

УДК 621.45

А. Е. КИШАЛОВ, Д. Х. ШАРАФУТДИНОВ

ОЦЕНКА СКОРОСТИ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ПЛАМЕНИ С ПОМОЩЬЮ ЧИСЛЕННОГО ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Проведены расчеты процесса горения в потоке в программном комплексе для трехмерного термогазодинамического моделирования ANSYS 11.0 CFX. Произведено сравнение величины скорости распространения пламени, полученной при моделировании горения, с экспериментальными данными при различных условиях и параметрах топливо-воздушной смеси. На основании сравнения показана возможность применения подобных программных комплексов для моделирования процессов горения, происходящих в авиационных двигателях. *Авиационные двигатели; горение; скорость распространения пламени; термогазодинамическое моделирование*

ВВЕДЕНИЕ

Горение – наиболее сложный из всех процессов, происходящих в авиационных двигателях. Его сложность заключается не только в сложнейшем математическом описании процесса, но и в сложности его экспериментального исследования. На процесс горения влияет множество факторов, значительно усложняющих его описание и расчет. Кроме таких факторов, как начальные температура и давление, на процесс горения влияют состав топливо-воздушной смеси (вид горючего и окислителя, их массовое соотношение, наличие посторонних примесей), интенсивность и степень турбулентности, процессы тепло- и массообмена и др. Все это значительно усложняет теоретическое описание и экспериментальные исследования [2]. Наилучшие результаты при расчетах процессов горения дают полуэмпирические теории, полученные в результате многочисленных экспериментов. В основном они применимы для определенного диапазона изменения параметров потока и ТВС [4].

На современном этапе развития компьютерных технологий появляется новая возможность в исследовании процессов горения, при помощи расчетов в программных комплексах для трехмерного термогазодинамического моделирования, например в ANSYS 11.0 CFX.

Задача данного исследования – определение возможности применения программного комплекса ANSYS 11.0 CFX для расчетов процесса

горения и оценка достоверности получаемого результата.

Для проверки работоспособности хорошо зарекомендовавшего себя для задач гидрогазодинамики ANSYS 11.0 CFX, были смоделированы процессы ламинарного и турбулентного горения в гомогенной, предварительно перемешанной ТВС. Это позволяет исследовать только сам процесс горения, без отвлечения на процессы распыла топлива и подготовки ТВС.

В качестве критерия, по которому оценивается точность расчета в ANSYS 11.0 CFX, была выбрана U_N – нормальная скорость распространения пламени, являющаяся наиболее важной физико-химической характеристикой процесса горения. Были проведены расчеты ламинарного и турбулентного горения паров керосина в потоке воздуха. Расчеты сверялись с экспериментальными данными, полученными на кафедре АДЭУ КГТУ им. А. Н. Туполева [3].

1. ЛАМИНАРНОЕ ГОРЕНИЕ

Для исследования возможностей программного комплекса ANSYS при расчете ламинарного горения было проведено моделирование процесса горения в горелке Бунзена [2]. Схема расчетной модели приведена на рис. 1.

На данной геометрической модели построена тетраэдрическая конечно-элементная сетка, состоящая из 1 000 000 элементов с призматическим пограничным слоем и с уменьшением размеров элемента в области горения. На вход модели подается ТВС (однородная смесь паров керосина и воздуха) со скоростью $U_{вх}$, температурой $T_{вх}$ и коэффициентом избытка воздуха α [3]. На выходе из модели – давление $P_H = 101325$ Па.

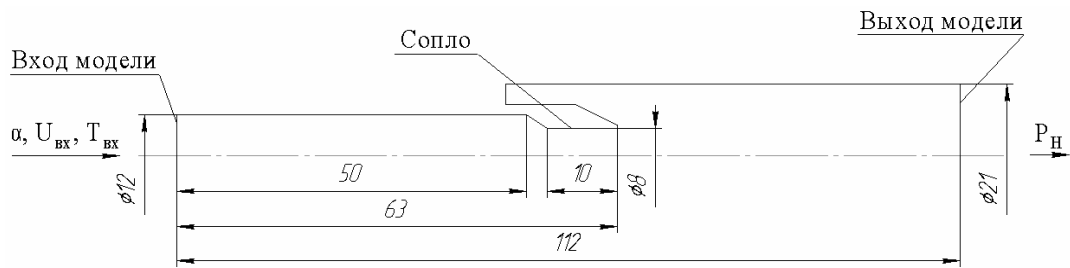


Рис. 1. Схема расчетной модели

Таблица 1

Экспериментальные данные по ламинарному горению

	$U_N, \text{ м/с}$						
	α						
$T_{вх}, \text{ К}$	0,600	0,750	0,900	1,050	1,225	1,420	1,625
473	0,35	0,70	0,95	0,95	0,83	0,70	0,55
573	0,50	1,05	1,35	1,38	1,25	1,08	0,83
673	0,60	1,50	1,90	1,92	1,70	1,42	1,10
773	0,80	1,80	2,65	2,69	2,45	2,00	1,58
873	1,20	2,70	3,85	3,80	3,35	2,82	2,13

Таблица 2

Скорость распространения пламени, полученная в расчетах

	$U_N, \text{ м/с}$						
	α						
$T_{вх}, \text{ К}$	0,600	0,750	0,900	1,050	1,225	1,420	1,625
473	горит внутри	горит внутри	0,899	0,899	0,849	горит внутри	горит внутри
573	горит внутри	1,204	1,276	1,303	1,182	1,095	горит внутри
673	горит внутри	1,632	1,771	1,753	1,603	1,512	1,242
773	горит внутри	1,737	2,017	2,048	1,962	1,822	1,765
873	горит внутри	2,456	2,929	2,948	2,828	2,602	2,346

Таблица 3

Относительная погрешность расчета

	Относительная погрешность расчета, %						
	α						
$T_{вх}, \text{ К}$	0,600	0,750	0,900	1,050	1,225	1,420	1,625
473	–	–	5,37	5,37	2,29	–	–
573	–	14,67	5,49	5,58	5,44	1,41	–
673	–	8,80	6,79	8,69	5,71	6,46	12,94
773	–	3,49	23,89	23,86	19,90	8,88	11,72
873	–	9,04	23,92	22,43	15,58	7,72	10,15

Модель турбулентности $k - \varepsilon$, модель горения Finite Rate Chemistry and Eddy Dissipation, химическая реакция JetA Air WD1. В результате серии предварительных расчетов подобраны такие настройки модели горения, которые позволяют проводить подобные расчеты с достаточной точностью. Характеристики воздуха и керосина взяты из базы данных ANSYS 11.0 CFX. Стехиометрический коэффициент – 14,91. Для воспламенения ТВС в начальный момент времени за срезом сопла установлена температура 1500 К. В процессе счета контролирова-

лась температура на выходе из расчетной области. Расчет останавливался через 50 итераций после стабилизации значений температуры.

В табл. 1 приведены экспериментальные данные по ламинарному горению. Результаты серии проведенных расчетов приведены в табл. 2. В результате некоторых расчетов получено, что фронт пламени располагается до среза сопла, находится внутри трубы (что не соответствует экспериментам). Относительные погрешности расчетов по сравнению с экспериментальными данными приведены в табл. 3.

Результаты расчета с параметрами $U_{вх} = 1,567$ м/с, температурой $T_{вх} = 573$ К и коэффициентом избытка воздуха $\alpha = 1,05$ приведены на рис. 2–7. Полученная в результате расчетов скорость распространения фронта пламени $U_N = 1,303$ м/с (экспериментальное значение $U_N = 1,38$ м/с, относительная погрешность 5,58%). Как видно на приведенных рисунках, зона горения образует конус за срезом форсунки. Зона горения достаточно тонкая, неровная, с «выбросами» пламени. По концентрации массовых долей продуктов сгорания также можно выделить зоны с локальными «богатыми» и «бедными» составами смеси. С физической точки зрения это обусловлено неравновесным характером процесса горения и наличием автотурбуликации пламени, что приводит к образованию локальных зон повышенной температуры и неравновесного состава смеси. В результате процесса тепло-массообмена при движении газа в канале флуктуации состава и температуры смеси нивелируются и на выходе устанавливается равновесное распределение по температуре и составу.

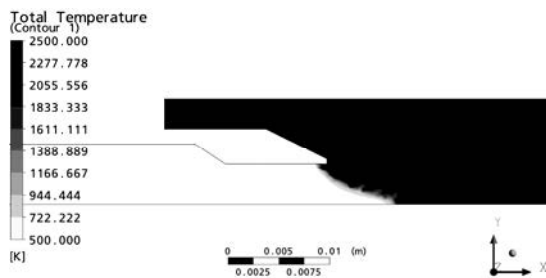


Рис. 2. Поля температур

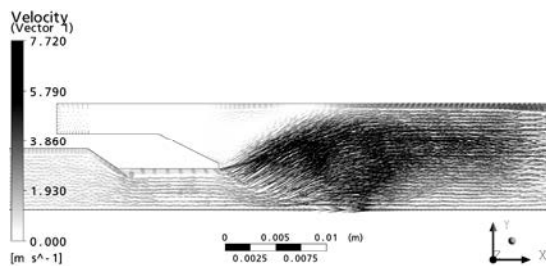


Рис. 3. Вектора скоростей

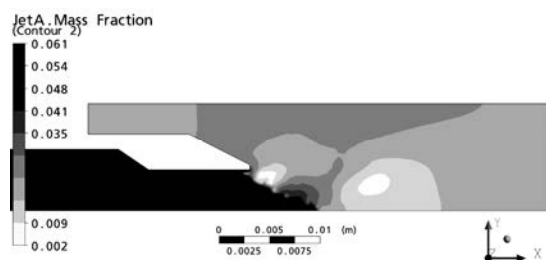


Рис. 4. Массовая доля керосина

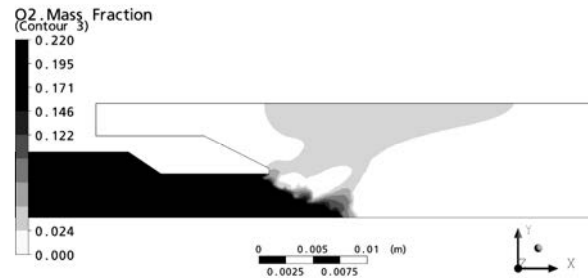


Рис. 5. Массовая доля O₂

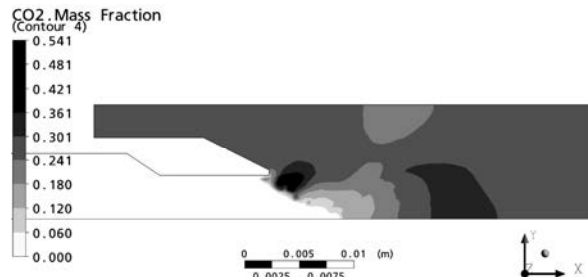


Рис. 6. Массовая доля CO₂

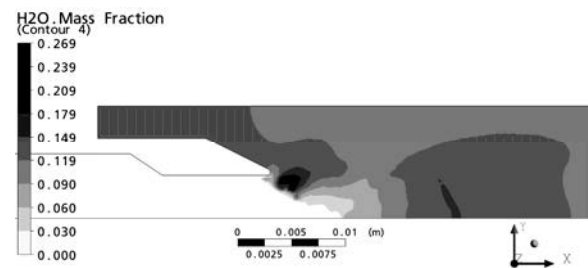


Рис. 7. Массовая доля H₂O

На рис. 8 приведено сравнение экспериментальных и расчетных данных.

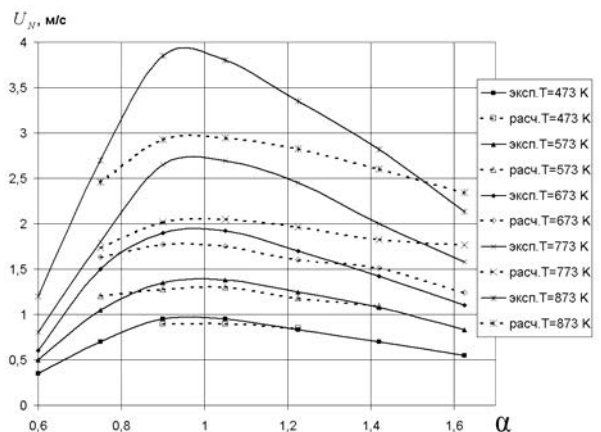


Рис. 8. Сравнение экспериментальных и расчетных данных

Как можно видеть, расчет дает хорошие результаты в диапазоне α от 0,8 до 1,4. Вне этого диапазона расчетная скорость распространения фронта пламени завышена (горение происходит до сопла). При этом характер расчетной кривой сохраняется правильным, соответствует экспериментальной. При расчетах с низкой началь-

ной температурой (до $T_{\text{вх}} = 673$ К) точность расчетов вполне приемлемая для моделирования столь сложного процесса (около 10%), при расчетах с высокой начальной температурой (773 К и 873 К) погрешность расчетов возрастает (до 24%).

2. ТУРБУЛЕНТНОЕ ГОРЕНИЕ

Турбулентное горение – наиболее распространенный вид горения в авиационных двигателях. В авиационных двигателях, в узлах, где происходит горение (основная и форсажная камеры сгорания), скорость потока достигает сотен м/с, скорость распространения ламинарного пламени 1...2 м/с, турбулентного – иногда может достигать десятков метров в секунду. Для стабилизации горения в авиадвигателях применяют различные устройства, создающие зону обратных токов и одновременно увеличивающие турбулентность потока (например, V-образные стабилизаторы).

Для исследования возможностей программного комплекса ANSYS при расчете турбулентного горения был смоделирован процесс горения в нишевом стабилизаторе. Схема расчетной модели приведена на рис. 9.

Расчетная модель представляет собой 1/4 часть всей модели. На данной геометрической модели построена тетраэдрическая конечно-элементная сетка, состоящая из 300 000 элементов с призматическим пограничным слоем и с уменьшением размеров элемента в области горения.

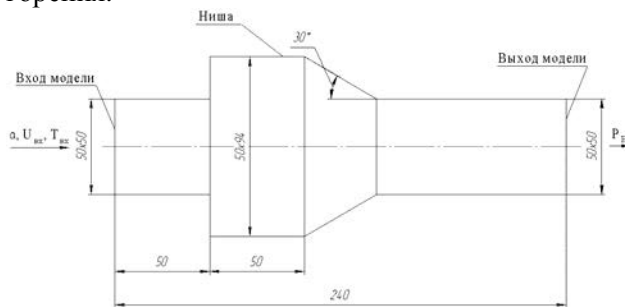


Рис. 9. Схема расчетной модели

На вход модели подается ТВС (однородная смесь паров керосина и воздуха) со скоростью $U_{\text{вх}} = 50,7$ м/с, температурой $T_{\text{вх}} = 373$ К и коэффициентом избытка воздуха α по табл. 4. На выходе из модели – давление $P_H = 101325$ Па. На внутренних гранях установлены условия симметрии. Модель турбулентности $k - \epsilon$, модель горения Eddy Dissipation, химическая реакция JetA Air WD1. Параметры воздуха и керосина – взяты из базы данных ANSYS 11.0 CFX. Стехиометрический коэффициент был

выбран равным 14,91. Для воспламенения ТВС в начальный момент времени в области нишевого стабилизатора установлена температура 1500 К.

В процессе счета контролировалась температура на выходе из расчетной области. Расчет останавливался через 50 итераций после стабилизации значений температуры.

Таблица 4
Экспериментальные данные по турбулентному горению

	α					
	0,60	0,71	0,82	1,02	1,23	1,40
U_T , м/с	6,50	7,45	7,70	7,10	5,70	4,65

Результаты серии проведенных расчетов и относительные погрешности расчетов по сравнению с экспериментальными данными приведены в табл. 5. Картины течения похожи по характеру с экспериментальными течениями в нишевых стабилизаторах [1].

Таблица 5
Результаты и относительная погрешность расчетов

	α					
	0,60	0,71	0,82	1,02	1,23	1,40
U_T , м/с	7,465	7,888	8,135	7,479	6,413	5,505
Относительная погрешность расчета, %	14,84	5,87	5,65	5,34	12,51	18,38

Результаты расчета с коэффициентом избытка воздуха $\alpha = 0,82$ приведены на рис. 10–15. Полученная в результате расчетов скорость распространения фронта пламени $U_T = 8,135$ м/с (экспериментальное значение $U_T = 7,70$ м/с, относительная погрешность расчета 5,65%).

В зоне нишевого стабилизатора, в области с внезапным расширением присутствуют мощные вихревые зоны, которые создают возможность для стабилизации пламени (рис. 11). Зона горения – сужающаяся к выходу из расчетной области. Пламя из зоны обратных токов (которая постоянно поджигает свежую ТВС) со скоростью U_T распространяется к центру потока (где остается несгоревшая ТВС), но так как скорость потока выше скорости распространения пламени, зону горения «сносит» к выходу из расчетной области.

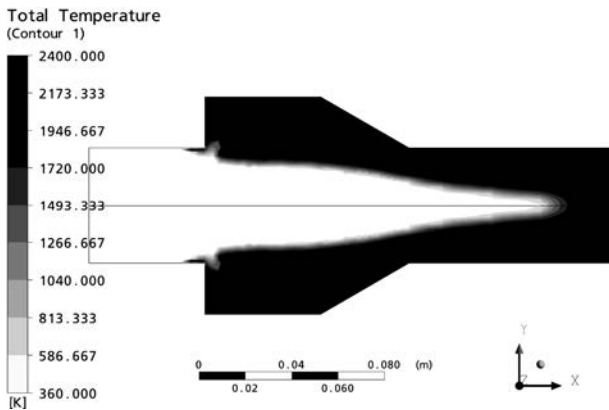


Рис. 10. Поля температур

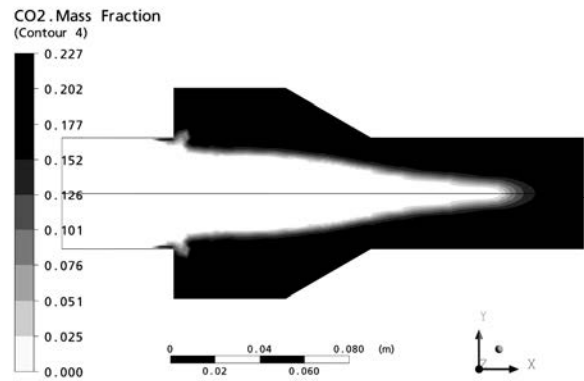


Рис. 14. Массовая доля CO₂

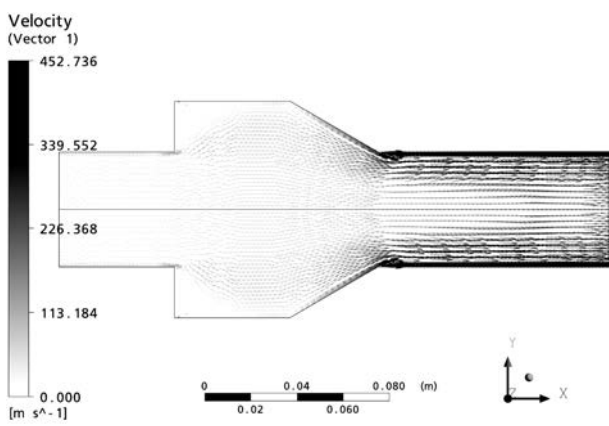


Рис. 11. Вектора скоростей

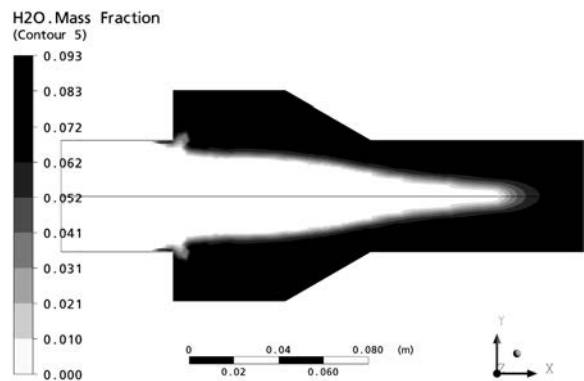


Рис. 15. Массовая доля H₂O

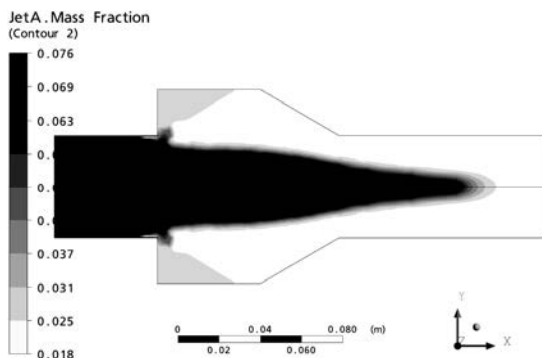


Рис. 12. Массовая доля керосина

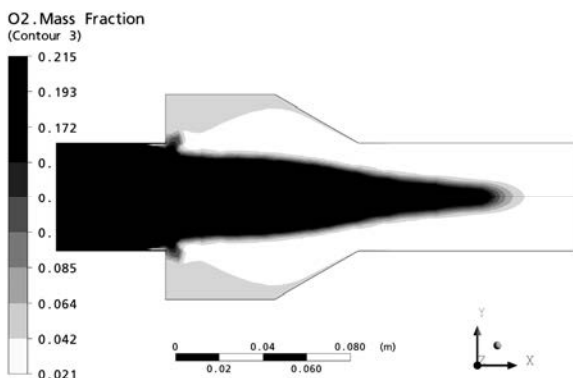


Рис. 13. Массовая доля O₂

На рис. 16 приведено сравнение экспериментальных и расчетных данных.

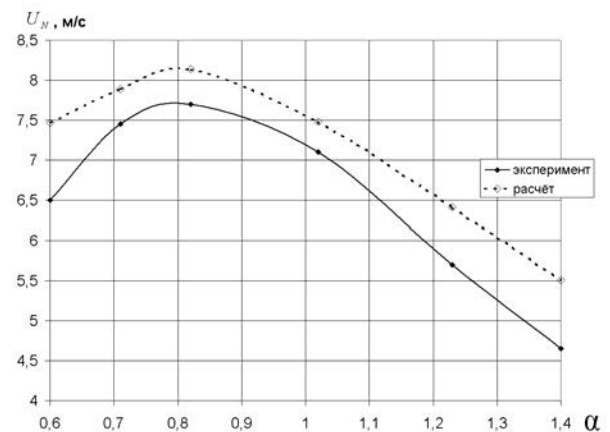


Рис.16. Сравнение экспериментальных и расчетных данных

ВЫВОДЫ

Проведены расчеты по определению скорости распространения пламени при ламинарном и турбулентном горении. Получено, что погрешность при определении скорости распространения пламени при ламинарном горении в диапазоне α от 0,8 до 1,4 при расчетах с начальной температурой до $T_{\text{вх}} = 673$ К составля-

ет менее 10%. Вне этого диапазона погрешность расчета увеличивается до 24%. Погрешность при определении скорости распространения пламени при турбулентном горении в том же диапазоне α составляет около 10%, вне этого диапазона – около 20%. На данном этапе исследования (в ходе данной работы) установлено, что программный комплекс ANSYS 11.0 CFX вполне применим для расчетов процессов горения. Данные расчеты могут быть проведены с большей точностью на более мелкой сетке, а также с использованием других моделей горения. Для применения данного программного продукта для расчетов процессов горения, происходящих в основной и форсажной камерах сгорания авиационных двигателей, необходимо провести дополнительные исследования на моделях более приближенных к процессам, происходящим в авиационных двигателях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Альбом течений жидкости и газа. Составление и авторский текст М. Ван-Дайка. М.: Мир, 1986. 184 с.
2. **Лефевр А.** Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
3. **Мингазов Б. Г.** Внутрикамерные процессы и автоматизированная доводка камер сгорания ГТД. Казань: Казанск. гос. техн. ун-т им. А. Н. Туполева, 2000. 167 с.
4. **Пчелкин Ю. М.** Камеры сгорания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1973. 392 с.

ОБ АВТОРАХ



Кишалов Александр Евгеньевич, асп. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж.-мех. (УГАТУ, 2006). Инж.-констр. ФГУП НПП «Мотор». Иссл. в области автоматизации форсажных камер сгорания авиационных ГТД.



Шарафутдинов Дамир Ханяфиевич, асп. каф. АДЭУ. Дипл. магистр (КГТУ им. А. Н. Туполева, Казань, 2006). Иссл. в обл. теории флуктационного реагирования в газах.