

ВЕРИФИКАЦИЯ МОДЕЛИ СМЕШЕНИЯ В НИЗКОЭМИССИОННОМ ГОРЕЛОЧНОМ УСТРОЙСТВЕ

Проведено верифікацію математичної моделі змішування в низько емісійному пальниковому пристрої з попереднім перемішуванням газоподібного палива й повітря. Представлено результати чисельного й модельного експериментів

Ключові слова: завихрювач, камера, пальник, попереднє змішування

Проведена верификация математической модели смешения в низкоэмиссионном горелочном устройстве с предварительным перемешиванием газообразного топлива и воздуха. Представлены результаты численного и модельного экспериментов

Ключевые слова: завихритель, камера, горелка, предварительное смешивание

The verification of the mathematical model of mixing in the premixing low emissive burner of a gas fuel and air is carried out. The results of the numerical and model experiments are introduced

Key words: swirl, chamber, burner, premixing

С. И. Сербин

Доктор технических наук, директор Машиностроительного института
Национальный университет кораблестроения имени адмирала Макарова
пр. Героев Сталинграда, 9, г. Николаев, Украина
Контактный тел.: (0512) 47-94-74

А. В. Котов

Кандидат технических наук, начальник лаборатории*
Контактный тел.: (0512) 49-79-48

В. Г. Ванцовский

Ведущий инженер-конструктор, начальник конструкторского отделения*
Контактный тел.: (0512) 49-74-11

В. В. Вилкул

Инженер-конструктор I категории отдела камер сгорания*
Контактный тел.: (0512) 49-74-11
*ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект»
пр. Октябрьский, 42а, г. Николаев, Украина

Введение

При разработке перспективных ГТУ одной из главных проблем является создание малотоксичных камер сгорания (КС) [1], к конструкциям которых предъявляются все более жесткие требования по совершенству рабочего процесса. Особое внимание уделяется интенсификации выгорания топлива, уменьшению образования токсичных веществ в процессе сгорания топлива [2], формированию оптимального температурного поля на выходе из КС и охлаждению стенок жаровых труб и смесителей. В связи с этим в настоящее время существенно увеличился объем работ, направленных на создание новых конструкций КС и горелочных устройств (ГУ), а также на совершенствование их рабочих характеристик [3].

Современные тенденции сжигания в КС бедных предварительно перемешанных топливовоздушных смесей, для получения низких уровней эмиссии вредных веществ (NO_x , CO , C_xH_y) [4, 5] требует более глубокого исследования параметров потока на выходе из ГУ, использующего завихритель. При неправильной организации рабочего процесса в камере сгорания и го-

релочном устройстве вследствие малоизученности взаимного влияния тех или иных конструктивных факторов, возможны проявление эффекта проскока пламени вверх по потоку в канале предварительного смешения, появление вибрационного горения вследствие срыва потока на выходе из ГУ, перегрев элементов жаровой трубы и ГУ. Вследствие некачественного смешения топлива с воздухом возможен повышенный уровень эмиссии вредных выбросов (NO_x , CO , C_xH_y) [6].

Вопросы получения качественной однородной топливовоздушной смеси в горелочных устройствах камер сгорания газотурбинных двигателей являются актуальным и одним из определяющих. Как правило, из-за сложной формы и структуры течения в каналах предварительного смешения аналитически рассчитать характеристики топливовоздушной смеси на выходе из каналов предварительного смешения не представляется возможным. В последние годы, в связи с развитием численных методов моделирования гидрогазодинамических процессов, решение данных задач стало направлением совершенствования процесса как в горелочном устройстве [7] так и в камере сгорания в целом.

Цели исследований

Целью исследований является определение с помощью методов математического моделирования полей полного давления и угла скоса потока на выходе из горелочного устройства и в сечениях проточной части жаровой трубы, а также нахождение концентрации CO₂ (в качестве имитатора топливного газа) в топливовоздушной смеси на выходе из канала предварительного смешения ГУ и в сечениях жаровой трубы.

Чтобы достоверно определить концентрацию топливного газа необходимо знать параметры потока воздуха за горелочным устройством. Данная задача решается как расчётным путём [8] (методом математического моделирования), так и экспериментальным [9]. Эксперимент на модели дает более достоверные и объективные результаты, однако при создании новых ГУ и совершенствовании существующих для более глубокого понимания процессов, происходящих в каналах, и выполнения оптимизации наиболее подходящим является инструмент математического моделирования.

1. Постановка эксперимента

На сегодняшний день инженеры-исследователи располагают достаточно развитыми и достоверными методами математического моделирования процессов в трехмерной постановке, основанными на уравнениях с частными производными и дополнениями в виде моделей турбулентности.

В качестве практического применения наиболее эффективными считаются способы, основанные на осреднении системы уравнений, описывающей законы сохранения массы, импульса и энергии.

Система уравнений имеет вид

$$\frac{\partial(\rho U_i)}{\partial x_i} = 0; \tag{1}$$

$$\frac{\partial(\rho U_i U_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right) - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu \frac{\partial U_j}{\partial x_j} \right); \tag{2}$$

$$\frac{\partial(\rho k U_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\frac{\mu}{\sigma_1} \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + S - \rho \epsilon; \tag{3}$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon U_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\frac{\mu}{\sigma_2} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] + C_1 S \frac{\epsilon}{k} - C_2 \frac{\rho \epsilon^2}{k}; \tag{4}$$

$$\frac{\partial(\rho C U_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\frac{\mu}{\sigma_c} \frac{\partial C}{\partial x_i} \right], \tag{5}$$

где $\mu = \mu_m + \mu_t$; $\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$; $\rho = \rho_0 + (\rho_g - \rho_0)C$;

$$S = \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \left[\mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} (\rho k + \mu_t \frac{\partial U_m}{\partial x_m}) \delta_{ij} \right].$$

В системе уравнений (1)-(5) приняты следующие обозначения: $x_i, i=1,2,3$ - координаты; $U_i (i=1,2,3)$ - осредненная скорость газа; ρ - плотность газа; P - давление; k - энергия турбулентных пульсаций; ϵ - скорость диссипации турбулентной энергии; μ_m, μ_t - коэффициенты молекулярной и турбулентной вязкости; S - генерация турбулентности.

Значения параметров k-ε модели турбулентности равны $\sigma_1 = \sigma_c = 1,0$; $\sigma_2 = 1,3$; $C_\mu = 0,09$; $C_1 = 1,44$; $C_2 = 1,92$.

Граничные условия имеют следующий вид. На твердых поверхностях

$$\left(\frac{\partial U_\tau}{\partial n} \right)_{n=0} = \frac{m(U_\tau)_{n=h}}{h}, U_n = \frac{\partial k}{\partial n} = \frac{\partial \epsilon}{\partial n} = 0, \epsilon_{n=h} = \frac{C_m^{3/4} \cdot k_{n=h}^{3/2}}{k_h},$$

$m=1/7, k=0,4$.

На входе в расчетную область - $U_n = V_0, |U_\tau| = C = \zeta$,

на выходе потока - $\frac{\partial u_n}{\partial n} = \frac{\partial C}{\partial n} = \frac{\partial k}{\partial n} = \frac{\partial \epsilon}{\partial n} = 0, U_\tau = 0$.

Нижние индексы n и τ соответствуют нормальным и касательным к контрольной поверхности компонентам скорости (n - координата по нормали к поверхности; h - расстояние от твердой поверхности до центра примыкающей расчетной ячейки).

Система (1)-(5) решается неявными конечно-разностными методами установления. При соответствующих начальных и граничных условиях и выбранной итерационной схеме ее решение определяет структуру течения и смешения в модели ГУ.

Для проведения численного эксперимента на основе 3D CAD-модели было сгенерировано три варианта конечно-разностной тетраэдрической расчетной сетки. Варианты отличались количеством и густотой распределения ячеек в каналах предварительного смешения. Результаты расчетов с одним из вариантов, имеющие наименьшие расхождения с экспериментальными данными, представлены для сравнения.

Для экспериментального исследования течения воздуха за ГУ и определения концентрации топливного газа в газозвушной смеси был спроектирован отсек для аэродинамических продувок ГУ (в качестве имитатора топливного газа в целях безопасности использовался газ CO₂). Фотография экспериментального отсека представлена на рис. 1.



Рис. 1. Внешний вид аэродинамического отсека

В состав отсека входят: ГУ, цилиндр (имитатор проточной части жаровой трубы), имитатор патрубка смесителя.

Горелочное устройство и схема измерений представлена на рис. 2. Видно, что ГУ состоит из двух концентрично расположенных завихрителей. За каждым из них располагается канал предварительного смешения. Как видно из схемы имеются два топливных канала для каждого из завихрителей. Топливный газ раздается в межлопаточные каналы через отверстия, выполненные в теле лопатки завихрителя. На каждой из лопаток имеется по три газораздающих отверстия диаметром 0,6 мм.

Имитатор жаровой трубы имеет внутренний диаметр 165 мм и длину 210 мм.

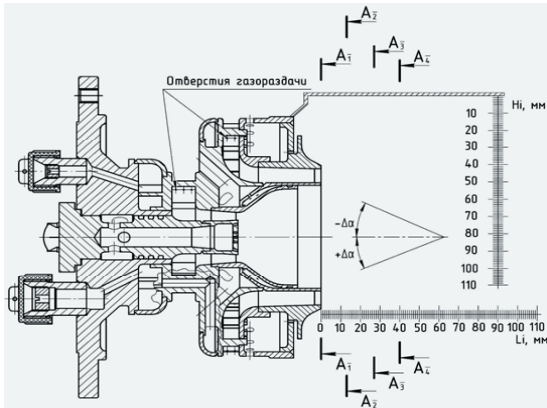


Рис. 2. Конструктивная схема низкоэмиссионного горелочного устройства и схема замеров в сечениях

В процессе исследований ГУ в составе отсека определялись следующие характеристики:

- расходные характеристики топливных и воздушных каналов ГУ;

$$V_B = f\left(\frac{P_p^*}{B}\right), V_T = f\left(\frac{P_p^*}{B}\right),$$

где $V_{B(T)}$ - объемный расход воздуха (газа CO_2), m^3/c ; P_p^* - абсолютное полное давление воздуха в ресивере (на входе в ГУ), $кгс/м^2$; B - атмосферное давление, $кгс/м^2$;

- поля избыточного полного давления ΔP_i^* в радиальном направлении за ГУ в контрольных сечениях: $\Delta P_i^* = f(H_i)$;

- поля угла скоса потока $\Delta\alpha$ в радиальном направлении за ГУ в тех же сечениях что и ΔP_i^* : $\Delta\alpha = f(H_i)$;

- поля концентрации газа CO_2 ϕ_{CO_2} в радиальном направлении за ГУ: $\phi_{CO_2} = f(H_i)$.

2. Сравнение численного и стендового экспериментов

По рассчитанным данным проведены сравнения по следующим параметрам:

- расходная характеристика по воздушному тракту ГУ. Для удобства сравнения результаты представлены в виде зависимости приведенного расхода от относительного давления на входе (рис. 3).

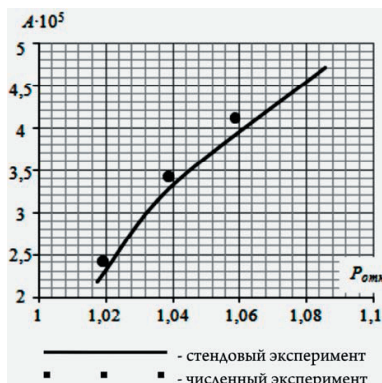


Рис. 3. Зависимость приведенного расхода через ГУ от относительного давления на входе

Приведенный расход рассчитывался по формуле:

$$\Lambda = \frac{G\sqrt{T_{BX}}}{P_{BX}},$$

где G - расход воздуха через завихритель; T_{BX} - температура воздуха на входе в завихритель; P_{BX} - полное давление воздуха на входе в завихритель.

Относительное давление на входе определяется так:

$$P_{отн} = \frac{P_{BX}}{B},$$

где P_{BX} - полное давление воздуха на входе в завихритель; B - барометрическое давление окружающей среды.

Как видно из рис. 3, с увеличением давления воздуха на входе в ГУ происходит увеличение расхода. Данные, полученные в результате моделирования, удовлетворительно коррелируются с результатами эксперимента.

Сравнительные эпюры полного избыточного давления на выходе из ГУ представлены на рис. 4. Наблюдается хорошее совпадение результатов на выходе из канала предварительного смешения периферийного завихрителя. Однако ближе к центральной оси ГУ имеет место несовпадение результатов. Возможной причиной этого является недостаточное разрешение разностной сетки в модели (из-за малых геометрических размеров канала), а также наличие характерной зоны обратных токов.

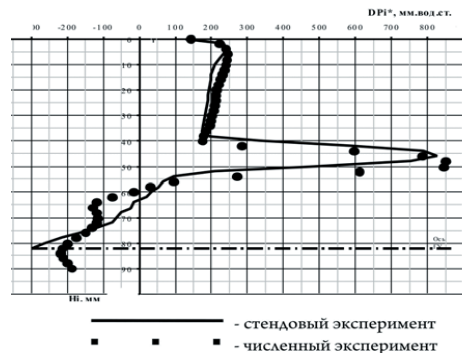


Рис. 4. Эпюры избыточного полного давления за ГУ (на выходе из каналов предварительного смешения) в сечениях A_1-A_1

Эпюры концентраций CO_2 на выходе из ГУ представлены на рис. 5.

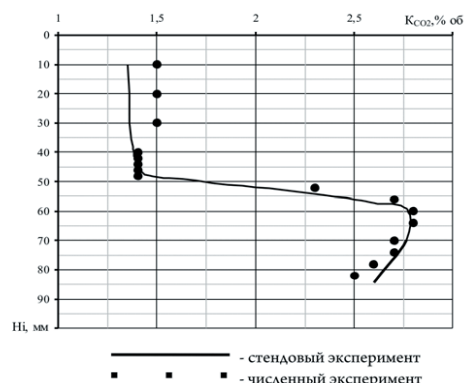


Рис. 5. Эпюры концентрации CO_2 за ГУ (на выходе из каналов предварительного смешения) в сечениях A_1-A_1

Погрешность результатов расчета и эксперимента не превышает 10%. Характеры изменения профилей концентраций подобны. Наилучшая корреляция имеет место в районе выхода потока из канала смешения периферийного завихрителя. Наибольшие расхождения характерны для локальных участков зон обратных токов.

Получено и представлено на рис. 6 распределение скоростей и концентраций газа CO_2 в потоке на выходе из ГУ. Как видно из рис. 6, смесь на выходе из канала предварительного смешения однородна, без локально богатых и обедненных топливом зон. Отсутствуют нежелательные зоны отрыва и неравномерности скоростей в каналах смешения.

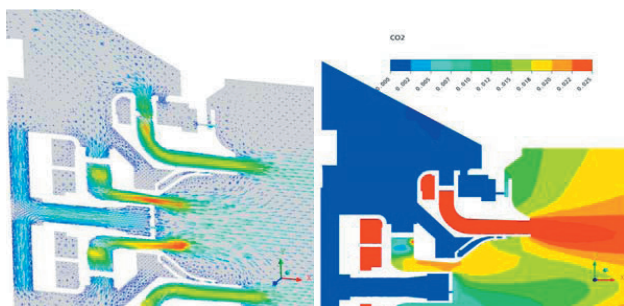


Рис. 6. Распределение скоростей и концентрации в ГУ

Выводы

1. Проведены исследования характеристик низкоэмиссионного горелочного устройства методами численного и стендового экспериментов.

2. Расчетные потери полного давления трехмерной модели горелочного устройства и имитатора жаровой трубы не отклоняются от экспериментальных более, чем на 10%.

3. Расчетное распределение топливного газа удовлетворительно согласуется с результатами экспериментов.

4. Разработана методика исследования аэродинамических и концентрационных характеристик низ-

коэмиссионных горелочных устройств методом математического моделирования, которая позволяет значительно увеличить скорость проектных работ.

Литература

1. Воронин В.Г. Улучшение энергетических и экологических параметров однофазных ГТД. - Двигателестроение, 1990. - № 6. - С.43-47.
2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / Пер. с англ. - М.: Мир, 1986. - 566 с.
3. Ольховский Г.Г. Совершенствование ГТУ для электростанций. - Теплоэнергетика, 1991. - № 6. - С.66.
4. Романовський Г.Ф., Сербін С.І. Екологічно чисті камери згорання газотурбінних установок: Навчальний посібник. - Миколаїв: УДМТУ, 2002. - 84 с.
5. Романов В.И., Жирицкий О.Г., Коваленко А.В., и др. Совершенствование экологических характеристик ГТД НПП "Машпроект" / Известия Академии инженерных наук Украины. - Николаев: НПП "Машпроект", 1999. - № 1. - С.98-102.
6. Христюк В.А., Тумановский А.Г. Газотурбинные двигатели и защита окружающей среды. - Киев: Техника, 1983. - 144 с.
7. Сербин С.И. Исследование структуры течения во фронтном устройстве камеры сгорания газотурбинного двигателя мощностью 25 МВт / С.И. Сербин, А.Б. Мостипаненко, В.В. Вилкул // Авиационно-космическая техника и технология. - Харьков "ХАИ", 2005. - №8(24). - С.146-149.
8. Caruggi, M., Canepa, E., Di Martino, P., Nilberto, A., Ubaldi, M., and Zunino, P., 2005, "Experimental Analysis of the Two-Phase Unsteady Flow in an Aero-Engine LPP Burner", ASME paper no. GT2005-68949, ASME Turbo-Expo, Reno-Tahoe, Nevada, USA.
9. Midgley, K., Spencer, A., and McGuiirk, J. 2004, "Unsteady Flow Structure in Radial Swirler Fed Fuel Injectors", ASME paper no. GT2004-53608, ASME Turbo-Expo, Vienna, Austria.