

# Новые технологии снижения вредных выбросов и CO<sub>2</sub> в продуктах сгорания ГТУ и ГТД путем подмешивания и постепенного перехода к водородному топливу

Владимиров А.В., Свердлов Е.Д., Дубовицкий А.Н.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: avvladimirov@ciam.ru

К использованию водорода в качестве топлива для газотурбинных двигателей растет интерес как к средству снижения выбросов вредных веществ и выработки более «чистой» электроэнергии. Но переход от традиционного топлива к альтернативному должен происходить без ущерба для эффективности сгорания. Адаптация к водородному топливу с решением проблем эксплуатации является основным предметом интереса при разработке камер сгорания газотурбинных двигателей с низким уровнем выбросов вредных веществ. Изменение химических и физических свойств топлива влияет на общую конструкцию системы сгорания, усложняя ее, что требует обширных испытаний. В статье обобщен опыт ЦИАМ по использованию криогенного топлива: водорода и сжиженного природного газа, – а также рассмотрены проблемы работоспособности камеры сгорания, обусловленные химической кинетикой водорода, включая самовоспламенение, нестабильность и проскок пламени.

**Ключевые слова:** камера сгорания, эмиссия, выбросы вредных веществ, альтернативное топливо, криогенное топливо, водород, сжиженный природный газ, устойчивое горение

## New technologies for reducing harmful emissions and CO<sub>2</sub> in combustion products of GTU and GTE through mixing and gradual transition to hydrogen fuel

Vladimirov A.V., Sverdlov E.D., Dubovitsky A.N.

CIAM, Moscow

There is a growing interest in using hydrogen as fuel for gas turbine engines as a way to reduce emissions of harmful substances and generate more “clean” electricity. However, the transition from traditional fuel to alternative fuel should occur without compromising the efficiency of combustion. Adaptation to hydrogen while solving operational problems is the main subject of interest in the development of GTE combustion chambers with a low level of emissions of harmful substances. Changes in chemical and physical properties of fuel affect the overall design of the combustion system, complicating it, which requires extensive testing. The article summarizes CIAM’s experience of using cryogenic fuels: hydrogen and liquefied natural gas, and also considers problems of the combustion chamber’s operability caused by chemical kinetics of hydrogen, including self-ignition, instability and flame flashback.

**Keywords:** combustion chamber, emission, emissions of harmful substances, alternative fuel, cryogenic fuel, hydrogen, liquefied natural gas, sustainable combustion

### Введение

Снижение выбросов CO<sub>2</sub>, приводящих при сжигании углеводородных топлив к росту парникового эффекта и глобальному изменению климата, а также снижение выбросов NO<sub>x</sub> и CO в атмосферу Земли рассматрива-

ются сегодня как самые актуальные задачи в области экологии.

Разрыв между скоростью роста выбросов воздушного транспорта из-за роста авиаперевозок и скоростью снижения удельных выбросов в атмосферу назван в документах ИКАО экологическим компенсационным раз-

рывом. Одним из многообещающих подходов к его ликвидации признана разработка и использование в авиации альтернативных видов топлива. Эта деятельность включена в перспективные программы ИКАО [1].

К альтернативным видам топлива относят биотопливо, синтетическую нефть, сжиженный природный газ (СПГ) и жидкий водород. При этом предполагается, что в камеру сгорания (КС) такие топлива будут подаваться в газообразном состоянии.

В данной статье уделено внимание водороду – криогенному виду топлива. К топливам такого типа относятся сжиженные горючие газы, температура кипения которых при нормальном давлении ниже 120 К ( $-153^{\circ}\text{C}$ ).

Очевидно, что разработке соответствующего самолета должна предшествовать оценка эксплуатационных свойств криогенных топлив, анализ требований по обеспечению безопасности полетов таких воздушных судов, а также нужна разработка дополнительных мероприятий и рекомендаций, обеспечивающих безопасную эксплуатацию топливных систем. Кроме того, при создании КС, работающей на альтернативном топливе, особенно на водороде, необходимо провести фундаментальные исследования – изучить характеристики горения нового топлива.

## Опыт применения водорода и сжиженного природного газа в авиации

В середине 1970-х годов к водороду обратились как к авиационному топливу, – по общепринятому мнению, разведанных мировых запасов углеводородов должно хватить приблизительно на двадцать лет. Именно водороду отводилась роль альтернативного топлива.

Работа над созданием криогенных топливных систем для авиации развернулась в ОКБ Туполева совместно с ОКБ Кузнецова [2]. На базе широко известного пассажирского лайнера Ту-154 подготовили летающую лабораторию, которая получила обозначение Ту-155 (рис. 1). В отличие от прототипа, в хвостовой части пассажирского салона установили бак, вмещающий до  $20\text{ м}^3$  сжиженного газа, с экранно-вакуумной теплоизоляцией, способной долгое время сохранять температуру  $-253^{\circ}\text{C}$ . Были предприняты беспрецедентные в авиации меры безопасности. Рядом с криогенным баком не проходило

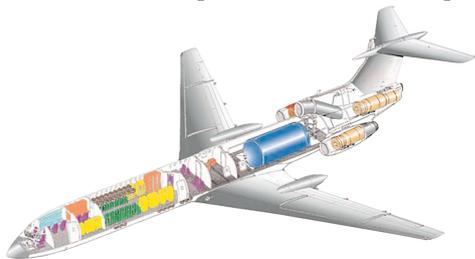


Рис. 1. Летающая лаборатория Ту-155 [2]



Рис. 2. Двигатель НК-88 [3]

ни одного электрического провода. Дренажная система быстро удаляла из бака летучие пары водорода на безопасное расстояние как от двигателей, так и от источников статического электричества. Для летающей лаборатории сконструировали и изготовили более тридцати бортовых систем, обеспечивавших функционирование силовой установки.

Правый двигатель самолета заменили на модифицированный НК-88 (рис. 2), который работал на водороде. При этом потребовалось решить ряд сложнейших задач. Для подачи газообразного топлива пришлось установить вместо традиционного насоса высоконапорный турбонасосный агрегат, подобный используемым в ракетах и приводимый в действие воздухом, отбираемым от одной из ступеней компрессора ТРДД, а также заменить форсунки КС. В апреле 1988 года самолет Ту-155 совершил пробный полет.

Пока шла разработка силовой установки на сжиженном водороде, геологи открыли новые месторождения нефти и газа. Залежи последнего превосходили запасы нефти и угля, что и определило переход к более дешевому и доступному метану. Отпала необходимость проводить в процессе предполетной подготовки продувку топливных баков азотом, исключавшим образование гремучего газа при соединении водорода с воздухом. Летающую лабораторию доработали, и в январе 1989 года Ту-156, один из двигателей которого работал на СПГ, поднялся в воздух. Этот и последующие полеты показали реальную перспективу использования в авиации метана. В летных исследованиях на Ту-156 было установлено десять мировых рекордов и совершены международные перелеты по маршрутам Москва – Братислава – Ницца – Москва и Москва – Ганновер. Использование летающей лаборатории Ту-156 позволило накопить необходимый опыт для дальнейшей разработки криогенных авиационных систем.

При проектировании из большого количества вариантов размещения бака для СПГ (в том числе под крылом и на фюзеляже) был выбран компромиссный вариант, сохранивший аэродинамику самолета. Основной криогенный бак емкостью 13 т разместили вместо хвостового пассажирского салона, а центровочный бак, рассчитанный на 3,8 т СПГ, – в переднем багажном

отделении, под полом пассажирского салона, переоборудованного под перевозку грузов.

Баки для СПГ являются наиболее сложными устройствами самолета, поскольку должны не только поддерживать низкую температуру, но и обеспечить безопасность. Изготовленные из алюминиевого сплава и покрытые пенополиуретановой теплоизоляцией толщиной 50 мм, они выдерживают внутреннее давление до 0,2 МПа. Чтобы снизить тепловые потоки от планера к СПГ, баки подвешены к фюзеляжу в нескольких точках. По аналогии с Ту-155 оборудовалась и дренажная система криогенных баков, допускающая сброс паров метана лишь в нештатных ситуациях.

По программе испытаний Ту-156 выполнил более 100 полетов. Однако после этого самолет был поставлен на стоянку. Бюджетных средств для запуска серийного производства и сертификации самолета Ту-156 не нашлось.

## Преимущества и проблемы использования водорода как авиационного топлива

Привлекательность использования водородного топлива для ГТД в будущем обусловлена тем, что водород – возобновляемый источник энергии, имеющий следующие основные термодинамические характеристики и специфические свойства:

- высокая теплотворная способность (удельная теплота сгорания водорода выше, чем керосина, в три раза –  $119,83 \cdot 10^6$  Дж/кг и  $(40,8 \dots 43,2) \cdot 10^6$  Дж/кг соответственно, табл. 1);

- высокий хладоресурс – возможность эффективного охлаждения горячих деталей двигателя жидким водородом;

- устойчивость горения в составе бедных топливовоздушных смесей (ТВС);

- высокая скорость сгорания;

- повышенная температура самовоспламенения и меньшая излучательная способность, что положительно скажется на работе камеры сгорания.

Перевод ГТД на водород имеет ряд серьезных преимуществ технического и экологического характера. Так, по оценкам фирмы Lockheed и результатам летных

испытаний, полученных исследователями ОКБ Туполева на самолете Ту-155, двигатели, работающие на водородном топливе, в связи с отсутствием нагарообразования в газозвдушном тракте будут иметь ресурс примерно на 25% больше, чем двигатели, работающие на керосине. Благодаря тому, что теплотворная способность жидкого водорода в три раза больше, чем у керосина, более высокую стоимость водородного топлива компенсирует снижение его удельного расхода.

В отличие от керосино-воздушной смеси горючая смесь на основе водорода воспламеняется в очень широком диапазоне содержания  $H_2$ , 4...75%. Поэтому водородный двигатель может работать на таких сильно обедненных или, напротив, очень богатых смесях, которые, будь двигатель на керосине, невозможно было бы поджечь. Даже небольшие добавки водорода (примерно 10% массы расходуемого керосина) намного расширяют пределы воспламеняемости керосино-воздушной смеси, что создает предпосылки для эффективного регулирования процесса горения.

Такие свойства водорода, как низкая энергия воспламенения и высокая скорость распространения пламени, обеспечивают лучшие характеристики горения и положительно влияют на характеристики двигателя. Водород не содержит углерода, что позволяет исключить выбросы CO и CO<sub>2</sub>. В работе [4] изучалось влияние водорода на выбросы вредных веществ при горении различных газообразных топлив. Добавление даже небольшого количества водорода (3...9%) в метан, метанол и этанол приводило к значительному снижению вредных выбросов (рис. 3). Стоит обратить внимание, что по мере увеличения доли водорода выбросы NO<sub>x</sub> сначала уменьшаются, а затем увеличиваются. Минимум выбросов NO<sub>x</sub> реализуется при доле водорода 3%. По мнению авторов работы [4], добавление водородного топлива в зону богатой газозвдушной смеси приводит к недостатку кислорода и, как следствие, к неполному сгоранию топлива. По мере дальнейшего увеличения доли водорода, температура пламени которого выше, чем у метанола, этанола и метана, выбросы NO<sub>x</sub> увеличиваются.

Сегодня водород считают дорогим видом топлива, поэтому наиболее перспективным способом его использования будет добавление в ТВС. Обогащение водоро-

**Табл. 1.** Теплофизические и теплотехнические характеристики авиационного керосина ТС-1, водорода и углеводородных компонентов авиационного сконденсированного топлива (метан, пропан, бутан) при нормальном давлении (760 мм рт. ст.)

Параметр	ТС-1	H <sub>2</sub>	CH <sub>4</sub>	C <sub>3</sub> H <sub>8</sub>	C <sub>4</sub> H <sub>10</sub>
T <sub>плав</sub> , °C	ниже -60	-259,2	-182,5	-187,7	-138,3
T <sub>кип</sub> , °C	136...227	-252,6	-161,7	-42,1	-0,5
Плотность топлива при T <sub>плав</sub> , кг/м <sup>3</sup>	775...785	71,07	424,4	582	601,5
Плотность топлива при T <sub>кип</sub> , кг/м <sup>3</sup>	835	77,15	453,4	733,1	736,4
Теплота сгорания при 20°C, МДж/кг	42,9	119,83	50	46,3	45,7

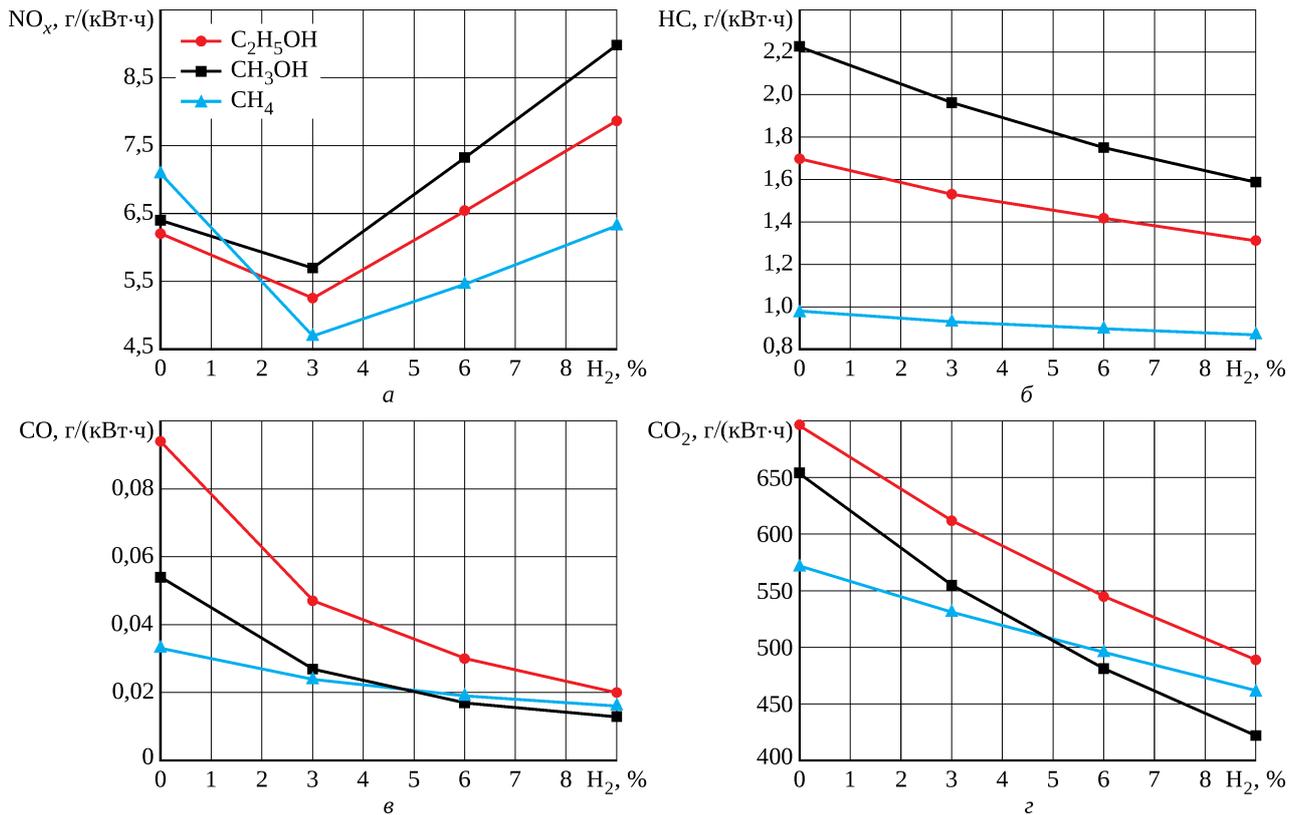


Рис. 3. Зависимость эмиссии вредных веществ от массовой доли водорода при горении этанола, метанола и метана [4]: а – оксиды азота; б – несгоревшие углеводороды; в, г – окиси углерода

дом различных газообразных топлив, таких, например, как природный газ и пропан, было признано эффективным методом расширения диапазона воспламеняемости таких ТВС, что приводит к экономии топлива. Суть этого явления состоит в повышении температуры в результате сгорания водорода, а также в высокой скорости его реакции с кислородом. Повышенная температура

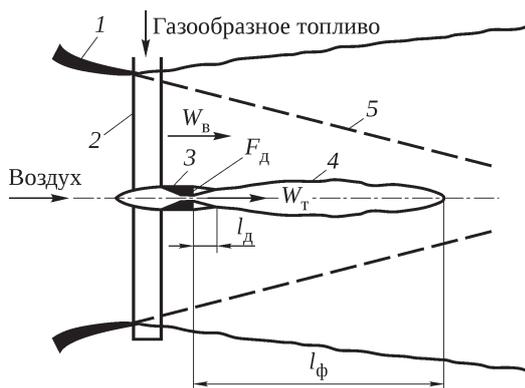


Рис. 4. Схема экспериментальных исследований стабилизации горения и длины факелов при истечении струй топлива (водорода и метана) в спутный поток воздуха [7]: 1 – аэродинамическое сопло; 2 – обтекаемый пилон для подачи газообразного топлива к форсунке; 3 – осесимметричное топливное сопло и стабилизатор пламени, сформированный у его среза; 4 – диффузионный факел топлива в спутном потоке воздуха; 5 – конус равных скоростей воздуха

увеличивает скорость реакций основного топлива, в то время как высокая скорость реакции водорода способствует потреблению части кислорода в бедной смеси.

В ЦИАМ в 1970...1980-е годы были проведены комплексные исследования – изучены характеристики стабилизации горения [5; 6], а также закономерности изменения длины диффузионных факелов водорода и метана в спутном потоке воздуха (когда векторы скоростей воздуха и топлива совпадают по направлению) [7] применительно к КС авиационных двигателей и газотурбинных установок.

Характеристики горения исследовались на срезе воздушного сопла в конусе равных скоростей при варьировании режимных условий и конструктивных элементов фронтального устройства (одиночного топливного сопла и стабилизатора пламени, формируемого у основания сопла) прямоточной КС по схеме, представленной на рис. 4.

Конусообразный стабилизатор, установленный на срезе топливного сопла (форсунки), создает у основания струи топлива при обтекании его потоком воздуха зону рециркуляции – обратных токов (ЗОТ), используемую в благоприятных условиях для стабилизации горения струи топлива. Исследования по стабилизации горения струй метана в спутном потоке воздуха проведены в следующих условиях: диаметр топливного сопла

3 и 5 мм, диаметр стабилизатора 30 и 45 мм, скорость воздуха 15...120 м/с, скорость топлива 10...320 м/с, давление воздуха 56...100 кПа, температура воздуха 300...573 К, температура топлива 300...700 К. Исследования по стабилизации горения струй водорода в спутном потоке воздуха проведены в следующих условиях: диаметр топливного сопла 1...5 мм, диаметр стабилизатора 6 и 12 мм, скорость воздуха 80...280 м/с, скорость топлива 300...1000 м/с, давление воздуха 27...100 кПа, температура воздуха 300...800 К, температура топлива 300 К.

Исследованы векторные картины течения в зоне стабилизации горения (ЗОТ), концентрационные характеристики топлива в ЗОТ, влияние конструктивных особенностей и условий течения струй топлива и воздуха на границы срыва пламени метана и водорода в спутном потоке воздуха.

При обтекании стабилизатора потоком воздуха в зависимости от скорости истечения топлива из сопла ( $W_T$ ) реализуются различные газодинамические схемы течения, отличающиеся относительными размерами ЗОТ за кромками стабилизатора (рис. 5). В отсутствие или при малых скоростях подачи топлива размер ЗОТ максимален и пропорционален диаметру стабилизатора. При увеличении скорости истечения топлива из сопла, когда струя топлива пробивает ЗОТ, ее размеры уменьшаются и становятся пропорциональными толщине кромок стабилизатора. При увеличении скорости истечения топлива из сопла до сверхзвуковой образуется нерасчетная бочка и размеры ЗОТ еще более сокращаются, ухудшая условия стабилизации горения.

В зависимости от отношения длины факела к длине ЗОТ различают две газодинамические и кинетические схемы организации рабочего процесса:

- в условиях, когда длина факела короче длины ЗОТ, реализуется схема, соответствующая основной КС ГТД (ЗОТ относительно больших размеров). В этой схеме рабочего процесса горение протекает в основном в ЗОТ (см. рис. 5,б);

- в условиях, когда длина факела превышает длину ЗОТ, реализуется схема рабочего процесса, соответствующая прямоочной или форсажной КС (ЗОТ относительно малых размеров). В этой схеме рабочего процесса горение протекает главным образом в спутном потоке воздуха и частично в ЗОТ, формирующихся у основания струй топлива (см. рис. 5,в).

Исследования влияния режимных и конструктивных характеристик на концентрацию топлива в ЗОТ, проведенные в основном для режимов  $\alpha_k \leq 5$ , когда длина факела превышает длину ЗОТ, показали следующее:

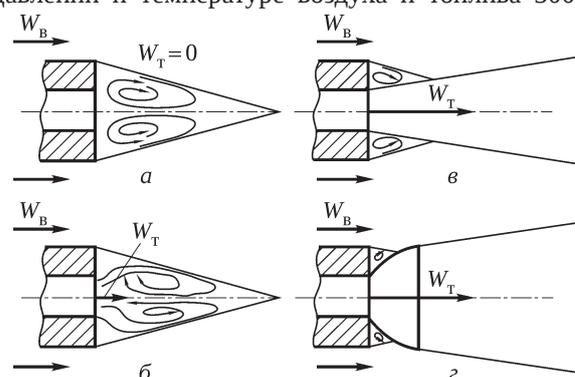
- концентрационные характеристики, замеренные в ЗОТ, в зависимости от соотношения скоростей и плотностей воздуха и топлива ( $W_B/W_T$  и  $\rho_B/\rho_T$ ) могут быть

«беднее» и «богаче» стехиометрических, а размеры ЗОТ могут быть достаточны для создания благоприятных условий для стабилизации горения струй метана и водорода в спутном потоке воздуха;

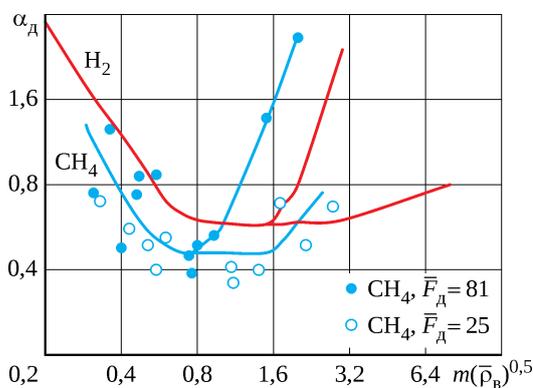
- при относительно большой скорости истечения струй метана в поток воздуха, низких давлениях ( $p_B \leq 100$  кПа), температуре воздуха ( $T_B < 300$  К) и топлива могут возникать условия нераспространения горения из ЗОТ на часть струи метана, развивающейся в спутном потоке воздуха. При этом горение может продолжаться в ЗОТ у основания струй топлива;

- при исследованиях стабилизации горения струй водорода в спутном потоке воздуха в аналогичных условиях и стабилизации горения струй метана в условиях повышенного давления и температуры воздуха и топлива режимов нераспространения пламени не обнаружено.

На рис. 6 представлены результаты исследования концентрации топлива в ЗОТ, стабилизирующей процесс горения струй водорода и метана в спутном потоке воздуха. Исследования проведены при атмосферном давлении и температуре воздуха и топлива 300 К.



**Рис. 5.** Векторные картины течения в ЗОТ за кромками стабилизатора пламени в спутном потоке воздуха на разных режимах подачи топлива [5]: а – нет подачи; б – низкая скорость истечения из сопла; в – высокая дозвуковая скорость истечения из сопла; г – высокая сверхзвуковая скорость истечения из сопла



**Рис. 6.** Коэффициент избытка воздуха в донном следе (ЗОТ) за стабилизатором пламени при горении струй метана и водорода в спутном потоке воздуха при изменении комплекса  $m(\bar{\rho}_B)^{0,5}$  [5]

Концентрация топлива и коэффициент избытка воздуха в ЗОТ определяются комплексом параметров  $m(\bar{\rho}_B)^{0,5}$ , где  $m = W_B/W_T$  – относительная скорость течения воздуха;  $\bar{\rho}_B = \rho_B/\rho_T$  – относительная плотность воздуха. Максимальные значения средней концентрации топлива и минимальные значения  $\alpha_d \approx 0,6 \dots 0,7$  в ЗОТ реализуются в диапазоне  $m(\bar{\rho}_B)^{0,5} \approx 0,6 \dots 1,0$ . При этом вблизи внешних границ ЗОТ со стороны потока воздуха концентрация топлива близка к стехиометрической, наиболее благоприятной для горения.

Эти результаты исследований показывают, что наиболее благоприятные условия для горения в ЗОТ и условия стабилизации горения как метана, так и водорода реализуются в диапазоне  $m(\bar{\rho}_B)^{0,5} \approx 0,6 \dots 1,0$ .

При исследовании границ срыва пламени водорода и метана в спутном потоке воздуха определялись предельные значения скоростей воздуха и топлива на границе срыва при варьировании размеров кромок стабилизаторов ( $\delta = (D_{CT} - d_c)/2$ , где  $D_{CT}$  – диаметр стабилизатора;  $d_c$  – диаметр топливного сопла), давления воздуха ( $p_B$ ), температуры воздуха ( $T_B$ ) и топлива ( $T_T$ ). В результате исследований был сформулирован комплекс параметров

$$W_B / (\delta \bar{p}_B^\alpha \bar{T}_B^\beta \bar{T}_T^\gamma), \text{ c}^{-1}$$

описывающий границы срыва пламени в зависимости от соотношения  $m(\bar{\rho}_B)^{0,5}$ , характеризующего состав (концентрационные характеристики) ТВС в ЗОТ. Комплекс имеет размерность  $\text{c}^{-1}$ . Он учитывает влияние на границы срыва пламени: скорости воздуха ( $W_B$ , м/с), толщины кромок стабилизатора ( $\delta$ , м), относительного давления воздуха в КС ( $\bar{p}_B^\alpha$ , где  $\bar{p}_B = p_B / 100$  кПа), относительной температуры воздуха ( $\bar{T}_B^\beta$ , где  $\bar{T}_B = T_B / 300$  К), относительной температуры топлива ( $\bar{T}_T^\gamma$ , где  $\bar{T}_T = T_T / 300$  К). Степени влияния ( $\alpha, \beta, \gamma$ ) перечисленных параметров на границы срыва определены в экспериментах.

Комплекс параметров  $W_B / (\delta \bar{p}_B^\alpha \bar{T}_B^\beta \bar{T}_T^\gamma)$  хорошо описывает границы срыва пламени метана в спутном потоке воздуха (рис. 7). Максимальное отличие экспериментальных данных от средних величин этого комплекса параметров при одинаковых значениях  $m(\bar{\rho}_B)^{0,5}$  составляет менее 30%, что можно считать приемлемым результатом.

Положение границ срыва пламени метана и водорода в спутном потоке воздуха, описываемых комплексом параметров  $W_B / (\delta \bar{p}_B^\alpha \bar{T}_B^\beta \bar{T}_T^\gamma)$  в зависимости от отношения  $m(\bar{\rho}_B)^{0,5}$ , представлено на рис. 8:

– вид кривых и значения степеней влияния параметров на границы срыва для водорода и метана близки между собой;

– максимальные значения комплекса, характеризующего границы срыва пламени, для водорода и метана соответствуют величине  $m(\bar{\rho}_B)^{0,5} \approx 0,6 \dots 1,0$ , для которой

средняя концентрация топлива в ЗОТ максимальна и соответствует  $\alpha_d \approx 0,6 \dots 0,7$ ;

– важным результатом является то, что максимальные значения критерия срыва пламени для водорода примерно в 20 раз выше, чем для метана.

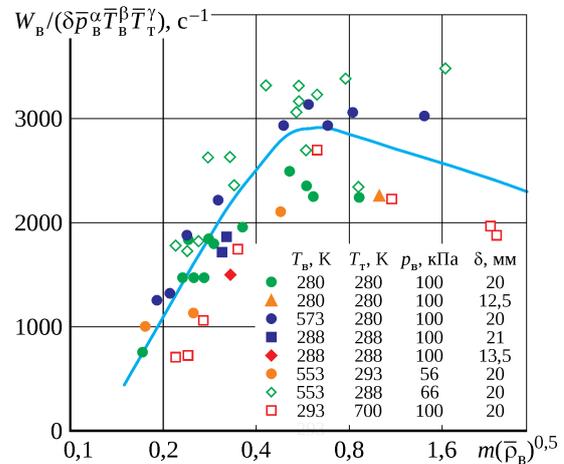


Рис. 7. Границы срыва пламени метана в спутном потоке воздуха при изменении комплекса  $m(\bar{\rho}_B)^{0,5}$  [6]

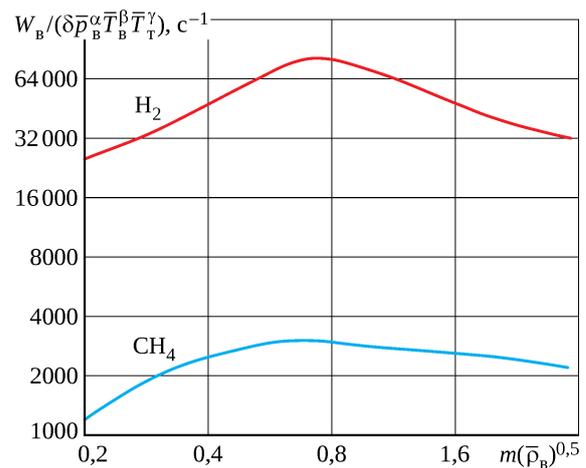


Рис. 8. Границы срыва пламени водорода и метана в спутном потоке воздуха при изменении комплекса  $m(\bar{\rho}_B)^{0,5}$  [5]

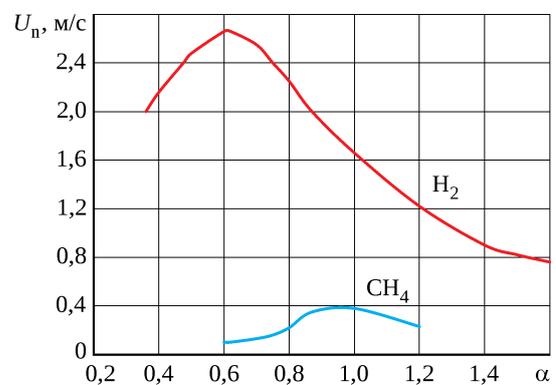
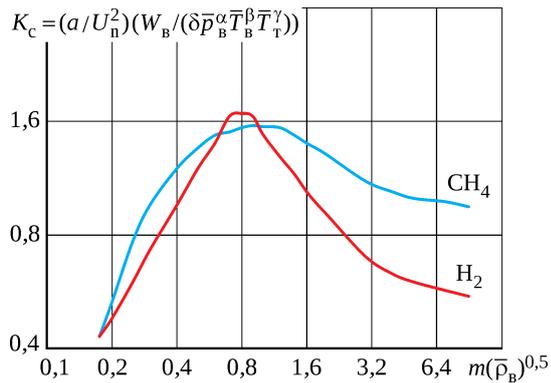


Рис. 9. Нормальная скорость распространения пламени водорода и метана в спутном потоке воздуха при нормальном давлении и температуре газов 300 К



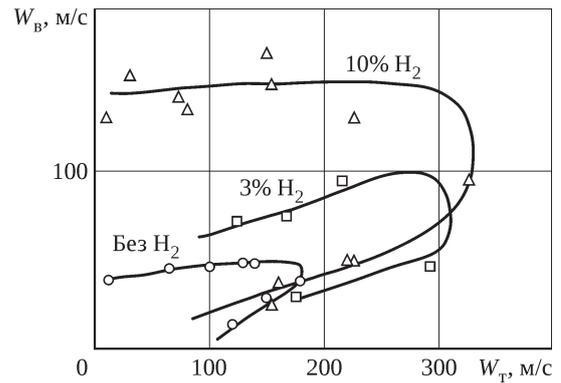
**Рис. 10.** Границы срыва пламени водорода и метана в спутном потоке воздуха, описанные комплексным параметром  $K_c$ , при изменении комплекса  $m(\bar{\rho}_B)^{0.5}$  [5; 6]

Максимальная скорость распространения пламени водорода выше, чем метана, примерно в 6,5 раз; при стехиометрическом соотношении компонентов – примерно в четыре раза (рис. 9). Нормальную скорость распространения пламени ( $U_n$ ) учитывает комплекс параметров

$$K_c = (a/U_n^2)(W_B / (\delta \bar{p}_B^\alpha \bar{T}_B^\beta \bar{T}_T^\gamma)).$$

Добавление соотношения  $a/U_n^2$  (где  $a$  – коэффициент температуропроводности) делает этот критерий стабилизации горения безразмерным. Он близко описывает границы срыва пламени водорода и метана (рис. 10), сильно отличающихся друг от друга по кинетическим и физическим характеристикам, и является для них универсальным. Максимальные расхождения при  $m(\bar{\rho}_B)^{0.5} \leq 1,0$  не превышают 20%, а в диапазоне  $m(\bar{\rho}_B)^{0.5} > 1,0$  не превышают 40%.

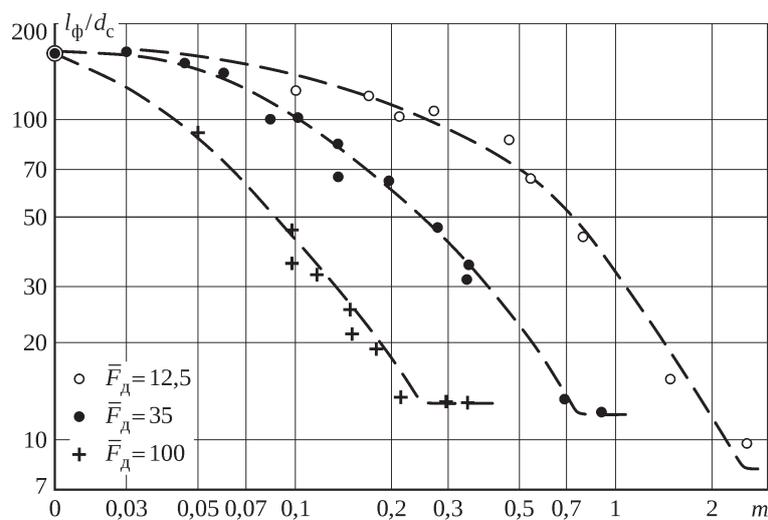
В ЦИАМ проведены исследования влияния подмешивания водорода в метан для расширения границ срыва пламени метана в комбинированной двухтопливной



**Рис. 11.** Границы срыва диффузионного факела  $CH_4 + H_2$  при разной массовой доле водорода в смеси,  $p_B = 100$  кПа,  $T_B = 300$  К,  $T_T = 300$  К [6]

схеме организации процесса в КС. Получено, что подмешивание даже 3% водорода в метан увеличивает предельные скорости воздуха в два раза, а подмешивание 10% водорода – в четыре раза (рис. 11). Уже при добавлении 3% водорода исчезают режимы нераспространения пламени из зоны стабилизации в струю метана, развивающуюся в спутном потоке воздуха.

В ЦИАМ также исследовано влияние конструктивных параметров и режимных условий на длину диффузионного факела водорода и метана в спутном потоке воздуха. Так, для диффузионного факела водорода, развивающегося в спутном потоке воздуха при стабилизации горения с помощью ЗОТ, сформированной у среза топливного сопла, получено, что относительная длина факела ( $l_\phi/d_c$ ) зависит как от соотношения скоростей  $m = W_B/W_T$ , так и от относительной площади стабилизатора пламени (донного среза)  $\bar{F}_d = F_d/F_c$  (рис. 12). С увеличением  $m$  и с увеличением  $\bar{F}_d$  относительная длина факела сокращается, причем влияние  $\bar{F}_d$  сильнее проявляется с ростом  $m$ .



**Рис. 12.** Относительная длина диффузионного факела водорода в спутном потоке воздуха при варьировании площади кромок стабилизатора у основания струй водорода,  $\bar{\rho}_B = 14,5$  [7]

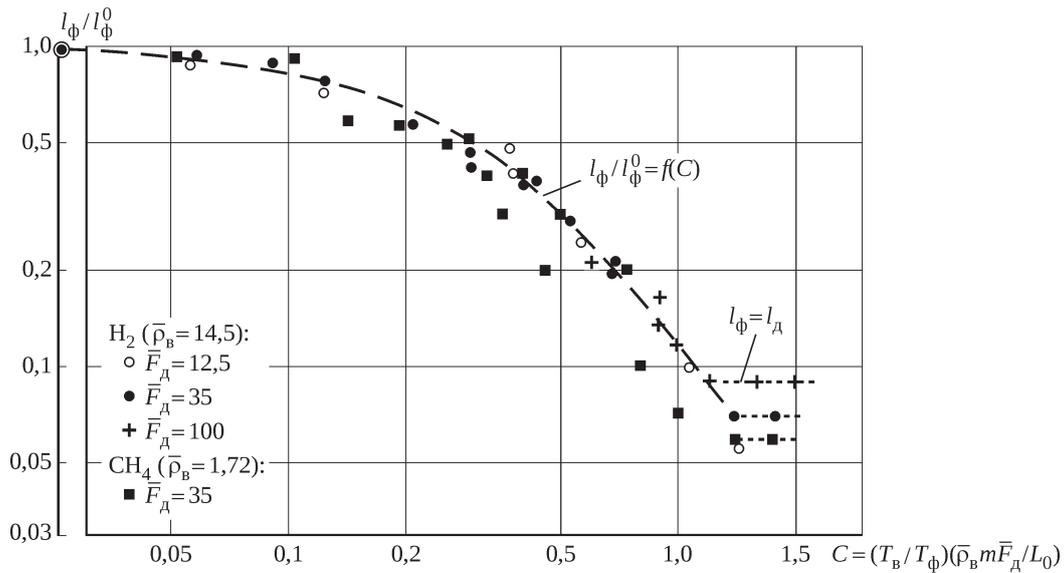


Рис. 13. Относительная длина диффузионных факелов водорода и метана в спутном потоке воздуха [7]

На рис. 13 представлена обобщающая зависимость относительной длины диффузионных факелов водорода и метана ( $l_\phi/l_\phi^0$ , где  $l_\phi^0$  – длина факела в затопленном воздушном пространстве при  $m = 0$ ) от комплекса параметров

$$C = (T_b/T_\phi)(\bar{\rho}_b m \bar{F}_d / L_0),$$

где  $T_\phi$  – температура на фронте пламени;  $L_0$  – стехиометрический коэффициент. Экспериментальные данные получены при варьировании относительной площади стабилизаторов в диапазоне  $\bar{F}_d = 12 \dots 100$ . Из представленного обобщения следует, что в диффузионных КС с увеличением  $\alpha_k \sim m$  длина факела будет сокращаться, а полнота сгорания – расти. Увеличивать площадь стабилизаторов для увеличения полноты сгорания можно в ограниченном диапазоне, поскольку это будет приводить к росту гидравлического сопротивления и потерь полного давления в КС.

Все перечисленные исследования были выполнены применительно к организации рабочего процесса в форсажных и прямоточных КС на газообразных горючих. При этом для малоэмиссионных КС переход на прямоточную схему организации рабочего процесса может существенно снизить выбросы  $NO_x$  из-за уменьшения времени пребывания продуктов сгорания в КС, в значительной степени определяемого размерами основной большой ЗОТ. В случае применения водорода вместо углеводородных топлив эффект от уменьшения времени пребывания будет наиболее сильным, так как в этом случае можно будет уменьшить не только размеры стабилизаторов, но и габариты жаровой трубы (диаметр и длину). Кроме того, снижения  $NO_x$  можно добиться путем расширения границ бедного срыва пламени и снижения температуры в зоне горения.

Таким образом, в проведенных ЦИАМ комплексных исследованиях получены следующие важные результаты, позволяющие сформировать облик КС на водороде и на метане:

- экспериментально обнаружено, что концентрация топлива в ЗОТ, сформированной у основания струй топлива с помощью конического стабилизатора, на основных режимах работы КС ( $\alpha_k < 5$ ) определяется в основном комплексом параметров  $m(\bar{\rho}_b)^{0,5}$ . Показано, что границы срыва горения водорода более чем в 20 раз превышают границы срыва горения метана в спутном потоке воздуха в одних и тех же условиях по  $m(\bar{\rho}_b)^{0,5}$ , давлению и температуре воздуха и топлива;

- предложен безразмерный комплекс параметров  $K_c = (a/U_n^2)(W_b / (\delta \bar{\rho}_b^\alpha \bar{T}_b^\beta \bar{T}_T^\gamma))$ , описывающий условия на границах срыва пламени водорода и метана в ЗОТ в зависимости от комплекса  $m(\bar{\rho}_b)^{0,5}$ ;

- предложен безразмерный комплекс параметров  $C = (T_b/T_\phi)(\bar{\rho}_b m \bar{F}_d / L_0)$ , описывающий изменение относительной длины диффузионного факела водорода и метана в открытом спутном потоке воздуха;

- обнаружено, что добавление даже небольшого количества водорода (менее 10% по массе) в метан позволит существенно (в несколько раз) расширить границы срыва пламени и улучшить эмиссионные характеристики малоэмиссионных КС;

- показано, что облик КС на водороде может существенно отличаться от облика КС на метане меньшими размерами камеры, ее основных элементов и меньшим временем пребывания продуктов сгорания в КС, что может существенно снизить уровень вредных выбросов  $NO_x$ , а также полностью исключить выбросы  $CO$  и  $CO_2$ .

Результаты проведенных в ЦИАМ исследований горения водорода и метана в спутном потоке воздуха

в дальнейшем были использованы в России при разработке основных и форсажных КС авиационных двигателей и могут быть использованы при разработке перспективных малоэмиссионных камер сгорания на водороде и метане.

Вышеуказанные положительные свойства водорода и то, что водород является возобновляемым источником энергии, характеризует его как идеальное топливо будущего, но его применение в авиации невозможно без детального расчета газодинамических параметров проектируемого ГТД.

Считается, что при сжигании жидкого водорода в смеси с кислородом единственным продуктом сгорания является вода. Следовательно, при использовании водорода не образуются парниковые газы [8].

В результате экспериментов, проведенных за рубежом, установлено, что двигатели, работающие на жидком водороде, потребляют на 64% меньше топлива, чем традиционные [9]. Кроме того, ожидается, что эффективность двигателей будет на 5% выше, а повышение температуры на входе турбины будет небольшим. Также по результатам проведенных исследований ожидается, что использование жидкого водорода может повысить безопасность полетов. В случае аварии водород сгорает гораздо быстрее авиационного керосина (2,7...3,5 против 0,85 м/с) и с меньшей тепловой радиацией, что снижает риск разрушения фюзеляжа. Горящий водород покрывает гораздо меньшую площадь поверхности по сравнению с традиционным топливом [9].

Однако водородному топливу присущи недостатки, требующие решения сложных технических проблем. Жидкий водород серьезно уступает стандартным авиакеросинам по объемной теплоте сгорания из-за низкой плотности, что значительно ухудшает массогабаритные характеристики летательного аппарата.

К компоновке летательного аппарата предъявляются особые требования. Плотность жидкого водорода  $0,07 \text{ г/см}^3$ , тогда как плотность керосина  $0,82 \text{ г/см}^3$ , следовательно, для получения того же теплового эквивалента работы потребуется увеличить емкость топливных баков для хранения топлива примерно в 3,8 раза при снижении общей массы топлива в три раза. В связи с этим, например, в США предложено размещать топливо в подвесных топливных баках или дополнительных баках, устанавливаемых над фюзеляжем. Также необходима надежная теплоизоляция топливных баков для предотвращения выкипания жидкого водорода, которое может привести к разрыву баков.

Водород обладает способностью в случае утечки из магистрали образовывать взрывоопасные смеси с кислородом. Пределы взрывоопасности водородно-кислородной смеси составляют по объему от 4 до 94%  $\text{H}_2$ , а водородно-воздушной смеси – от 4 до 74%  $\text{H}_2$ .

**Табл. 2.** Сравнительные характеристики авиационного керосина Jet A-1 и жидкого водорода (в относительных единицах)

Параметр	Jet A-1	$\text{H}_2$
Энергетическая плотность, МДж/л	1	0,24
Удельная масса, кг/л	1	0,0886
Выбросы $\text{CO}_2$	1	–
Выбросы $\text{NO}_x$	1	0,005...0,0139
Выбросы $\text{SO}_x$	1	–
Выбросы нелетучих твердых частиц	1	–
Выбросы HC	1	–

Смесь двух объемов  $\text{H}_2$  и одного объема  $\text{O}_2$  в связи с особой взрывоопасностью назвали гремучим газом. Следовательно, применение водородного топлива требует, помимо всего прочего, более высокой квалификации обслуживающего персонала [8].

Среди всех альтернативных топлив водород обладает наилучшими энергетическими и экологическими эксплуатационными характеристиками (табл. 2) [10]. Но при современном уровне промышленных технологий водород является относительно дорогим, в частности экологически дорогим, носителем энергии. Большой проблемой является его получение. Один из самых известных способов – электролиз воды, но он невозможен без электроэнергии, вырабатываемой электростанциями [11]. По имеющимся оценкам, на получение 1 Дж энергии, запасенного в водороде, при его производстве (синтезе и сжижении) затрачивается от 4 до 10 Дж. Эта энергия, в свою очередь, должна вырабатываться на обычных энергетических станциях, преимущественно тепловых, потребляющих традиционное углеводородное топливо. Так, в 2004 году при общемировом потреблении энергии около 15 ТВт более 85% ее было получено из ископаемых источников.

Поэтому для получения водорода необходимо сжечь значительно больше ископаемого топлива и, соответственно, выбросить в окружающую среду значительно больше загрязняющих веществ, чем при непосредственном использовании традиционного ископаемого вещества в качестве моторного топлива. Более перспективным считается получение водорода из углеводородов, таких как природный газ, метиловый спирт или керосин [1].

Для промышленного получения водорода разработано большое количество способов, к основным из которых можно отнести:

– химический: из водяного пара восстановлением его железом или углеродом (газификация кокса, каменного угля на водяной пар), из жидких углеводородов разложением или неполным окислением, из газообразных углеводородов термическим разложением;

– электрохимический: разложением воды с помощью электрического тока;

– физический: ступенчатым охлаждением газовых смесей до низких температур, когда происходит ожидение компонентов газовой смеси, кроме водорода.

## Особенности конструкции водородных силовых установок

В воздушно-реактивных двигателях криогенные топлива (жидкий водород) имеют лучшие тягово-экономические показатели, чем традиционное нефтяное топливо – авиакеросин. Они обеспечивают более высокий удельный импульс, выражаемый в ньютонах тяги на килограмм топлива в секунду, т.е. увеличение тяги и уменьшение расхода топлива. Но не только благодаря более высокой теплотворности. Высокие теплоемкость, газовая постоянная, хладоресурс и другие характеристики криотоплив обеспечивают более полное превращение тепловой энергии в механическую, разумеется, в пределах, допускаемых вторым законом термодинамики [12].

В России накоплен уникальный практический опыт разработки и создания криогенных двигателей разных схем, включая создание экспериментального двигателя ОКБ Кузнецова НК-88, работающего на жидком водороде и СПГ [13]. При использовании криогенного топлива схемы СУ могут иметь в своем составе криогенные насосные агрегаты, криотопливо-воздушные теплообменники и автономные турбины, работающие на нагретом несгоревшем топливе [14].

В газотурбинных двигателях, работающих на криогенном топливе – жидком водороде или СПГ, топливо в КС подается в газообразном состоянии, а его газификация производится в установленном за турбиной трубчатом теплообменнике-испарителе [15].

Примером такой схемы служит модификация серийного двигателя НК-8-2У – двигатель НК-88, использующий в качестве топлива жидкий водород. Удельный расход топлива и тяга при работе на водороде составляли:

–  $C_{R\text{ вкл}} = 22,4 \text{ кг}/(\text{кН}\cdot\text{ч})$ , или  $0,22 \text{ кг}/(\text{кгс}\cdot\text{ч})$ ;

–  $C_{R\text{ кр}} = 30 \text{ кг}/(\text{кН}\cdot\text{ч})$ , или  $0,296 \text{ кг}/(\text{кгс}\cdot\text{ч})$ , при  $H = 11 \text{ км}$  и  $M = 0,8$ ;

–  $R = 103 \text{ кН}$  (10,5 тс).

На двигателе впервые были применены: система топливоподдачи, включающая турбонасосный агрегат, теплообменник – газификатор топлива и агрегаты управления; система обеспечения пожаровзрывобезопасности с расположением криогенных агрегатов в специальном контейнере, продуваемом воздухом, отбираемым из-за компрессора; высокоскоростные подшипники качения топливного насоса на криогенном топливе и уплотнения, обеспечивающие заданный ресурс двигателя;

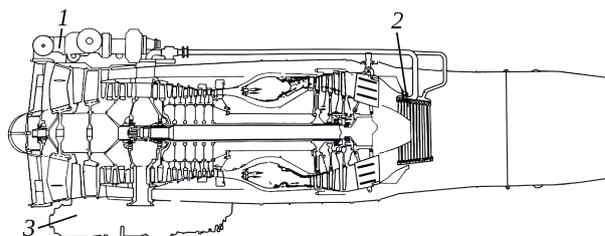


Рис. 14. Схема двигателя НК-88 [3]:

1 – криогенный насосный агрегат; 2 – теплообменник-газификатор; 3 – коробка приводов вспомогательных агрегатов

система газификации криогенного топлива, обеспечивающая оптимальный режим работы с минимальным удельным расходом топлива, максимальным подогревом, отсутствием обмерзания, высокой гидродинамической устойчивостью.

Газогенератор двигателя НК-88 (рис. 14) остался таким же, как у прототипа, были изменены только форсунки КС. В дальнейшем модификация двигателя была продолжена с целью перехода на СПГ – метан. Двигатель получил наименование НК-89.

По схеме двигатель НК-89 мало отличался от своего предшественника НК-88 и имел удельный расход топлива на крейсерском режиме ( $H = 11 \text{ км}$ ,  $M = 0,8$ )  $75,2 \text{ кг}/(\text{кН}\cdot\text{ч})$  ( $0,737 \text{ кг}/(\text{кгс}\cdot\text{ч})$ ), тяга составляла  $103 \text{ кН}$  (10,5 тс).

Следует обратить внимание еще на ряд особенностей как самого самолета Ту-155 (Ту-156), так и его топливной системы. Для управления и контроля криогенного комплекса на самолете имеется ряд систем:

– гелиевая система управления агрегатами силовой установки, заменившая собой электрическую (к двигателю, работающему на водороде, нельзя было подводить электроприводы);

– азотная система, замещающая воздушную среду в отсеках, где возможны утечки криогенного топлива;

– система газового контроля, проверяющая газовую среду в отсеках самолета и предупреждающая экипаж в случае утечек водорода задолго до достижения взрывоопасной концентрации;

– система контроля вакуума в теплоизоляционных полостях;

– система аварийного сброса жидкого водорода (СПГ), позволяющая в случае необходимости слить криогенное топливо на срез сопла среднего штатного двигателя (длинная труба, тянущаяся из-под фюзеляжа к соплу, рис. 15). В процессе наземных испытаний были отработаны различные ситуации, связанные с опасностью возникновения взрыва и пожара.

Вместе с тем в качестве носителя научно-технического задела двигатель НК-89 имеет ряд недостатков:

– низкие параметры рабочего процесса по сравнению с параметрами современных и тем более перспек-



**Рис. 15.** Система аварийного сброса жидкого водорода [3] тивных двигателей ограничивают применимость двигателя;

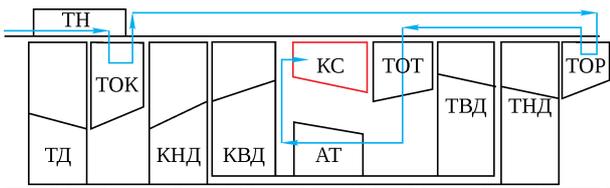
- привод насоса водорода от воздушной турбины, работающей на воздухе, отбираемом за компрессором двигателя и утилизируемом в атмосферу (открытая схема привода), снижает экономичность двигателя;

- многофорсуночная конструкция КС (70 форсунок для водорода и 69 для керосина) не используется на других отечественных двигателях;

- конструкция теплообменника-газификатора обуславливает дополнительные газодинамические потери в газотурбинном тракте.

С учетом полученного опыта для двигателя ПС-92, разрабатываемого на базе двигателя ПС-90А в АО «ОДК-Авиадвигатель» (для самолета Ту-204К), рассматриваются две схемы подачи водорода: турбонасосный агрегат с приводом турбины газифицированным топливом (закрытая схема) и привод турбины воздухом, отбираемым от компрессора (открытая схема). В качестве варианта рассматривается возможность привода насоса от коробки приводов агрегатов, однако для этого необходимо предусмотреть механизм поддержания постоянной частоты вращения и отключения двигателя, что конструктивно сложно. Запуск двигателя автоматический – на керосине, с последующей работой либо на водороде, либо на керосине. Для этого необходимо разработать систему подачи и регулирования расхода двух топлив, работающую как на основной, так и на резервной автоматике.

Улучшить тягово-экономические показатели криогенных авиадвигателей можно путем введения дополнительных устройств в схему двигателя (рис. 16). Так, турбодетандер (ТД) при полете на сверхзвуковых и особенно гиперзвуковых скоростях и теплообменник (ТОК) для охлаждения воздуха перед каскадами компрессора (вплоть до ожижения воздуха при изменении схемы



**Рис. 16.** Примеры включения в схему криогенного ГТД устройств, улучшающих его тягово-экономические характеристики [12]

двигателя) уменьшат затрату работы на привод компрессора и увеличат возможность подвода тепла в КС. Автономная турбина (АТ), работающая на газифицированном криотопливе до его сжигания, уменьшит перепад давления на газовой турбине и обеспечит более высокое давление перед соплом. Высокое давление на входе автономной турбины создает жидкостный топливный насос (ТН), требующий небольшой затраты работы, а высокая температура достигается нагревом в теплообменнике за КС (ТОТ). С помощью теплообменника-регенератора (ТОР) через топливный контур возвращается часть низкопотенциальной теплоты в зону высокого давления КС, повышая теплотворность топлива и, соответственно, КПД цикла и удельный импульс [12].

Но прежде всего для увеличения удельного импульса может быть повышена температура газа в КС ( $T_r^*$ ) вплоть до стехиометрической, что обеспечивается интенсивным охлаждением лопаток турбины и других устройств, ограничивающих повышение температуры газа, благодаря хладоресурсу криотоплив. Отпадает вопрос об использовании в криогенных ГТД неэкономичной форсажной камеры.

Так, водородом, имеющим хладоресурс выше, чем у керосина, в 30 раз, предлагается охлаждать (на 200... 400°C) воздух из-за компрессора, идущий на охлаждение соплового аппарата и рабочих лопаток турбины, что компенсирует увеличение температуры продуктов сгорания перед турбиной. В итоге сила тяги двигателя и его удельные характеристики, а также КПД и ресурс турбины возрастают.

Кроме того, применению водорода в качестве топлива способствуют: увеличение удельного импульса; более низкая, чем для керосина, молекулярная масса продуктов сгорания, которой соответствует более высокая их газовая постоянная и теплоемкость; меньшие потери энергии с выхлопными газами из-за снижения степени диссоциации продуктов сгорания. Более высокий стехиометрический коэффициент (в 2,32 раза выше, чем у керосина) позволяет достичь стехиометрического режима горения при, соответственно, меньшем расходе топлива.

## Организация горения водородосодержащих топливных смесей

Сжигание топлива с высоким содержанием водорода приводит не только к снижению выбросов загрязняющих веществ. Сжигание бедных, предварительно перемешанных ТВС связано с проблемами работоспособности, включая самовоспламенение, срыв и проскок пламени. Богатые водородом виды топлива подвержены самовоспламенению и проскоку пламени из-за высокой скорости химических реакций. Параметры, влияющие

на просок пламени и самовоспламенение, подразделяются на три группы:

- характеристики потока и горения;
- условия эксплуатации и конфигурация пламени;
- нагрев пограничного слоя.

Для понимания условий самовоспламенения и проскока пламени рассмотрим водородную горелку, где смешивание водорода и воздуха основано на принципе струи в поперечном потоке (JICF), когда газообразное топливо впрыскивается перпендикулярно воздушному потоку. Расположение струи в поперечном потоке обеспечивает хорошее проникновение топлива в поток окислителя. Перпендикулярный впрыск приводит к завихрению, что существенно для смешивания топлива и окислителя, а также снижает аэродинамические потери.

В работе [16] проводилось моделирование впрыска, смешения и горения водорода в воздушной среде, где за модель была принята горелка, построенная по принципу JICF (рис. 17). Исследуемая горелка состоит из двух колец, каждое из которых имеет два ряда форсунок. Топливная форсунка горелки имеет диаметр 1,0 мм. На передней поверхности горелки установлен теплозащитный пакет для защиты корпуса горелки, изготов-

ленного из нержавеющей стали, от перегрева. Теплозащитный пакет состоит из теплозащитного экрана, изготовленного из сплава Hastelloy X, воздушной прослойки и фиксирующих дисков, обеспечивающих тепловое расширение пакета во время работы. Воздух подается для уменьшения теплового потока, проводимого из зоны горения в корпус горелки.

Рис. 18 иллюстрирует поле потока, смешение воздуха и водорода и положение пламени вследствие действия внутренних и внешних стабилизационных вихрей. Чтобы смесь могла диффундировать в сдвиговом слое и образовывать воспламеняющуюся композицию, важна глубина впрыска водорода в поперечный поток ( $y < y_{crit}$ ). Рециркуляционный вихрь перед воздуховодной панелью транспортирует основной воздух к зоне горения (внутренний вихрь), тогда как вихрь перед теплозащитным экраном транспортирует выхлопные газы (внешний вихрь).

На входе в горелку подается горячий воздух с температурой 630 К и с учетом теплообмена с воздуховодной панелью получается температурное поле, показанное на рис. 19. Эксперимент проводился при коэффициенте избытка топлива  $\varphi = 0,4$  и показал относительно

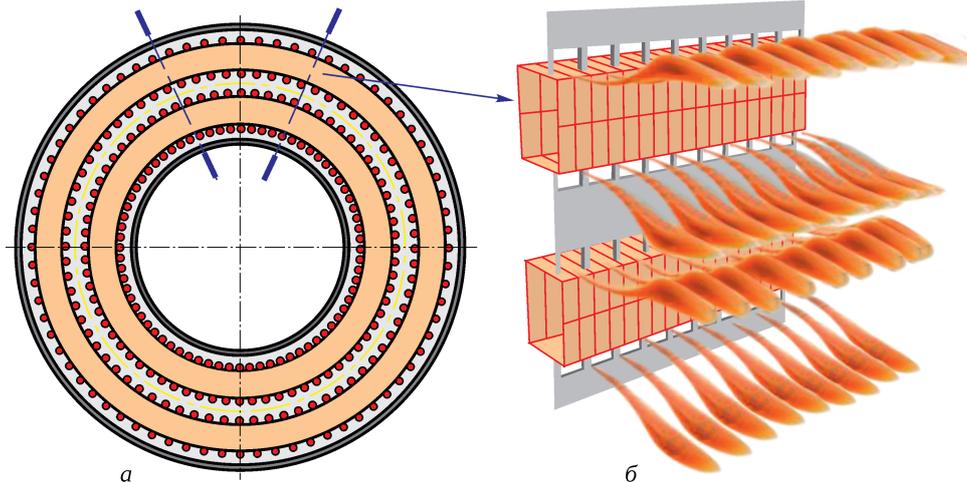


Рис. 17. Схематический вид спереди (а) и сегмент (б) кольцевой горелки типа JICF [16]

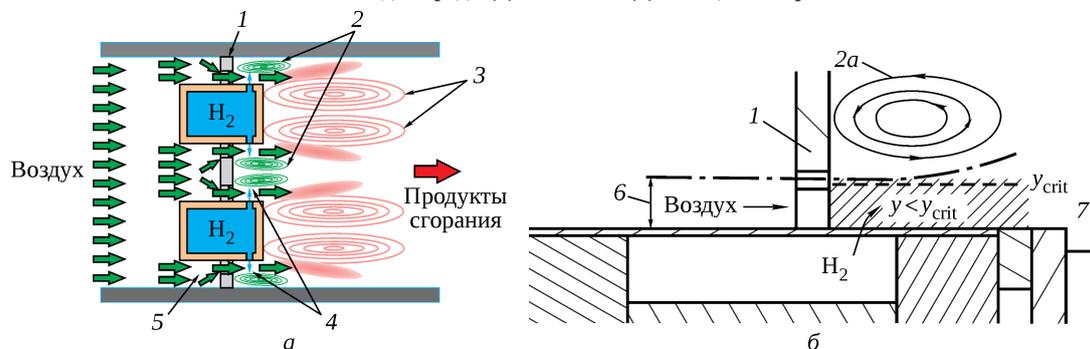


Рис. 18. Водородная горелка типа JICF [16]:

а – принцип стабилизации пламени; б – определение глубины впрыска водорода;

- 1 – воздуховодная панель; 2 – внутренние вихри; 2а – пристеночный вихрь; 3 – внешние вихри; 4 – топливные форсунки; 5 – сжатие воздушного потока; 6 – высота входного отверстия; 7 – свободный выход

низкую эмиссию оксидов азота ( $\text{NO}_x = 0,59 \text{ ppm}$ ). Однако температурное поле свидетельствует о высокой температуре в пристеночной зоне рециркуляции ( $T = 1230 \text{ K}$ ) и об основной проблеме такой концепции впрыска водорода – поперечная струя топлива обеспечивает концентрированный, точечный источник высокореактивного водорода и ввиду характера течения, генерируемого поперечной струей, создает условия (низкая скорость и богатая топливом смесь, рис. 20) для нежелательного, разрушительного закрепления пламени непосредственно за соплом. Данная проблема может привести к проскоку пламени выше по течению воздушных масс. Кроме того, в результате увеличения скорости ТВС при прохождении сопла проявляется более высокая глубина проникновения водорода в воздух.

Авторы работы [16] умалчивают о возможных проблемах при использовании в водородной горелке концепции поперечных струй. Избежать данных проблем можно, применив технологию распределенного впрыска топлива (DFI), где обычные форсунки впрыска топлива заменяют пористыми стальными компонентами, которые служат пространственно распределенными водородными форсунками, устраняя наличие концентрированных точечных источников водорода и, следовательно, необходимость азотно-парового разбавления топлива. Технология распределенного впрыска достаточно нова, ознакомится с ней можно в работе [17].

На рис. 21 изображен пример распределенного впрыска: чистый водород течет в круглую трубу из пористой стали, затем газообразное топливо равномерно проходит через поверхность пористой стенки в воздушный поток и смешивается с окислителем до того, как горение происходит ниже по течению в проектном положении пламени.

Дополнительным преимуществом концепции DFI является то, что пористая сталь может служить акустически непроницаемым барьером для автоколебаний ниже определенного порогового значения. То есть такая горелка имеет потенциал полностью отделить акустическое поле камеры сгорания от потока жидкости в топливопроводах, что делает систему сгорания на основе DFI значительно менее подверженной проблемам динамики горения.

Конструкция горелки довольно проста и имеет вид цилиндра, размер пор 200 мкм. Заглушка горелки (см. рис. 21) покрыта термическим барьерным покрытием для защиты металла от воздействия горячих газов. Для того чтобы улучшить смешивание между водородом и набегающим воздухом применяются вихревые генераторы (рис. 22). Создаваемые когерентные структуры потока (вихри) усиливают турбулентную конвекцию и переносят впрыскиваемый поток. Вихревые генераторы устанавливаются в начале инжекционной секции.

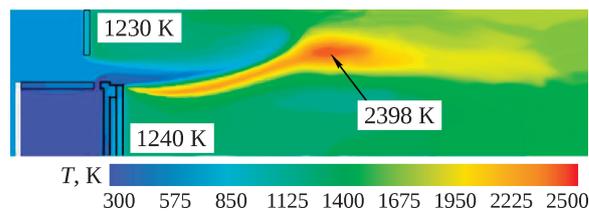


Рис. 19. Температурное поле водородной горелки типа JICF [16]

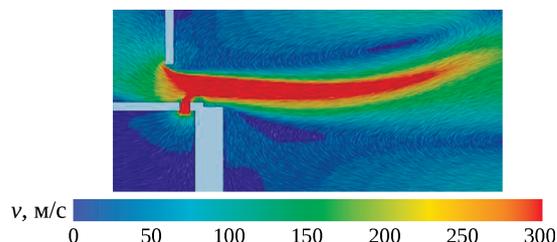


Рис. 20. Поле скорости в области сопла водородной горелки типа JICF [16]

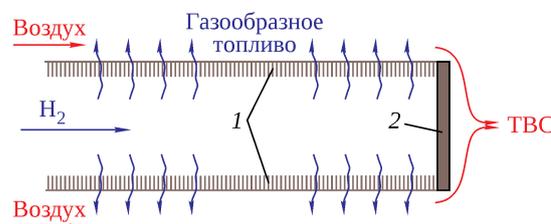


Рис. 21. Водородная горелка типа DFI [17]:  
1 – пористая стенка; 2 – заглушка



Рис. 22. Вихревые генераторы горелки типа DFI [17]

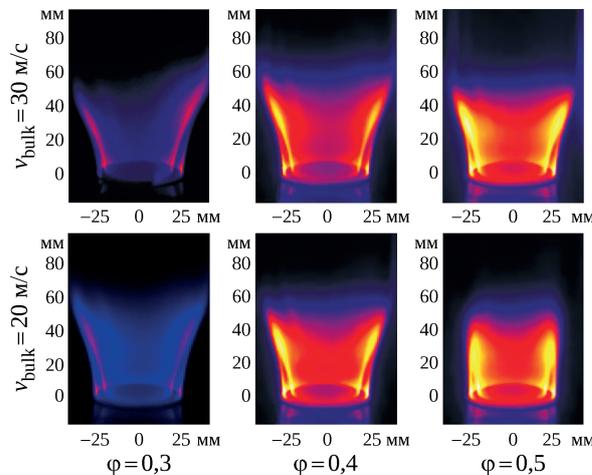


Рис. 23. Пламя горелки типа DFI [17]

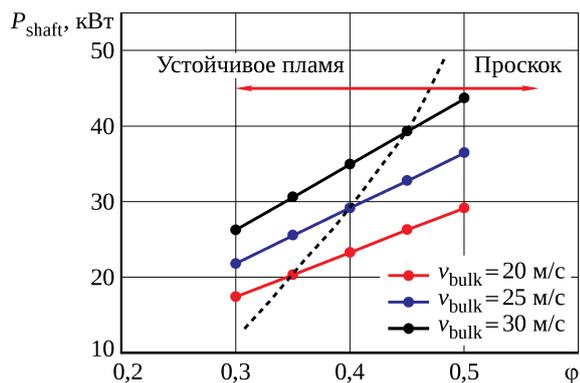


Рис. 24. Работоспособность горелки типа DFI [17]

Картину горения для горелки типа DFI можно наблюдать на рис. 23, где приведены фотографии процесса горения при разной скорости (20 и 30 м/с) и разном коэффициенте избытка топлива (0,3; 0,4; 0,5). С обогащением ТВС длина пламени первоначально, от  $\phi = 0,3$  до  $\phi = 0,4$ , увеличивалась, но далее, при  $\phi = 0,5$ , произошло укорочение пламени. Причина этого явления непонятна. Кроме того, колоколообразная форма пламени при  $\phi = 0,5$  и  $v_{bulk} = 20$  м/с изменилась, что тоже не находит объяснения. И самое важное – пламя стабилизируется во внутреннем и внешнем сдвиговом слое. Более интенсивная внутренняя реакционная зона, по-видимому, прикрепляется к краю горелки, в то время как внешняя – к краю кварцевой трубки, в которой происходило горение. По мере обогащения ТВС произошел проскок пламени внутрь трубчатой форсунки.

График работоспособности пористой трубчатой горелки представлен на рис. 24. Пунктирной линией отмечена граница между устойчивым пламенем и условиями, в которых произошел проскок. Согласно этим данным, стабильная работа горелки может быть достигнута только при использовании бедной ТВС ( $\phi < 0,4$ ).

Исходя из вышеизложенного, можно сделать вывод, что ни одна из современных концепций сжигания водородно-воздушной смеси не является безупречной.

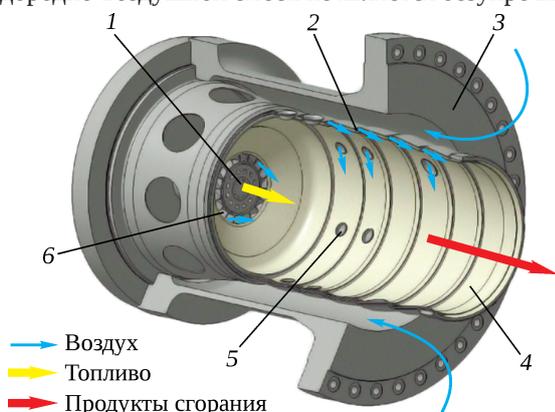


Рис. 25. Промышленная камера сгорания Kawasaki [18]: 1 – форсунка; 2 – система охлаждения; 3 – корпус; 4 – футеровка; 5 – отверстия для разбавления; 6 – завихритель

Если при смешивании водорода и воздуха в поперечном потоке (JICF) вполне вероятен проскок пламени и самовоспламенение водорода, то и в концепции распределенного впрыска (DFI) можно наблюдать эти явления, правда в богатых ТВС. Кроме того, технология DFI является еще и малоизученной.

Как было сказано, из-за высокой реакционной способности водородно-воздушных смесей риск проскока пламени и преждевременного горения в смесителях значительно выше, чем у авиационного керосина и природного газа. На это свойство водорода обращают внимание авторы работы [18], исследовавшие добавление водорода в топливо (вплоть до 100%  $H_2$ ) на реально существующей камере сгорания Kawasaki (рис. 25).

Основными факторами, влияющими на выбросы  $NO_x$ , являются, как правило, длительное время пребывания и низкая эффективность смешивания топлива и окислителя, вызывающая высокую температуру пламени. Более высокая реакционная способность водорода обуславливает, с одной стороны, более высокую температуру пламени, а с другой – ограничения по перемешиванию ТВС. Современные камеры сгорания с предварительно перемешанной ТВС, разработанные для традиционных топлив, не могут применяться для сжигания чистого водородного топлива из-за высокого риска самовоспламенения.

Не перемешанная предварительно ТВС хотя и имеет тенденцию к более высоким выбросам  $NO_x$ , однако считается перспективной для применения чистого водорода из-за высокой стабильности горения. Техническими стратегиями снижения  $NO_x$  являются, например, разбавление топлива с помощью азота ( $N_2$ ) и впрыск воды или пара в пламя. Цель состоит в том, чтобы уменьшить скорость реакции, снизив температуру, и таким образом подавить тепловое образование  $NO_x$ . Однако эти методы снижают общую эффективность установки из-за более низких технологических температур и большей потребности в энергии, что делает невозможным их применение в авиадвигателестроении. Таким образом, для водородного топлива необходимо разрабатывать способ сухого сжигания (без добавления воды, пара и т.д.) с низким содержанием  $NO_x$ . Эти технологии ориентированы в основном на миниатюризацию пламени и ступенчатый впрыск топлива.

В работе [18] исследования проводились на реально существующей диффузионной КС с обратным потоком (см. рис. 25). Воздух для горения поступает в КС с нижней стороны, через канал между корпусом КС и жаровой трубой, при этом охлаждая ее. Воздух поступает в зону горения через завихритель, который закрепляет и стабилизирует пламя. Топливо впрыскивается в закрученный поток через топливную форсунку. Горячие выхлопные газы смешиваются с охлаждающим воздухом

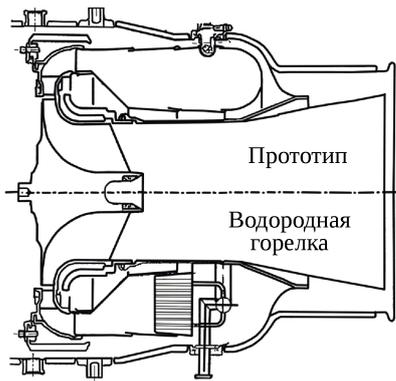


Рис. 26. Вспомогательная силовая установка GTCP 36-300 [19]

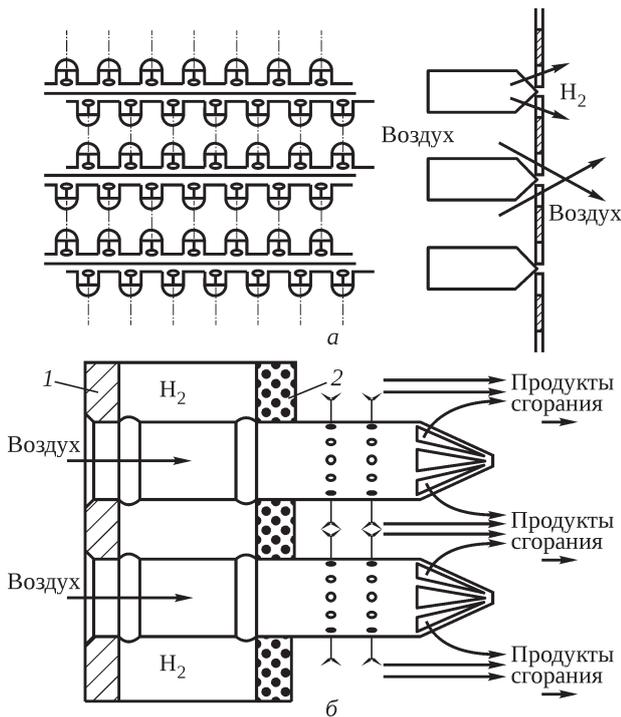


Рис. 27. Схема водородной горелки камеры сгорания вспомогательной силовой установки GTCP 36-300 [19]:  
 а – первоначальная горелка; б – доработанная горелка;  
 1 – крепежная пластина; 2 – пористая пластина

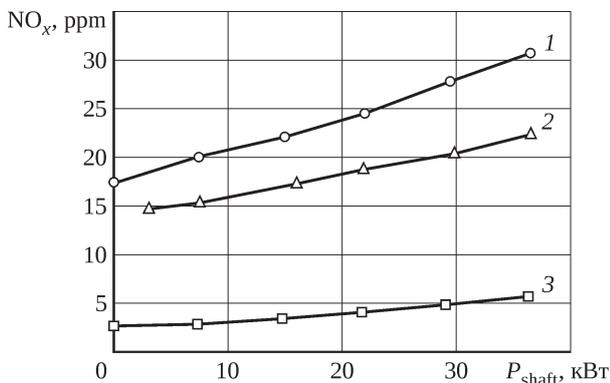


Рис. 28. Эмиссия NO<sub>x</sub> вспомогательной силовой установки GTCP 36-300 [19]:  
 1 – оригинальная керосиновая горелка; 2 – первоначальная водородная горелка; 3 – доработанная водородная горелка

перед выходом из КС. Были исследованы рабочие диапазоны: давление воздуха 2,5...24 бар, температура на выходе из КС 900...1300°C, доля водорода 0...100%, температура воздуха на входе 500°C.

Университет прикладных наук Ахена (FH Aachen) разработал и внедрил принцип диффузионного горения водорода, при котором количество локальных зон смешения между водородом и воздухом резко увеличивается по сравнению с обычными конструкциями газотурбинных горелок. За прототип была взята вспомогательная силовая установка GTCP 36-300 самолета A320 (рис. 26) [19]. Принцип сжигания ТВС можно охарактеризовать как попытку минимизировать масштаб смешивания и максимизировать его интенсивность. Авторами работы [19] предложена схема водородной диффузионной горелки (рис. 27), где многоструйный воздух впрыскивается в низкоскоростную водородную атмосферу.

На основании полученных результатов водородных испытаний (рис. 28) вспомогательная силовая установка самолета A320 была переведена с керосинового режима работы на водородный. Продемонстрирована безопасность управления двигателем при работе на водороде. Следует подчеркнуть, что диффузионное горение по своей сути неспособно вызвать прокок пламени, чем снижает риск отказа двигателя.

### Влияние водорода на снижение эмиссии вредных веществ

Учитывая физико-химические свойства водорода, в том числе скорость горения (выше, чем у любого углеводородного топлива), и зная, что для снижения эмиссии NO<sub>x</sub> необходимы:

- процесс сгорания, при котором местные температуры газов по длине жаровой трубы минимальны или же присутствует область высоких температур малой протяженности;
- снижение времени пребывания продуктов сгорания в КС, – можно предположить, что с увеличением доли водорода эмиссия оксидов азота должна уменьшаться.

Ответ на этот вопрос можно получить из работы [20], авторы которой проводили исследования на горелке-прототипе, разработанной и изготовленной компанией Siemens Industrial Turbomachinery AB (Швеция). Конструкция КС предполагает двухстадийное горение (ступенчатый подвод тепла) (рис. 29): в первичной зоне происходит сгорание обогащенной ТВС (RPL), далее после сопла, в диффузоре, происходит смешение с основной ТВС, и окончательное сгорание происходит во вторичной зоне. Для поддержания устойчивого горения используется пилотное топливо, которое подается через завихритель.

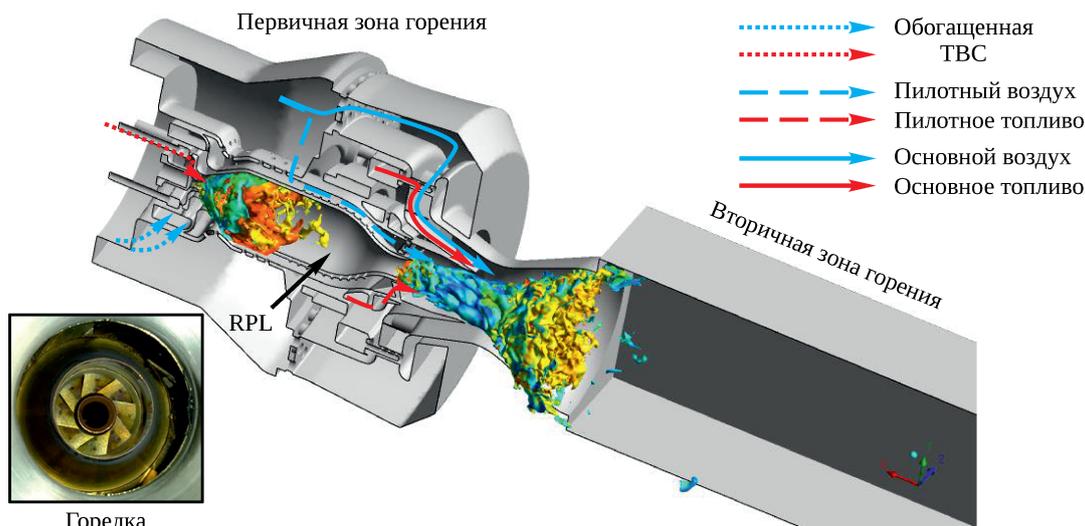


Рис. 29. Двухстадийная камера сгорания Siemens [20]

Все исследования проводились для следующих вариантов топлива:

- метан (100% CH<sub>4</sub>);
- природный газ и метан (NG + CH<sub>4</sub>);
- 25%-е обогащение водородом (75% CH<sub>4</sub> – 25% H<sub>2</sub>);
- 50%-е обогащение водородом (50% CH<sub>4</sub> – 50% H<sub>2</sub>).

При обогащении водородом исследования проводились на режимах  $\varphi = 1,2$  и  $\varphi = 0,8$ .

Высокая концентрация CO обычно связана с неполным сгоранием. Основная реакция окисления CO:



Более высокое содержание водорода в топливе производило высокую концентрацию радикалов OH. В результате скорость окисления CO была увеличена.

Для метана минимальная концентрация CO составляла приблизительно 24 ppm, для 25%-й смеси водорода – приблизительно 20 ppm в диапазоне температуры 1700...1850 K (рис. 30). Для 50%-й водородной смеси наиболее низкая концентрация CO (9 ppm) наблюдалась при температуре, превышающей 1650 K.

Горение природного газа (NG) показало низкую концентрацию CO при более высокой температуре пламени (около 1750...1850 K). Однако минимальная концентрация CO была в 1,5 раза выше (36 ppm) по сравнению с метаном (100% CH<sub>4</sub>). Для всех топливных смесей при более высоких температурах пламени наблюдалась тенденция к увеличению эмиссии CO (видимо, из-за диссоциации продуктов сгорания CO<sub>2</sub>).

При обогащении водородом было замечено расширение диапазона устойчивости к обеднению ТВС: при 25% H<sub>2</sub> на 20 K, при 50% H<sub>2</sub> на 100 K (показано черной и красной стрелками на рис. 30) – и была достигнута более низкая температура горения в зоне обогащенной ТВС. Образование большого количества радикалов и деформационно-стойкое поведение обогащенного водо-

родом пламени благоприятствовали расширению этого диапазона устойчивости.

Для обогащенных водородом смесей влияние скорости горения и скорости потока сравнивалось с использованием числа Дамкелера (Da). Расчет производился с использованием следующих соотношений:

$$\text{Da} = \tau_{\text{flow}} / \tau_{\text{flame}}; \tau_{\text{flow}} = d / v_{\text{bulk}}; \tau_{\text{flame}} = \delta / s_L,$$

где  $\tau_{\text{flow}}$ ,  $\tau_{\text{flame}}$  – время распространения потока и пламени;  $d$  – диаметр горловины;  $v_{\text{bulk}}$  – объемная скорость потока;  $\delta$  – толщина пламени;  $s_L$  – скорость ламинарного пламени.

Результаты показали (рис. 31), что с увеличением концентрации водорода пламя устойчиво при более низких температурах. Следовательно, высокая концентрация водорода в смеси топлива более полезна для стабилизации пламени в сильно турбулентном поле потока.

По данным измерений, эмиссия NO<sub>x</sub> экспериментальной установки была незначительной (рис. 32). Все топливные смеси демонстрировали линейную зависимость до температуры пламени 1750 K, а далее наблюдался экспоненциальный рост. Снижение NO<sub>x</sub>

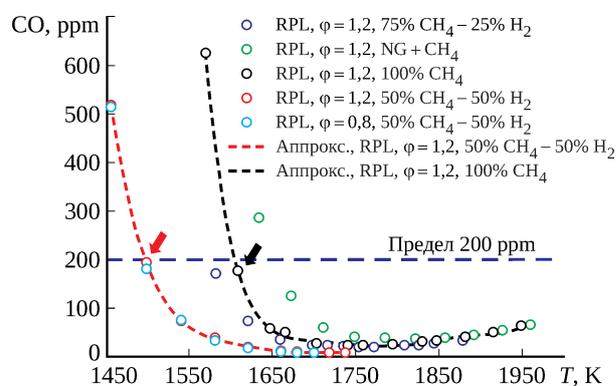
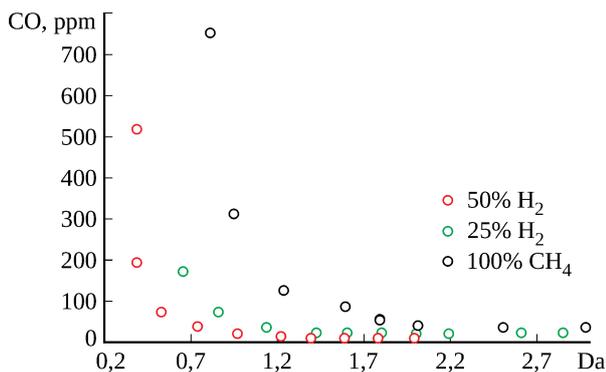
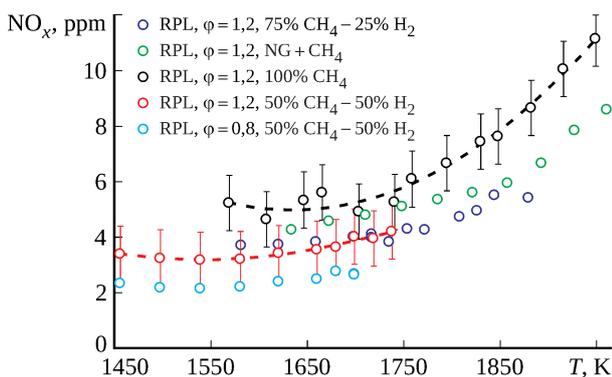


Рис. 30. Эмиссия CO (15% O<sub>2</sub>) в зависимости от температуры пламени и характеристик топлива [20]



**Рис. 31.** Зависимость бедного срыва (15% O<sub>2</sub>) от скорости горения, скорости потока и состава топлива [20]



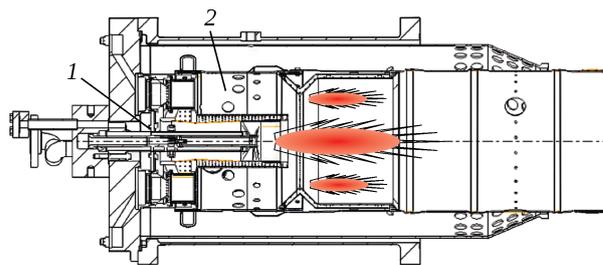
**Рис. 32.** Эмиссия NO<sub>x</sub> (15% O<sub>2</sub>) в зависимости от температуры пламени и характеристик топлива [20]

было отмечено для случаев с высоким содержанием водорода, оно противоречит теоретическим представлениям. Однако при детальном анализе и наблюдении можно прийти к выводу, что изменение топливной смеси требовало разного расхода для одной и той же мощности, следовательно, профиль смешивания мог измениться.

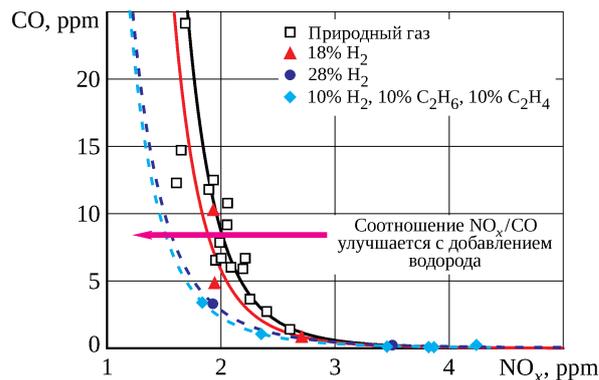
Обогащение водородом топливной смеси приводило к образованию большего количества радикалов, а интенсивный процесс горения мог расширить зону реакции, следовательно, время пребывания в КС ускоренного потока продуктов сгорания сокращалось. Модификация поля потока горением высокореактивной смеси может быть причиной снижения концентрации NO<sub>x</sub>.

Из вышесказанного можно сделать вывод, что добавление водорода в основное топливо метан благотворно сказывается на экологических характеристиках газотурбинной установки – наблюдается устойчивое значительное снижение не только эмиссии CO, но и NO<sub>x</sub>. Кроме того, обогащение водородом основного топлива улучшает условия горения, а именно увеличивает зону бедного срыва пламени. Так, в случае 50%-го обогащения водородом температура бедного срыва пламени была на 100 K ниже, чем у метана.

В связи с тем, что на эмиссию NO<sub>x</sub>, помимо температуры горения и времени пребывания газового потока



**Рис. 33.** Камера сгорания ГТУ GT26 [21]:  
1 – топливные форсунки;  
2 – эффузионное охлаждение



**Рис. 34.** Эмиссия CO и NO<sub>x</sub> (15% O<sub>2</sub>) в зависимости от состава топлива (природный газ, водород, этан, этилен) [20]

в камере сгорания, значительное влияние оказывает качество смешения ТВС, интересно посмотреть, подтвердятся ли оптимистические прогнозы по использованию водорода в случае КС с иным способом организации горения.

Если выше рассматривалась двухстадийная КС (или КС со ступенчатым подводом тепла), то теперь рассмотрим камеру сгорания ГТУ GT26 [21] (рис. 33). Камера сгорания типа PSM LEC-III предполагает двухзонное горение, где для стабилизации используется пилотная форсунка, обеспечивающая диффузионное (обогащенное) горение, а в основную зону горения подается заранее перемешанная бедная ТВС.

Испытания производились с увеличением доли водорода в основном топливе – метане. Водород показал способность работать при более низкой температуре пламени, т.е. расширяя границы бедного срыва, сохраняя при этом низкие выбросы CO. Испытания показали способность камеры сгорания работать при эмиссии NO<sub>x</sub> ниже 2 ppm и эмиссии CO 9 ppm с добавлением водорода (рис. 34). Экспериментальные данные полностью подтверждают выводы работы [20].

Пределы устойчивости зависят от пределов воспламеняемости топлива и скорости пламени. Топлива, которые имеют тенденцию максимизировать образование радикалов в реакционной зоне, будут стремиться макси-

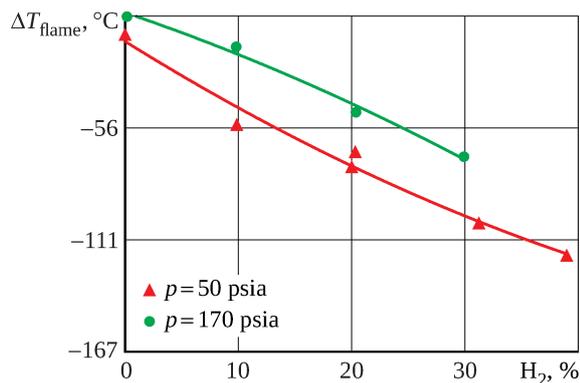


Рис. 35. Эффект запаса воспламеняемости при увеличении содержания водорода (два режима давления) [21]

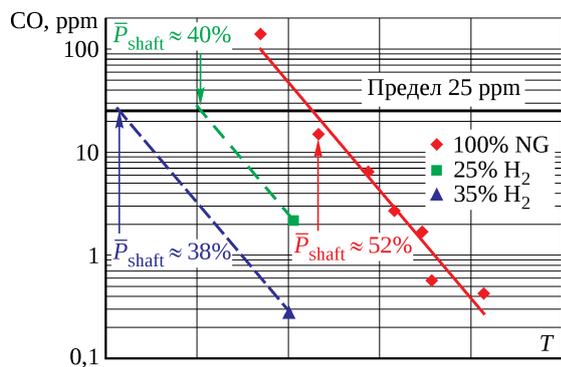


Рис. 36. Выбросы CO (15%  $O_2$ ) в зависимости от нормированной нагрузки [21]

мизировать пределы воспламеняемости. Этот эффект иллюстрирует рис. 35, где показано добавление водорода к природному газу в предварительно перемешанной ТВС. Средняя температура пламени рассчитывается на основе компонентов топлива, соотношения топлива и воздуха и условий эксплуатации.

Увеличение запаса воспламеняемости на 111°C наблюдалось при добавлении 40% водорода (молярная концентрация) и было относительно нечувствительно к рабочему давлению рассматриваемой системы. Этот эффект может быть использован для расширения зоны воспламенения, что позволит снизить выбросы  $NO_x$  со снижением температуры пламени.

Представляет интерес влияние нагрузки (удельной мощности газотурбинной установки) на выбросы вредных веществ в зависимости от концентрации водорода в основном топливе. На рис. 36 представлен график зависимости выбросов CO от температуры горения. 100%-й природный газ показывает полный диапазон выбросов CO в диапазоне испытательной нагрузки. При нагрузке  $P = 52\%$  ГТУ работала значительно ниже предела 25 ppm. Предельный уровень выбросов CO достигается гораздо раньше при использовании 100%-го природного газа, чем при использовании водородного топлива. Он не был достигнут в диапазоне испытатель-

ных нагрузок при работе ГТУ на топливе с повышенным содержанием водорода (35%  $H_2$ ). Можно сделать вывод о возможности снижения нагрузки сверх текущего рабочего минимума даже при использовании топлива с пониженным содержанием водорода (25%  $H_2$ ).

Приведенные примеры позволяют заключить, что при обогащении водородом топливовоздушной смеси, независимо от способа организации горения или конструктивных особенностей камеры сгорания, происходит снижение выбросов вредных веществ, а следовательно, улучшаются экологические показатели газотурбинной установки.

## Заключение

Исходя из химических и теплофизических свойств жидкого водорода можно сделать следующие выводы:

- по экологическим параметрам водород имеет большое преимущество перед всеми альтернативными авиатопливами: вредные выбросы составляют только  $NO_x$  (их можно сделать ниже выбросов от авиакеросина), выбросы CO и  $CO_2$  отсутствуют. При сжигании водорода в смеси с кислородом единственным продуктом сгорания является вода. Следовательно, при использовании водорода не образуются парниковые газы, влияющие на климат Земли;

- благодаря высокой теплотворной способности водорода его использование позволит перейти к большим степеням повышения давления в компрессоре, а также обеспечить улучшение экономичности двигателя, при условии успешной реализации его систем для использования водорода;

- применение жидкого водорода для охлаждения агрегатов двигателя может дополнительно увеличить его удельную тягу;

- меньшая плотность водорода, по сравнению с авиационным керосином, требует размещения на борту самолета топливных баков больших размеров, что увеличивает габариты самолета и несколько ухудшает его летно-технические характеристики.

Главным достоинством жидкого водорода как альтернативного экологически чистого авиатоплива является его возобновляемость, а главным недостатком – высокая себестоимость. Кроме того, для массового использования водорода как авиатоплива потребуется резко увеличить его промышленное производство, т.е. создать много заводов, что, в свою очередь, негативно скажется на экологии из-за промышленных выбросов. И что будет превалировать – экологическая чистота самого водорода или негативные последствия от его производства, сегодня остается вопросом открытым.

Инфраструктура современных аэропортов, ввиду отсутствия наземных средств получения, хранения и

---

транспортировки жидкого водорода, не готова к переходу на использование альтернативного топлива. Решение данной проблемы потребует огромных денежных средств.

Однако если негативные прогнозы ученых об изменении климата из-за парникового эффекта, создаваемого продуктами сгорания углеводородных топлив ( $\text{CO}_2$ ), будут подтверждаться, то применение водорода в энергетике и на транспорте станет необходимым.

На переходном этапе решения этой проблемы актуальным будет создание двухтопливных энергетических систем. Наиболее перспективным вариантом использования жидкого водорода видится его частичное применение как авиатоплива в «комбинированном» двигателе, работающем как на авиакеросине, так и на криогенном топливе, или добавление водорода в керосиновую топливовоздушную смесь для улучшения ее экологических качеств.

## Литература

1. Николайкин Н.И., Мельников Б.Н., Большунов Ю.А. Перевод на альтернативные виды топлива как способ повышения энергетической и экологической эффективности транспорта // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 162. С. 12–21.
2. Гуров В.И. Уникальный самолет Ту-155 с водородным двигателем // Двигатель. 2013. № 5 (89). С. 4–6.
3. Андреев В.А. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации : справочник-воспоминание для всех / Андреев В., Борисов В., Климов В. и др. ; науч. ред. В.Т. Климов. М. : Московский рабочий, 2001. 223 с.
4. Comparative study on combustion and emission characteristics of methanol/hydrogen, ethanol/hydrogen and methane/hydrogen blends in high compression ratio SI engine / X. Zhen, X. Li, Y. Wang, D. Liu, Zhi Tian // Fuel. 2020. Vol. 267. Art. 117193. 9 p.
5. Аннушкин Ю.М., Маслов Г.Ф., Сverdlov Е.Д. Устойчивость горения диффузионного факела водорода в спутном потоке воздуха // Физика горения и взрыва. 1983. Т. 19, № 6. С. 14–20.
6. On flame stabilization process of methane jets in subsonic air flow / V. Strokin, E. Sverdlov, L. Butovski, V. Khristich. 1999. (XIV International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE): 5–10 September 1999, Florence, Italy).
7. Аннушкин Ю.М., Сverdlov Е.Д. Закономерности изменения длины диффузионных пламен газообразных топлив в спутном потоке воздуха // Физика горения и взрыва. 1984. Т. 20, № 3. С. 46–51.
8. Кирдюшкин Ю.С. Потенциал водородного топлива гражданской авиации будущего // Научный вестник МГТУ ГА. 2013. № 193. С. 110–113.
9. Ратнер С.В. Инновации в авиационной промышленности: анализ результатов исследовательских программ по разработке альтернативных видов авиационного топлива // Национальные интересы: приоритеты и безопасность. 2018. Т. 14, вып. 3. С. 492–506.
10. Hileman J.I., Stratton R.W., Donohoo P.E. Energy content and alternative jet fuel viability // Journal of Propulsion and Power. 2010. Vol. 26, iss. 6. P. 1184–1195.
11. Водород. Свойства, получение, хранение, транспортирование, применение : справочник / Д.Ю. Гамбург, В.П. Семенов, Н.Ф. Дубовкин, Л.Н. Смирнова ; под ред. Д.Ю. Гамбурга, Н.Ф. Дубовкина. М. : Химия, 1989. 672 с.
12. Резников М.Е. Теоретические основы применения криотоплив в перспективных летательных аппаратах // Применение криогенных топлив в перспективных летательных аппаратах : материалы V научно-технической конференции. М. : Воентехлит, 2000. С. 88–97.
13. Ланшин А.И. Развитие криогенных силовых установок летательных аппаратов // Применение криогенных топлив в перспективных летательных аппаратах : материалы V научно-технической конференции. М. : Воентехлит, 2000. С. 24–29.
14. Разносчиков В.В., Чепанов А.И. Анализ использования криогенных и газовых топлив в силовых установках магистральных самолетов // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 134. С. 10–15.
15. Букин В.А. Методы инженерного синтеза САР ГТД, работающих на криогенном топливе // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (национального исследовательского университета). 2011. № 3 (27). С. 68–77.
16. Numerical combustion and heat transfer simulations and validation for a hydrogen fueled “micromix” test combustor in industrial gas turbine applications / C. Striegan, A. Haj Ayed, K. Kusterer, H.H.-W. Funke, S. Loechle, M. Kazari, A. Horikawa, K. Okada, K. Koga // ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition : June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA. Vol. 4B: Combustion, fuels and emissions. GT2017-64719. 10 p.

- 
17. Gounder J.D., Kutne P., Gruber A. Experimental investigation of a bluff body burner for distributed hydrogen injection // ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition : June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA. Vol. 4A: Combustion, fuels and emissions. GT2017-63414. 11 p.
  18. Kroniger D., Lipperheide M., Wirsum M. Effects of hydrogen fueling on NO<sub>x</sub> emissions: a reactor model approach for an industrial gas turbine combustor // ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition : June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA. Vol. 4B: Combustion, fuels and emissions. GT2017-64401. 12 p.
  19. Dahl G., Suttrop F. Engine control and low-NO<sub>x</sub> combustion for hydrogen fuelled aircraft gas turbines // International Journal of Hydrogen Energy. 1998. Vol. 23, iss. 8. P. 695–704.
  20. Fuel flexibility of a multi-staged prototype gas turbine burner / A. Kundu, J. Klingmann, A.A. Subash, R. Collin // ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition : June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA. Vol. 4B: Combustion, fuels and emissions. GT2017-64782. 15 p.
  21. Improvement of premixed gas turbine combustion system fuel flexibility with increased hydrogen consumption in a renewable market place / T. Bullard, A. Steinbrenner, P. Stuttaford, D. Jansen, Th. de Bruijne // ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition : June 11–15, 2018, Oslo, Norway. Vol. 4A: Combustion, fuels and emissions. GT2018-75553. 9 p.

## References

1. Nikolaikin N.I., Mel'nikov B.N., Bol'shunov Iu.A. Perevod na al'ternativnye vidy topliva kak sposob povysheniia energeticheskoi i ekologicheskoi effektivnosti transporta [Transfer into alternative kinds of fuel as the way of transport power and ecological efficiency increase]. Nauchnyi vestnik MGTU GA [The Civil Aviation High Technologies]. 2010. No. 162. P. 12–21.
  2. Gurov V.I. Unikal'nyi samolet Tu-155 s vodorodnym dvigatelem [Tu-155 – a unique aircraft with a hydrogen engine]. Dvigatel' [Engine]. 2013. No 5 (89). P. 4–6.
  3. Andreev V.A., Borisov V., Klimov V. et al. Vnimanie: gazy. Kriogennoe toplivo dlia aviatsii: spravochnik-vospominanie dlia vsekh [Attention: gases. Cryogenic fuel for aviation: a retrospective handbook for everyone]. Scientific editor – V.T. Klimov. Moscow: Moskovskii rabochii [The Moscow Worker], 2001. 223 p.
  4. Comparative study on combustion and emission characteristics of methanol/hydrogen, ethanol/hydrogen and methane/hydrogen blends in high compression ratio SI engine / X. Zhen, X. Li, Y. Wang, D. Liu, Zhi Tian // Fuel. 2020. Vol. 267. Art. 117193. 9 p.
  5. Annushkin Yu.M., Maslov G.F., Sverdlov E.D. Stability of a hydrogen diffusion flame in an accompanying air flow. Combustion, Explosion, and Shock Waves. 1983. Vol. 19, no. 6. P. 703–709.
  6. On flame stabilization process of methane jets in subsonic air flow / V. Strokin, E. Sverdlov, L. Butovski, V. Khristich. 1999. (XIV International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE): 5–10 September 1999, Florence, Italy).
  7. Annushkin Yu.M., Sverdlov E.D. Variation of the length of gaseous fuel diffusion flames in an accompanying air flow. Combustion, Explosion, and Shock Waves. 1984. Vol. 20, no. 3. P. 286–291.
  8. Kirdiushkin Iu.S. Potentsial vodorodnogo topliva grazhdanskoi aviatsii budushchego [Potential of hydrogen fuel application in civil aviation]. Nauchnyi vestnik MGTU GA [The Civil Aviation High Technologies]. 2013. No. 193. P. 110–113.
  9. Ratner S.V. Innovation in the aircraft industry: an analysis of results of research programs for developing alternative types of aviation fuel. Natsional'nye interesy: priority i bezopasnost' [National Interests: Priorities and Security]. 2018. Vol. 14, iss. 3. P. 492–506.
  10. Hileman J.I., Stratton R.W., Donohoo P.E. Energy content and alternative jet fuel viability // Journal of Propulsion and Power. 2010. Vol. 26, iss. 6. P. 1184–1195.
  11. Gamburg D.Iu., Semenov V.P., Dubovkin N.F., Smirnova L.N. Vodorod. Svoistva, poluchenie, khranenie, transportirovanie, primeneniye: spravochnik [Hydrogen. Properties, preparation, storage, transportation, application: the handbook] edited by D.Iu. Gamburg, N.F. Dubovkin. Moscow: Khimiia [Chemistry], 1989. 672 p.
  12. Reznikov M.E. Teoreticheskie osnovy primeneniia kriotopliv v perspektivnykh letatel'nykh apparatakh [Theoretical foundations for application of cryogenic fuels in advanced aircraft]. Primeniye kriogennykh topliv v perspektivnykh letatel'nykh apparatakh [Application of cryogenic fuels in advanced aircraft]: proceedings of the V scientific and technological conference. Moscow: Voentekhlit, 2000. P. 88–97.
-

- 
13. Lanshin A.I. Razvitiye kriogennykh silovykh ustanovok letatel'nykh apparatov [Development of cryogenic propulsion units for aircraft]. Primeneniye kriogennykh topliv v perspektivnykh letatel'nykh apparatakh [Application of cryogenic fuels in advanced aircraft]: proceedings of the V scientific and technological conference. Moscow: Voentekhlit, 2000. P. 24–29.
  14. Raznoschikov V.V., Chepanov A.I. Analiz ispol'zovaniia kriogennykh i gazovykh topliv v silovykh ustanovkakh magistral'nykh samoletov [The analysis of use cryogenic and gas fuel in aviation propulsion arterial planes]. Nauchnyi vestnik MGTU GA [The Civil Aviation High Technologies]. 2008. No. 134. P. 10–15.
  15. Bukin V.A. On selection of automatic control system for cryogenic fuel gas turbine engine. Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika S.P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta) [VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering]. 2011. No. 3 (27). P. 68–77.
  16. Numerical combustion and heat transfer simulations and validation for a hydrogen fueled “micromix” test combustor in industrial gas turbine applications / C. Striegan, A. Haj Ayed, K. Kusterer, H.H.-W. Funke, S. Loechle, M. Kazari, A. Horikawa, K. Okada, K. Koga // ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition : June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA. Vol. 4B: Combustion, fuels and emissions. GT2017-64719. 10 p.
  17. Gounder J.D., Kutne P., Gruber A. Experimental investigation of a bluff body burner for distributed hydrogen injection // ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition : June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA. Vol. 4A: Combustion, fuels and emissions. GT2017-63414. 11 p.
  18. Kroniger D., Lipperheide M., Wirsum M. Effects of hydrogen fueling on NO<sub>x</sub> emissions: a reactor model approach for an industrial gas turbine combustor // ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition : June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA. Vol. 4B: Combustion, fuels and emissions. GT2017-64401. 12 p.
  19. Dahl G., Suttrop F. Engine control and low-NO<sub>x</sub> combustion for hydrogen fuelled aircraft gas turbines // International Journal of Hydrogen Energy. 1998. Vol. 23, iss. 8. P. 695–704.
  20. Fuel flexibility of a multi-staged prototype gas turbine burner / A. Kundu, J. Klingmann, A.A. Subash, R. Collin // ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition : June 26–30, 2017, Charlotte, North Carolina, USA. Vol. 4B: Combustion, fuels and emissions. GT2017-64782. 15 p.
  21. Improvement of premixed gas turbine combustion system fuel flexibility with increased hydrogen consumption in a renewable market place / T. Bullard, A. Steinbrenner, P. Stuttaford, D. Jansen, Th. de Bruijne // ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition : June 11–15, 2018, Oslo, Norway. Vol. 4A: Combustion, fuels and emissions. GT2018-75553. 9 p.

*Материалы получены редакцией 15.04.2022*