

Научная статья

УДК 519.6+533

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176856>

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ УЧЁТА СОПРЯЖЁННОГО ТЕПЛООБМЕНА МЕЖДУ ЧАСТЯМИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И РЕАГИРУЮЩИМ ПОТОКОМ НА РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЭМИССИИ ОКСИДОВ АЗОТА

**Юлия Александровна Митрофанова¹✉, Ренат Азгарович Загитов², Пётр
Валентинович Трусов³**

^{1,2,3}Пермский национальный исследовательский политехнический университет
(ПНИПУ), Пермь, Россия

¹АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, Россия

¹YuAMitrofanova@yandex.ru ✉

²zagitoff@inbox.ru

³tpv@matmod.pstu.ac.ru

Аннотация: В работе проведена оценка влияния учета сопряжённого теплообмена на результаты моделирования горения топливовоздушной смеси в камере сгорания газотурбинного двигателя наземного применения. Принято, что газозвудушная смесь является однофазным, многокомпонентным, реагирующим потоком. Для описания турбулентного течения в камере сгорания был применён подход осреднения по Фавру уравнений Навье-Стокса. Для замыкания полученной системы использовалась SST-модель турбулентности. Для нахождения скорости образования компонент смеси была применена комбинированная EDM/FRC модель горения.

Проведена сеточная сходимость. Результаты расчетов показали незначительность влияния сопряжённого теплообмена между реагирующим потоком и твердыми стенками на расчетный уровень эмиссии оксидов азота.

Ключевые слова: горение газообразного топлива, газотурбинный двигатель, осреднённые по Рейнольдсу уравнения Навье - Стокса, модель турбулентности Ментера, сопряженный теплообмен

Для цитирования: Митрофанова Ю.А., Загитов Р.А., Трусов П.В. Оценка влияния учёта сопряжённого теплообмена между частями камеры сгорания и реагирующим потоком на результаты моделирования эмиссии оксидов азота // Труды МАИ. 2023.

№ 132. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176856>

Original article

THE INFLUENCE EVALUATION OF TAKING INTO ACCOUNT THE CONJUGATE HEAT TRANSFER BETWEEN COMBUSTION CHAMBER PARTS AND BETWEEN THE REACTING FLOW ON THE RESULTS OF MODELING NITROGEN OXIDES

Yulia A. Mitrofanova^{1✉}, Renat A. Zagitov², Petr V. Trusov³

^{1,2,3}Perm National Research Polytechnic University,

Perm, Russia

¹JSC «UEC-Aviadvigatel», Perm, Russia

¹YuAMitrofanova@yandex.ru✉

²zagitoff@inbox.ru

³tpv@matmod.pstu.ac.ru

Abstract. This article is devoted to testing the applicability of the hypothesis about the influence insignificance of the conjugate heat transfer between the reacting flow and the solid walls of the flame tube and gas collector on the calculated level of nitrogen oxide emissions. Because of this hypothesis, it is possible to significantly reduce the calculation time by reducing the number of elements of the computational mesh and simplifying the mathematical model. The object of the study is a single-phase multicomponent reacting flow of a fuel-air mixture. To describe the turbulent flow of the air-fuel mixture in the combustion chamber of a gas turbine, the Favre averaging approach of the Navier-Stokes equations was used. The SST turbulence model was used to close the resulting system. The system of equations was solved numerically using the control volume method. A combined EDM/FRC combustion model was used to find the rate of the mixture components formation. The turbulence model used in this work is hybrid, it is applicable for the parameter $y^+ \sim 1$. To achieve this condition, three variants of computational grids were constructed with different numbers of prismatic layers at a constant growth rate of cell sizes. The results of three-dimensional calculations showed that the effect of the absence of conjugate heat transfer on the calculated level of nitrogen oxide emissions did not exceed 10% in the most heat-loaded operating mode of the gas turbine. The total heat flow through the walls of the flame tube and gas collector did not exceed 0.5% of the total amount of heat released during fuel combustion. Thus, conclusions were made about the applicability of the hypothesis under consideration. The results of the work can be important for CFD - engineers and designers working in the combustion chamber department.

Keywords: gas fuel combustion, gas turbine engine, Reynolds-averaged Navier–Stokes equations, Menter's Shear Stress Transport, conjugate heat transfer

For citation: Mitrofanova Yu. A., Zagitov R.A., Trusov P.V. The influence evaluation of taking into account the conjugate heat transfer between combustion chamber parts and between the reacting flow on the results of modeling nitrogen oxides. *Trudy MAI*, 2023, no. 132. [URL: https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176856](https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176856)

Введение

Математическое моделирование процесса горения топливовоздушной смеси в камере сгорания газотурбинного двигателя в 3-хмерной постановке является весьма ресурсозатратной задачей. Основными причинами высоких временных и вычислительных затрат являются сложная геометрия расчетной области с множеством небольших отверстий и существенная нелинейность уравнений для описания многофакторных процессов течения реагирующей смеси, включающие в себя соотношения, учитывающие турбулентность и горение. Подготовка геометрической модели к построению сетки, а также сам процесс засечивания занимает продолжительное время. Для уменьшения временных затрат моделируемая геометрия обычно упрощается [1,2,3,4], при концептуальной постановке задачи также принимается ряд упрощающих предположений [5]. Одной из таких гипотез является предположение об отсутствии теплообмена реагирующего потока с твёрдыми стенками. Благодаря этой гипотезе удаётся уменьшить количество элементов расчётной сетки, упростить реализацию математической модели. Учет

теплообмена значительно увеличивает временные затраты: аэродинамические расчеты сходятся за 0,1 – 1 секунду (500-1000 итераций с шагом по времени равным 0,001 – 0,0001 с), когда для расчета прогрева металла (особенно с теплозащитным покрытием) необходимо несколько десятков секунд (более 5000 итераций).

Однако использование данной гипотезы может привести к потере точности расчёта [6,7]. Задачей данной работы является оценка влияния учета сопряжённого теплообмена (СНТ) на результаты моделирования горения топливовоздушной смеси в камере сгорания газотурбинного двигателя наземного применения.

Сравнение подходов к моделированию с учетом и без учета сопряжённого теплообмена

Течение в камере сгорания газотурбинного двигателя преимущественно турбулентное. Вблизи твёрдых стенок оно характеризуется высокими градиентами продольной скорости и температуры. Градиент скорости внутри пограничного слоя напрямую определяет силу трения, а градиент температуры – тепловой поток, передающийся от горячих газов к твердому телу [8].

В турбулентном потоке около гладкой твёрдой границы можно выделить четыре области [9] (рисунок 1):

1. крайне узкая область, прилегающая к стенке, течение в которой является преимущественно квазиламинарным. Эту область также называют вязким слоем;
2. область, также малой толщины, в которой течение является турбулентным, но находится под непосредственным влиянием вязкости (буферный слой);

3. логарифмический слой: область, в которой средняя скорость потока в определённой точке определяется через логарифм расстояния от этой точки до твёрдой границы [10];

4. слой развитой турбулентности – остальная область, содержащая обычно наибольшую часть потока, где непосредственное влияние стенки пренебрежимо.

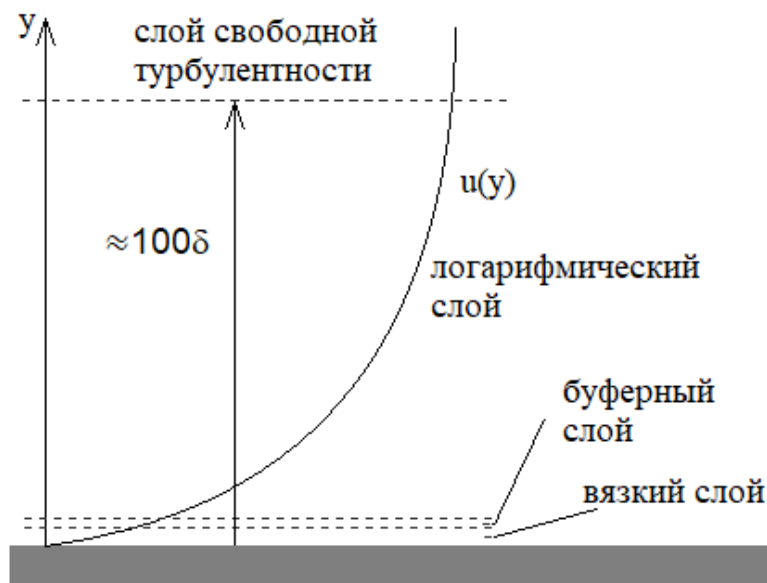


Рисунок 1. Структура турбулентного течения вблизи гладкой стенки.

Течение потока в первом слое является квазиламинарным, число Рейнольдса, определяемое по местной скорости и расстоянию от стенки, приближается к нулю. В любом сечении можно выделить осредненную по времени толщину этого слоя δ_l :

$$y_2 < \delta_l,$$

где y_2 – координата вдоль оси, перпендикулярной к твердой стенке, δ_l – осреднённая по времени толщина вязкого подслоя.

В области $y_2 > \delta_l$ течение с увеличением расстояния от стенки трансформируется от квазиламинарного к турбулентному:

$$\delta_l < y_2 < \delta_b,$$

где δ_t – среднее расстояние от стенки, вне которого течение является полностью турбулентным.

При моделировании пограничного слоя, важным сеточным параметром является безразмерное расстояние от стенки до первой ячейки расчетной сетки y^+ . Этот параметр характеризует отношение инерционных сил к силам вязкого трения. Рассмотрим пограничный слой на гладкой стенке. Характер течения в этой области будет определяться главным образом напряжением трения на стенке σ_ω [11], расстоянием от стенки y_2 и коэффициентом динамической вязкости μ . Так как область, близкая к стенке, является очень тонкой, напряжение сдвига в потоке можно полагать приблизительно постоянным и равным напряжению трения на стенке σ_ω . Тогда в вязком подслое, где течение является квазиламинарным, распределение скорости в первом приближении определяется следующим уравнением:

$$\mu \frac{\partial u_1}{\partial y_2} = \sigma_{12} \approx \sigma_\omega, \quad (1)$$

из которого следует линейная зависимость скорости от расстояния до стенки:

$$u_1 = \frac{\sigma_\omega}{\mu} y_2, \quad (2)$$

или

$$\frac{u^* y_2}{\nu} = y^+, \quad (3)$$

где u_1 – компонента скорости вдоль стенки, ν – кинематический коэффициент вязкости, u^* – динамическая скорость, мера интенсивности турбулентного движения потока [12]:

$$u^* = \left(\frac{\sigma_\omega}{\rho} \right)^{1/2} . \quad (4)$$

Параметр y^+ может быть определен следующим соотношением:

$$y^+ = \rho u^* \Delta y / \mu, \quad (5)$$

где ρ – плотность потока, μ – динамическая вязкость, Δy – высота первого от стенки слоя сетки.

Как было сказано ранее, для газодинамических расчётов существуют два подхода: высокорейнольдсовый и низкорейнольдсовый. Выбор подхода зависит от целей расчёта и типа рассматриваемой задачи. Если течение потока происходит без значительных возмущений, является безотрывным, отсутствуют крупные рециркуляционные зоны, то оба подхода будут показывать сравнительно одинаковые результаты [13]. Если объект исследования связан с рассмотрением нагруженного, отрывного, с высокими числами Маха течения, а одной из задач расчёта является учёт тепловых потоков через границу фаз, то выбор подхода приобретает большое значение.

Наиболее точные результаты при исследовании пограничного слоя позволяют получить низкорейнольдсовые модели турбулентности, с помощью которых вязкое течение в пристеночной части пограничного слоя непосредственно рассчитывается в достаточно мелких пристенных элементах [14, 15]. К низкорейнольдсовым моделям относятся: модель Спаларта — Аллмареса [16], $k-\omega$ [17].

Метод моделирования пограничного слоя с помощью пристеночных функций (высокорейнольдсовый подход) уступает по точности прямому моделированию с использованием низкорейнольдсовых моделей, однако представляет собой наиболее экономичный способ приближённого расчёта многих практически важных течений [18].

Пристеночные функции — это предписанные профили характеристик турбулентного потока в области пограничного слоя, непосредственно примыкающей к твердой непроницаемой поверхности (к стенке) [19]. При этом пристеночные функции калибруются с использованием экспериментальных данных или обобщенных экспериментальных данных (эмпирических корреляций) [20]. К высокорейнольдсовым моделям относятся: k - ε модель [21], RNG (Renormalization Group Method) k - ε модель [22].

Требования и рекомендации к сеточной модели для низкорейнольдсовых моделей турбулентности и высокорейнольдсовых моделей с пристенной функцией различаются:

- для низкорейнольдсовых моделей необходимо, чтобы центр первой ячейки лежал в вязком подслое, поэтому наиболее точное решение достигается при значении $y^+ \approx 1$;
- при использовании пристенных функций предполагается, что центр первой ячейки лежит в логарифмическом подслое, поэтому для высокорейнольдсовых моделей рекомендуется использовать $y^+ > 30$.

Математическая постановка для газодинамической задачи

Для описания турбулентного течения многокомпонентного однофазного реагирующего потока была принята хорошо зарекомендовавшая себя в инженерных расчетах система осреднённых по Фавру [23] балансовых уравнений Навье–Стокса [24, 25,26], состоящая из:

- уравнения неразрывности

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \text{div}(\bar{\rho} \mathbf{W}) = 0, \quad (6)$$

- уравнения сохранения импульса

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} \mathbf{W}) + \text{div} \left[\bar{\rho} \mathbf{W} \otimes \mathbf{W} + \bar{p} \mathbf{I} - \bar{\rho} \mu_T \left(\frac{\partial W_j}{\partial x_i} + \frac{\partial W_i}{\partial x_j} \right) + \frac{2}{3} \bar{\rho} \mu_T \nabla \mathbf{W} + \frac{2}{3} \mathbf{I} \bar{\rho} k - \boldsymbol{\sigma}' \right] = 0, \quad (7)$$

- уравнения сохранения энергии

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} E) + \text{div} \left[\bar{\rho} \mathbf{W} H - \left(\frac{\mu_T}{\text{Pr}_T} + C_p \frac{\mu}{\text{Pr}} \right) \nabla h - \frac{\mu_T}{\sigma_k} \nabla k - \mathbf{W} \cdot \boldsymbol{\sigma}' \right] = \sum_{i=1}^n \bar{L}_i H_i, \quad (8)$$

- балансового уравнения для i -компонента

$$\frac{\partial}{\partial t}(\bar{\rho} \tilde{c}_i) + \text{div} \left(\bar{\rho} \mathbf{W} \tilde{c}_i - \left(\frac{\mu_T}{Sc_T} + \frac{\mu}{Sc} \right) \nabla \tilde{c}_i \right) = \bar{L}_i, \quad i = \overline{1, n-1} \quad (9)$$

Тензор напряжений Коши $\boldsymbol{\sigma}$ раскладывался на шаровую $p \mathbf{I}$ и девиаторную $\boldsymbol{\sigma}'$ части, $\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{\sigma}' + p \mathbf{I}$.

Для шаровой части тензора напряжений использовалось уравнение состояния совершенного многокомпонентного газа:

$$\bar{p} = \bar{\rho} \left(\frac{R}{m} T \right), \quad (10)$$

Девяторная часть тензора напряжений Коши σ' подчиняется обобщённому закону Ньютона [27]:

$$\sigma' = \mu(\nabla \mathbf{W} + \nabla \mathbf{W}^T) - 2/3 \mu \mathbf{I} \nabla \cdot \mathbf{W} \quad (11)$$

Система замыкается комбинированной моделью турбулентности SST [23,28]:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_t) \nabla k] + P_k - \beta^* \rho \omega k, \quad (12)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \nabla \omega] + \gamma \frac{\rho}{\mu_T} P_k - \beta \rho \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega}, \quad (13)$$

$$\mu_T = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, S F_2)}, \quad (14)$$

$$F_1 = \tanh\left(\min\left(\max\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta' \omega y}, \frac{500\nu}{y^2 \omega}\right), \frac{4\rho k}{CD_{k\omega} \sigma_\omega y^2}\right)\right). \quad (15)$$

Здесь (\cdot) означает осреднение по Фавру [18], $\overline{(\cdot)}$ – осреднение по Рейнольдсу [29], далее для краткости записи знак осреднения опущен, $\rho = \sum_{i=1}^n \rho_i$ – плотность смеси, p – давление, \mathbf{W} – вектор скорости потока, \mathbf{I} – единичный тензор, E – удельная полная энергия, i – индекс компоненты смеси, n – количество компонент смеси, L_i – массовая скорость образования i -ой компоненты в химических реакциях (соотношение для ее определения приведено ниже при описании модели горения), H_i – энергия, полученная в результате образования i -ой компоненты в химических реакциях, $c_i = \rho_i / \rho$ – относительная массовая концентрация i -ой компоненты смеси, ρ_i – плотности i -ой компоненты, R – универсальная газовая постоянная, T – температура, m – молярная масса газовой смеси, m_i – молярная масса i -ой компоненты, μ – вязкость, Sc – число Шмидта, μ_T – турбулентная вязкость, Pr_T –

турбулентное число Прандтля, Sc_T —турбулентное число Шмидта, Pr – число Прандтля, C_p – удельная теплоемкость при постоянном давлении, h – энтальпия, H – полная энтальпия, k – турбулентная кинетическая энергия, σ_k – аналог числа Прандтля для турбулентной кинетической энергии, σ_ω – аналог числа Прандтля для скорости диссипации турбулентной кинетической энергии, P_k – генерация турбулентной кинетической энергии, ω – скорость диссипации турбулентной кинетической энергии, F_1 – функция-переключатель, $D_{k\omega}$ – коэффициент перекрестной диффузии, F_2 – эмпирическая функция, β^* , β' , a_1 , γ , C – модельные константы.

Осреднённая система балансовых уравнений решалась численно при использовании метода контрольных объёмов.

Граничные условия для задачи сопряжённого теплообмена поставлены следующим образом:

$$-\lambda_F \text{grad} T_F = -\lambda_S \text{grad} T_S, \quad (16)$$

$$T_F|_{y=0} = T_S|_{y=0}, q_F|_{y=0} = q_S|_{y=0} \quad (17)$$

λ –коэффициент теплопроводности, индекс S относится к твёрдому телу, F – к потоку, y –расстояние от потока до стенки.

Массовая скорость L_i образования компоненты i может быть вычислена как сумма массовых скоростей образования рассматриваемой компоненты во всех элементарных реакциях, в которых участвует компонента i :

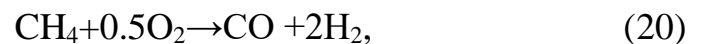
$$L_i = m_i \sum_{f=1}^F (v_{fi}'' - v_{fi}') R_f, \quad (18)$$

где R_f – это скорость элементарной реакции f , зависящая от давления и температуры.

В работе использовалась комбинированная EDM/FRC модель горения, рамках этой модели [30] скорость реакции R_f выбирается наименьшей из скоростей, полученных с использованием EDM и FRC моделей, так как для осуществления реакции необходимо время, достаточное как для перемешивания компонент, так и для их химического взаимодействия:

$$R_f = \min(R_f^{EDM}, R_f^{FRC}) \quad (19)$$

Химическая кинетика моделировалась с помощью WGS [31] модели окисления метана кислородом, содержащей в себе 6 компонент и 5 уравнений:



В работе учитывалось два процесса образования оксидов азота:

- расширенный высокотемпературный механизм Зельдовича [32,33,34]:

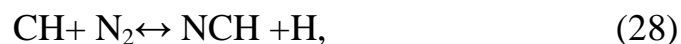


Концентрация атомарного кислорода определяется из уравнения Вестенберга [35]:

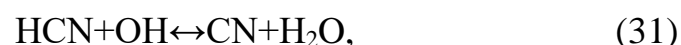
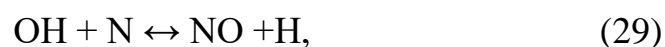


- «быстрый» Prompt NO Фенимора [36]:

оксиды азота по Фенимору в значительных количествах образуются в низкотемпературных зонах и связаны с реакцией радикала CH:



далее азот окисляется в реакциях с участием молекулярного кислорода и гидроксила:

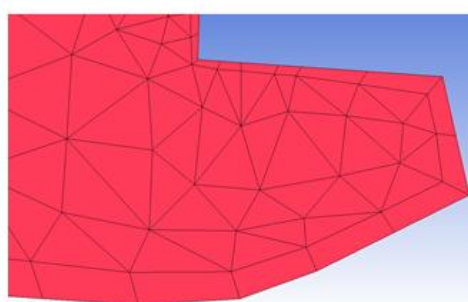


Сеточная дискретизация исследуемой области

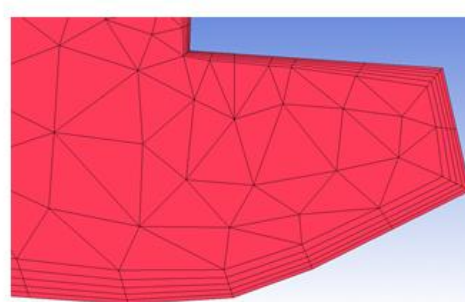
Используемая в работе SST-модель турбулентности является гибридной, она применима при $y^+ \sim 1$. Для достижения этого условия было построено три варианта расчётных сеток с разным количеством призматических слоёв при постоянном коэффициенте роста размеров ячеек (рисунок 3). Наиболее близкое к единице расчётное значение параметра y^+ было достигнуто на третьем варианте с 11 призматическими слоями (таблица 1).

Таблица 1. Зависимость расчётного значения y^+ от количества призматических слоёв

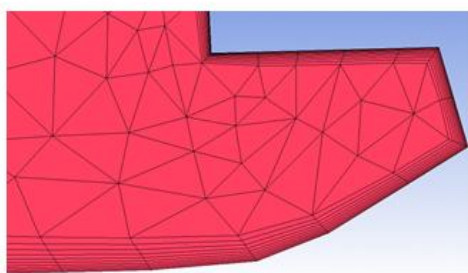
Номер варианта	Количество призматических слоёв	Расчётное значение параметра y^+
1	5	7.66
2	10	2.32
3	11	1.87



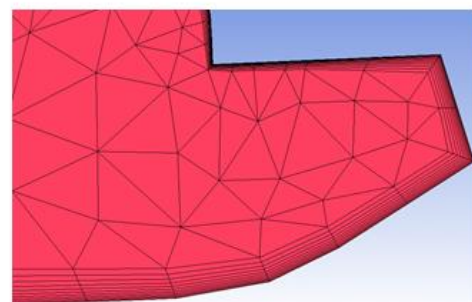
1 слой



5 слоёв



10 слоёв



11 слоёв

Рисунок 3. Фрагмент расчётной сетки с разным количеством призматических слоёв

Для расчёта с учётом сопряжённого теплообмена была построена дополнительная сетка (рисунок 4).

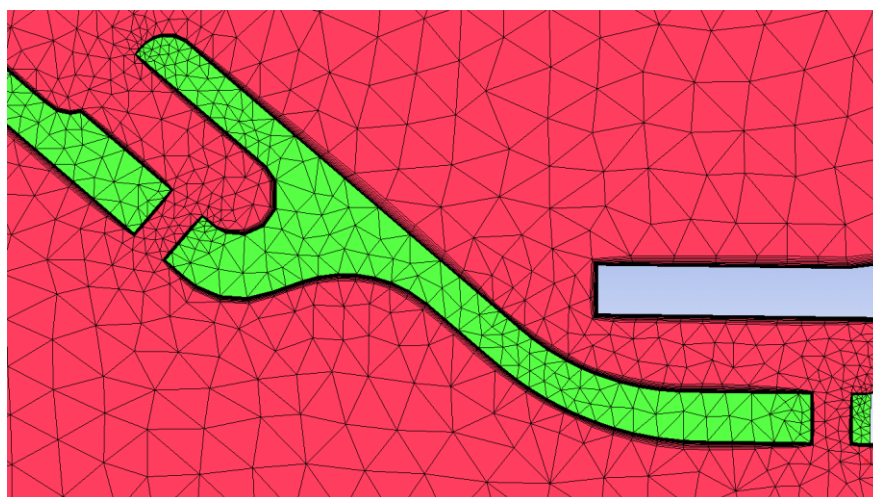


Рис. 4 Фрагмент сеточной дискретизации области газосборника в продольном сечении

Общее количество узлов расчётной сетки для расчётов с учётом и без учёта сопряжённого теплообмена приведено в таблице 2.

Таблица 2. Количество узлов в расчётных сетках

Количество слоёв	Количество узлов в сетке		Разница, %
	Газодинамический расчёт без учёта сопряжённого теплообмена, шт.	Газодинамический расчёт с учётом сопряжённого теплообмена, шт.	
5	18806088	22156899	17,81
10	30 135863	33 486674	11,12
11	32401818	35752629	10,43

Время расчёта с учётом сопряжённого теплообмена выросло более чем в 4 раза относительно газодинамического расчёта без учета теплообмена, что можно

объяснить увеличением количества узлов в расчётной сетке, а также длительным процессом установления теплового состояния в металле.

Результаты расчётов

Расчёты были проведены для двух режимов работы газотурбинной установки: номинальном (далее обозначен как режим 1) и 0,7 от номинального (обозначен как режим 2). На рисунках 5 и 6 представлено поле температуры и зоны обратных токов в продольном сечении сектора КС на разных расчётных сетках, температура обезразмерена ($T_{б/р} = T/T_{кр}$, $T_{б/р}$ – обезразмеренная температура, T – температура потока, $T_{кр}$ – обезразмеривающее значение температуры)).

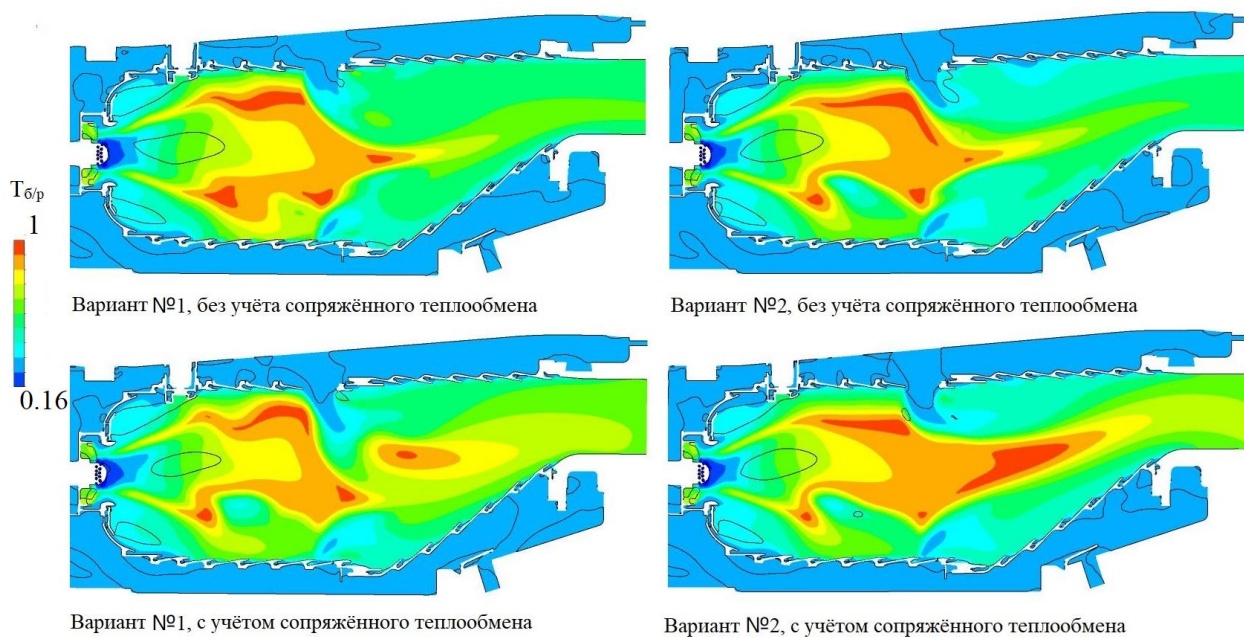


Рис. 5 Поле температуры в продольном сечении сектора КС, 5 призматических слоёв

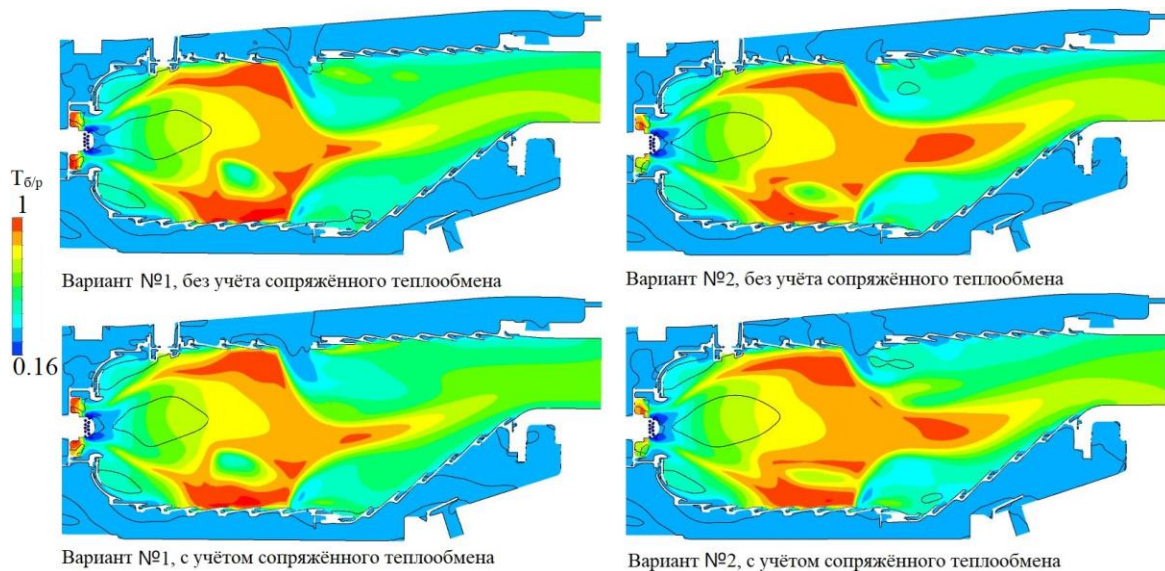


Рис. 6 Поле температуры в продольном сечении сектора КС, 11

призматических слоёв

На рисунках 7 и 8 представлено поле скорости образования NO_x по термическому механизму Зельдовича в продольном сечении сектора КС на разных расчётных сетках, скорость обезразмерена ($\text{Rate}_{б/р} = \text{Rate} / \text{Rate}_{кр}$, $\text{Rate}_{б/р}$ – обезразмеренная скорость образования NO_x , Rate – скорость образования NO_x , $\text{Rate}_{кр}$ – обезразмеривающее значение скорости).

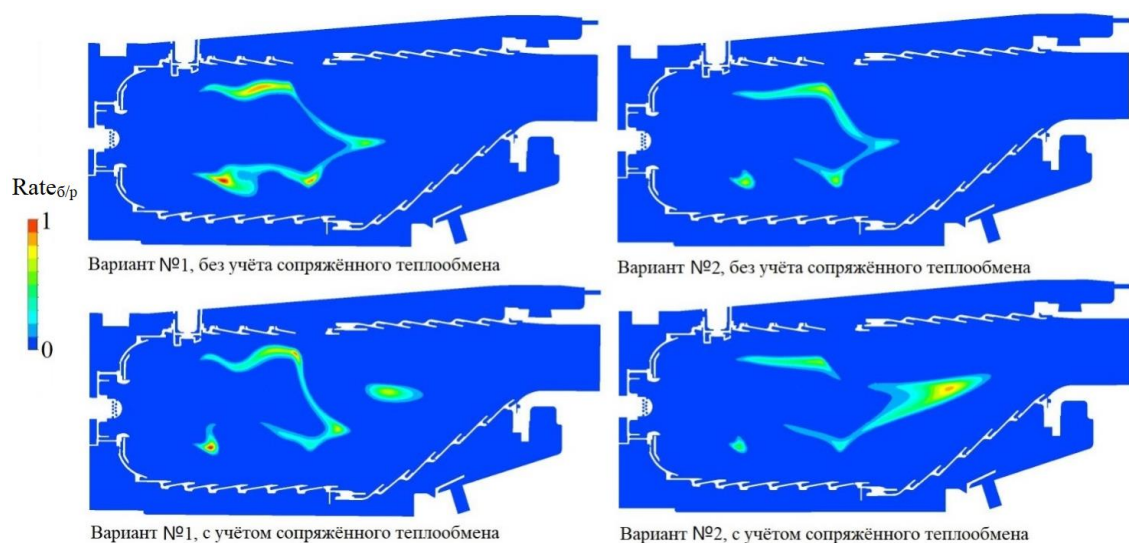


Рис. 7 Поле скорости образования NO_x в продольном сечении сектора КС, 5

призматических слоёв

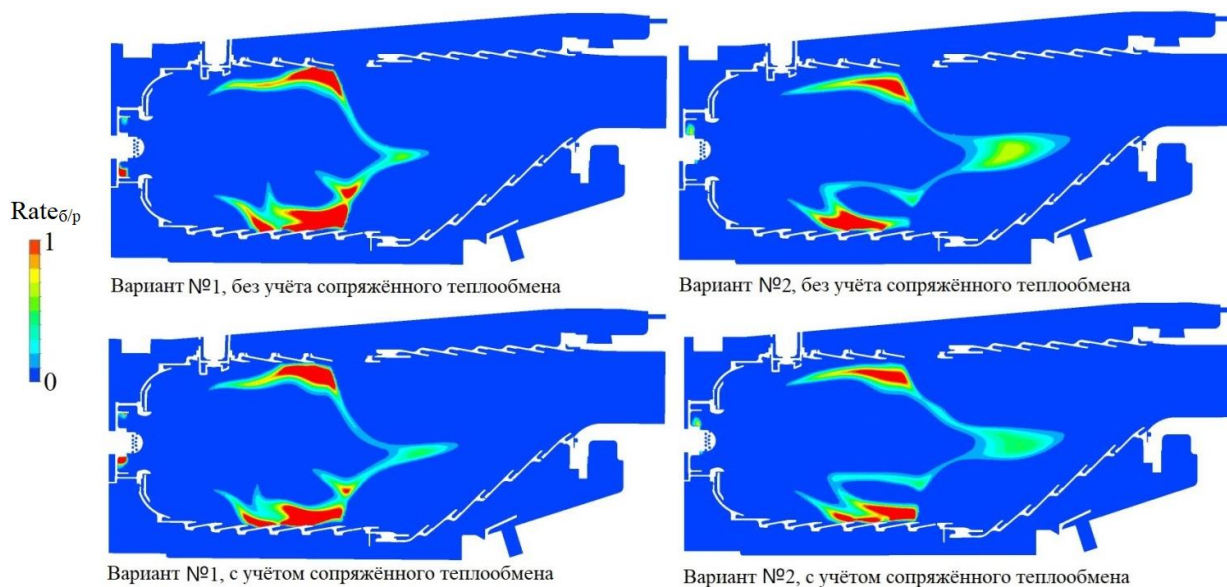


Рис. 8 Поле скорости образования NO_x в продольном сечении сектора КС, 11
призматических слоёв

Как видно из рисунков 5–8, при достижении условия применимости SST – модели турбулентности поля температуры и скорости образования NO_x , рассчитанные без учёта сопряжённого теплообмена, качественно совпадают с полями, полученными с учётом сопряжённого теплообмена.

На рисунках 9 и 10 представлено сравнение расчётных и экспериментально замеренных значений эмиссии оксидов азота, значение эмиссии обезразмерено (значение эмиссии NO_x , σ/p = значение эмиссии NO_x / значение эмиссии $\text{NO}_{x,\text{max}}$). На рисунках 9 и 10 по оси ординат отложено обезразмеренное значение эмиссии NO_x . Относительная разность значений представлена в процентах.

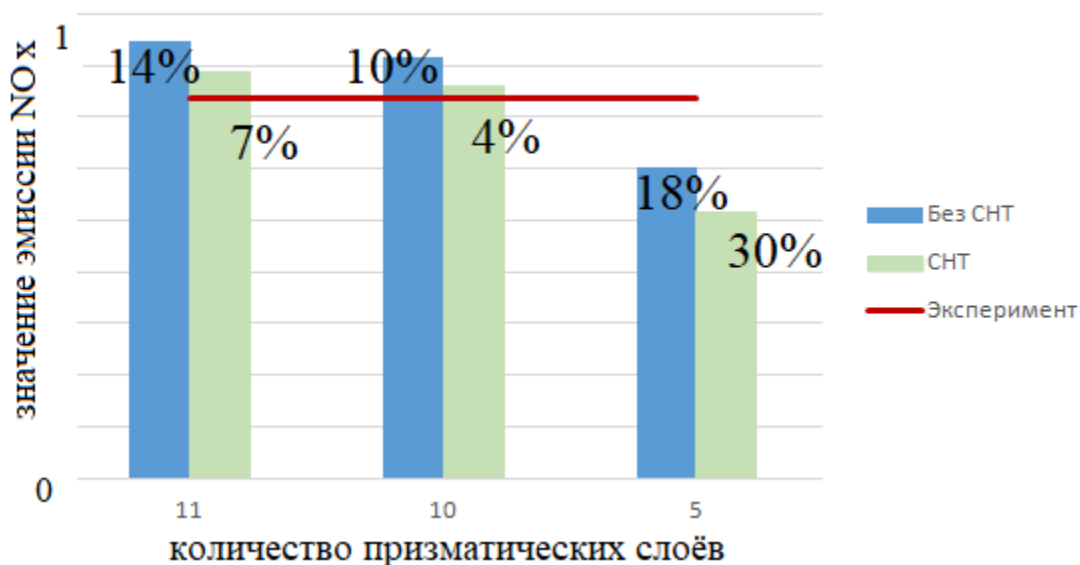


Рис. 9 Сравнение расчётных и экспериментальных значений эмиссии оксида

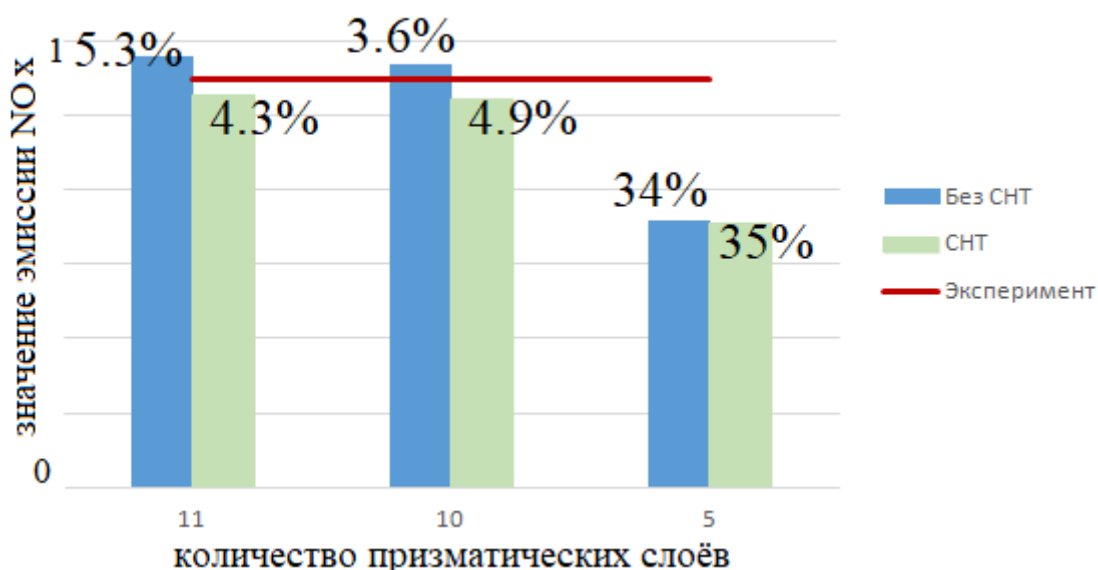


Рис. 10 Сравнение расчётных и экспериментальных концентраций оксидов азота, вариант №2

На рисунках 9 и 10 видно, что наилучшее совпадение расчётных значений эмиссии NO_x и замеренных экспериментально получено на расчётных сетках с 10 призматическими слоями. Наибольшее отклонение при расчётах без учёта сопряжённого теплообмена получено на самом теплонагруженном режиме работы

ГТУ (вариант №1, номинальный режим) и составило 10%. Разница значений NO_x с учётом и без учёта сопряжённого теплообмена не превысила 6%.

Значение параметра y^+ в расчетах было осреднено по поверхности, что могло привести к его локальному измельчению. Этим можно объяснить ухудшение результатов расчета при увеличении количества призматических слоёв. Незначительное влияние учета сопряжённого теплообмена на концентрацию оксидов азота можно объяснить тем, что подавляющая часть оксидов азота образуется вдали от пограничного слоя, в области развитой турбулентности.

Суммарный тепловой поток через стенки жаровой трубы и газосборника составил лишь 0,46 % (вариант №1, 10 призматических слоёв) и 0,49 % (вариант №2, 10 призматических слоёв) от общего количества теплоты, высвобождаемого при горении топлива. Таким образом, наличием потерь тепла на стенках можно объяснить завышение теоретических результатов при расчете без учета сопряженного теплообмена и занижение по сравнению с экспериментом результатов расчетов с учетом сопряженного теплообмена.

Выводы

Основываясь на сравнении концентрации оксидов азота, полученных в эксперименте и установленных путём численного моделирования, а также временных затрат на расчёты с учётом и без учёта сопряжённого теплообмена, можно сделать вывод о применимости гипотезы о незначительности влияния

сопряжённого теплообмена между реагирующим потоком и твердыми стенками на результат расчёта эмиссии NOx.

Однако данный вывод нуждается в дополнительной проверке случаях, когда высокотемпературные зоны образуются вблизи стенок камеры сгорания.

Список источников

1. Бендерский Л.А., Любимов Д.А. Математическое моделирование турбулентных струйных течений с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения // Авиационные двигатели. 2022. № 2 (15). С. 5–12. DOI: [10.54349/26586061_2022_2_05](https://doi.org/10.54349/26586061_2022_2_05)
2. Сипатов А.М., Абрамчук Т.В., Шилов К.А., Нугуманов А.Д. Численная доводка полей температуры газов на выходе из камеры сгорания газотурбинной установки // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2016. № 46. С. 40–55. DOI: [10.15593/2224-9982/2016.46.02](https://doi.org/10.15593/2224-9982/2016.46.02)
3. Мингалев С.В., Казимарданов М.Г. Применение численных методов для доводки камер сгорания авиационных двигателей по характеристикам распыла топлива // Труды МАИ. 2021. № 117. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=156325>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-19](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-19)
4. Мосолов С.В., Сидлеров Д.А., Пономарев А.А. Сравнительный анализ особенностей рабочего процесса в камерах сгорания ЖРД со струйно-струйными и струйно-центробежными форсунками на основе численного моделирования // Труды МАИ. 2012. № 59. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=34989>

5. Способин А.В. Бессеточный алгоритм расчёта сверхзвуковых течений невязкого газа // Труды МАИ. 2021. № 119. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=159777>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-04](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-04)
6. Городнов А.О., Лаптев И.В. Влияние теплоемкости стенки на рост давления и температурное расслоение при тепловой конвекции паров водорода в вертикальной цилиндрической емкости // Труды МАИ. 2021. № 116. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=121008>. DOI: [10.34759/trd-2021-116-02](https://doi.org/10.34759/trd-2021-116-02)
7. Госсман Н.А., Русаков С.В. Влияние граничных условий теплообмена на расчетное значение теплового состояние корпуса компрессора авиационного двигателя // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2018. № 54. С. 17-25. DOI: [10.15593/2224-9982/2018.54.02](https://doi.org/10.15593/2224-9982/2018.54.02)
8. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя / Перевод с немецкого. - М.: Наука, 1974. – 712 с.
9. Хинце И.О. Турбулентность / Под редакцией Г.Н. Абрамовича. – М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1963. – 680 с
10. von Karman T. Mechanische Ähnlichkeit und Turbulenz, Nachrichten von der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, 1930, pp. 58–76.
11. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика / Под редакцией С.Н. Шустова. – М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1953. – 736 с.
12. Швыдкий В.С., Ярошенко Ю.Г., Гордон Я.М. Механика жидкости и газа / Под ред. В.С. Швыдкого. – М.: Академкнига, 2003. – 464 с.

13. Карташов С.В., Кожухов Ю.В. Повышение качества проектных расчетов вязкого потока в малорасходных ступенях центробежного компрессора методами вычислительной газодинамики за счет обоснованного применения различных моделей турбулентности // Омский научный вестник. 2021. № 2 (176). С. 24–30. DOI: [10.25206/1813-8225-2021-176-24-30](https://doi.org/10.25206/1813-8225-2021-176-24-30)
14. Henkes R.A.W.M. Comparison of turbulence models for attached boundary layers relevant to aeronautics // Applied Scientific Research, 1997, vol. 57, pp. 43-65. DOI: [10.1007/BF02528763](https://doi.org/10.1007/BF02528763)
15. Баранов П.А., Гувернюк С.В., Зубинин М.А., Исаев С.А., Усачев А.Е. Применение различных моделей турбулентности для расчета несжимаемых внутренних течений // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. 48. № 1. С. 26–36.
16. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // AIAA Paper 92-0439, 1992, 22 p. DOI: [10.2514/6.1992-439](https://doi.org/10.2514/6.1992-439)
17. Wilcox D.C. Turbulence Modeling for CFD, California, 1994, 460 p.
18. Снегирёв А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений. - СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2009. – 143 с.
19. Жлуктов С.В., Аксенов А.А. Пристеночные функции для высокорейнольдсовых расчетов в программном комплексе FlowVision // Компьютерные исследования и моделирование. 2015. Т. 7. № 6. С. 1221–1239. DOI: [10.20537/2076-7633-2015-7-6-1221-1239](https://doi.org/10.20537/2076-7633-2015-7-6-1221-1239)
20. Жлуктов С.В., Аксенов А.А., Савицкий Д.В. Высокорейнольдсовые расчеты турбулентного теплопереноса в программном комплексе FlowVision //

- Компьютерные исследования и моделирование. 2018. Т. 10. № 4. С. 461–481. DOI: [10.20537/2076-7633-2018-10-4-461-481](https://doi.org/10.20537/2076-7633-2018-10-4-461-481)
21. Launder B.E., Spalding D.B. Lectures in Mathematical Models of Turbulence, London, Academic Press, 1972, 196 p.
 22. Yakhot V., Orszag S.A. Renormalization group analysis of turbulence // Journal of Scientific Computing, 1986, vol. 1, pp. 3–51. DOI: [10.1007/BF01061452](https://doi.org/10.1007/BF01061452)
 23. Wilcox D.C. Multiscale Model for Turbulent Flows // In AIAA 24th Aerospace Meeting, 1986, pp. 15–17. DOI: [10.2514/6.1986-29](https://doi.org/10.2514/6.1986-29)
 24. Прандтль Л., Титъенс О. Гидро- и аэромеханика: Движение жидкостей с трением и технические приложения. – М.-Л.: Гостехтеориздат, 1935. Т. 2. – 311 с.
 25. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.-Л.: Гостехиздат, 1950. – 676 с.
 26. Молчанов А.М. Математическое моделирование гиперзвуковых гомогенных и гетерогенных неравновесных течений при наличии сложного радиационно-конвективного теплообмена. – М.: Изд-во МАИ, 2017. – 160 с.
 27. Фабрикант Н.Я. Аэродинамика. – М. Л.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1949. Ч. I. – 624 с.
 28. Menter F.R. Zonal two-equation k - ϵ turbulence models for aerodynamic flows // Proc. 24th Fluid Dynamics Conference, Florida, 1993, pp. 1993-2906. DOI: [10.2514/6.1993-2906](https://doi.org/10.2514/6.1993-2906)
 29. Reynolds O. Papers on mechanical and physical subjects, Cambridge, At the University Press, 1901, vol. 2, 227 p.

30. Magnussen B.F., Hjertager B.H. On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion // Symposium (International) on Combustion, 1976, vol. 16 (1), pp. 719–729. DOI: [10.1016/s0082-0784\(77\)80366-4](https://doi.org/10.1016/s0082-0784(77)80366-4)
31. Westbrook C.K., Dryer F.L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames // Combustion Science and Technology, 1981, vol. 27, pp. 31–43. DOI: [10.1080/00102208108946970](https://doi.org/10.1080/00102208108946970)
32. Зельдович Я.Б., Садовников П.Я., Франк-Каменский Д.А. Окисление азота при горении. – М.–Л.: Издательство АН СССР, 1947. – 148 с.
33. Lavoie G.A., Heywood J.B., Keck J.C. Experimental and theoretical study of nitric oxide formation in internal combustion engines // Combustion Science and Technology, 1970, vol. 1, pp. 313–326. DOI: [10.1080/00102206908952211](https://doi.org/10.1080/00102206908952211)
34. Fenimore C.P., Jones G.W. Nitric Oxide Decomposition at 2200–2400° K // The Journal of Physical Chemistry. American Chemical Society, 1957, vol. 61, no. 5, pp. 654–657. DOI: [10.1021/j150551a034](https://doi.org/10.1021/j150551a034)
35. Фристром Р.М., Вестенберг А.А. Структура пламени. – М.: Metallurgy, 1969. – 363 с.
36. Fenimore C.P. Formation of nitric oxide in premixed hydrocarbon flames // Symposium (International) on Combustion, 1971, vol. 13, no. 1, pp. 373–380. DOI: [10.1016/S0082-0784\(71\)80040-1](https://doi.org/10.1016/S0082-0784(71)80040-1)

References

1. Benderskii L.A., Lyubimov D.A. *Aviatsionnye dvigateli*, 2022, no. 2 (15), pp. 5–12. DOI: [10.54349/26586061_2022_2_05](https://doi.org/10.54349/26586061_2022_2_05)
2. Sipatov A.M., Abramchuk T.V., Shilov K.A., Nugumanov A.D. *Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2016, no. 46, pp. 40–55. DOI: [10.15593/2224-9982/2016.46.02](https://doi.org/10.15593/2224-9982/2016.46.02)
3. Mingalev S.V., Kazimardanov M.G. *Trudy MAI*, 2021, no. 117. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=156325>. DOI: [10.34759/trd-2021-117-19](https://doi.org/10.34759/trd-2021-117-19)
4. Mosolov S.V., Sidlerov D.A., Ponomarev A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 59. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34989>
5. Sposobin A.V. *Trudy MAI*, 2021, no. 119. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=159777>. DOI: [10.34759/trd-2021-119-04](https://doi.org/10.34759/trd-2021-119-04)
6. Gorodnov A.O., Laptev I.V. *Trudy MAI*, 2021, no. 116. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=121008>. DOI: [10.34759/trd-2021-116-02](https://doi.org/10.34759/trd-2021-116-02)
7. Gossman N.A., Rusakov S.V. *Vestnik Permskogo natsional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika*, 2018, no. 54, pp. 17-25. DOI: [10.15593/2224-9982/2018.54.02](https://doi.org/10.15593/2224-9982/2018.54.02)
8. Shlikhting G. *Teoriya pogranichnogo sloya* (Boundary Layer Theory), Moscow, Nauka, 1974, 712 p.
9. Khintse I.O. *Turbulentnost'* (Turbulence), Moscow, Gosudarstvennoe izdatel'stvo fiziko-matematicheskoi literatury, 1963, 680.
10. von Karman T. *Mechanische Ähnlichkeit und Turbulenz*, *Nachrichten von der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen*, 1930, pp. 58–76.

11. Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* (Applied Gas Dynamics), Moscow, Gosudarstvennoe izdatel'stvo fiziko-matematicheskoi literatury, 1953, 736 p.
12. Shvydkii V.S., Yaroshenko Yu.G., Gordon Ya.M. *Mekhanika zhidkosti i gaza* (Fluid and Gas Mechanics), Moscow, Akademkniga, 2003, 464 p.
13. Kartashov S.V., Kozhukhov Yu.V. *Omskii nauchnyi vestnik*, 2021, no. 2 (176), pp. 24–30. DOI: [10.25206/1813-8225-2021-176-24-30](https://doi.org/10.25206/1813-8225-2021-176-24-30)
14. Henkes R.A.W.M. Comparison of turbulence models for attached boundary layers relevant to aeronautics, *Applied Scientific Research*, 1997, vol. 57, pp. 43-65. DOI: [10.1007/BF02528763](https://doi.org/10.1007/BF02528763)
15. Baranov P.A., Guvernuyuk S.V., Zubinin M.A., Isaev S.A., Usachev A.E. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2017, vol. 48, no. 1, pp. 26–36.
16. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, AIAA Paper 92-0439, 1992, 22 p. DOI: [10.2514/6.1992-439](https://doi.org/10.2514/6.1992-439)
17. Wilcox D.C. *Turbulence Modeling for CFD*, California, 1994, 460 p.
18. Snegirev A.Yu. *Vysokoproizvoditel'nye vychisleniya v tekhnicheskoi fizike. Chislennoe modelirovanie turbulentnykh techenii* (High-performance Computing in Technical Physics. Numerical Modeling of Turbulent Flows), Saint Petersburg, Izd -vo Politekhnicheskogo universiteta, 2009, 143 p.
19. Zhlukov S.V., Aksenov A.A. *Komp'yuternye issledovaniya i modelirovanie*, 2015, vol. 7, no. 6, pp. 1221–1239. DOI: [10.20537/2076-7633-2015-7-6-1221-1239](https://doi.org/10.20537/2076-7633-2015-7-6-1221-1239)
20. Zhlutkov S.V., Aksenov A.A., Savitskii D.V. *Komp'yuternye issledovaniya i modelirovanie*, 2018, vol. 10, no. 4, pp. 461–481. DOI: [10.20537/2076-7633-2018-10-4-461-481](https://doi.org/10.20537/2076-7633-2018-10-4-461-481)

21. Launder B.E., Spalding D.B. *Lectures in Mathematical Models of Turbulence*, London, Academic Press, 1972, 196 p.
22. Yakhot V., Orszag S.A. Renormalization group analysis of turbulence, *Journal of Scientific Computing*, 1986, vol. 1, pp. 3–51. DOI: [10.1007/BF01061452](https://doi.org/10.1007/BF01061452)
23. Wilcox D.C. Multiscale Model for Turbulent Flows, *In AIAA 24th Aerospace Meeting*, 1986, pp. 15–17. DOI: [10.2514/6.1986-29](https://doi.org/10.2514/6.1986-29)
24. Prandtl' L., Tit'ens O. *Gidro- i aeromekhanika: Dvizhenie zhidkosti s treniem i tekhnicheskie prilozheniya* (Fluid and aeromechanics. Movement of fluids with friction and technical applications), Moscow-Leningrad, Gostekhizdat, 1935, vol. 2, 311 p.
25. Loitsyanskii L.G. *Mekhanika zhidkosti i gaza* (Mechanics of fluid and gas), Moscow-Leningrad, Gostekhizdat, 1950, 676 p.
26. Molchanov A.M. *Matematicheskoe modelirovanie giperzvukovykh gomogennykh i geterogennykh neravnovesnykh techenii pri nalichii slozhnogo radiatsionno-konvektivnogo teploobmena* (Mathematical modeling of hypersonic homogeneous and heterogeneous nonequilibrium flows in the presence of complex radiation-convective heat transfer), Moscow, Izd-vo MAI, 2017, 160 p.
27. Fabrikant N.Ya. *Aerodinamika* (Aerodynamics), Moscow-Leningrad, Gosudarstvennoe izdatel'stvo tekhniko-teoreticheskoi literatury, 1949, Ch. I, 624 p.
28. Menter F.R. Zonal two-equation k- ϵ turbulence models for aerodynamic flows, *Proc. 24th Fluid Dynamics Conference*, Florida, 1993, pp. 1993-2906. DOI: [10.2514/6.1993-2906](https://doi.org/10.2514/6.1993-2906)
29. Reynolds O. *Papers on mechanical and physical subjects*, Cambridge, At the University Press, 1901, vol. 2, 227 p.

30. Magnussen B.F., Hjertager B.H. On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion, *Symposium (International) on Combustion*, 1976, vol. 16 (1), pp. 719–729. DOI: [10.1016/s0082-0784\(77\)80366-4](https://doi.org/10.1016/s0082-0784(77)80366-4)
31. Westbrook C.K., Dryer F.L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames, *Combustion Science and Technology*, 1981, vol. 27, pp. 31–43. DOI: [10.1080/00102208108946970](https://doi.org/10.1080/00102208108946970)
32. Zel'dovich Ya.B., Sadovnikov P.Ya., Frank-Kamenskii D.A. *Okislenie azota pri gorenii*. (Nitrogen Oxidation during Combustion), Moscow-Leningrad, Izdatel'stvo AN SSSR, 1947, 148 p.
33. Lavoie G.A., Heywood J.B., Keck J.C. Experimental and theoretical study of nitric oxide formation in internal combustion engines, *Combustion Science and Technology*, 1970, vol. 1, pp. 313–326. DOI: [10.1080/00102206908952211](https://doi.org/10.1080/00102206908952211)
34. Fenimore C.P., Jones G.W. Nitric Oxide Decomposition at 2200–2400 K, *The Journal of Physical Chemistry. American Chemical Society*, 1957, vol. 61, no. 5, pp. 654–657. DOI: [10.1021/j150551a034](https://doi.org/10.1021/j150551a034)
35. Fristrom R.M., Vestenberg A.A. *Struktura plameni* (Flame Structure), Moscow, Metallurgiya, 1969, 363 p.
36. Fenimore C.P. Formation of nitric oxide in premixed hydrocarbon flames, *Symposium (International) on Combustion*, 1971, vol. 13, no. 1, pp. 373–380. DOI: [10.1016/S0082-0784\(71\)80040-1](https://doi.org/10.1016/S0082-0784(71)80040-1)

Статья поступила в редакцию 08.09.2023

Одобрена после рецензирования 18.09.2023

Принята к публикации 27.10.2023

The article was submitted on 08.09.2023; approved after reviewing on 18.09.2023;
accepted for publication on 27.10.2023