирского салона разместили специальный бак для криогенного топлива, жидкого водорода, объемом 20 куб.м. с усиленной экранно-вакуумной изоляцией, где водород мог храниться при температуре ниже минус 253 градуса Цельсия. К двигателям он подавался специальным турбонасосным агрегатом, как на ракете.

Из-за большой взрывоопасности пришлось из отсека с топливным баком удалить практически все электрооборудование, дабы исключить малейшую возможность искрообразования, и весь отсек постоянно продувался азотом или воздухом. Для управления агрегатами силовой установки была создана специальная гелиевая система управления. Для предотвращения воспламенения, которое может возникнуть вследствие попадания паров водорода из баков в двигатель, была создана дренажная система.

Первый полет ТУ-155 на жидком водороде состоялся 15 апреля 1988 года. Еще кроме этого было 4 таких полета. После этого ТУ-155 подвергся доработке для полетов с использованием сжиженного природного газа (СПГ).

Первые полеты ТУ-155, использующего криогенное топливо, сжиженный природный газ состоялись в январе 1989 года. Еще было около 90 таких полетов. Все они показали, что расход топлива по сравнению с керосином уменьшается почти на 15%, то есть самолет становится экономичнее и выгоднее.

В конце 90-х главный распорядитель российских газовых запасов «Газпром» выступил с инициативой постройки в начале грузопассажирского, а потом и просто пассажирского самолета, который мог бы полностью работать на СПГ. Самолет получил наименование ТУ-156 и создавался на базе уже имеющегося ТУ-155. На него должны были устанавливаться три новых двигателя НК-89. Это ТРДД, аналогичные НК-88, но имеющие две независимые топливные системы: одну для керосина и другую для криогенного топлива (СПГ).

Были проведены большие исследовательские и расчетные работы по перекомпоновке отсеков и расположения топливных баков. К 2000-му году на Самарском авиационном заводе должны были быть выпущены три ТУ-156 и начата их сертификация и опытная эксплуатация. К сожалению, этого сделано не было. И препятствия к осуществлению задуманных планов были исключительно финансовыми.

После были разработаны еще несколько проектов самолетов, использующих криогенное топливо (СПГ), такие, как, например, ТУ-136 с турбовинтовыми двигателями, работающими как на керосине, так и на сжиженном газе и широкофюзеляжный ТУ-206 с турбореактивными двигателями, работающими на СПГ. Однако на данный момент все эти проекты так пока проектами и остались.

# 3 Особенности циклов двигателей, работающих на водороде

Проведенные к настоящему времени исследования двигателей на криогенном топливе показали, что главные особенности двигателей на водороде будут определяться:

* Высокой теплотворной способностью водорода;
* Низким удельным расходом топлива;
* Возможностью использования более высокой работоспособности продуктов сгорания водорода в воздухе;
* Возможностями использования хладоресурса жидкого водорода для организации охлаждения элементов турбины и компрессора, а также рабочего тела на линии сжатия с целью повышения КПД и работы цикла путем перехода к более высокой температуре газа перед турбиной и более высокой степени повышения давления (параметров цикла).

Как показали исследования, наиболее интересные для практики термодинамические циклы с использованием криогенного топлива реализуются в обычных схемах ГТД (ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ, ТВД) и в различных схемах ракетно-турбинных двигателей (РТД). Во всех этих ГТД улучшение термодинамического цикла достигается благодаря совместному использованию упомянутых выше факторов.

Основные термодинамические циклы водородных газотурбинных двигателей могут быть реализованы в схемах, в которых в различной степени используются свойства водорода. Возможно предварительное охлаждение или предварительное ожижение всего воздуха, идущего в двигатель. Все остальные схемы различаются только особенностями получения механической работы на валу турбины.

Улучшение удельного расхода топлива ТРДД при переходе на водород не может быть оценено только влиянием изменения теплотворной способности топлива, так как это влияние ослабляется отношением удельных тяг. В качестве обобщенной зависимости должны быть проведены исследования термодинамических циклов и удельных характеристик дозвуковых ТРДД в условиях крейсерского полета (Н=11 км, М=0,82) для керосина и водорода. В этом обобщении было принято, что двигатели, работающие на керосине, имеют систему воздушного конвективно-пленочного охлаждения турбины с малыми расходами воздуха, а двигатели, работающие на водороде, имеют систему охлаждения турбины с промежуточным теплоносителем, использующим хладоресурсы водорода, без отбора воздуха на охлаждение. Известно, что двигатели на керосине могут совершенствоваться по экономичности как за счет увеличения эффективного КПД цикла, так и за счет полетного КПД. Причем переход к степеням повышения давления дополнительно улучшают экономичность только на 1,5-2%. Однако и такой выигрыш может быть утрачен из-за трудности получения высокого КПД турбокомпрессора и большого расхода воздуха на охлаждение турбины. Использование водорода только за счет применения системы охлаждения без отбора воздуха позволяет увеличить тягу на 10-13% либо на 5-6% уменьшить размер двигателя. Правда, при этом могут возникнуть трудности обеспечения КПД турбокомпрессора из-за возрастания влияния потерь энергии в зазорах. Использование водорода позволит перейти к дальнейшему освоению высоких степеней повышения давления, а также обеспечит главное улучшение экономичности за счет высокой теплотворной способности нового топлива.

# 4 Оптимальные скорости течения в элементах систем подачи водорода в ВРД

Использование криогенных топлив в авиационных силовых установках требует решения многих сложных проблем. Одной из них является создание работоспособных систем подачи, обеспечивающих дозированную подачу этих топлив на значительные расстояния при сравнительно малых расходах и большом диапазоне их регулирования. Сложность проблемы состоит в том, что криогенные топлива могут быть использованы в авиационных летательных аппаратах лишь в том случае, когда они находятся в жидком, шугообразном или твердом состояниях, т.е. в состоянии наибольшей плотности. Большое значение температуры криогенных топлив по сравнению с температурой окружающей среды требует применения эффективной, как правило, вакуумной теплоизоляции, чтобы не допустить кипения топлива в элементах системы подачи, расположенных перед насосами, возникновения кавитации, а также конденсации и вымораживания атмосферной влаги.

Для предотвращения кипения топлива перед насосом необходимо обеспечить условия, при которых температура топлива всегда была бы ниже, а давление выше их значений на линии насыщения. Создать такие условия можно, кроме вакуумной теплоизоляции, применением бустерных подкачивающих насосов, переохлаждением топлива вплоть до образования шуги, а также оптимальными конструкциями преднасосных элементов систем подачи с минимумом теплового воздействия и гидравлического сопротивления. Из сказанного ясно, каким ответственным элементом насосной системы подачи криогенных топлив являются низконапорные магистрали, расположенные между топливным баком летательного аппарата и его двигателями. Эти магистрали, от функционирования которых зависит принципиальная возможность создания работоспособной системы подачи, должны обладать минимально возможным гидравлическим сопротивлением и оказывать наименьшее тепловое воздействие на перекачиваемое топливо. В связи с этим представляет определенный практический интерес изучение процессов теплопередачи и динамики течения в указанных магистралях и разработка методов их оптимального конструирования.

Расчетно-теоретическим исследованием теплового воздействия окружающей среды на криогенное топливо, движущееся в магистралях с вакуумной изоляцией, установлено, что в некоторой области граничных условий при турбулентном течении тепловые воздействия на топливо со стороны окружающей среды (через вакуумную изоляцию) и внутреннее диссипативное тепловыделение, являющееся следствием необратимого процесса превращения в тепло работы сил внутреннего и поверхностного трения, становятся соизмеримыми.

При постоянном расходе, с увеличением скорости течения возрастает работа сил трения и, следовательно, диссипативное тепловыделение в потоке, однако тепловое воздействие окружающей среды через вакуумную изоляцию будет уменьшаться из-за уменьшения радиальных размеров магистралей.

Использование этого явления позволило разработать простые методы расчета оптимальных скоростей течения криогенных топлив в магистралях с вакуумной теплоизоляцией. Располагая оптимальными значениями скорости течения, свойствами перекачиваемых жидкостей и их расходами, можно рассчитать наивыгоднейшие радиальные размеры практически всех элементов систем подач, при которых теплоподвод будет наименьшим.

Оптимизация скорости течения проводится при условии минимального теплового воздействия, которое определяется как сумма тепловых воздействий со стороны окружающей среды через вакуумную изоляцию (внешний теплоподвод) и внутреннего тепловыделения, связанного с необратимым процессом перехода в тепло работы сил вязкого трения.

Задача решается при следующих условиях и допущениях:

- на рассматриваемом участке магистрали отсутствуют соединительные устройства и опорные элементы; он образован двумя коаксильно расположенными трубками, в кольцевом пространстве между которыми создается вакуумная тепловая изоляция;

- параметры окружающей среды вдали от рассмотренного участка магистрали заданы;

- цилиндрические оболочки участка магистрали изотермичны, на наружной оболочке не происходит конденсации атмосферной влаги;

- температура внутренней трубки магистрали принимается равной температуре перекачиваемой криогенной жидкости, градиенты температуры поперек металлических трубок не учитывается;

- при расчете внутреннего тепловыделения учитывается только работа сил трения, другие члены диссипативной функции не учитываются, так как они в данном случае малы по сравнению с теплом трения;

- задача решается при установлении теплового и гидродинамического равновесия всех элементов участка магистрали.

Рекомендуемые значения:

Скорость течения, при которой выполняется условие наименьшего теплоподвода к движущейся жидкости, назовем оптимальной. По оптимальной скорости течения рассчитываются радиальные размеры магистралей и проходные сечения других элементов систем подачи.

Оптимальные скорости течения и проходные сечения магистралей в качестве примера определены для диапазона расходов, соответствующих расходам систем подачи жидкого водорода в воздушно-реактивные двигатели. Этот диапазон выбирался из условия работы систем при минимальных расходах (запуск, малый газ) и некотором относительно большом расходе, но таком, когда есть практическая целесообразность постановки задачи на оптимизацию скорости течения.

При отклонении скорости течения от оптимального значения теплоподвод к топливу возрастает как при скоростях течения меньше скорости оптимальной вследствие увеличения радиальных размеров магистралей, так и при скоростях больше скорости оптимальной вследствие увеличения внутреннего тепловыделения.

Выводы:

Исследование теплопередачи в магистралях с вакуумной тепловой изоляцией, предназначенных для подачи криогенных топлив, позволило сформулировать и решить задачу об определении оптимальной скорости течения, по которой рассчитываются наивыгоднейшие радиальные размеры магистралей и других элементов систем подачи, обеспечивающие наименьшее тепловое воздействие на криогенное топливо.

# ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На сегодняшний день вполне очевидна необходимость ускоренного создания в России криогенной авиации. Особенно данная тема актуальна в области разработок малоразмерных газотурбинных двигателей, так как в последние годы уделяется большое внимание проектированию и развитию беспилотных летательных аппаратов.

В связи с изложенным, актуальной стала проблема создания альтернативного топлива для авиации, которое позволило бы в ближайшем будущем ликвидировать дефицит авиационного топлива, улучшить экологическую обстановку и, в то же время, повысить технические и тактические характеристики летательных аппаратов.

# СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Андреев В., Борисов В., Климов В. [и др.]; [Науч. ред.-В.Т. Климов]. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации. - М. : Моск. рабочий, 2001.223 с.
2. Лазарев В.А. Оптимальные скорости течения и наивыгоднейшие радиальные размеры элементов систем подачи криогенных топлив в ВРД. - М. : ЦИАМ, 1980. - 22 с.
3. Яновский Л.С. и др.; науч. ред. Алемасов В. Е. Основы авиационной химмотологии. - Изд-во Казан. ун-та, 2005. - 713 с.
4. Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Харин А.А., Шевченко И.В., Верхоломов В.К., Суриков Е.В. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. М МАТИ 2001г. 443 с.
5. «Во главе технического прогресса в авиации» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.tupolev.ru/samoletyi>