

А. Е. Кишалов

ВЕРИФИКАЦИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ГОМОГЕННОЙ БЕНЗИНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ, ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОВЫХ ГРАНИЦ ФАКЕЛА ЗА ОДИНОЧНЫМ V-ОБРАЗНЫМ СТАБИЛИЗАТОРОМ

Проведены расчеты процесса горения гомогенной бензино-воздушной смеси за одиночным V-образным стабилизатором в программном комплексе для численного трехмерного термогазодинамического моделирования ANSYS 12.1 CFX. Произведено сравнение температурной границы факела полученной в эксперименте и в результате моделирования в ANSYS 12.1 CFX. На основании сравнения показана возможность применения подобных программных комплексов для моделирования процессов горения происходящих в авиационных двигателях. *Авиационные двигатели; горение; температурная граница факела; трехмерное численное термогазодинамическое моделирование*

Горение в основной и форсажной камерах (ФК) сгорания авиационных газотурбинных двигателей – это наиболее сложные из процессов, протекающих в двигателе. Обычно горение происходит в условиях трехмерного турбулентного двухфазного течения. От корректного моделирования процессов горения во многом зависит достоверность прогнозирования характеристик проектируемых изделий. В программном комплексе ANSYS 12.1 CFX можно моделировать процесс горения. Для практического применения данного программного продукта необходимо оценить погрешность моделирования – проведение верификации. Целью данной работы является верификация моделирования температурных границ факела пламени. Температурные границы факела пламени за одиночным V-образным стабилизатором во многом будут определяться скоростью распространения пламени [Вер1] и в свою очередь будут влиять на основные характеристики ФК (полнота сгорания, тепловой коэффициент восстановления полного давления, границы устойчивой работы ФК), результаты данной работы могут быть использованы для оптимизации конструкции и рабочего процесса существующих ФК, проектирования перспективных ФК и для построения индивидуальных характеристик ФК серийно изготавливаемых двигателей.

В качестве базового натурального эксперимента выбран процесс горения смеси паров бензина Б-70 с воздухом в зоне за V-образным стабилизатором в канале прямоугольного сечения [1].

1. РАСЧЕТНАЯ ОБЛАСТЬ, ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Схема расчетной области представлена на рис. 1. Поперечный размер модели 135 мм.

На входе в область – гомогенный поток паров бензина Б-70 (ГОСТ 1012-54) и воздуха, имеющий скорость $V_{вх} = 80$ м/с; температуру $T_{вх} = 473$ К; коэффициент избытка воздуха $\alpha_{вх} = 1,6$. Давление на выходе из области $p_{вых} = 101325$ Па.

Свойства компонентов воздуха и продуктов сгорания.

Принято, что массовая доля кислорода в воздухе составляет 0,231, остальное – азот N_2 [2]. Молярная массы компонентов воздуха и продуктов сгорания:

$$M_{O_2} = 31,99 \text{ кг/кмоль}; M_{N_2} = 28,01 \text{ кг/кмоль};$$

$$M_{CO_2} = 44,01 \text{ кг/кмоль}; M_{CO} = 28,01 \text{ кг/кмоль};$$

$$M_{H_2O} = 18,02 \text{ кг/кмоль}.$$

При моделировании учитывались зависимости удельной теплоемкости при постоянном давлении, динамической вязкости [3], теплопроводности [4] от температуры для каждого из компонентов рабочего тела.

Свойства бензина Б-70. Авиационный бензин Б-70 – это неэтилированный бензин, его получают на основе бензина прямой перегонки или рафинатов риформинга с добавлением высокооктановых компонентов.

Контактная информация: 8(347)273-79-54

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта президента РФ: «Конкурс МК-2011», гранта МК-30.2011.8

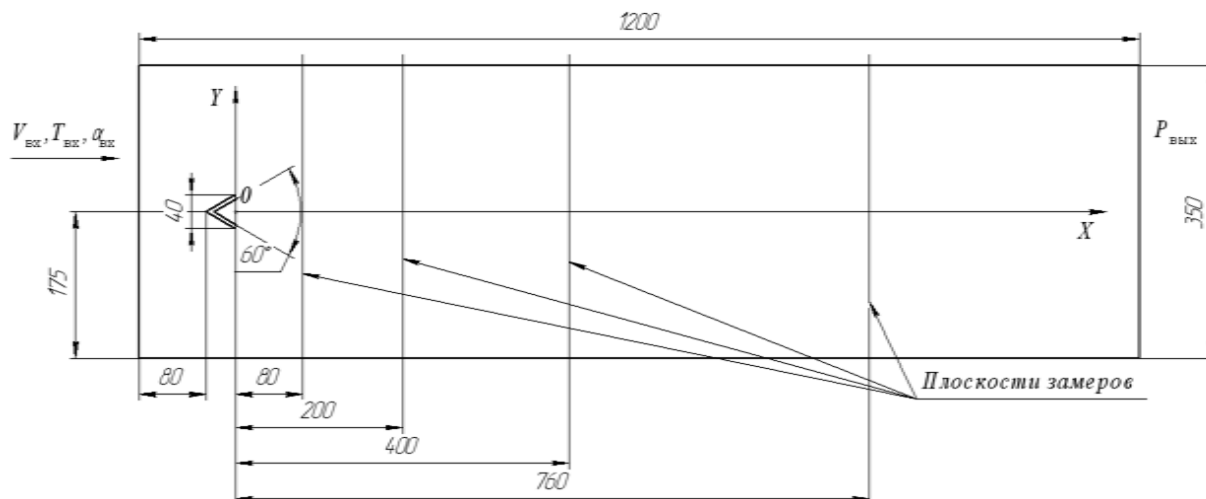


Рис. 1. Схема расчетной модели

Октановое число бензина – 70 по моторному методу. Высшая теплота сгорания 11 100 ккал/кг; низшая теплота сгорания 10 350 ккал/кг. Теплота испарения 68 ккал/кг [5]. Температура самовоспламенения 573 К [6]. Плотность в жидкой фазе при 20 °С – 740 кг/м³.

Молярная масса $M_{\text{топ}} = 102,2$ кг/кмоль [7].

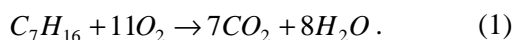
Интегральная химическая формула $C_{7,267}H_{14,769}$ [7].

При моделировании учитывались зависимости удельной теплоемкости при постоянном давлении, динамической вязкости, теплопроводности паров бензина Б-70 от температуры [8].

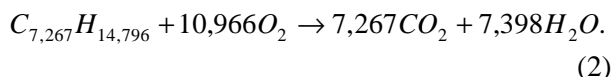
Свойства гомогенной бензино-воздушной смеси определяются как для идеальной смеси в зависимости от относительной концентрации компонентов.

2. РЕАКЦИЯ ГОРЕНИЯ

Одношаговая реакция. Реакция горения для н-гептана (наиболее близкий углеводород к бензину Б-70) [2, 9]:



Принято, что реакция горения для бензина Б-70 будет выглядеть следующим образом:



Принято, что порядок реакции для топлива составляет 0,25; для кислорода – 1,5.

Скорость прямой химической реакции определяется по формуле Аррениуса [2] (3):

$$k = AT^\beta e^{\left(\frac{E}{RT}\right)}, \quad (3)$$

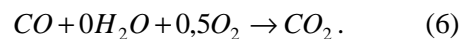
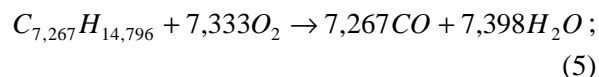
где k – коэффициент скорости реакции;

$A = 2,6489 \cdot 10^{10} \frac{\text{см}^{2,25}}{\text{с} \cdot \text{моль}^{0,75}}$ [10] – предэкспоненциальный фактор; $\beta = 0$ [10] – степенной температурный коэффициент; $E = 202$ кДж/моль [10] – энергия активации; $R = 8314$ Дж/(кмоль·К) – универсальная газовая постоянная.

Стехиометрический коэффициент для реакции горения паров бензина Б-70 (количество воздуха, необходимое для сжигания 1 кг топлива):

$$L_0 = \frac{10,966 \cdot M_{O_2}}{1 \cdot M_{\text{топ}}} \cdot \frac{1}{0,231} = 14,863. \quad (4)$$

Двухшаговая реакция. Принято, что двухшаговая реакция горения будет выглядеть следующим образом:



Принято, что порядок первой реакции для топлива составляет 0,25; для кислорода – 1,5 (также как и для одноступенчатой реакции). Порядок второй реакции для оксида углерода составляет 1,0; для кислорода – 0,25; для паров воды – 0,5.

Коэффициенты, входящие в уравнение Аррениуса (3) для первой реакции (5) [11]:

- $A = 6,3000 \cdot 10^{11} \frac{\text{см}^{2,25}}{\text{с} \cdot \text{моль}^{0,75}};$

- $\beta = 0;$

- $E = 30$ ккал/моль.

Для второй реакции (6) [11]:

- $A = 10^{14,6} \frac{\text{см}^{2,25}}{\text{с} \cdot \text{моль}^{0,75}}$;
- $\beta = 0$;
- $E = 40$ ккал/моль.

Стехиометрический коэффициент для двухшаговой реакции такой же, как и в одношаговой реакции: $L_0 = 14,863$.

Доля топлива на входе в модель. Исходя из коэффициента избытка воздуха на входе в модель и стехиометрического коэффициента, массовая доля топлива $G_{\text{топ}} / G_{\Sigma}$ на входе в модель:

$$\frac{G_{\text{топ}}}{G_{\Sigma}} = \frac{1}{L_0 \alpha_{\text{вх}} + 1} = 0,04035. \quad (7)$$

Массовая доля кислорода $G_{\text{O}_2} / G_{\Sigma}$ на входе в модель:

$$\frac{G_{\text{O}_2}}{G_{\Sigma}} = \frac{0,231}{\frac{1}{L_0 \alpha_{\text{вх}}} + 1} = 0,22168. \quad (8)$$

3. РАСЧЕТЫ

На геометрической модели расчетной области (рис. 1) построена тетраэдрическая конечно-элементная сетка со структурированным призматическим слоем вблизи стенок и с загущением в области горения (рис. 2). Суммарное количество элементов в модели 7 012 766.

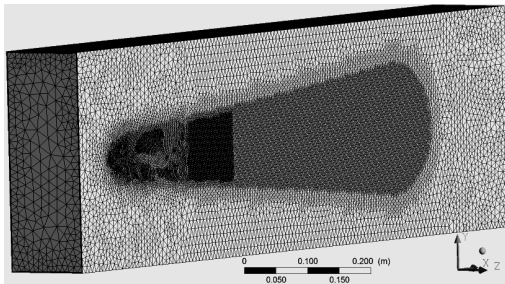


Рис. 2. Конечно-элементная сетка

Модель с граничными условиями представлена на рис. 3.

На левой границе модели установлено граничное условие «Вход» с параметрами:

- скорость 80 м/с;
- статическая температура 473 К;
- интенсивность турбулентности 10 %;
- массовая доля топлива 0,04035;
- массовая доля кислорода 0,22168.

На правой границе установлено граничное условие «Открытая граница» с параметрами:

- избыточное давление 0 Па;
- температура 473 К.

На боковых границах модели установлено граничное условие «Стенка».

Модель турбулентности – SST. Модель горения – Finite Rate Chemistry and Eddy Dissipation. Настройки моделей турбулентности и горения выбраны в соответствии с рекомендациями, изложенными в [12].

Ссылочное давление 101 325 Па.

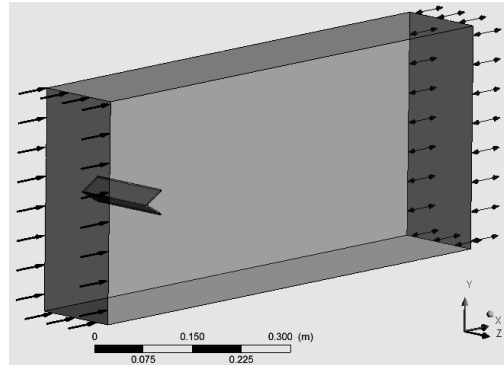


Рис. 3. Модель с граничными условиями

К реакции горения паров бензино-воздушной смеси добавлен не участвующий в реакции компонент N_2 (принято, что доля кислорода в воздухе составляет 0,231, доля азота 0,769).

Установлены параметры потока в расчетной области на нулевой итерации: температура 1500 К (условие самовоспламенения смеси).

Расчеты были остановлены, когда параметры сходимости стали меньше чем 10^{-4} [13].

4. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА, СРАВНЕНИЕ С ЭКСПЕРИМЕНТОМ

Результаты эксперимента [1] представлены в виде полей температур в температурном граничном слое по высоте модели на расстоянии 80 и 400 мм от кромки стабилизатора и безразмерных полей температур на расстоянии 400 и 760 мм от кромки стабилизатора:

$$\bar{T} = f(\bar{Z}), \quad (9)$$

где $\bar{T} = \frac{T^* - T_{\text{см}}^*}{T_{\text{я}}^* - T_{\text{см}}^*}$ – безразмерная температура;

$T_{\text{см}}^*$ – температура входящего потока; $T_{\text{я}}^*$ – температура на оси факела; $\bar{Z} = \frac{y}{y_{\text{гр}}}$; y – расстояние

до границы ядра факела; $y_{\text{гр}}$ – толщина температурного слоя (рис. 4).

Результаты расчета для одношаговой реакции приведены на рис. 5–10. Результаты расчета для двухшаговой реакции (поля массовых долей CO и CO₂) приведены на рис. 11–13.

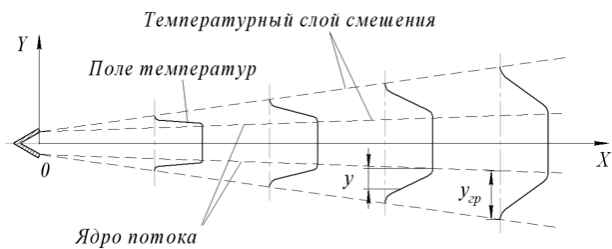


Рис. 4. Схема полей температур

Расчетные поля температур в различных сечениях за стабилизатором (рис. 1) приведены на рис. 14–15. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по полям температуры в различных сечениях для одношаговой и двухшаговой реакции приведено на рис. 16–19.

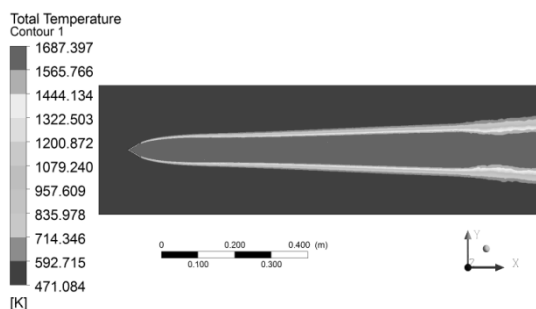


Рис. 5. Поля полных температур для одношаговой реакции на плоскости XOY

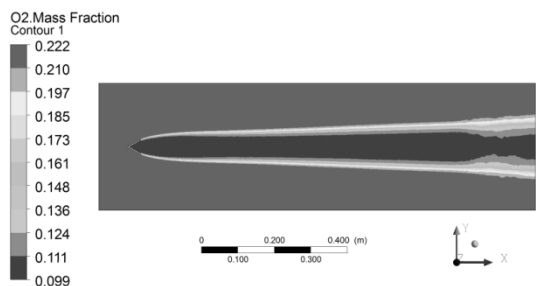


Рис. 6. Поля массовых долей кислорода для одношаговой реакции на плоскости XOY

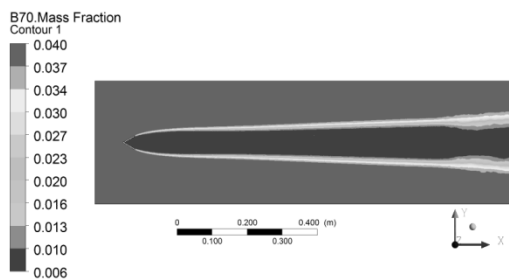


Рис. 7. Поля массовых долей топлива для одношаговой реакции на плоскости XOY

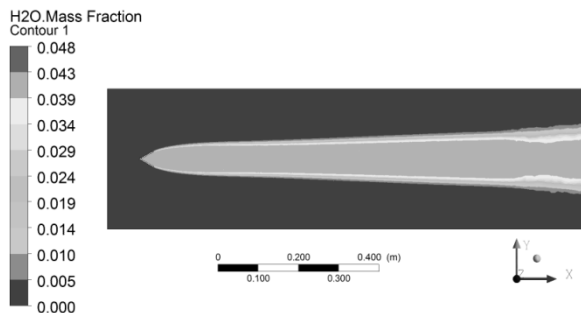


Рис. 8. Поля массовых долей воды для одношаговой реакции на плоскости XOY

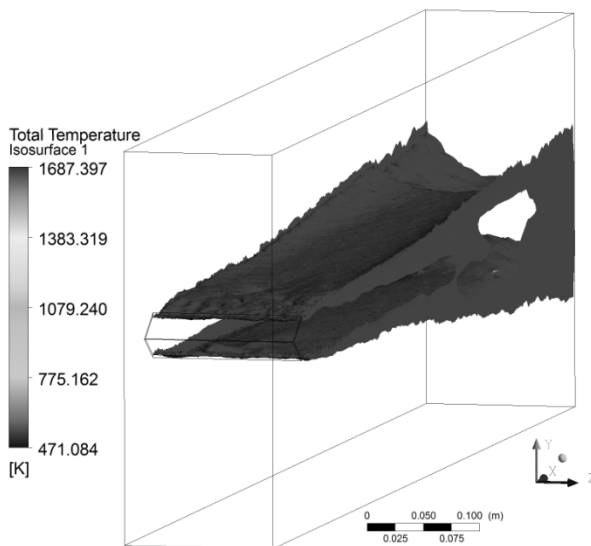


Рис. 9. Изоповерхность температуры 1670 K (фронт пламени) для одношаговой реакции

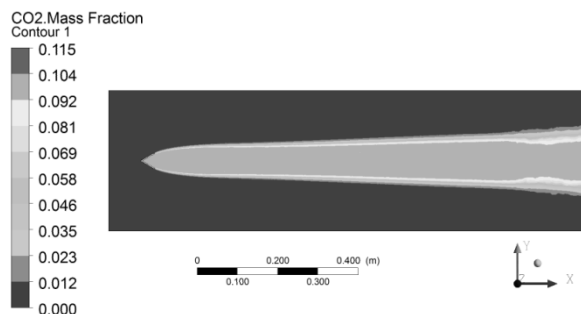


Рис. 10. Поля массовых долей углекислого газа для одношаговой реакции на плоскости XOY

На рис. 11 приведены вектора скоростей в зоне за стабилизатором для двухшаговой реакции (на плоскости симметрии модели). За V-образным стабилизатором расположены два характерных парных вихря, длиной около двух размеров полки V-образного стабилизатора.

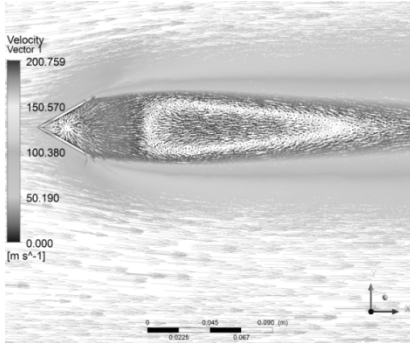


Рис. 11. Поля векторов скоростей для двухшаговой реакции на плоскости XOY в зоне стабилизатора

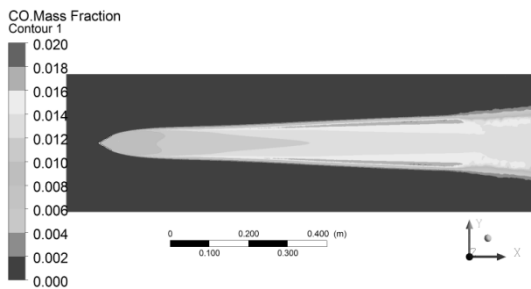


Рис. 12. Поля массовых долей оксида углерода для двухшаговой реакции на плоскости XOY

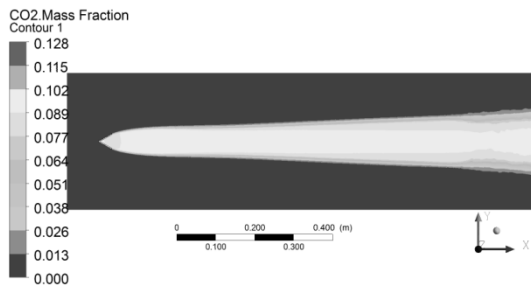


Рис. 13. Поля массовых долей углекислого газа для двухшаговой реакции на плоскости XOY

На рис. 5 приведены поля полных температур на плоскости симметрии модели для одношаговой реакции. На рисунке видно, что факел имеет четко выраженный фронт пламени и постепенно увеличивающийся температурный слой смешения. На рис. 6–8, 10 и 12–13 приведены массовые доли веществ (исходных веществ и продуктов сгорания) для одношаговой и двухшаговой реакции соответственно. Следует отметить увеличение угла раскрытия факела пламени в правой части модели (вблизи выхода из модели). Это явление связано с большим размером сетки в данной области.

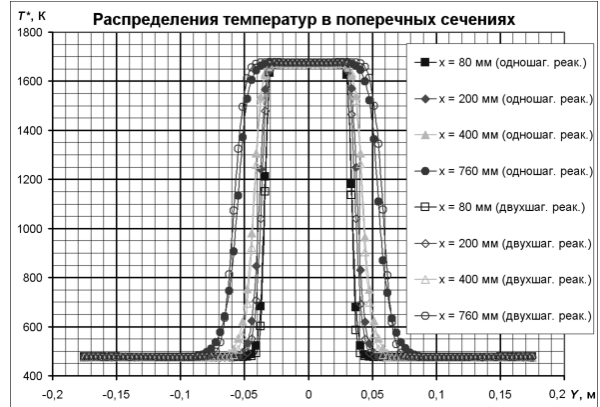


Рис. 14. Поля рассчитанных полных температур в различных сечениях за стабилизатором

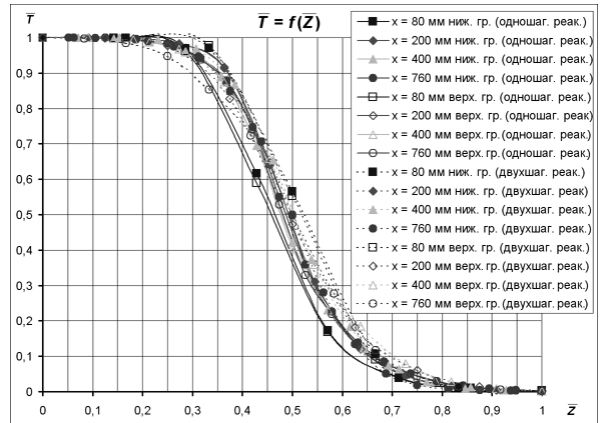


Рис. 15. Поля рассчитанных безразмерных температур в различных сечениях за стабилизатором

В расчетах двухшаговой реакции в отличие от расчетов одношаговой реакции добавляется промежуточный продукт сгорания – оксид углерода, который затем окисляется до двуоксида углерода (рис. 12, 13).

По изоповерхностям температур 1670 К (рис. 9) видно, что в поперечных сечениях фронт пламени выгнут (деформирован) вблизи стенок модели. На рис. 14 приведены поля температур в различных сечениях за V-образным стабилизатором для одношаговой и двухшаговой реакции. На рис. 15 приведены безразмерные поля температур. Данные поля безразмерных температур ложатся в одну линию, что характерно и для экспериментальных зависимостей [1].

На рис. 15, 18 приведено сравнение полей температур, полученных в результате расчета и в результате эксперимента для одношаговой и двухшаговой реакции соответственно.

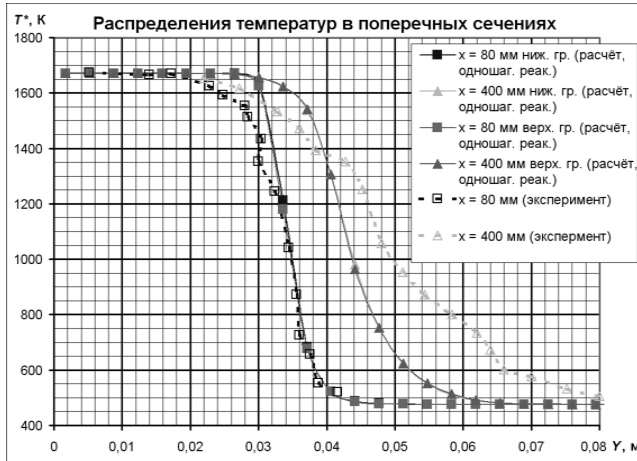


Рис. 16. Сравнение рассчитанных полей полных температур в различных сечениях для одношаговой реакции с данными эксперимента

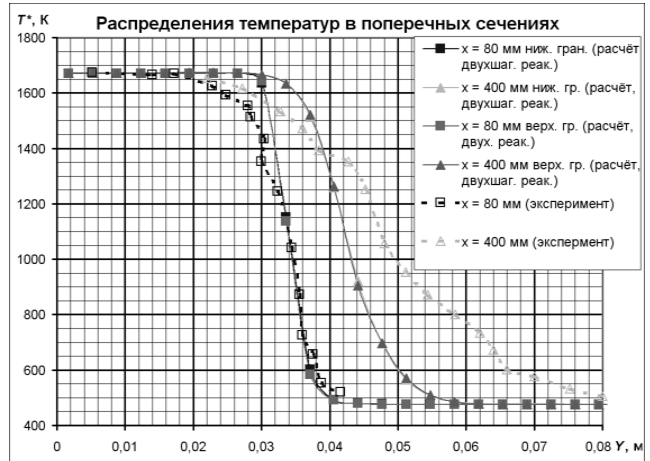


Рис. 18. Сравнение рассчитанных полей полных температур в различных сечениях для двухшаговой реакции с данными эксперимента

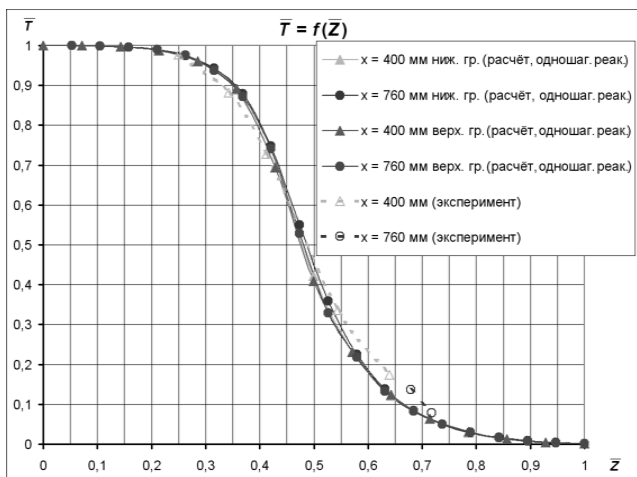


Рис. 17. Сравнение рассчитанных полей безразмерных температур для одношаговой реакции с данными эксперимента

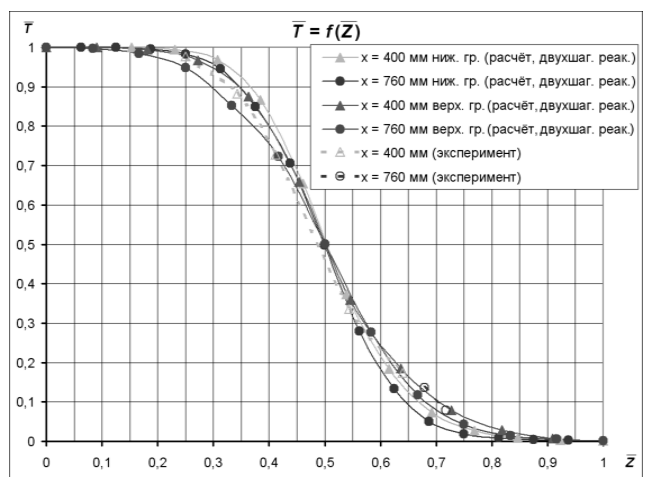


Рис. 19. Сравнение рассчитанных полей безразмерных температур для двухшаговой реакции с данными эксперимента

Расчетное поле температур на расстоянии 80 мм от кромки стабилизатора удовлетворительно совпадает с экспериментальными значениями, максимальная относительная погрешность в температурном слое смешения достигает 20 %, в остальных областях погрешность около 4 %. Расчетное поле температур на расстоянии 400 мм от кромки стабилизатора также качественно совпадает с экспериментальными значениями, максимальная относительная погрешность в температурном слое смешения достигает 36 %, в остальных областях относительная погрешность около 6 %.

На рис. 17, 19 приведены поля безразмерных температур, полученные в результате расчета и в результате эксперимента для одношаговой и двухшаговой реакции соответственно.

Расчетные поля безразмерных температур удовлетворительно совпадают с экспериментальными. Максимальная относительная погрешность в температурном слое смешения достигает 34 %, абсолютная погрешность по \bar{T} составляет 0,047.

Как видно из анализа рис. 14, 15, расчетные поля температур для одношаговой и двухшаговой реакции различаются незначительно (максимальное расхождение полей температур не превышает 7 %). Однако следует заметить, что температурный слой смешения в одношаговой реакции более пологий, чем полученный в результате расчета двухшаговой реакции (что ближе к экспериментальным данным).

Согласно проведенному исследованию, расчетные данные в разной степени совпадают с экспериментальными. Абсолютная погреш-

ность по максимальному значению температур не превышает 8 К (относительная погрешность составляет 0,5 %).

Совпадение по положению границы зоны горения (оценка нормальной скорости распространения пламени по фронту пламени) – хорошее, относительная погрешность не превышает 3 %. Наибольшее расхождение результатов расчета и эксперимента имеет место для температурного слоя смешения. Максимальная относительная погрешность полей температуры в этом случае составляет 36 %.

ВЫВОДЫ

Проведены расчеты процесса горения предварительно подготовленной бензино-воздушной смеси за V-образным стабилизатором. Выполнено сравнение расчетных и экспериментальных данных. Определена погрешность моделирования процесса горения в ANSYS 12.1 CFX.

Абсолютная погрешность по максимальному значению температур (ядро потока) не превышает 8 К (относительная погрешность – 0,5 %).

Относительная погрешность по совпадению фронта пламени не превышает 3 % (оценка нормальной скорости распространения пламени).

Наибольшее расхождение результатов расчета и эксперимента имеет место для температурного слоя смешения. Максимальная относительная погрешность полей температуры в этом случае составляет 36 %, что на данном этапе считается удовлетворительным.

Расчетные поля температур для одношаговой и двухшаговой реакции различаются незначительно. Расчетные поля температур для одношаговой реакции (в области теплового слоя смешения) более близки к экспериментальным данным, хотя двухшаговая реакция лучше описывает физику процесса.

Согласно проведенному исследованию, моделирование горения гомогенной топливно-воздушной смеси за V-образным стабилизатором в ANSYS 12.1 CFX показывает качественное, а по ряду параметров и количественное, соответствие результатов расчета и экспериментальных данных.

На последующих этапах верификации следует обратить внимание на корректность моделирования течений в струйных пограничных слоях, исследовать погрешность при моделировании испарения топлива и при определении полноты сгорания.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Физические основы рабочего процесса в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей / Б. В. Раушенбах [и др.]. М.: Машиностроение, 1964. 526 с.
2. **Лефевр А.** Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
3. **Идельчик И. Е.** Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Под ред. М. О. Штейнберга. М.: Машиностроение 1992. 672 с.
4. Справочник по теплопроводности жидкостей и газов / Н. Б. Варгафтик [и др.]. М.: Энергоатомиздат, 1990. 352 с.
5. Справочник: Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив / Н. Ф. Дубовкин [и др.]. М.: Химия, 1985. 240 с.
6. **Аксенов А. Ф.** Авиационные топлива, смазочные материалы и специальные жидкости. Транспорт, 1970. 256 с.
7. Стандарт организации. Методика оценки пожаровзрывоопасности систем местных отсосов. СТО Газпром РД 1.2-138-2005. Дата введения 2005-2-11. 89 с.
8. **Варгафтик Н. Б.** Теплофизические свойства некоторых авиационных топлив в жидком и газообразном состоянии: Сб. ст. под ред. д.т.н., проф. Н. Б. Варгафтика. Тр. ин-та. Вып. 132. Московск. ордена Ленина авиац. ин-т им. С. Орджоникидзе. М.: Гос. науч.-техн. изд-во, ОБОРОНГИЗ, 1961. 161 с.
9. **Новиков О. Н.** Химические свойства предельных углеводородов (алканов). Экологическая группа. Ангарск, 2005. 9 с.
10. **Шейн В. П.** Закономерности термодинамического пиролиза углеводородного сырья: автореферат дисс. на соискание уч. ст. канд. технических наук по специальности 05.17.07 «Химия и технология топлив и специальных продуктов». Уфа: УГНТУ, 2002. 24 с.
11. **Dryer F. L., Classman J.** High-temperature oxidation of CO and CH₄ // 14th Symposium on Combustion. The Combustion Institute, Pittsburgh, 1972. P. 987.
12. **Кишалов А. Е., Шарафутдинов Д. Х.** Оценка скорости распространения пламени с помощью численного термогазодинамического моделирования // Вестник УГАТУ. 2010. Т. 14, № 3(38). С. 131–136.
13. **Кишалов А. Е., Халиуллин Р. С., Харитонов В. Ф.** Моделирование процесса горения бензино-воздушной смеси в зоне за V-образным стабилизатором в канале прямоугольного сечения // ВНТК мол. уч. и спец. «Новые решения и технологии в газотурбиностроении»: Сб. тезисов и докл. М.: ЦИАМ 2010. С. 167–169.

ОБ АВТОРЕ

Кишалов Александр Евгеньевич, ст. пр. каф. авиац. двигателей. Дипл. инженер-механик (УГАТУ, 2006). Канд. техн. наук (2010). Иссл. в обл. автоматизации форсажных камер сгорания авиационных ГТД.