

УДК 621.45.015

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОвого СОСТОЯНИЯ ГТУ В БОКСЕ

Д. А. АХМЕДЗЯНОВ<sup>1</sup>, А. Е. КИШАЛОВ<sup>2</sup>, А. В. БОГДАНОВ<sup>3</sup>,  
В. Д. ЛИПАТОВ<sup>4</sup>, И. И. ЕВДОКИМОВА<sup>5</sup>

<sup>1</sup>ada@ugatu.ac.ru, <sup>2</sup>kishalov@ufanet.ru, <sup>3</sup>bogdanov@agc-gp.ru, <sup>4</sup>lipatvvadim@gmail.com, <sup>5</sup>irinaev.list@gmail.com,

<sup>1,2,4,5</sup> ФГБОУ ВО «Уфимский университет науки и технологий» (УУНИТ)

<sup>3</sup> ООО «Газоподготовка»

*Поступила в редакцию 12.01.2023*

**Аннотация.** Исследование посвящено изучению теплового состояния ГТУ на базе АЛ-41СТ и её бокса при помощи программного комплекса для 3D численного термогазодинамического моделирования. Моделирование произведено с учётом лучистого теплообмена от нагретых поверхностей ГТУ при различных температурах окружающей среды и работы системы вентиляции бокса. Проведено исследование влияния степени черноты стенок бокса на распределение температурных полей. В результате получены поля параметров потока внутри бокса и на тепловыделяющих поверхностях ГТУ в различных условиях.

**Ключевые слова:** ГТУ, ГПА, термогазодинамическое моделирование, температурные поля, система вентиляции, КШТ.

### ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время для транспортировки природного газа от мест добычи к местам его потребления по магистральным трубопроводам применяются компрессорные станции, основным элементом которых являются газоперекачивающие агрегаты (ГПА). ГПА являются сложными энергетическими установками, в состав которых могут входить центробежные компрессоры, используемые для того, чтобы компенсировать гидравлические потери при транспортировке посредством повышения давления газа. Наиболее эффективными на данный момент являются ГПА на базе конвертированных авиационных двигателей, таких как АЛ-31Ф, а именно его наземная модификация АЛ-31СТ. В будущем же планируется использование более мощной и надежной газотурбинной установки (ГТУ) на базе АЛ-41СТ. При эксплуатации ГТУ создаётся шум, превышающий допустимые нормы, а нагретые поверхности ГТУ выделяют большое количество тепла в окружающую среду, что, так же как и шум, вызывает трудности при обслуживании данной установки. Для обеспечения безопасности и необходимых условий для работы персонала устанавливается шумо-теплоизолирующий кожух (КШТ) – специальный бокс с системами вентилирования для охлаждения тепловыделяющих поверхностей ГТУ и вывода выхлопных газов (продуктов сгорания). Бокс также обеспечивает защиту установки от неблагоприятного воздействия окружающей среды и преждевременного выхода ГТУ из строя. Поэтому целью данного исследования является моделирование течения охлаждающего воздуха внутри КШТ и оценка температурных полей на тепловыделяющих поверхностях и внутренних элементах бокса.

Моделирование проведено для двух температур окружающей среды: +15°C (нормальные атмосферные условия), +45°C (наиболее опасный температурный режим). Также произведена

оценка влияния степени черноты внутренних поверхностей бокса на тепловое состояние элементов конструкции и тепловыделяющих поверхностей ГТУ.

### МОДЕЛИРОВАНИЕ КШТ

Для проведения 3D численного термогазодинамического моделирования в САЕ-системе ANSYS CFX, в САЕ-системе NX была построена геометрическая модель КШТ, которая представляет собой бокс со специальной шумо- и теплоизоляцией. В боксе установлены два дутьевых вентилятора, предназначенных для охлаждения наружного корпуса установки, и устройство для отвода воздуха из бокса (рис. 1). Расчетная область находится внутри бокса, а входная область, находящаяся вблизи левых (ориентация модели согласно рис. 1) торцов модели (место установки дутьевых вентиляторов), представляет собой две достаточно длинные трубы ( $l > 10d_y$ ) прямоугольного сечения. Таким образом, можно считать, что входная область имеет достаточное удаление от расчётной зоны и она не оказывает негативного влияния на расчет (рис. 1). На выходе из бокса расчётная зона также достаточно удалена от исследуемой области и поэтому не нуждается в расширении (считается, что поля параметров в выходной области не влияют на расчёт в исследуемой зоне).

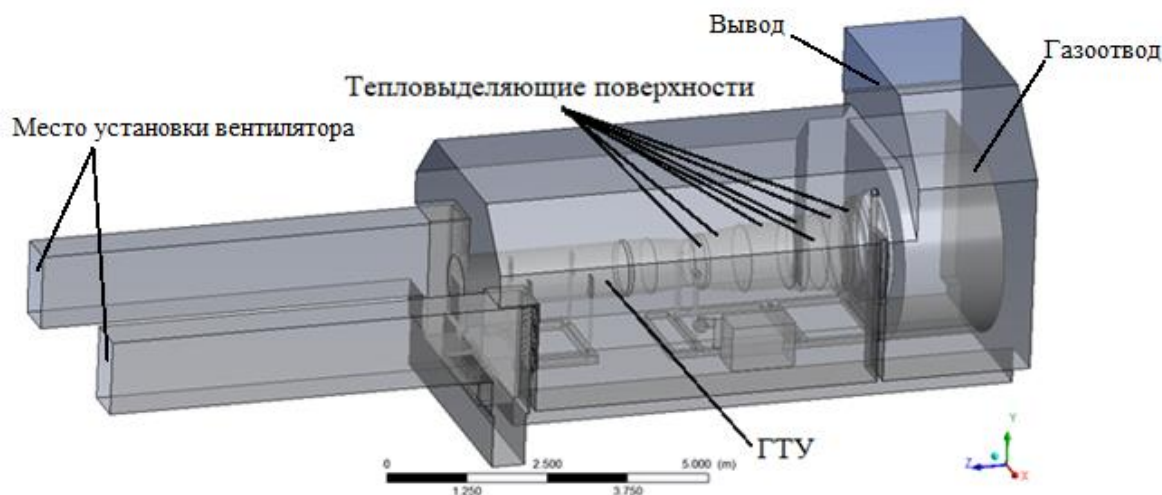


Рис. 1 Расчётная геометрическая модель.

Для разработанной геометрической модели была построена конечно-элементная сетка с использованием модуля ANSYS Meshing (рис. 2). Средний размер элемента составил 25 мм (рис. 3). В местах, оказывающих наибольшее влияние на характеристики потока (направляющие жалюзи на входе в бокс), а также в зоне интенсивного теплообмена было выполнено локальное измельчение сетки. Толщина элементов в пристеночной области выбиралась исходя из требований модели турбулентности  $k$ - $\epsilon$ , что определило размеры сетки: величина первого элемента в пристеночной зоне удовлетворяла условиям  $y^+ = 30 \dots 300$  (рис. 3) [1, 2, 3]. Для корректного моделирования пристеночных эффектов, в том числе и конвективного теплообмена, использовались соответствующие пристеночные функции [4].

В качестве рабочего тела была выбрана модель воздуха как идеального газа (*Air Ideal Gas*). В качестве ссылочного давления (*Reference Pressure*) принято значение в 1 атм. Достаточно большие линейные размеры установки, а также неравномерность течения потока воздуха относительно нижней и верхней частей ГТУ, обуславливают конвективные потоки среды. Для их моделирования учитывалось влияние силы тяжести. Ускорение свободного падения  $9,81 \text{ м/с}^2$  было направлено по оси  $OY$ , а значение ссылочной плотности составило  $1,2 \text{ кг/м}^3$ . Опция переноса тепла – *Thermal Energy*, так как скорости в данной модели достаточно низкие (число  $M < 0,2$ ) [5, 6]. В качестве опции для расчёта лучистого теплообмена была выбрана модель «P1» со спектральной моделью «Gray». Данная модель излучения применима для сред

со средней оптической толщиной, к которым можно отнести воздух [7]. На нагретых поверхностях ГТУ были установлены граничные условия стенки без проскальзывания (*Wall*) с удельным тепловым потоком  $q$ .

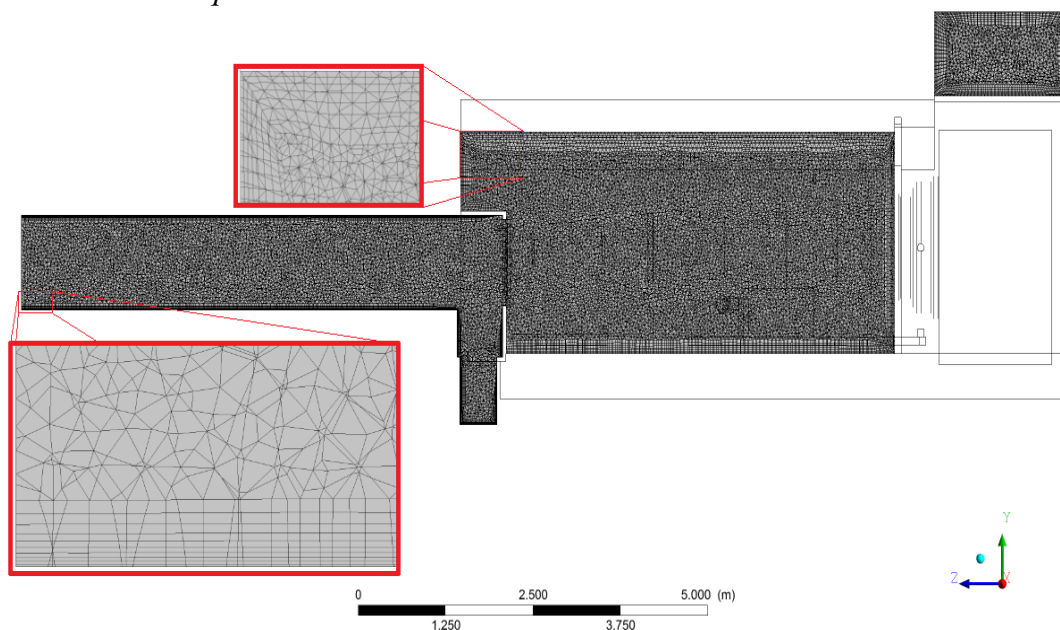


Рис. 2 – Конечно-элементная сетка, построенная на газодинамической модели (11,1 млн элементов)

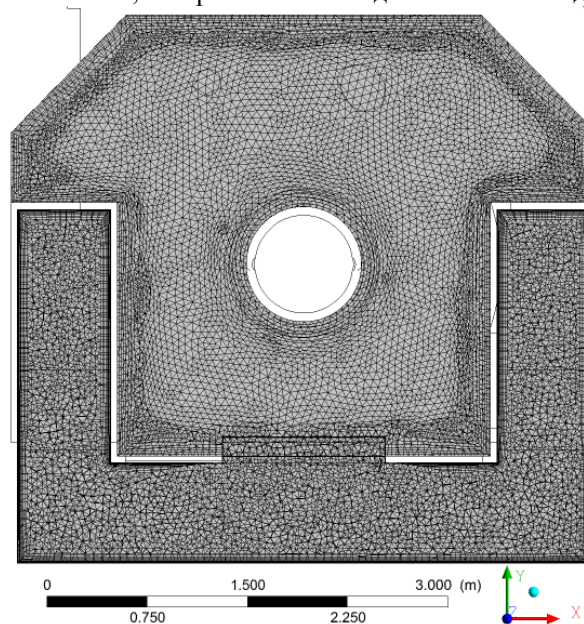


Рис. 3 – Конечно-элементная сетка в зоне каналов подвода воздуха

На входных граничных условиях *Inlet1* и *Inlet2* (рис. 4) были заданы массовые расходы и статические температуры, соответствующие условиям моделирования (соответственно для температуры окружающей среды +15 и +45 °C). В паспортных данных вентилятора указан объемный расход воздуха при нормальных условиях и считается, что он не меняется в зависимости от внешних климатических условий (так как мощность вентилятора величина постоянная и её можно определить, как произведение объемного расхода на перепад давления, который определяется гидравлическим сопротивлением выходного тракта, который в зависимости от температуры меняется незначительно). При изменении температуры окружающей среды изменяется плотность воздуха, поэтому массовый расход воздуха корректировался для разных температур окружающей среды (таблица 1). *Reference Pressure* во всех расчётах принято 101 325 Па.

Значения параметров воздуха в зависимости от температуры окружающей среды

| Параметр                             | Значение |        |
|--------------------------------------|----------|--------|
| Температура, °С                      | +15      | +45    |
| Плотность воздуха, кг/м <sup>3</sup> | 1,2259   | 1,1102 |
| Массовый расход воздуха, кг/с        | 4,0863   | 3,7007 |

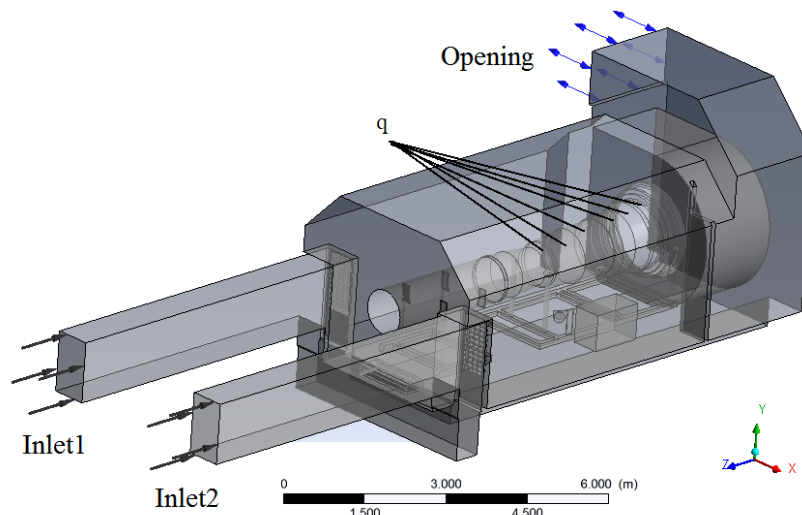


Рис. 4. Расчётная модель в системе CFX-Pre.

На выходном участке модели установлено граничное условие открытой границы Opening с указанием статического избыточного давления 0 Па и температуры окружающей среды (в зависимости от моделируемого режима). На всех остальных гранях задается условие адиабатической стенки без проскальзывания (так как теплообмен с окружающей средой теплоизолированных стенок бокса будет пренебрежимо мал) со степенью черноты  $\varepsilon$  0,6 и 0,85 (для различных вариантов моделирования). Согласно [8, 9] степень черноты  $\varepsilon$  для нержавеющей стали при умеренных температурах 0,5...0,6. При работе поверхностей в условиях контакта с выхлопными газами со временем они покрываются налётом со степенью черноты 0,8. Поэтому в исследовании были приняты данные значения. Для расчетов использовалась схема второго порядка точности, а расчет выполнялся до тех пор, пока невязки уравнений переноса и уравнения энергии не будут меньше  $10^{-5}$ . Кроме того, дополнительно контролировался дисбаланс величин, который должен быть не больше 1 %.

## РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

На рисунке 5 приведены вектора скоростей в расчётной зоне для режима с температурой окружающей среды +15 °С (степень черноты  $\varepsilon = 0,6$ ). На рисунке 6 приведены линии тока для режима +45 °С ( $\varepsilon = 0,6$ ). Максимальные скорости потока в расчётной зоне составили около 7 м/с. Как видно по результатам моделирования, потоки воздуха от вентиляторов при входе в бокс распространяются во верхней части бокса, создавая циркуляционные зоны, в которых воздух обратным потоком обдувает нижнюю часть ГТУ.

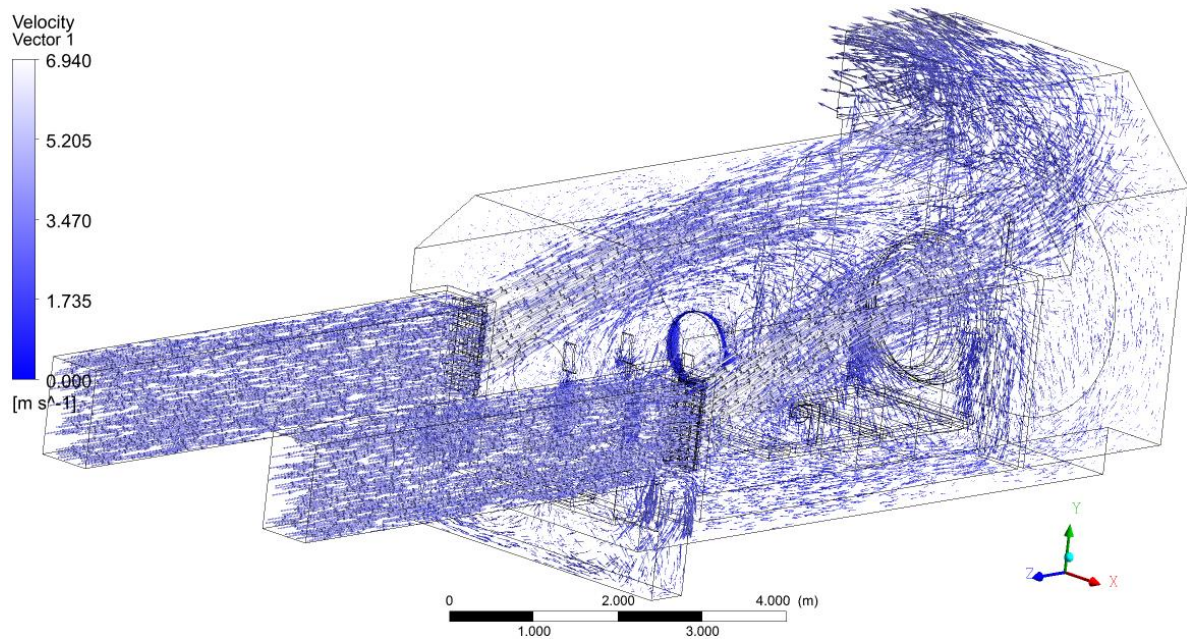


Рис. 5. Вектора скоростей в расчетной области на режиме  $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $\varepsilon = 0,6$ )

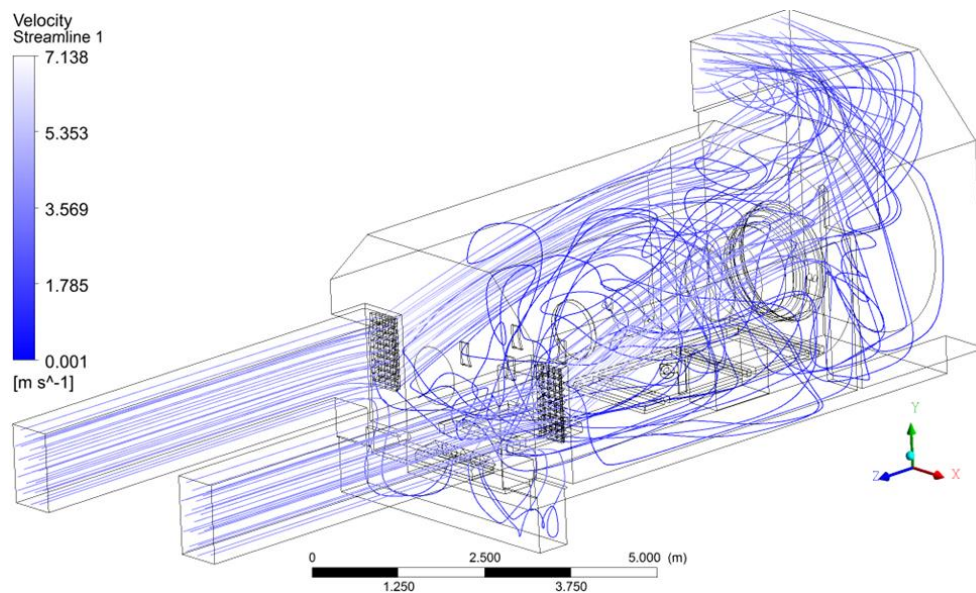


Рис. 6. Линии тока в расчетной области на режиме  $+45\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $\varepsilon = 0,6$ )

Поля полных температур воздуха в пристенной зоне бокса на режиме  $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$  с лучистым теплообменом с  $\varepsilon = 0,6$  приведены на рисунках 7 и 8, а на режиме  $+45\text{ }^{\circ}\text{C}$  – на рисунках 9 и 10. На режиме  $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$  на наружных поверхностях наблюдаются локальные участки с температурой около 360 К, а на режиме  $+45\text{ }^{\circ}\text{C}$  – около 380 К. В вертикальных плоскостях просматриваются зоны вдува струй охлаждающего воздуха, которые постепенно размываются, нагреваясь по ходу движения в боксе. Для обоих режимов характерно, что наиболее нагретые зоны поверхностей бокса располагаются в верхней передней части бокса (в которой отсутствует циркуляция охлаждающего воздуха).

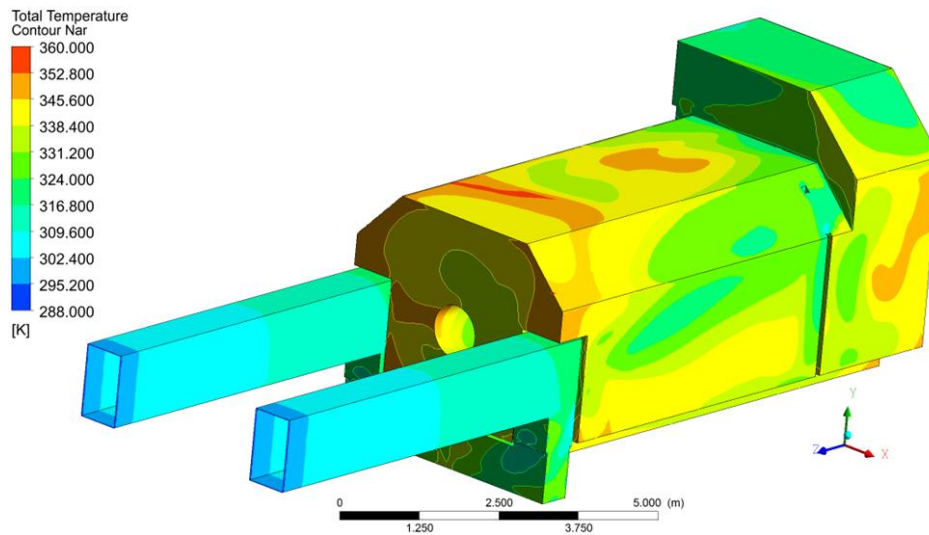


Рис. 7. Поля полных температур вблизи наружных стенок бокса на режиме  $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $\varepsilon = 0,6$ ).

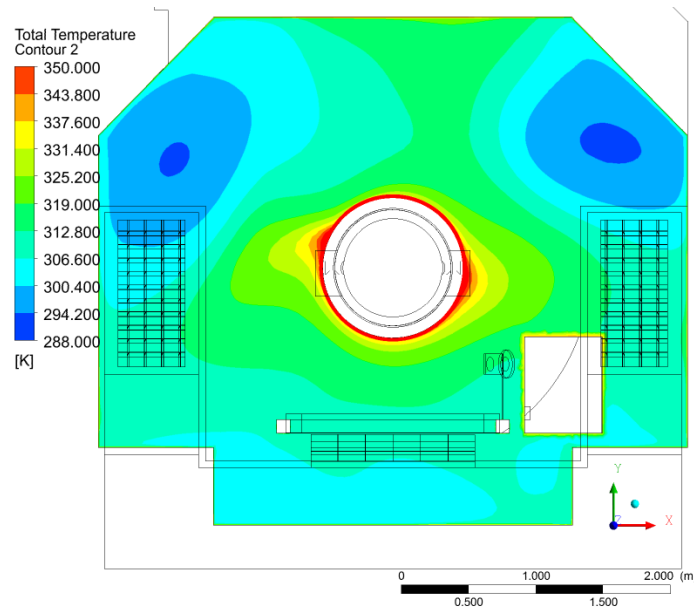


Рис. 8. Поля полных температур на срединной вертикальной поверхности (YOX) на режиме  $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $\varepsilon = 0,6$ )

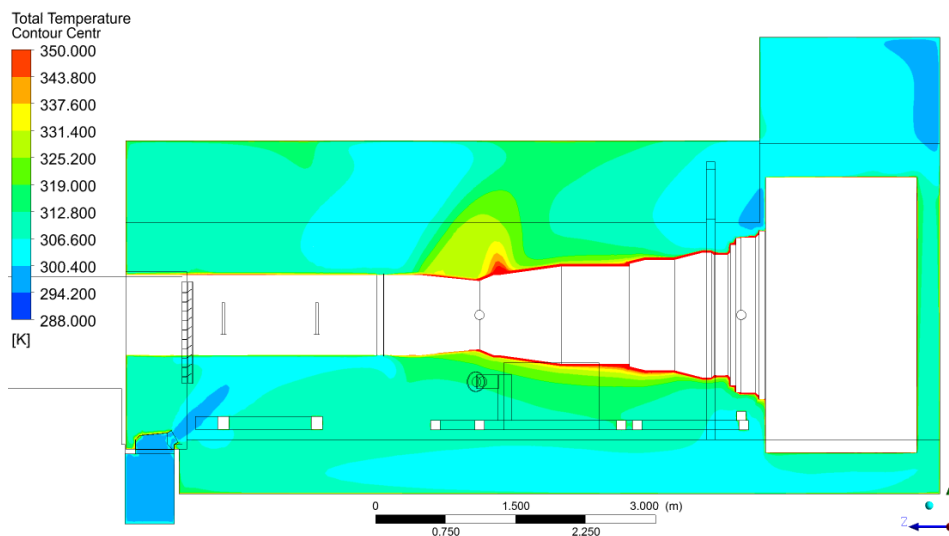


Рис. 9 – Поля полных температур на срединной вертикальной поверхности (YOZ) на режиме  $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $\varepsilon = 0,6$ )

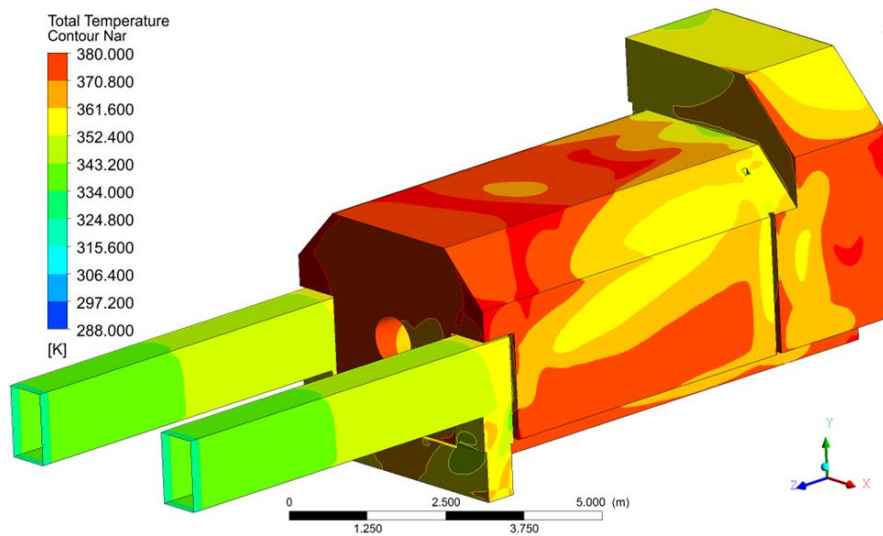


Рис. 10 – Поля полных температур вблизи наружных стенок бокса на режиме  $+45\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $\varepsilon = 0,6$ ).

Как можно видеть, во входных зонах есть участки с более низкими температурами (рисунки 7 и 10), что может являться признаком как некоторой особенности моделирования (влияние входного граничного условия), так и быть вызвано недостаточным удалением от нагретых излучающих поверхностей (поверхности ГТУ и элементы бокса). Потери полного давления в боксе составили 35 Па (на режиме  $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$ ), что объясняется сравнительно низкими скоростями и плотностью воздуха в боксе. На режиме  $+45\text{ }^{\circ}\text{C}$  потери полного давления в боксе составили 29 Па.

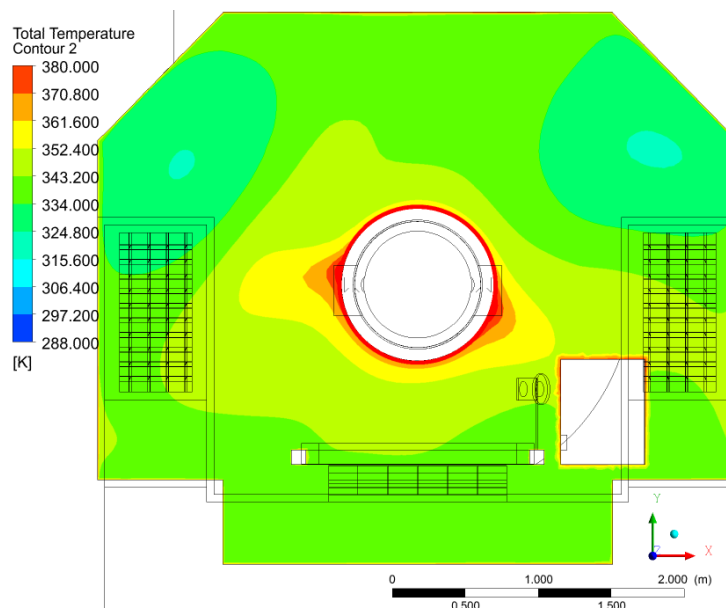


Рис. 11. Поля полных температур на срединной вертикальной поверхности ( $YOX$ ) на режиме  $+45\text{ }^{\circ}\text{C}$  ( $\varepsilon=0,6$ )

Значения средних по площади полных температур воздуха вблизи тепловыделяющих поверхностей ГТУ (замеренных по консервативной схеме) приведены в таблице 2. Следует отметить, что значения температур стенок будут отличаться от этих данных и для их определения необходимо моделировать теплопередачу через твёрдую стенку и отвод тепла в окружающую среду. Так как при моделировании воздух принимался как абсолютно прозрачный, то его нагрев в пристенных областях вызван передачей тепла от более нагретой (лучистым теплообменом) стенки. Замеры температур по гибридной схеме ближе к значению температур стенки, так как при вычислении этой температуры в расчёт берутся значения в узлах модели (которые

принадлежат твёрдым поверхностям – стенкам ГТУ). Поэтому они на 40...300 K выше, чем при замерах по консервативной схеме.

Замеры по консервативной схеме рассчитываются по значению в центре конечного элемента, который расположен на некотором расстоянии от поверхности, а замеры температур по гибридной схеме ближе к значению температур стенки, так как при вычислении этой температуры в расчёт берутся значения в узлах.

На режиме +15 °C без лучистого теплообмена (с замером по консервативной схеме) средние температуры тепловыделяющих поверхностей ГТУ на 10...50 K ниже, чем на режиме +15 °C (при  $\varepsilon = 0,6$ ). Однако при замере по гибридной схеме (которая приближена к температуре стенки) средняя температура поверхностей превышает 1000 K, что не является адекватным результатом. Градиент температур на наружных поверхностях и нагрев охлаждающего воздуха значительно меньше, чем в предыдущем расчёте. В случае моделирования без лучистого теплообмена по гибридной схеме были получены значения температур поверхностей, которые не согласуются с физикой процесса.

Таблица 2

**Значения средних по площади полных температур  
тепловыделяющих поверхностей ГТУ**

| Поверхность ГТУ | +15 °C<br>$\varepsilon = 0,6$ |       | +15 °C<br>без лучистого теплообмена |        | +15 °C<br>$\varepsilon = 0,85$ |       | +45 °C<br>$\varepsilon = 0,6$ |       |
|-----------------|-------------------------------|-------|-------------------------------------|--------|--------------------------------|-------|-------------------------------|-------|
|                 | Конс.                         | Гибр. | Конс.                               | Гибр.  | Конс.                          | Гибр. | Конс.                         | Гибр. |
|                 | 1                             | 361,0 | 584,7                               | 306,5  | 1122,4                         | 340,2 | 535,4                         | 388,1 |
| 2               | 366,7                         | 649,1 | 310,2                               | 1265,6 | 353,5                          | 595,0 | 394,5                         | 659,4 |
| 3               | 356,5                         | 745,6 | 312,1                               | 1760,8 | 355,8                          | 687,3 | 390,4                         | 759,3 |
| 4               | 330,7                         | 540,2 | 309,6                               | 781,8  | 328,5                          | 509,9 | 361,9                         | 561,6 |
| 5               | 332,2                         | 505,5 | 308,7                               | 702,3  | 327,0                          | 477,4 | 362,3                         | 526,9 |
| 6               | 318,5                         | 365,3 | 308,5                               | 375,7  | 317,0                          | 359,1 | 350,1                         | 396,3 |

На режиме +15 °C с учётом лучистого теплообмена и со степенью черноты  $\varepsilon = 0,85$  температуры стенок (по консервативной схеме) на 1...20 K и на 4...50 K (по гибридной схеме) ниже, чем на режиме +15 °C с  $\varepsilon = 0,6$  (что объясняется более полным учётом отвода тепла при помощи лучистого теплообмена). Градиент температур в пристенной зоне меньший, чем в предыдущем расчёте.

На рисунках 12–14 приведены изоповерхности полных температур 360 K, скоростей 5 и 2 м/с соответственно на наиболее тяжёлом режиме (+45 °C с учётом лучистого теплообмена и со степенью черноты  $\varepsilon = 0,6$ ). Как видно по результатам моделирования, в боксе «застойные» зоны и зоны с перегревом отсутствуют. Система вентиляции успешно функционирует.



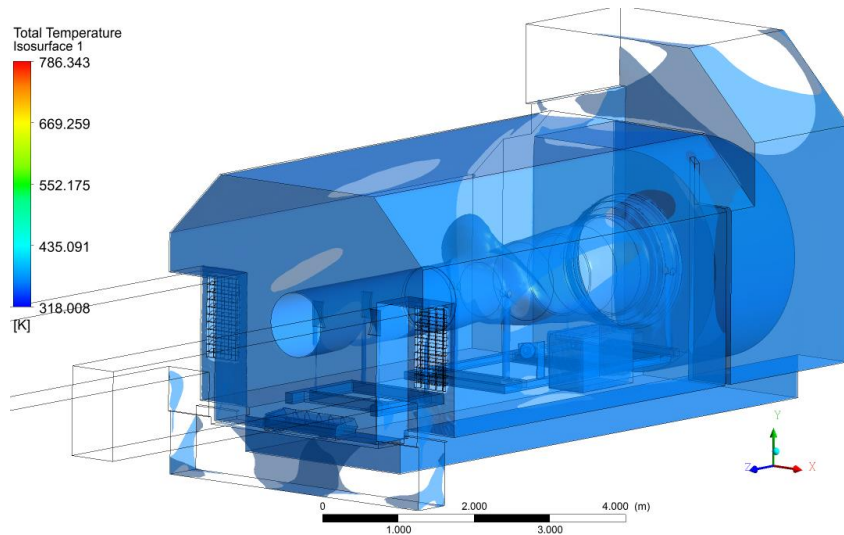


Рис. 12 – Изоповерхность полных температур 360 К в расчётной зоне на режиме +45 °С ( $\epsilon = 0,6$ )

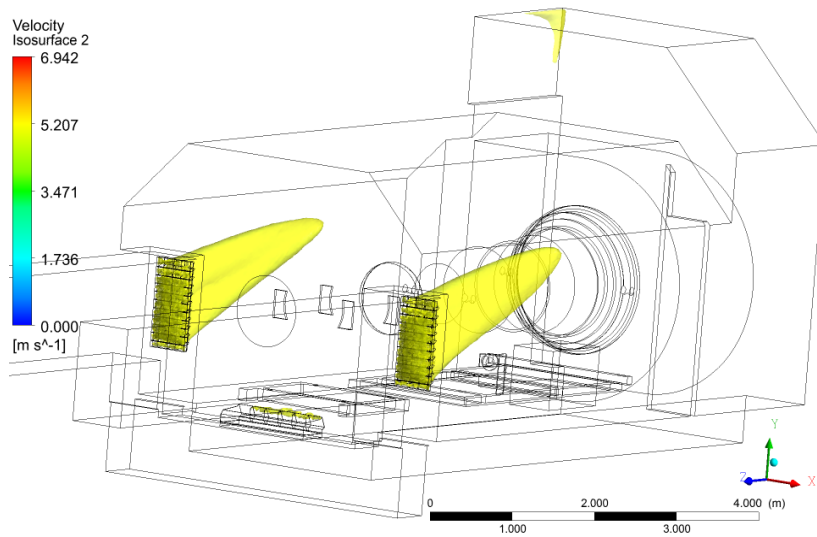


Рис. 13 – Изоповерхность скоростей 5 м/с в расчётной зоне на режиме +45 °С ( $\epsilon = 0,6$ )

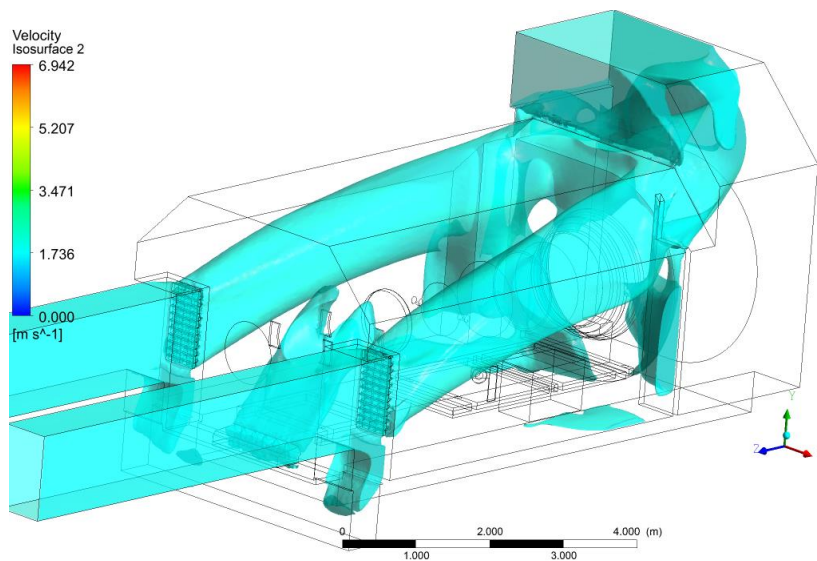


Рис. 14 – Изоповерхность скоростей 2 м/с в расчётной зоне на режиме +45 °С ( $\epsilon = 0,6$ )

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе проведения исследования были выполнены аэродинамические и температурные расчеты, определены распределения температурных полей внутри бокса.

Температурные и аэродинамические расчеты выполнены при различных температурах окружающего воздуха (+15 и +45 °С) с учетом и без учета лучистого теплообмена при степени черноты 0,6, применительно к нержавеющей стали (внутренние стенки КШТ), и 0,85 (пограничные условия).

Средняя температура внутренних стенок КШТ на режиме с температурой окружающей среды +15 °С составляет 329 К (65 °С), на режиме +45 °С – 342 К (69 °С).

Максимальные температуры внутренних стенок КШТ на режиме +15 °С составляет 362 К (89 °С), на режиме +45 °С – 386 К (113 °С). Данные температуры зафиксированы в головной части КШТ и связаны они с лучистым теплообменом от нагретых частей ГТУ.

Температуры тепловыделяющих поверхностей ГТУ на режиме +45 °С на 30 К выше, чем на режиме +15 °С.

Расчёт на режиме +15 °С с лучистым теплообменом и степенью черноты всех стенок  $\varepsilon = 0,85$  даёт температуры поверхностей ГТУ на 20...50 К ниже, чем в расчёте с  $\varepsilon = 0,6$ . Температуры внутренних стенок КШТ при  $\varepsilon = 0,85$  меньше на 5 градусов чем при расчёте с  $\varepsilon = 0,6$ .

Анализ результатов моделирования течения воздуха в КШТ показывает отсутствие «застойных» зон.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Bernard P. S. Limitations of the near-wall k-epsilon turbulence model //AIAA journal. – 1986. – Т. 24. – №. 4. – С. 619-622.
2. Mansour N. N., Kim J., Moin P. Near-wall k-epsilon turbulence modeling //AIAA journal. – 1989. – Т. 27. – №. 8. – С. 1068-1073.
3. Кишалов А. Е., Липатов В. Д., Соловьев П. В. Моделирование камер сгорания современных турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой и смешением потоков и наземных энергоустановок при помощи экспертной системы / Известия вузов. Авиационная техника. Казань: КАИ, 2021. №1. С.141-145.[А. Е. Kishalov, V. D. Lipatov, P. V. Solovyov. "Modeling of combustion chambers of modern turbojet bypass engines with an afterburner and mixing of flows and ground power plants using an expert system", (in Russian), no.1, pp. 141-145, 2021.]
4. Launder B. E. On the computation of convective heat transfer in complex turbulent flows. – 1988.
5. Клеванский В. М. Гидрогазодинамика: учебное пособие. Уфа: УГАТУ, 2010. 309 с. [V. M. Klevansky. "Fluid dynamics: textbook", (in Russian), Ufa: USATU. 2010.]
6. Сергель О. С. Прикладная гидрогазодинамика: Учебник для авиационных вузов. М.: Машиностроение, 1981. 374 с. [O. S. Sergel. "Applied Fluid Dynamics: Textbook for Aviation Universities", Moscow, Mashinostroenie. 1981.]
7. Akhmedzaynov D. A., Kishalov A. E., Lipatov V. D. Influence Estimate of Spectral Model of Combustion Product Radiation on Results of DKVR-10/13 Steam Boiler Furnace Simulating / Proceedings of the 5th International Conference on Industrial Engineering (ICIE 2019) 25-29 March 2019, Springer, volume I, Pp 399–409. <https://doi.org/10.1007/978-3-030-22041-9>.
8. Михеев М. А. Основы теплопередачи. М.: Государственное энергетическое издательство, 1949. 396 с. [M. A. Mikheev. "Fundamentals of heat transfer", (in Russian), State Energy Publishing House. 1949.]
9. Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н. Теплообмен излучением. Энергоатомиздат, 1991. 432 с. [A.G. Bloch, Yu.A. Zhuravlev, L.N. Ryzhkov. "Heat transfer by radiation", (in Russian). Energoatomizdat. 1991.]

## ОБ АВТОРАХ

**АХМЕДЗЯНОВ Дмитрий Альбертович**, проф. каф. авиац. двигателей, декан ФАДЭТ. Дипл. инж. по авиац. двигателям и энерг. установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. раб. процессов в авиац. ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки мат. моделей сл. техн. объектов, САПР авиац. ГТД.

**БОГДАНОВ Алексей Васильевич**, к.т.н., главный конструктор ООО «Газоподготовка».

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

**ЛИПАТОВ Вадим Дмитриевич**, асп. каф. АТиТ. Дипл. магистр по спец. теплоэнергетики и теплотехники (УГАТУ, 2018). Исслед. в обл. численного моделирования рабочего процесса основных и форсажных камер сгорания.

**ЕВДОКИМОВА Ирина Ивановна**, студент 3го курса ФАДЭТ.

#### METADATA

**Title:** Simulation of thermal state of GTU in the test box

**Authors:** D.A. Akhmedzyanov<sup>1</sup>, A. E. Kishalov<sup>2</sup>, V. D. Lipatov<sup>3</sup>, A. V. Bogdanov<sup>4</sup>, I. I. Evdokimova<sup>5</sup>

**Affiliation:**

<sup>1, 2, 3, 5</sup> Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia.

<sup>4</sup> Gasopodgotovka LLC, Saratov

**Email:** <sup>1</sup> ada@ugatu.ac.ru, <sup>2</sup> kishalov@ufanet.ru, <sup>5</sup> irinaev.list@gmail.com

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 27, no. 1 (99), pp. 87-97, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The paper is devoted to the study of the thermal state of the GTU based on AL-41ST and its box, using a software package for 3D numerical thermogasodynamic modeling. The simulation was carried out taking into account the radiant heat exchange from the heated surfaces of the GTU at different ambient temperatures and the operation of the ventilation system of the box. The influence of the degree of blackness of the walls of the box on the distribution of temperature fields has been studied. As a result, the fields of flow parameters inside the box and on the heat-generating surfaces of the GTU under various conditions are obtained.

**Key words:** gas turbine unit, gas pumping unit, thermogasodynamic modeling, temperature fields, ventilation system, sound- and heat-insulating enclosure

**About authors:**

**AKHMEDZYANOV, Dmitry Albertovich**, Dean of the Faculty of Aviation Engines, Energy and Transport of UUST, Professor of the Department of Aircraft Engines. Dipl. engineer in aircraft engines and power plants (USATU, 1997). Dr. Tech. Sci. (USATU, 2007). Studies in the area of working processes in aircraft gas-turbine engines using steady-state and non-steady state regimes, development of mathematical models of complex technical objects, CAD of aircraft gas-turbine engines.

**KISHALOV, Alexander Evgenievich**, Associate Professor of the Department of Aviation Heat Power Engineering of UUST. Dipl. engineer of aircraft engines and power plants (USATU, 2006). Cand. Tech. Sci. in thermal, electrical rocket engines and power plants of aircraft (USATU, 2010). Studies in the area of working processes in aircraft gas-turbine engines using steady-state and non-steady state regimes, development of mathematical models of complex technical objects, CAD of aircraft gas-turbine engines.

**BOGDANOV Alexey Vasilyevich**, Candidate of Technical Sciences, Chief Designer of Gasopodgotovka LLC.

**LIPATOV, Vadim Dmitrievich**, postgraduate student, Dept. of Aviation Heat Engineering and Heat Power Engineering. Master (USATU, 2018) in heat power engineering and heat engineering. Studies on the numerical modeling of the working process of the main burner and afterburner.

**EVDOKIMOVA, Irina Ivanovna**, 3rd year student of the Faculty of Aviation Engines, Energy and Transport.