

УДК 621.45.036

## ВЕРИФИКАЦИЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ БЕНЗИНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ ЗА ДВУМЯ V-ОБРАЗНЫМИ СТАБИЛИЗАТОРАМИ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ СМЕСИ В ANSYS CFX

А. С. Золотухин<sup>1</sup>, Е. Ю. Киршина<sup>2</sup>, А. Е. Кишалов<sup>3</sup>

<sup>1</sup>zolutuhinant@yandex.ru, <sup>2</sup>igromanyu.elena@gmail.com, <sup>3</sup>kishalov@ufanet.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 17.11.2020

**Аннотация.** Данное исследование посвящено верификации моделирования процесса горения бензино-воздушной смеси за двумя V-образными стабилизаторами при различных температурах смеси в системе ANSYS CFX. По результатам расчетов выполнена оценка влияния температуры подготовленной смеси и интенсивности турбулентности на входе в расчетную область на длину зоны выгорания. Выполнен анализ полученных кривых выгорания, и сделано заключение о качественном и количественном соответствии полученной математической модели экспериментальным данным.

**Ключевые слова:** горение в ANSYS CFX; V-образные стабилизаторы; стабилизаторы пламени; моделирование в ANSYS; верификация процесса горения.

### ВВЕДЕНИЕ

В основе работы всех авиационных двигателей (АД) лежит принцип передачи химической энергии углеводородного топлива (бензин, керосин, метан) рабочему телу (воздуху) путем осуществления физико-химического процесса – горения.

Неправильная организация процесса горения может привести как к ухудшению параметров АД (плохая полнота сгорания, увеличение количества вредных выбросов, увеличение радиальной и окружной неравномерности полей температур на выходе из камеры сгорания), так и к отказу работы двигателя во время полета.

При проектировании и разработке новой и перспективной авиационной техники наряду с проблемами ресурса, надежности, живучести, вибрационного горения и др.

стоит вопрос об обеспечении приемлемого уровня полноты сгорания топлива при ограниченных габаритах основной камеры сгорания (КС) и форсажной камеры (ФК) АД.

Стабилизация горения в ФК АД происходит в зоне обратных токов за плохообтекаемыми телами – стабилизаторами пламени – и, в отличие от КС, имеет более сложный характер: на входе в ФК давление значительно меньше, и оно меняется в более широком диапазоне на разных скоростях, высотах и режимах полета. На длину выгорания топлива в ФК могут влиять такие параметры, как: геометрическая форма стабилизаторов, состав смеси, расстояние между стабилизаторами, начальная турбулентность потока, а также температура, давление и скорость смеси на входе в ФК.

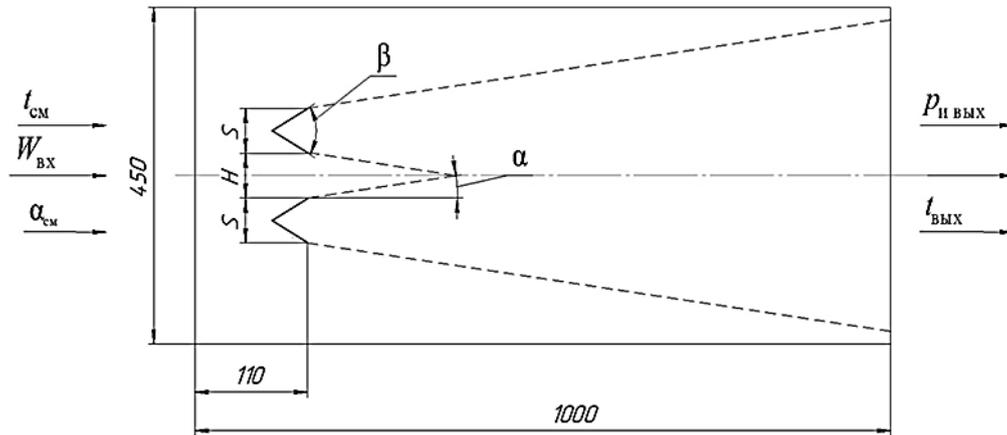


Рис. 1. Геометрия расчетной области

Для уменьшения времени проектирования ФК и сокращения объема экспериментальных исследований применяются различные системы инженерного анализа (CAE). Наиболее распространенной на сегодняшний день является программный пакет ANSYS, а в частности модули Fluent и CFX, которые предназначены для решения задач гидродинамики, горения, тепло- и массопереноса.

Целями данной работы являются сравнение результатов натурного физического эксперимента [1] и модельного, проведенного в пакете ANSYS CFX, и выполнение оценки влияния температуры и интенсивности турбулентности горючей смеси на выгорание топлива в плоскости симметрии за двумя V-образными стабилизаторами.

#### МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Экспериментальная область представляет собой канал прямоугольного сечения с двумя V-образными стабилизаторами, имеющими параметры: размер полок стабилизаторов  $S = 60$  мм, расстояние между смежными кромками  $H = 60$  мм, угол раскрытия стабилизаторов  $\beta = 60^\circ$ , толщина листа стабилизаторов – 3 мм.

Расчетная область проводимого модельного эксперимента (рис. 1) была построена во встроенном графическом модуле ANSYS – Design Modeler. Ширина прямоугольной области – 135 мм.

На всю длину рабочей зоны за стабилизаторами было добавлено тело влияния (Body of Influence), угол при вершине которого составляет  $\alpha = 8^\circ$ .

Неструктурированная конечно-элементная сетка была построена во встроенном модуле ANSYS Mesh. Сетка имеет параметры: 3 275 557 элементов, максимальный размер элемента – 20 мм, минимальный размер элемента – 0,2 мм.

Конечно-элементная сетка в области V-образных стабилизаторов и за ними замельчена при помощи тела влияния (Body of Influence) (рис. 2). Максимальный размер замельченного элемента – 3,5 мм. В области стенок стабилизаторов построены призматические слои (Inflation).

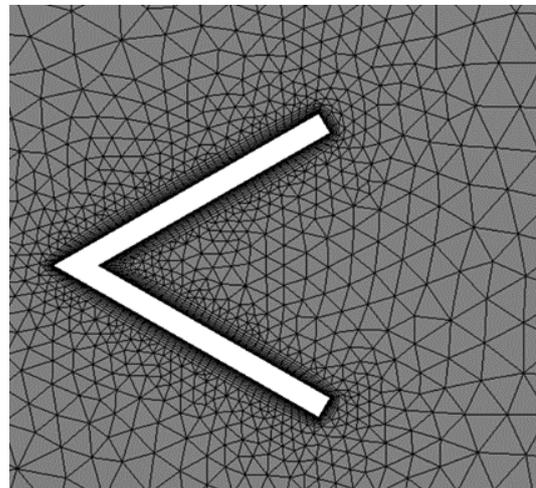


Рис. 2. Конечно-элементная сетка в области стабилизаторов

Как и в натурном эксперименте, на входе в модель (граничное условие Inlet) задана гомогенная смесь паров бензина Б-70 и воздуха, имеющая параметры: скорость  $W_{вх} = 96$  м/с, коэффициент избытка воздуха  $\alpha_{см} = 1,4$ . Ссылочное давление было принято Reference Pressure = 1 атм. Для исследования влияния начальной температуры смеси

на длину зоны выгорания в каждом расчете установлены значения данной температуры:  $t_{см} =$  от 400 до 600 °С шагом в 50 °С (рис. 3). В качестве модели турбулентности была выбрана модель  $k-\epsilon$ . Оценка влияния интенсивности ( $\epsilon_0$ ) турбулентности проводилась при двух значениях – 5 и 10 %.

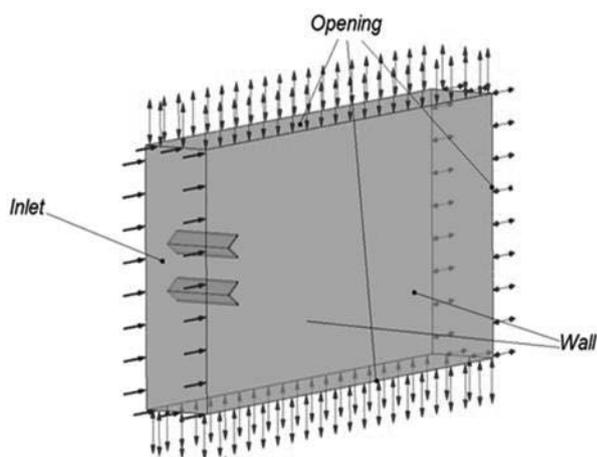
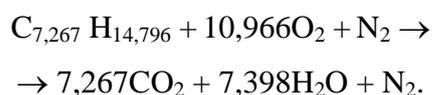


Рис. 3. Модель расчетной области с заданными граничными условиями

На выходе из модели, а также на верхней и нижней ее гранях (граничное условие Opening) газ имеет параметры: избыточное давление 0 Па и статическую температуру, равную температуре на входе.

На стенках стабилизаторов установлено граничное условие гладкой адиабатической стенки без проскальзывания (No Slip Wall). На боковых границах расчетной области – гладкой адиабатической стенки с проскальзыванием (Free Slip Wall).

Реакция горения в данном эксперименте является одношаговой и для бензина Б-70 имеет вид [2]:



К реакции горения бензино-воздушной смеси добавлен не участвующий в реакции компонент  $N_2$ . Модель горения – Finite Rate Chemistry.

Скорость прямой химической реакции определяется по формуле Аррениуса:

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

где  $A = 2,6489 \cdot 10^{10} \frac{см^{0,25}}{с \cdot моль^{0,75}}$  – предэкспоненциальный фактор;  $\beta = 0$  – степенной температурный коэффициент;  $E = 202$  кДж/моль – энергия активации.

Стехиометрический коэффициент для горения паров бензина принят  $L_0 = 14,863$  [3].

При моделировании принято, что массовая доля кислорода в воздухе составляет 0,231, а остальное – азот.

Для рабочего тела учитывались зависимости удельной теплоемкости при постоянном давлении, динамической вязкости, теплопроводности от температуры [3].

В зоне за стабилизаторами в начальный момент времени установлена температура  $T_{ini} = 1500$  К, что превышает температуру самовоспламенения бензино-воздушной смеси. Общие настройки решателя взяты в соответствии с рекомендациями [4–8].

### ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ

На рис. 4 показаны зоны обратных токов за стабилизаторами с помощью векторов скоростей. Поля температур и массовых долей бензина Б-70, полученные в ходе модельного эксперимента, отображены на рис. 5 и 6.

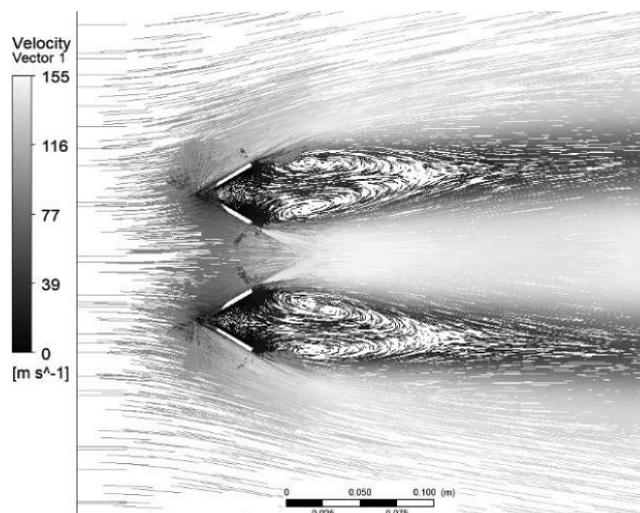


Рис. 4. Поля векторов скоростей с зоной обратных токов при  $t_{см} = 600$  °С, интенсивность турбулентности – 10 %

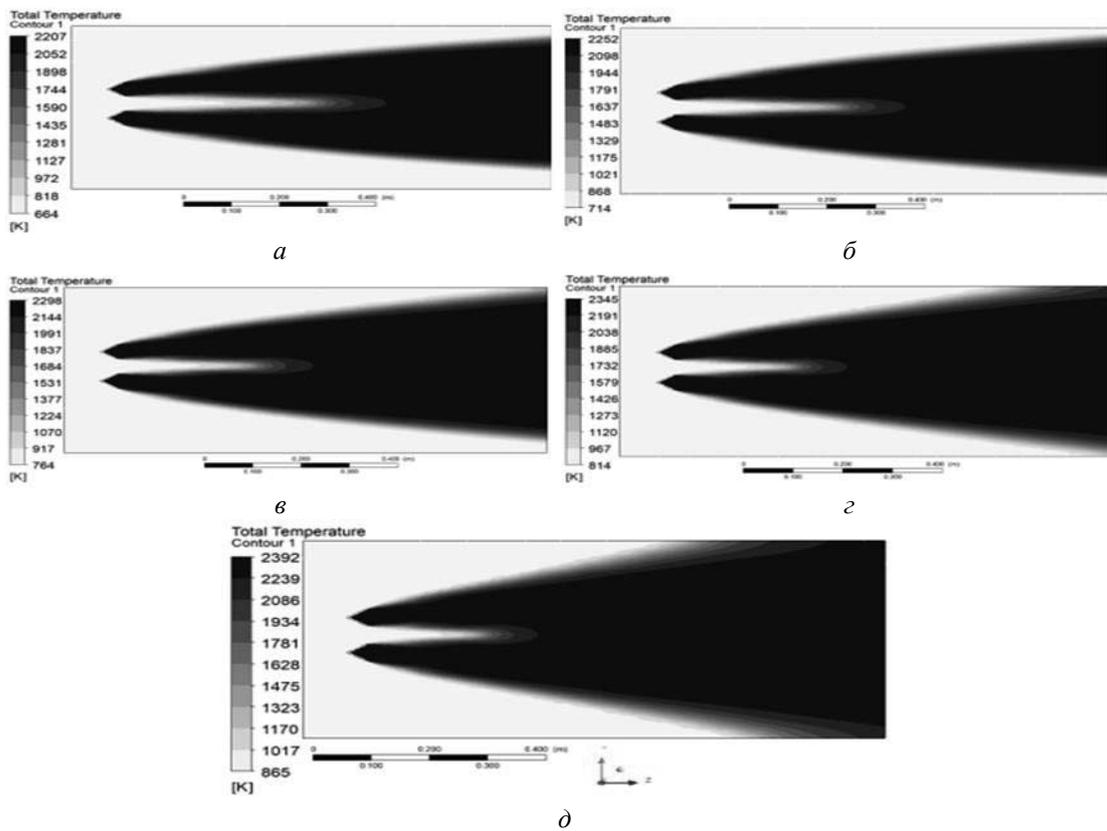


Рис. 5. Поля полных температур при  $t_{cm} = 400$  (а), 450 (б), 500 (в), 550 (г) и 600 °C (д)

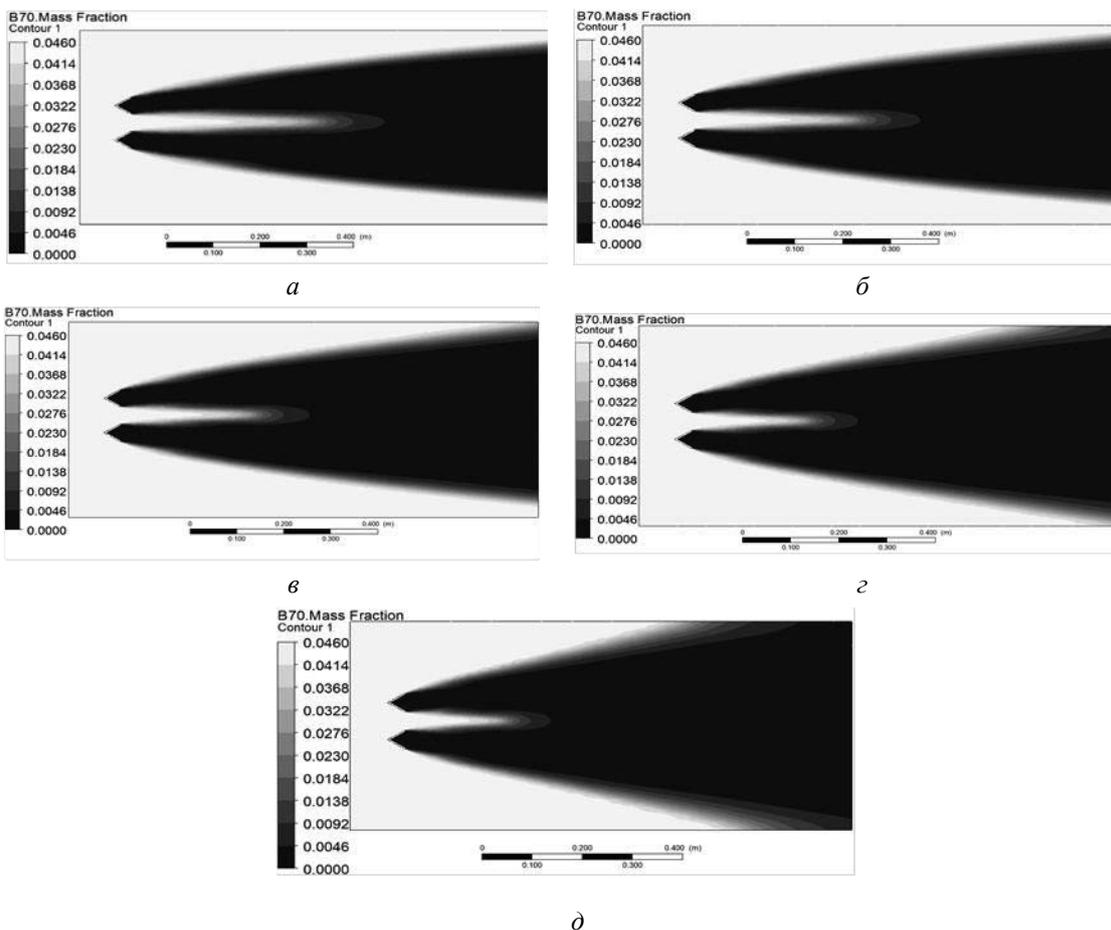


Рис. 6. Поля массовых долей бензина Б-70 при  $t_{cm} = 400$  (а), 450 (б), 500 (в), 550 (г) и 600 °C (д)

По результатам проведенного модельного эксперимента построен график зависимости длины выгорания от начальной температуры бензино-воздушной смеси (рис. 7, 8). Анализ проводился с учетом относительной разности массовых долей и температур. При обоих методах обработка данных осуществлялась вдоль линии, расположенной на оси симметрии между двумя стабилизаторами, в плоскости, находящейся посередине между боковыми стенками и содержащей в себе 100 точек замеров.

При обработке данных по массовым долям за начальное значение длины выгорания принимается первая точка, в которой значение массовой доли бензина отличается от предыдущего на величину не менее 1,5 %. За конечное принимается значение массовой доли, соответствующее полноте выгорания  $\eta_{\Gamma} = 0,9$ . Полученные расчетные точки связаны между собой степенной зависимостью.

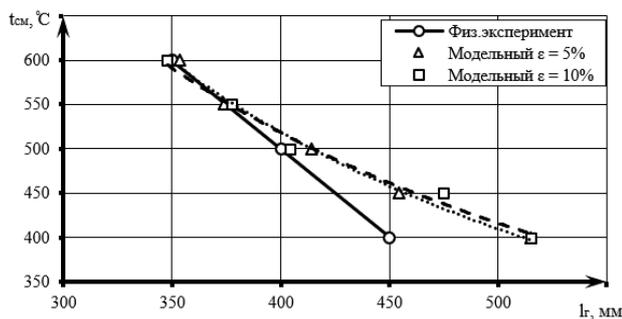


Рис. 7. Зависимость длины зоны выгорания от начальной температуры бензино-воздушной смеси с обработкой результатов по массовым долям

При обработке результатов моделирования по полям температур за начальное значение длины выгорания принимается первая точка, в которой значение температуры смеси отличается от предыдущей не менее чем на 2 %. За конечную точку принималась такая температура, которая соответствует замедлению процесса горения – отличие от предыдущего значения температуры менее чем на 1 % (рис. 8).

По данным рис. 7 и 8 видно, что с повышением температуры бензино-воздушной смеси наблюдается тенденция на уменьшение длины зоны выгорания, что качественно соответствует экспериментальным данным [1].

При обработке данных по массовым долям наблюдается соответствие длин зон выгорания при высоких температурах смеси ( $t_{см} = 500–600$  °C) и максимальное отклонение от натурального эксперимента не превышает 3,4 %. Однако с понижением температуры отклонение от натурального эксперимента увеличивается и при 400 °C составляет 12,6 %.

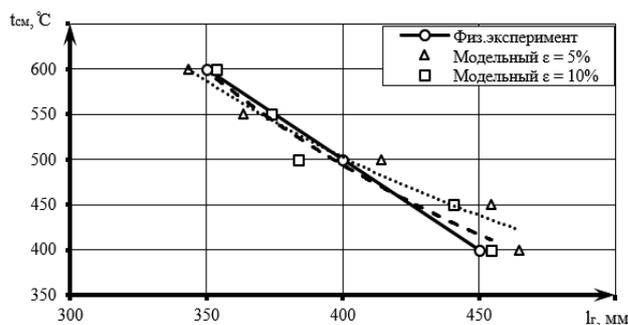


Рис. 8. Зависимость длины зоны выгорания от начальной температуры бензино-воздушной смеси с обработкой результатов по температурным полям

При обработке данных по температурным полям наблюдается более равномерное распределение отклонений от натурального эксперимента, что делает данный метод обработки результатов более предпочтительным, чем предыдущий. Максимальное отклонение при таком методе обработки данных составляет 4,2 %. Средняя относительная погрешность составляет 2,4 %.

Отличие максимальных температур в доменах при различных уровнях интенсивности турбулентности не превышает 1 %, что входит в возможное отклонение решателя. В свою очередь, интенсивность турбулентности в 10 % дает меньшее отклонение значений от натурального эксперимента в среднем на 1,3 %, что делает данный вариант обработки результатов расчета более предпочтительным.

Полученные в результате расчетов кривые выгорания приведены на рис. 9. Полнота сгорания определялась как отношение несгоревшего топлива к его начальной доле:

$$\eta_{\Gamma} = \frac{M_{\text{Б70i}}}{M_{\text{Б70o}}}$$

По полученным кривым выгорания можно заметить, что большие значения температуры смеси на входе дают меньшую

длину зоны горения. Так, разница в длинах зоны горения между 600 и 400 °С составляет примерно 22,2 %. Кривые выгорания до значения полноты сгорания  $\eta_{\Gamma} \approx 0,12$  и после  $\eta_{\Gamma} \approx 0,9$  имеют пологие, практически горизонтальные участки, что согласуется с экспериментальными данными [1].

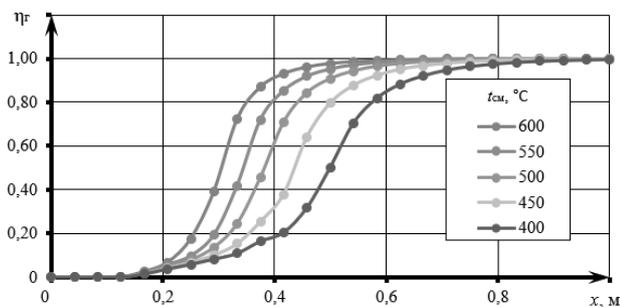


Рис. 9. Кривые выгорания при различных температурах смеси

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе исследования проведена верификация результатов моделирования процесса горения. Выполнена оценка влияния температуры и интенсивности турбулентности на выгорание бензино-воздушной смеси в плоскости симметрии за двумя V-образными стабилизаторами в пакете ANSYS CFX.

Метод обработки результатов моделирования по температурным полям дает более равномерное распределение отклонений и меньшее значение средней относительной погрешности по сравнению с методом обработки данных по массовым долям бензина Б-70, что делает данный метод наиболее предпочтительным. Вместе с использованием интенсивности турбулентности в 10 % полученные результаты качественно и количественно удовлетворяют представленным в результате натурного эксперимента данным.

Использованная в данной работе одношаговая брутто-реакция горения авиационного бензина Б-70 в достаточной мере отображает процессы, происходящие при непрерывном горении в турбулентном следе за V-образными стабилизаторами. В совокупности с простотой настройки решателя и быстротой получения решения данный способ является оптимальным решением при моделировании подобного рода задач.

Однако при углубленном моделировании процессов для более сложных расчетов следует обратить внимание на многошаговые реакции и более детальную настройку решателя.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Физические основы** процесса горения в камерах сгорания воздушно-реактивных двигателей / Б. В. Раушенбах [и др.]. М.: Машиностроение, 1964. 526 с. [B. V. Rauschenbach, et al., *Physical bases of burning process in combustion chambers of jet-air engines*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1964. ]

2. **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 // Новые решения и технологии в газотурбостроении: сб. тезисов и докл. М.: ЦИАМ, 2010. С. 167–169. [A. E. Kishalov, R. S. Khaliullin, V. F. Kharitonov, "Modeling burning process of a gasoline-air mixture in the zone behind the V-shaped stabilizer in a rectangular channel", (in Russian), in *Novie resheniya i tekhnologii v gazoturbostroenii*, 2010, pp. 167-169. ]

3. **Справочник** по теплопроводности жидкостей и газов / Н. Б. Варгафтик [и др.]. М.: Энергоатомиздат, 1990. 352 с. [N. B. Vargaftik, et al., *Handbook on the thermal conductivity of liquids and gases*, (in Russian). Moscow: Energoatomizdat, 1990. ]

4. **Дубовкин Н. Ф.** Справочник: Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив. М.: Химия, 1985. 240 с. [N. F. Dubovkin, *Handbook: Physycal-chemical and operational properties of jet fuels*, (in Russian). Moscow: Himiya, 1985. ]

5. **Лафевр А.** Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с. [A. Lefebvre, *Processes in GTE combustion chambers*, (in Russian). Moscow: Mir, 1986. ]

6. **Ахмедзянов Д. А., Баулин О. А., Кишалов А. Е.** Верификация процесса горения и оценка полноты сгорания в камерах сгорания авиационных газотурбинных двигателей // Башкирский химический журнал. 2011. Т. 18, № 4. С. 230–235. [D. A. Akhmedzyanov, O. A. Baulin, A. E. Kishalov, "Verification of the burning process and estimation of the combustion completeness in the combustion chamber of the aviation gas turbine engines", (in Russian), in *Bashkirskiy himicheskiy zhurnal*, vol. 18, no. 4, pp. 230-235, 2011. ]

7. **Кишалов А. Е.** Верификация моделирования процесса горения гомогенной бензино-воздушной смеси, определение тепловых границ факела за одиночным V-образным стабилизатором // Вестник УГАТУ. 2012. Т. 16, № 2 (47). С. 113–119. [A. E. Kishalov, "Verification of the combustion simulation of a homogeneous gasoline-air mixture, determination of the flare behind a single V-shaped stabilizer", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 16, no. 2 (47), pp. 113-119, 2016. ]

8. **Кишалов А. Е., Шарафутдинов Д. Х.** Оценка скорости распространения пламени с помощью методов численного термогазодинамического моделирования // Вестник УГАТУ. 2010. Т. 14, № 3 (38). С. 131–136. [A. E. Kishalov, D. Kh. Sharafutdinov, "The rate of flame speed using numerical methods thermodynamic modeling", (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 14, no. 3 (38), pp. 131-136, 2010. ]

**ОБ АВТОРАХ**

**ЗОЛОТУХИН Антон Сергеевич**, бакалавр каф. авиац. тепло-техники и теплоэнергетики УГАТУ. Дипл. теплоэнергетик и теплотехник (УГАТУ, 2020). Готовит магистр. дис. о проектировании форсажной камеры перспективного ГТД.

**КИРШИНА Елена Юрьевна**, бакалавр каф. авиац. тепло-техники и теплоэнергетики УГАТУ. Дипл. теплоэнергетик и теплотехник (УГАТУ, 2020).

**КИШАЛОВ Александр Евгеньевич**, доц. каф. авиац. тепло-техники и теплоэнергетики УГАТУ. Дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2006). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

**METADATA**

**Title:** Verification of simulation of the process of gasoline-air mixture combustion with two V-type stabilizers at different mixture temperatures in ANSYS CFX.

**Authors:** A. S. Zolotukhin<sup>1</sup>, E. Yu. Kirshina<sup>2</sup>, A. E. Kishalov<sup>3</sup>

**Affiliation:**

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

**Email:** <sup>1</sup> zolotuhinant@yandex.ru,

<sup>2</sup> igromanyu.elena@gmail.com, <sup>3</sup> kishalov@ufanet.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 4 (90), pp. 33-39, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** This study is devoted to the verification of the simulation of the combustion process of a gasoline-air mixture behind two V-shaped stabilizers at various mixture temperatures in the ANSYS CFX system. Based on the calculation results, the effect of the temperature of the prepared mixture and the intensity of turbulence at the entrance to the computational domain on the length of the burnup zone is evaluated. The analysis of the obtained burnup curves is carried out and a conclusion is made about the qualitative and quantitative correspondence of the obtained mathematical model to the experimental first source.

**Key words:** combustion in ANSYS CFX; V-shaped stabilizers; flame stabilizers; modeling in ANSYS; verification of the combustion process.

**About authors:**

**ZOLOTUKHIN, Anton Sergeevich**, Bachelor, Dept. of Aviation Heat Engineering and Heat Power Engineering of USATU. Certified heat power engineer and heat engineer (USATU, 2020). Prepares dis. on the design of the afterburner of a promising gas turbine engine.

**KIRSHINA, Elena Yuryevna**, Bachelor, Dept. of Aviation Heat Engineering and Heat Power Engineering of USATU. Certified heat power engineer and heat engineer (USATU, 2020).

**KISHALOV, Alexander Evgenievich**, Assoc. Prof., Dept. of Aviation Heat Engineering and Heat Power Engineering. Dipl. Engineer of GTE and power plants (USATU, 2006). Cand. of Tech. Sci. (USATU, 2010).