

УДК 621.4

## ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МАЛОРАЗМЕРНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Асикиров А.А.<sup>1</sup>, студент гр. ТФМ-23, II курс

Научный руководитель: Гурьянов А.И.<sup>1</sup>, д.т.н., профессор

<sup>1</sup>Рыбинский государственный авиационный технический университет имени

П.А. Соловьева

г. Рыбинск

**Аннотация:** представлено численное исследование камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя. Основное внимание уделено анализу работы камеры сгорания при принципиальном изменении типа используемого топлива и способа его подачи на характерное для газотурбинных установок. Рассматривается возможность адаптации камеры сгорания с учетом обеспечения стабильности горения и снижения эмиссии загрязняющих веществ. Проведено моделирование тепловых и газодинамических процессов при двух режимах работы КС МГТД. Полученные результаты демонстрируют перспективность модернизации авиационной камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя для применения в энергетических ГТУ.

**Ключевые слова:** газодинамика, горение, камера сгорания, жаровая труба, энергетика, моделирование

Одним из направлений развития ГТД является создание и применение малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) в авиации и энергетике. Это обусловлено необходимостью разработки и проектирования различных беспилотных летательных аппаратов и судов, а также компактных энергетических установок. Одним из ключевых элементов таких двигателей является камера сгорания, где происходит процесс сжигания топлива и преобразования химической энергии в тепловую. Расчет и проектирование конструкции камеры сгорания представляет собой сложную работу, требующую учета множества факторов, влияющих на эффективность и долговечность работы двигателя.

Численное моделирование камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя является ключевым инструментом в современной инженерной практике для анализа и оптимизации процессов, происходящих внутри КС МГТД.

Цель данного исследования заключается в применении численных методов для моделирования камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя. С целью выявления возможности конвертации ее из авиационной в ка-

меру сгорания газотурбинной установки. В ходе работы рассматриваются основные физические процессы, происходящие внутри камеры сгорания, такие как образование топливовоздушной смеси, горение и теплоотдача.

Использование численного 3D моделирования в сравнении с 0,1,2D позволяет более глубоко понять физические явления, происходящие внутри камеры сгорания, а также выявить возможность работы камеры сгорания на газообразном топливе.

В основном главной отличительной чертой авиационных камер сгорания в отличии от энергетических является тип используемого топлива, так:

- Авиационные ГТД используют авиационное топливо (керосин, Jet A-1, а также аналоги T-1, TC-1), так как оно оптимально по эффективности[1].
- Наземные ГТД могут использовать разнообразное топлива: природный газ, дизельное топливо, мазут, попутный газ нефтяных месторождений и тд[2].

Таким образом, основной задачей данного исследования является численное моделирование камеры сгорания малоразмерного двигателя при постановке расчета с впрыском жидкого и газообразного топлива.

Численное моделирование камеры сгорания малоразмерного газотурбинного двигателя выполнено в трехмерной квазистационарной постановке с целью определения термогазодинамических характеристик. Для решения задачи использовался метод осреднения по Рейнольду уравнений Навье-Стокса (*RANS*). Расчет турбулентности произведен с применением двухпараметрической модели *k-w SST* (*Shear Stress Transport*) с учетом поправки на кривизну линий тока *curvature correction* и ограничителя избыточной генерации турбулентности в области пограничного слоя *production Kato-Launder*. Моделирование химических реакций и физико-химического взаимодействия выполнено с применением модели горения с частично предварительно перемешанной смесью *Partially Premixed Combustion Flamelet Generated Manifold Diffusion Flamelet*. Для моделирования химических реакций в первом случае применен механизм *Jet A-1*, включающий порядка 250 реакций. В свою очередь во втором случае применен редуцированный механизм *GRI-Mech 3.0*, включающий 52 компонента и порядка 325 реакций. Боковым поверхностям назначено граничное условие *Rotational Periodic*[3].

Постановка расчета основана на математической модели форсуночной противоточной камеры сгорания малоразмерного двигателя тягой 100-150 кгс (килограмм-сила). На расчетном режиме данная камера сгорания использует керосин марки ТС-1.

Расчетная модель состоит из сектора камеры сгорания, представляющего собой 1/12 окружности, представлена на рисунке 1. В случае использования керосина подвод топлива имеет диаметр 2 мм, в свою очередь для режима работы на природном газе диаметр подвода увеличен до 7 мм, для обеспечения оптимальной скорости истечения реагирующего топлива.

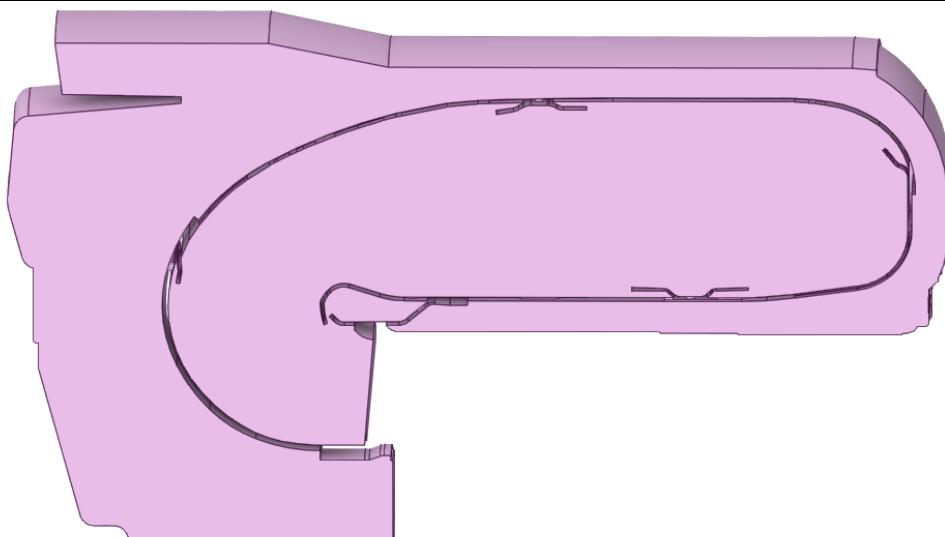


Рис.1. Модель проточной части камеры сгорания.

Для решения задачи методом вычислительной гидрогазодинамики (*CFD*) выполнена пространственная дискретизация расчетной области. Дискретизация проведена на полиэдрические ячейки в центральной области и призматические в пристеночной. Расчетная сетка представлена на рисунке 2.

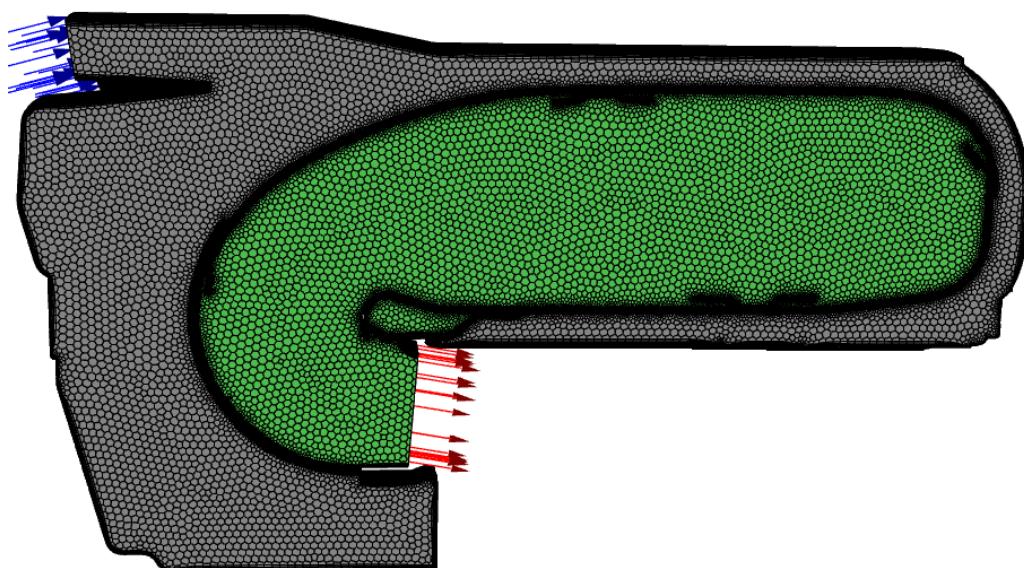


Рис.2. Сеточная модель проточной части КС.

В статье рассматривается два режима работы камеры сгорания, в первом случае использовался привычный для данной КС керосин, во втором случае применялся метан ( $\text{CH}_4$ ). Режимы работы представлены в таблице 1.

Таблица 1

№	Вид топлива	Расход топлива, кг/с	Расход воздуха, кг/с
1	Керосин ( $\text{C}_{12}\text{H}_{24}$ )	0.002	0.19
2	Метан ( $\text{CH}_4$ )	0.0017	0.19

Сравнение термогазодинамической структуры в камере сгорания МГТД приведено на основе результатов численного моделирования, представлено на

рисунках 3-6. Для анализа выбраны наиболее близкие по значению коэффициента избытка воздуха  $\alpha$ .

Поверхность фронта пламени для каждого из рассмотренных режимов представлена на рисунке 3. Определение области реакции выполнено по промежуточному продукту реакции горения – OH радикалу, флуоресценцию которого часто используют в эмпирических методах для выявления пространственного расположения фронта пламени. В данном исследовании, изоповерхности, которая формирует область интенсивного протекания реакции выполнены при значении массовой доли OH радикала равным 0,001. Из пространственного расположения фронта пламени на разных режимах работы, представленного на рисунке 3, следует, что замена реагирующего топлива с керосина на метан ( $\text{CH}_4$ ), не оказывает значительного изменения формы и не влечет за собой вреда конструкции узлов двигателя.

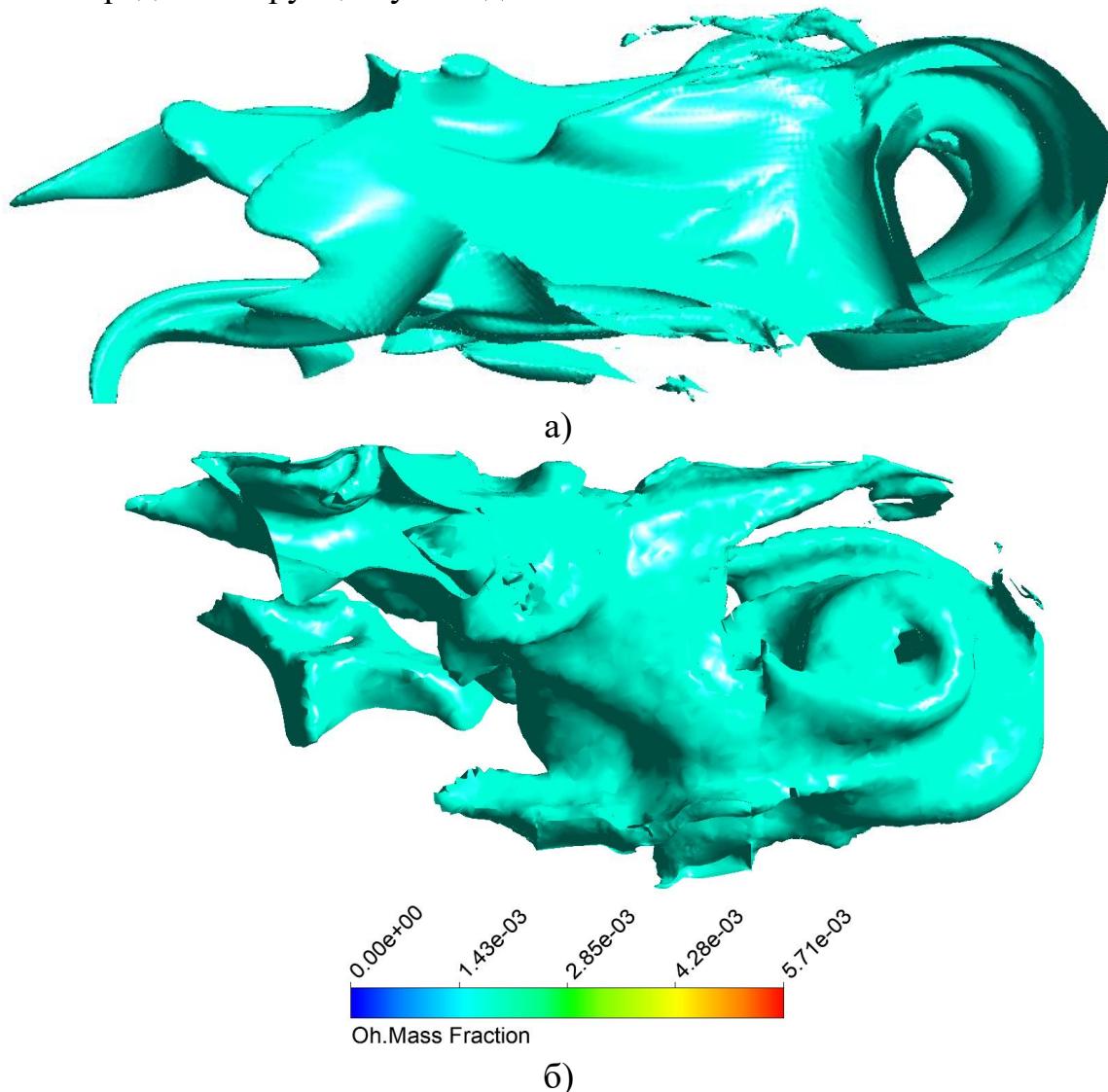


Рис.3. Изоповерхности, построенные при значении массовой доли OH радикала в расчетной ячейке больше 0,001, представляющие поверхность фронта пламени: а) случай использования авиационного керосина, б) случай использования в качестве топлива метана ( $\text{CH}_4$ ).

Из анализа линий тока воздуха и топлива, представленных на рисунках 4 и 5, следует, что распределение окислителя имеет практически идентичный

вид, в свою очередь топливо реагирует по-разному, так керосин полностью испаряется на уровне промежуточной зоны камеры сгорания, в свою очередь метан имея заранее газообразное агрегатное состояние реагирует быстрее, также видна меньшая плотность концентрации в случае метана, что связано с увеличенной площадью подвода топлива. Кроме того, в случае замены керосина на метан ( $\text{CH}_4$ ) наблюдаются меньшие скорость в выходном сечении камеры сгорания, что может вести за собой уменьшение выходной мощности двигателя в целом.

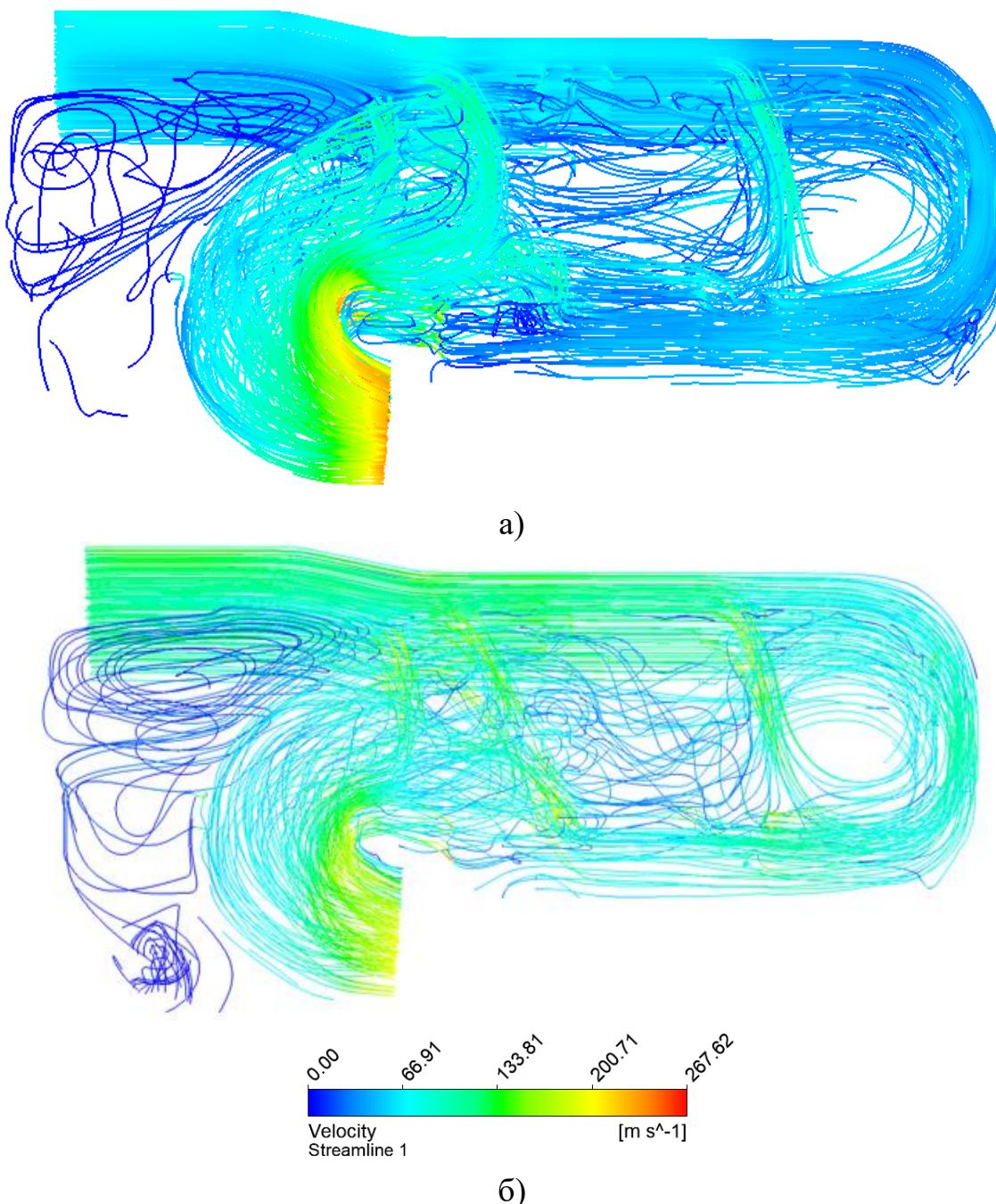


Рис.4. Линии тока воздуха: а) случай использования керосина в качестве топлива, б) случай использования метана ( $\text{CH}_4$ ).

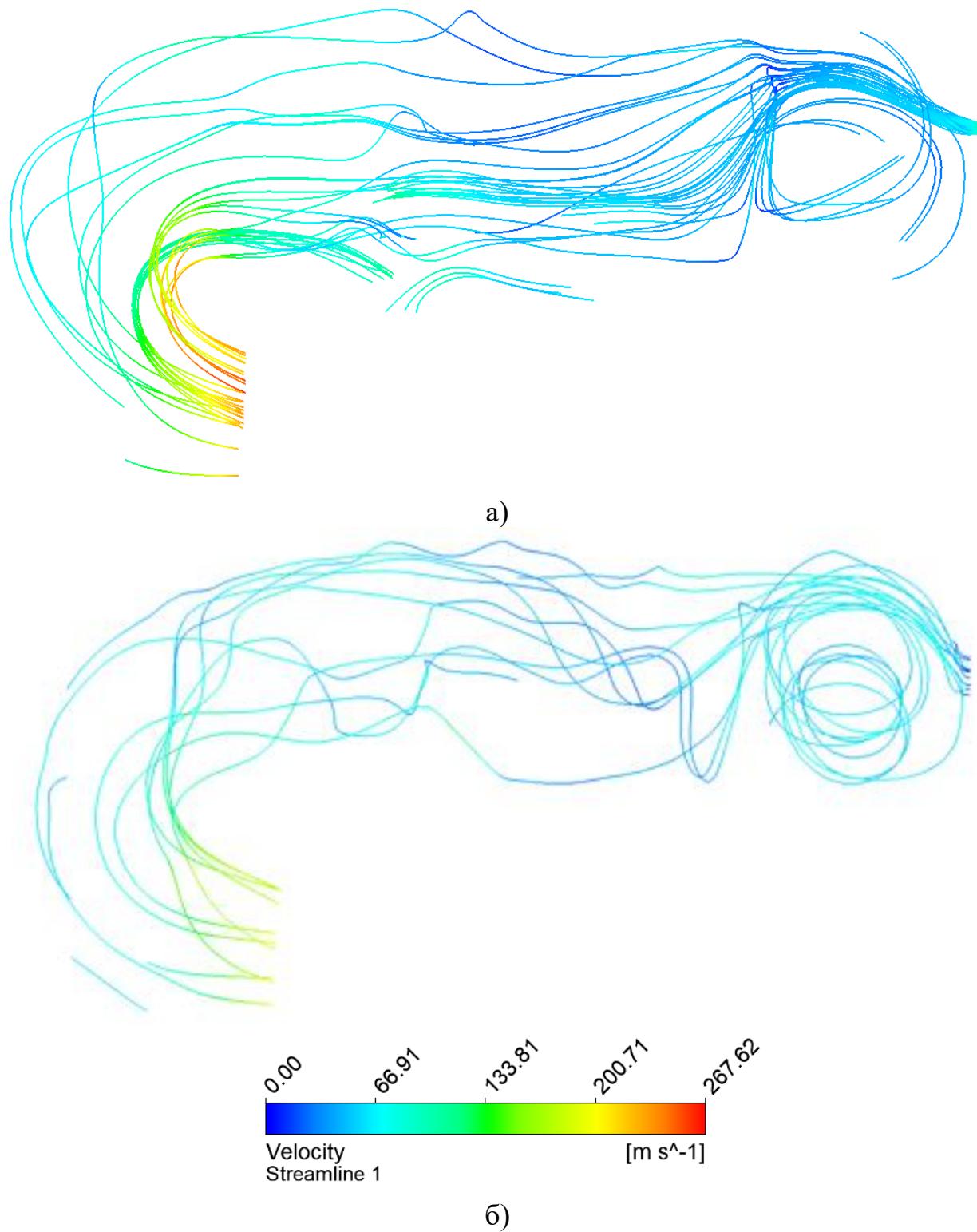


Рис.5. Линии тока топлива: а) случай использования в качестве топлива керосина, б) случай использования в качестве топлива метана ( $\text{CH}_4$ ).

На рисунке 6 представлены профили температуры для разных используемых видов топлива. С переходом на газообразное топливо ( $\text{CH}_4$ ) наблюдается снижение объемов областей высокой температуры, а также снижение температуры горения в целом. Наличие высокотемпературных областей реакции определяет интенсивность образования загрязняющих атмосферу оксидов азота  $\text{NO}_x$  по тепловому механизму.

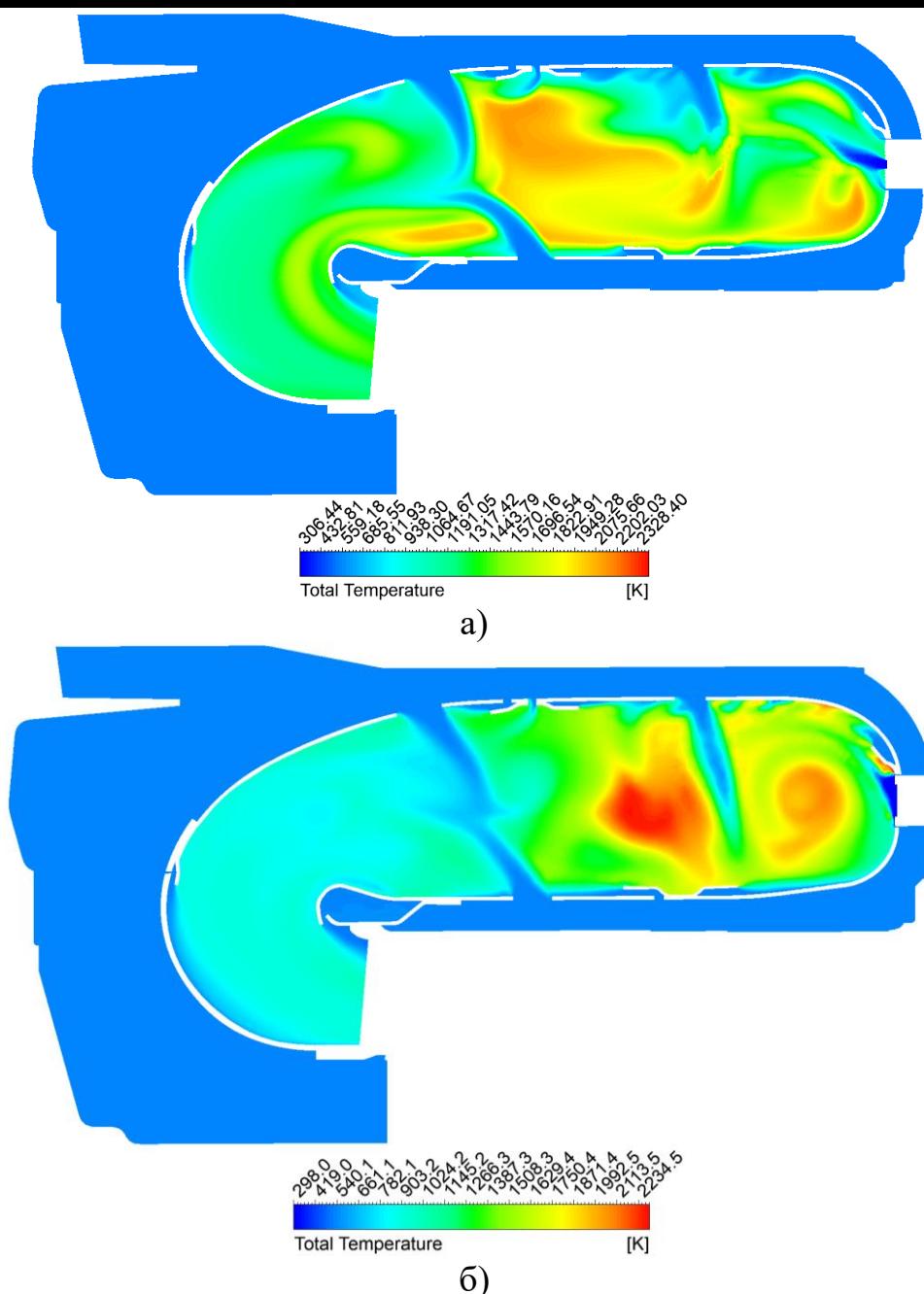


Рис.6. Профили температуры в продольном сечении форсунки: а) случай использования в качестве топлива керосина, б) случай использования в качестве топлива метана ( $\text{CH}_4$ ).

Таким образом, прямая замена реагирующего топлива в камере сгорания МГТД представляется возможной, и не смотря на сложности перевода всего двигателя на получение крутящего момента на валу, является оправданным для разработки малых энергетических станций. Однако наблюдается снижение скорости и температуры рабочего тела, что повлечет за собой снижение общей мощности газотурбинной установки.

Следует отметить, что численное моделирование является всего лишь инструментом, и его результаты требуют экспериментальной верификации. Реальные условия работы газотурбинного двигателя могут варьироваться в зависимости от множества факторов, которые не всегда могут быть полностью учтены в модели.

Список литературы:

1. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. - М.: Машиностроение, 2008. - Т. 1. -208 с.: ил. - (Серия: Газотурбинные двигатели).
2. Б.П. Поршаков, А.А. Апостолов, В.И. Никишин. Газотурбинные установки: - М: ГУП Издательство "Нефть и газ" РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина, 2003. – 240 с.
3. С.Г. Матвеев, М. Ю. Орлов, С.С. Матвеев, И. А. Зубрилин, Н.С. Макаров, И.В., Чечет Численное исследование процессов в камере сгорания ГТД [Электронный ресурс] электрон. учеб. Пособие / М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т).