



Научная статья

УДК 004.942

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=189157>

EDN: <https://www.elibrary.ru/KJQSDL>

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ АЭРОДИНАМИКИ ПРОДУВОЧНОГО КОНТУРА УСТАНОВКИ ОХЛАЖДЕНИЯ ВОЗДУХА

В.С. Купчик¹, А.В. Февральских² 

¹Филиал публичного акционерного общества "Яковлев" – «Региональные самолёты»,
г. Москва, Россия

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия

✉ a.fevralskih@gmail.com

Цитирование: Купчик В.С., Февральских А.В. Разработка математической модели аэродинамики продувочного контура установки охлаждения воздуха // Труды МАИ: электрон. журнал. № 149. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=189157>

Аннотация. В современных пассажирских самолетах обеспечение комфортных условий в герметичной кабине и отсеках оборудования требует эффективной работы системы кондиционирования воздуха. Разработка методов исследования аэродинамики и теплообмена СКВ является одним из актуальных направлений развития науки о механике жидкости, газа и плазмы, поскольку для достоверного определения физических характеристик течений в таких системах необходимо учитывать в совокупности внешнее обтекание летательного аппарата, внутренние течения, наличие отрывных течений во внутренних каналах системы кондиционирования воздуха, а также особенности течения в составных агрегатах.

В статье представлены результаты разработки математической модели аэродинамики и теплообмена продувочного контура установки охлаждения воздуха системы кондиционирования воздуха и системы нейтрального газа на основе методов вычислительной аэродинамики, приведены результаты исследований массопереноса, температурных и скоростных характеристик, представлены результаты валидации разработанной математической модели на примере сравнения с результатами испытаний как на уровне отдельных агрегатов, так и системы в целом.

Ключевые слова: Математическое моделирование; аэродинамика летательного аппарата; продувочный контур; установка охлаждения воздуха; система кондиционирования воздуха.

DEVELOPMENT OF A MATHEMATICAL MODEL FOR THE AERODYNAMICS OF THE COOLING AIR UNIT BLOW-THROUGH CIRCUIT

V.S. Kupchik¹, A.V. Fevral'skikh²✉ 

¹Branch of Public Joint Stock Company «Yakovlev» – «Regional Aircraft», Moscow, Russia

²Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

✉ a.fevral'skikh@gmail.com

Citation: Kupchik V.S., Fevral'skikh A.V. Development of a mathematical model for the aerodynamics of the cooling air unit blow-through circuit// Trudy MAI. 2026. No. 149. (In Russ.).

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=189157>

Abstract. In modern passenger aircraft, ensuring comfortable conditions in the pressurized cabin and equipment compartments requires efficient operation of the air conditioning system (ACS). The development of methods for studying the aerodynamics and heat transfer of the ACS is one of the current directions in the science of fluid, gas, and plasma mechanics, since a reliable determination of the physical characteristics of flows in such systems necessitates a comprehensive consideration of the external flow around the aircraft, internal flows, the presence of separated flows in the internal ducts of the ACS, as well as the flow features in the constituent units.

This article presents the results of developing a mathematical model for the aerodynamics and heat transfer of the blow-through circuit of the cooling air unit within the air conditioning system and the inert gas system (IGS) based on computational fluid dynamics methods. The results of studies on mass transfer, temperature, and velocity characteristics are provided, along with validation results of the developed mathematical model by comparison with test data at both the individual component level and the system level.

Keywords: mathematical modeling; aircraft aerodynamics; blow-through circuit; cooling air unit; air conditioning system.

Введение

Ключевым элементом систем кондиционирования воздуха (СКВ) современных пассажирских самолетов является установка охлаждения воздуха (УОВ), где происходит отвод тепла от отбираемого от двигателей или вспомогательной силовой установки (ВСУ) горячего воздуха и понижение давления до близкого к кабинному. Установка охлаждения воздуха в общем случае состоит из комплекса теплообменников, турбохолодильного агрегата, узла удаления избыточной влаги из воздуха, подаваемого в кабину, а также воздушного коллектора (плenums). Для охлаждения первичного и основного теплообменников УОВ используется заборный воздух, проходящий через продувочный контур. Газодинамическое совершенство этого контура непосредственно влияет на эффективность всей системы и, следовательно, на топливную эффективность и надежность самолета.

В конструкции современных самолетов также присутствует система нейтрального газа (СНГ), предназначенная для снижения пожарной опасности топливных баков. Ее продувочный тракт часто интегрируется с общим воздухозаборником УОВ, что создает сложную аэродинамическую схему взаимодействия потоков. Точное определение отношений расходов воздуха проходящих через продувочный контур при различных режимах полета, а также наземных режимах является критически важным для оценки тепловой эффективности и надежности как самой УОВ, так и СНГ. Использование методов вычислительной гидрогазодинамики (CFD) позволяет получить детальное пространственное распределение параметров потока и является эффективным инструментом для решения таких задач.

Известные подходы к математическому моделированию самолетных систем кондиционирования воздуха основываются, главным образом, на применении пневмогидравлических моделей с использованием обыкновенных дифференциальных уравнений перепада давления и теплообмена [1; 2; 3]. На основе таких подходов выполняется разработка прикладных программ для решения задач проектирования, как это было сделано в работе [4] для расчета клапанов системы кондиционирования воздуха транспортных самолетов Ил-96 и

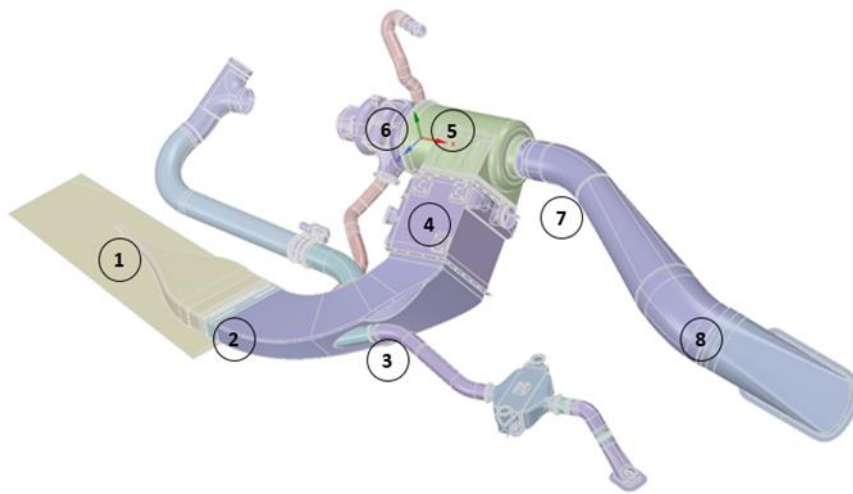
Ту-204. Похожий подход для оценки интенсивности вентиляции гермоотсеков самолета был предложен в работе [5]: в нем используется принцип баланса расхода (закон сохранения массы), однако, также не учитываются особенности течений в отдельных участках отсеков.

Течения в агрегатах самолетных систем кондиционирования воздуха характеризуются не только аэродинамическими характеристиками, но и теплообменными процессами. В расчетах теплообменников различными способами, включая CFD-моделирование, удалось достичь достаточно весомых успехов авторам ряда работ [6;7;8;9], однако, основной проблемой моделирования течений в сложном теплообменнике остаются высокие требования к вычислительным ресурсам, необходимым для построения подробной сеточной модели между теплоотдающими элементами и последующих численных расчетов. Включение подробных сеточных моделей теплообменников в общую численную модель СКВ делает ее «не подъемной» для математического моделирования даже с использованием высокопроизводительных кластеров.

Таким образом, вышеописанные подходы могут быть достаточно успешными для оценки интегральных характеристик СКВ в первом приближении, однако, не информативными для исследования процессов аэродинамических течений и сопутствующего теплообмена на уровне отдельных участков системы, где учет структуры течения и ее соответствующее влияние на теплообмен оказывается значительно более существенным с точки зрения достоверности определения интегральных характеристик. Кроме того, структура течения в отдельных участках контура во многом определяется и компоновкой самолета, требованиями к его внешним аэродинамическим обводам и взаимному расположению агрегатов различных систем внутри отсеков. Для решения таких задач требуется разработка математической моделей аэродинамики и теплообмена продувочного контура УОВ с учетом течений в клапанах, вентиляторах и трактах сложной формы, включая воздухозаборники, а также течений и тепловых процессов в теплообменнике.

Краткое описание объекта исследования

Геометрия продувочного контура установки охлаждения воздуха схематически показана на рисунке 1.



- 1) воздухозаборник;
- 2) входной воздуховод;
- 3) линия продувки системы нейтрального газа (СНГ) с учетом теплообменника и жалюзийной решетки;
- 4) двойной теплообменник;
- 5) пленум, включающий обратный клапан и диффузор;
- 6) вентилятор;
- 7) выходной воздуховод;
- 8) жалюзийная решетка;
- 9) вентиляционный тракт отсека

Рисунок 1 – Изображение геометрии продувочного контура установки охлаждения воздуха (цифрами обозначены агрегаты системы)

В процессе крейсерского полета самолета воздух попадает в продувочный контур через воздухозаборник, расположенный в нижней части обтекателя крыла-фюзеляжа: характеристики течения на входе формируются внешним аэродинамическим обтеканием летательного аппарата. Далее воздух поступает в воздуховод и продувает холодный контур двойного теплообменника, тем самым обеспечивая теплосъем, направляется в пленум, в котором разделяется на два потока – часть воздуха под воздействием динамического давления открывает створку обратного клапана и попадает в диффузор пленума, другая часть воздуха под воздействием вращения вентилятора обходит обратный клапан, проходит через вентилятор и также направляется в диффузор. На выходе из диффузора потоки воздуха перемешиваются и направляются через выходной воздуховод к жалюзийной решетке и затем выбрасываются за борт. В случае наземной конфигурации воздух попадает в продувочный контур за счет перепада давления, создаваемого вентилятором турбохолодильной установки, также стоит отметить,

что в условиях наземной работы обратный клапан плenumа находится в закрытом положении и весь расход через контур идет через вентилятор.

Основные компоненты математической модели

Математическая модель основана на численном решении уравнений Навье-Стокса с подключением математических моделей расходно-напорных характеристик холодного контура двойного теплообменника, холодного контура теплообменника системы нейтрального газа (СНГ), вращение вентилятора моделируется путем применения модели подвижной системы координат. Гидравлические потери на двойном теплообменнике задаются в соответствии с расходно-напорной характеристикой, представленной производителем, с помощью модели пористого тела путем определения коэффициентов сопротивления Дарси.

Численная модель аэродинамики

Численное моделирование турбулентного течения сжимаемого воздуха основано на применении метода конечных объемов к усредненным по Рейнольдсу уравнениям Навье-Стокса (RANS). Поле течения моделируется путем решения уравнений сохранения массы, количества движения и энергии в частных производных. Уравнение сохранения массы для сжимаемого течения (1).

$$\frac{\partial \rho_a}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho_a \vec{v}_a) = 0 \quad (1)$$

где ρ_a – плотность;

$\vec{v}_a$ - вектор скорости.

Уравнение изменения количества движения (2).

$$\frac{\partial \rho_a \vec{v}_a}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho_a \vec{v}_a \vec{v}_a) = \vec{\nabla} \cdot \sigma^{ij} + \rho_a \vec{g} \quad (2)$$

Где σ^{ij} – тензор касательных напряжений, который записывается как:

Динамическая вязкость, входящая в тензор напряжений, задается в зависимости от температуры набегающего потока в соответствии с данными.

Уравнение изменения энергии:

$$\frac{\partial \rho_a E_a}{\partial t} + \vec{\nabla}(\rho_a \vec{v}_a H_a) = \vec{\nabla} \cdot (\lambda_a (\vec{\nabla} T_a) + v_i \tau^{ij}) + \rho_a \vec{g} \cdot \vec{v}_a \quad (3)$$

где E – полная внутренняя энергия;

H – энтальпия;

λ – коэффициент теплопроводности среды в зависимости от температуры.

Для замыкания системы используется уравнение состояния идеального газа:

$$p_a = \rho_a R_a T_a \quad (4)$$

Поскольку уравнения (1)-(3) решаются в приближении осреднения по Рейнольдсу, то для определения турбулентной составляющей вязких напряжений используется модель $k-\omega$ SST Ментера [10].

Эмпирико-аналитические модели агрегатов

Гидравлическая характеристика двойного теплообменника была определена по результатам испытаний. Приведенная гидравлическая характеристика $\sigma \Delta P = k G^m$ показана на рисунке 2.

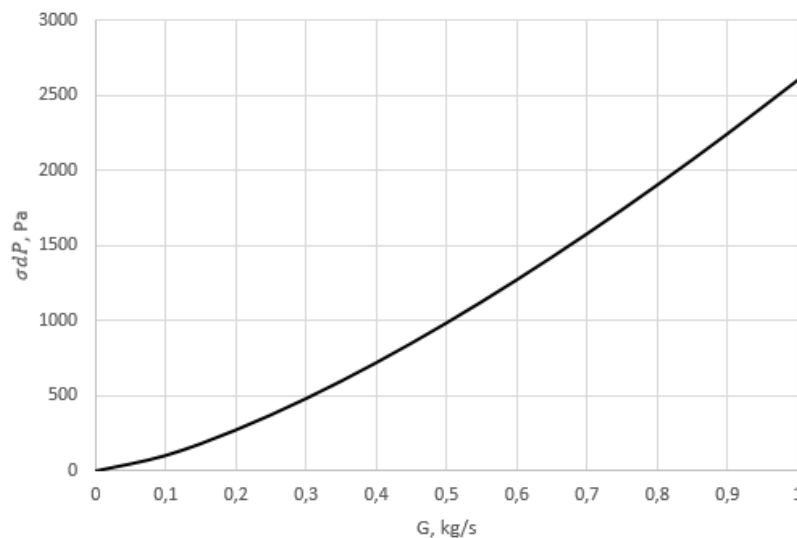


Рисунок 2 – Приведенная гидравлическая характеристика двойного теплообменника

Зависимость, показанная на рисунке 2, аппроксимирована формулой (5).

$$\sigma \Delta P = 2600 \cdot G^{1.4} \quad (5)$$

где $\sigma = \frac{\rho_{av}}{\rho_0}$, $\rho_{av} = \frac{(P_{in} + P_{out})}{R \cdot (T_{in} + T_{out})}$

ρ_{av} – средняя плотность;

$$\rho_0 = 1,225 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3};$$

G – расход воздуха;

P_{in} – давление на входе в теплообменник, [Па];

P_{out} – давление на выходе из теплообменника, [Па];

T_{in} – температура на входе в теплообменник, [К];

T_{out} – температура на выходе из теплообменника, [К];

$$R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

Численное моделирование гидравлического сопротивления теплообменника реализуется с помощью применения модели пористой среды. Пористая среда моделируется путем добавления источника импульса к стандартному уравнению потока жидкости и газа. Источник импульса (6) состоит из двух частей: вязкие потери (формула Дарси) и инерционные потери (формула Форхгеймера)

$$S_i = -\left(\sum_{j=1}^3 D_{ij} \mu v_j + \sum_{j=1}^3 C_{ij} \frac{\rho |v| v_j}{2}\right) \quad (6)$$

где S_i – источник импульса для i -ого (x , y или z) уравнения момента;

$|v|$ – величина скорости;

D , C – заданные матрицы.

Это падение импульса способствует возникновению градиента давления в пористой ячейке, создавая перепад давления, пропорциональный скорости среды (или квадрату скорости в ячейке).

Для однородного пористого тела уравнение принимает следующий вид:

$$S_i = -\left(\frac{\mu v_i}{\alpha} + C_2 \frac{\rho |v| v_j}{2}\right) \quad (7)$$

где $\frac{1}{\alpha}$ – обратная проницаемость, м⁻¹;

C_2 – коэффициент инерционного сопротивления, м⁻¹;

Также, упрощённая версия уравнения импульса может иметь вид:

$$-S_i \Delta n = \Delta p \quad (8)$$

где Δn – толщина пористой тела, м.

Исходя из заранее известной гидравлической характеристики теплообменника можно представить зависимость перепада давления в виде полинома второй степени в зависимости от скорости потока в виде:

$$\Delta p = Zv^2 + Vv \quad (9)$$

Тогда, коэффициенты обратной проницаемости и инерционного сопротивления можно вычислить, подставляя коэффициенты при квадратичной и линейной части скорости вместо перепада Δp .

Коэффициент инерционного сопротивления C_2 будет равен:

$$\frac{2Z}{\Delta n\rho} = C_2 \quad (10)$$

В то же время, обратная проницаемость будет равна:

$$\frac{V}{\Delta n\rho} = \frac{1}{\alpha} \quad (11)$$

На рисунке 3 приведены результаты сравнения гидравлической характеристики двойного теплообменника, определенной по результатам подбора коэффициентов вязкостного сопротивления, с опорными данными.

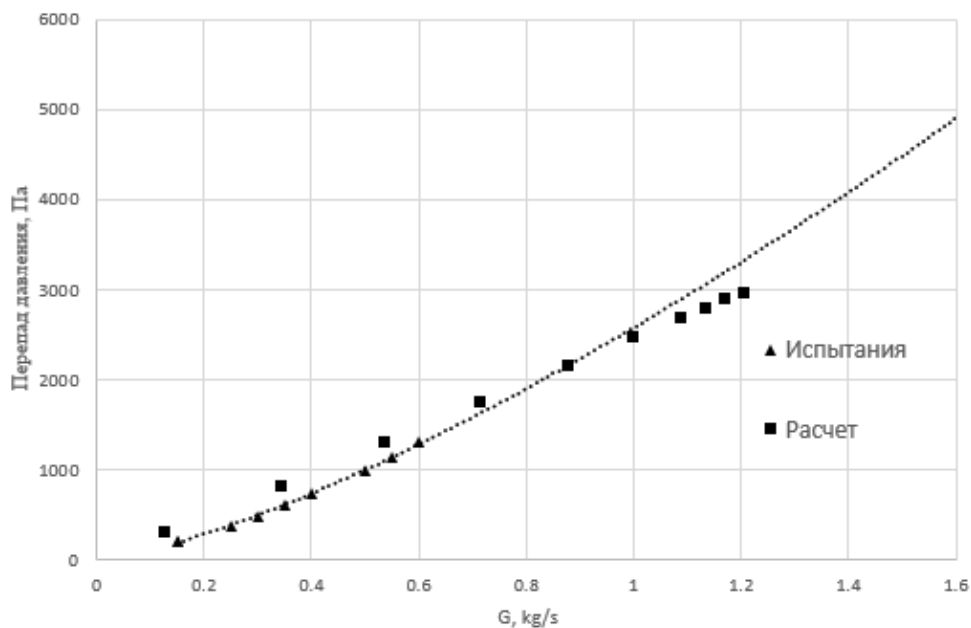


Рисунок 3 – Гидравлическая характеристика двойного теплообменника, полученная по результатам определения коэффициентов сопротивления (показана отдельными точками) в сравнении с опорными данными (показана пунктирной линией)

Результаты сопоставления, показанные на рисунке 3, демонстрируют удовлетворительное согласование результатов, полученных разными способами. Аналогичный подход использовался и для определения коэффициента вязкостного сопротивления теплообменника СНГ.

Характеристики вентилятора в процессе вычислений определяются по эмпирическим зависимостям (6-9) полученным от разработчика.

$$Q_{rf} = \frac{G \cdot \sqrt{T_{in}^*}}{P_{out}^* (D_{shroud}^2 - D_{hub}^2)} \quad (6)$$

где Q_{rf} – приведенный расход через вентилятор;

G – расход воздуха через вентилятор [кг/мин];

T_{in}^* – полная температура воздуха перед вентилятором [K];

P_{out}^* – полное давление на выходе из вентилятора [бар];

D_{shroud} – диаметр периферии [м];

D_{hub} – диаметр втулки [м].

$$U_{rf} = \frac{\pi \cdot D_{shroud} \cdot n}{6000 \cdot \sqrt{T_{in}^*}} \quad (7)$$

где

U_{rf} – приведенная скорость;

n – скорость вращения вентилятора [об/мин];

$$W_{rf} = \frac{G \cdot \Delta H}{C_p \cdot \sqrt{T_{in}^*} \cdot P_{out}^* \cdot (D_{shroud}^2 - D_{hub}^2)} \quad (8)$$

где

ΔH – изменение энтальпии;

$$C_p = 1005 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

$$\Delta H = C_p \cdot (T_{out}^* - T_{in}^*) \quad (9)$$

T_{out}^* – полная температура на выходе из вентилятора [K].

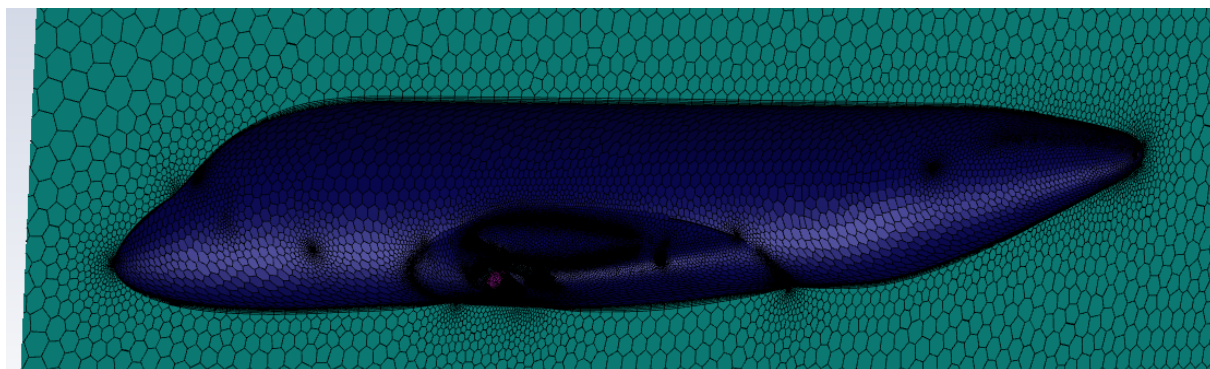
Течение в расчетной области вентилятора моделируется на основе использования подвижной системы координат. Сопряжение характеристик течения между отдельными агрегатами обеспечивается заданием соответствующих граничных условий типа «интерфейс» на поверхностях контакта их проточных областей. Перечень интерфейсов:

1. Между входным воздухопроводом и двойным теплообменником.
2. Между входным каналом и теплообменником СНГ.
3. Между теплообменником СНГ и выходным воздухопроводом СНГ.
4. Между двойным теплообменником и пленумом.

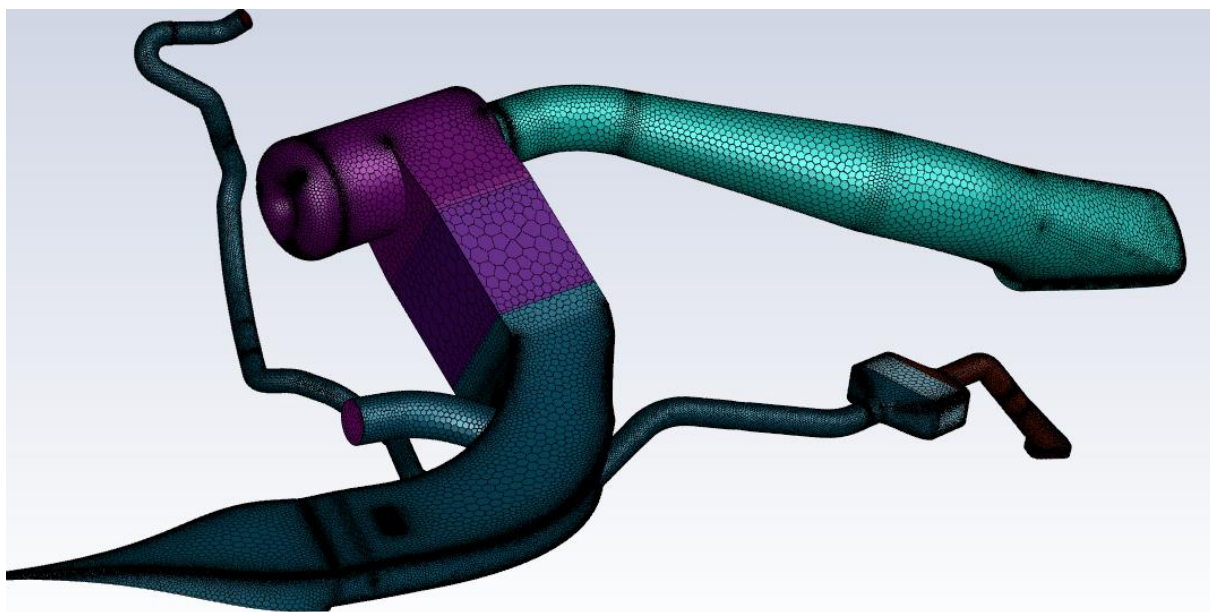
5. Между пленумом и вентилятором.
6. Между вентилятором, диффузором пленума и выходным воздуховодом.

Описание сеточных моделей

Для моделирования по методу контрольных объемов используется неструктурированная Polyhex-core сетка. Минимальный размер ячеек поверхностной сетки составляет 0,1 мм, максимальный размер: для СКВ 50 мм, для фюзеляжа 500 мм. Общее количество ячеек модели, с учетом приповерхностной сетки, составляет 12,7 млн. Выбор размеров ячеек основывается на результатах предварительно выполненных исследований сеточной сходимости. На рисунке 4 представлены общие виды сеточной модели.



(a)



(б)

Рисунок 4 – Виды сеточной модели внешнего обтекания фюзеляжа самолета (а) и внешних границ области течения ССКВ (б)

Используются схемы дискретизации второго порядка по давлению и параметрам турбулентности, для уравнения количества движения применяется схема QUICK. Достигаемый уровень сходимости по невязкам меньше, чем 10^{-3} .

Результаты моделирования

Моделирование выполнялось на вычислительном кластере со 128 ядрами, длительность каждого расчетного случая ~ 60 минут, за это время выполняется порядка 1000 расчетных итераций.

По результатам серии расчетов была получена зависимость расхода воздуха в продувочном контуре от скорости вращения вентилятора (рисунок 5) для наземной конфигурации системы. По результатам расчета установлено, что вентиляция отсека осуществляется путем вытяжки воздуха, расход воздуха на вентиляцию составляет 5% от общего расхода через продувочный контур, также часть воздуха засасывается в продувочный контур через жалюзи СНГ, доля расхода через СНГ составляет не более 3%.

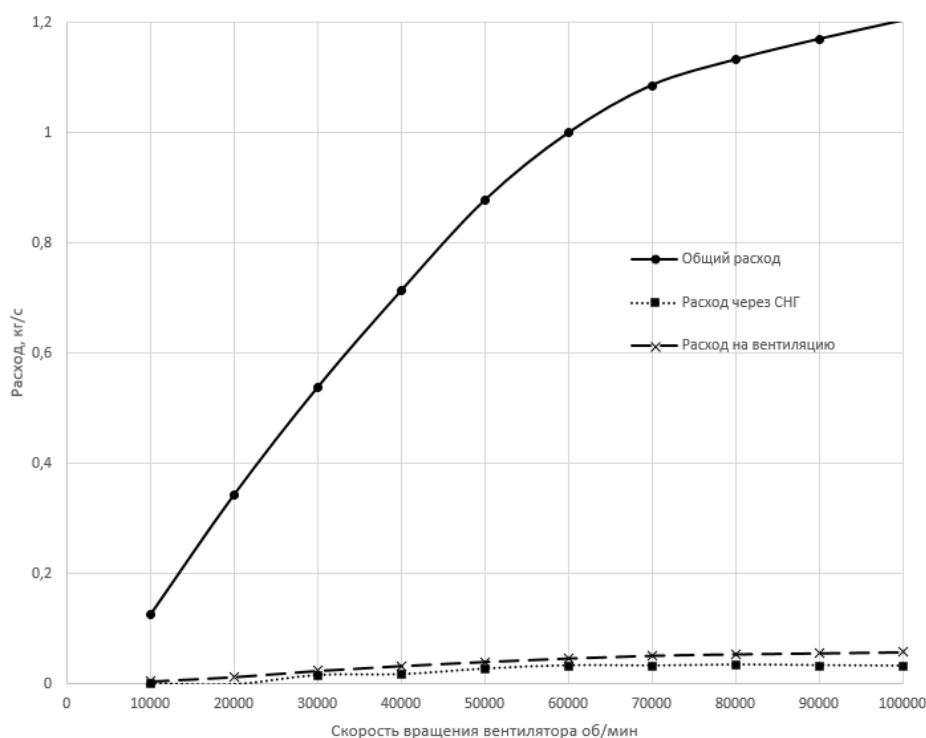


Рисунок 5 – Зависимость расхода воздуха в продувочном контуре от скорости вращения вентилятора

На рисунке 6 приведена зависимость температуры воздуха на выходе из продувочного контура УОВ в зависимости от скорости вращения вентилятора. Рост температуры обусловлен ростом скорости и возникновением локальных

скачков уплотнения в сечении вентилятора, за счет возникновения скачков уплотнения зажимается проходное сечение и растет температура (рисунок 7).

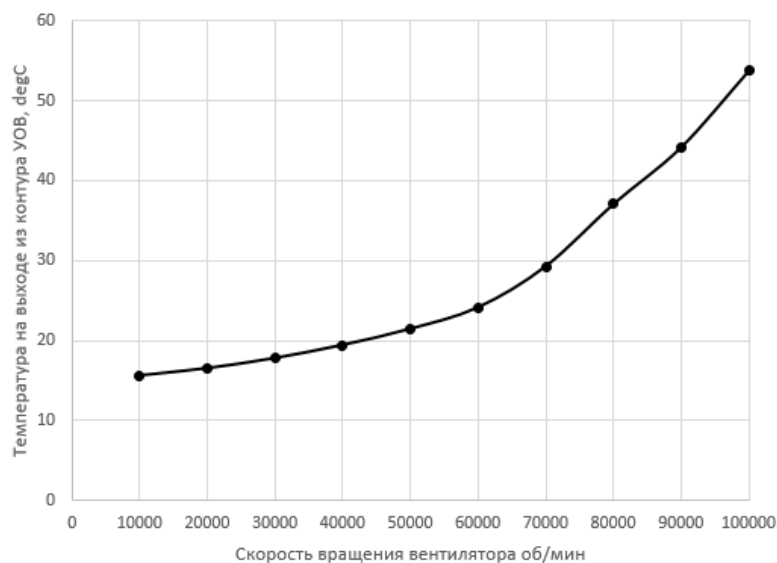
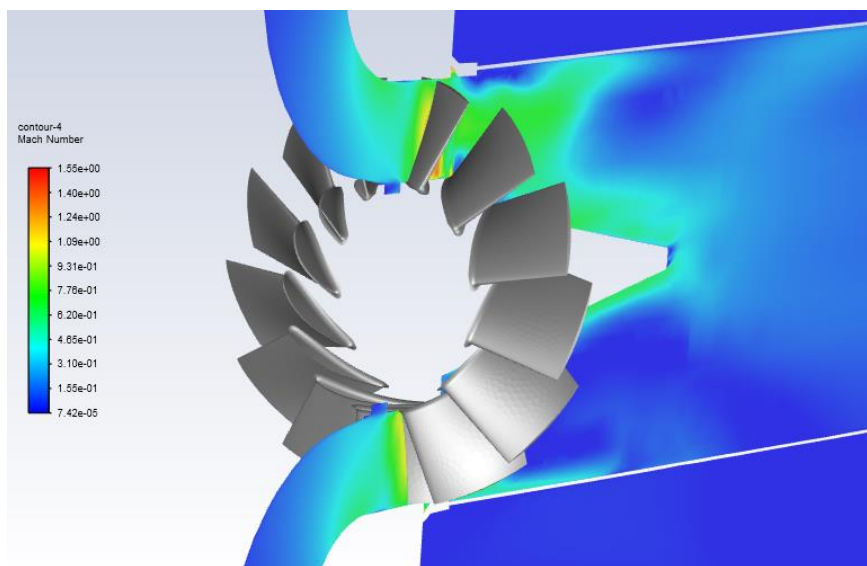
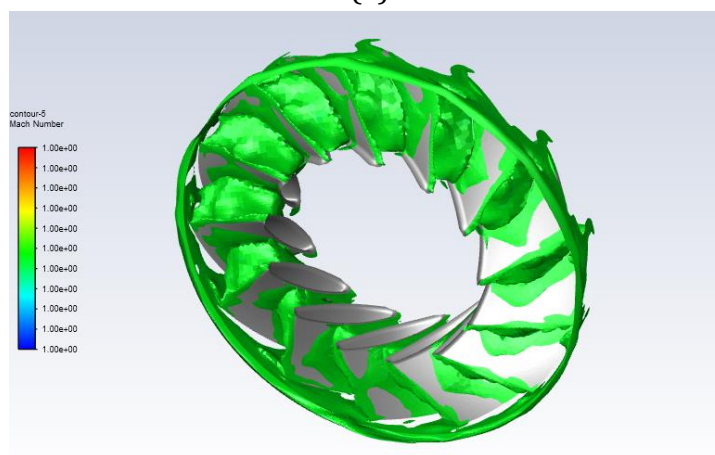


Рисунок 6 – Температура воздуха на выходе из продувочного контура в зависимости от расхода



(а)



(б)

Рисунок 7 – Число Маха в продольном сечении проточной области вентилятора при скорости вращения 100000 об/мин (а) и изоповерхность $M > 1$, при скорости вращения 100000 об/мин (б)

Валидация математической модели выполнялась по результатам стендовых испытаний (рисунок 8): наблюдается удовлетворительное согласование результатов. Отличия результатов расчетов от эксперимента обусловлены наличием утечек, длинных участков трубопроводов, а также средств измерения в составе стенда, которые увеличивают гидравлическое сопротивление контура.

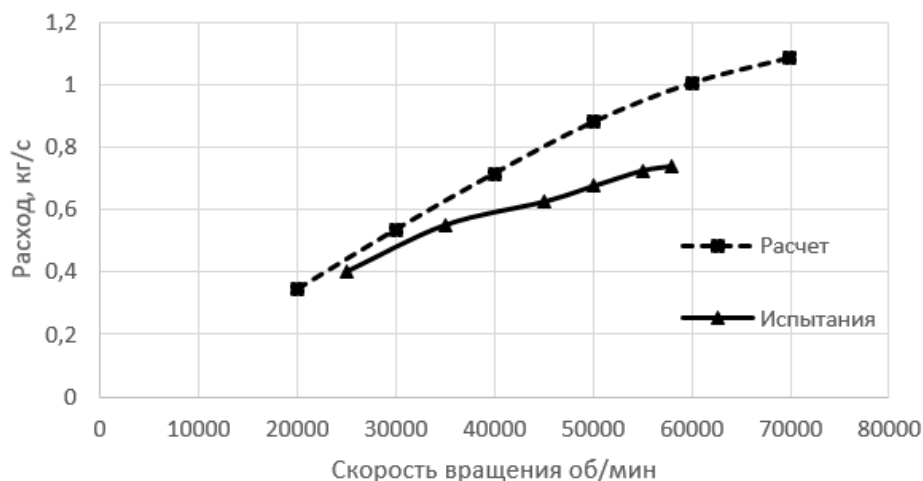


Рисунок 8 – Сравнение результатов испытаний с результатами расчета

Разработанная математическая модель используется для моделирования работы системы кондиционирования в процессе полета. Результаты моделирования представляются в виде объемных диаграмм зависимостей расхода от высоты полета и числа Маха. Угол атаки самолета при этом определяется в соответствии с полетной программой. Пример зависимости расхода воздуха от высоты полета и числа Маха по профилю полета показан на рисунке 9.

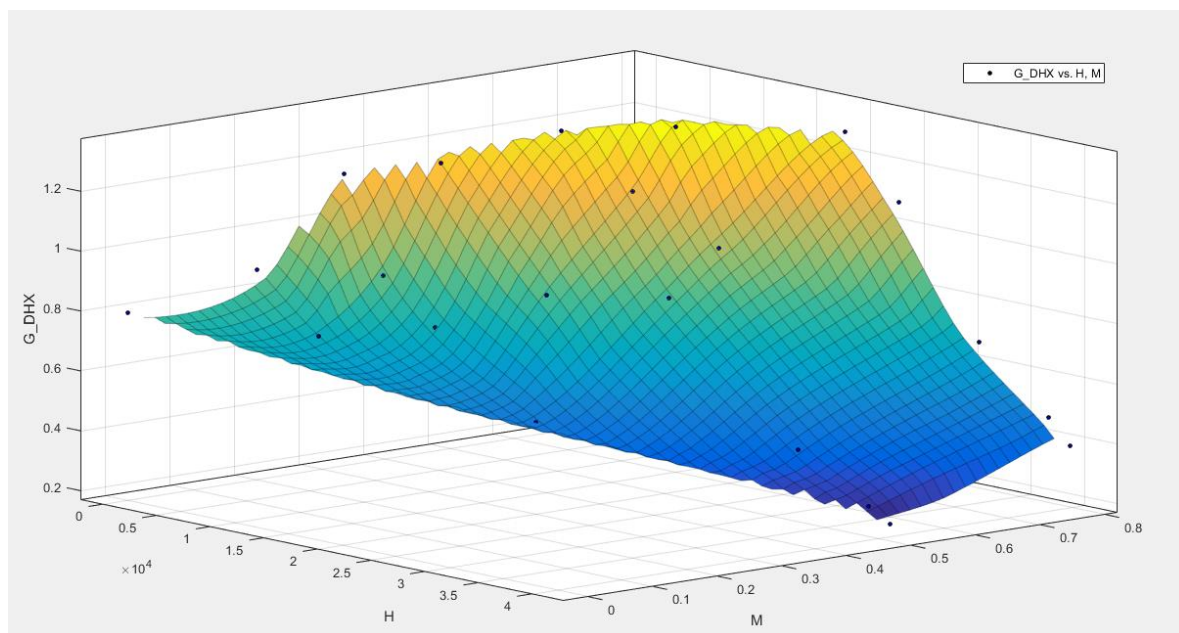


Рисунок 9 – Расход воздуха через двойной теплообменник по профилю полета

Для исследования работы системы в отказных ситуациях моделировался случай отказа обратного клапана при полете на эшелоне 39000 фт, со скоростью 0,78 М при скорости вращения ротора 45000 об/мин (рисунки 10, 11) в зависимости от угла атаки самолета.

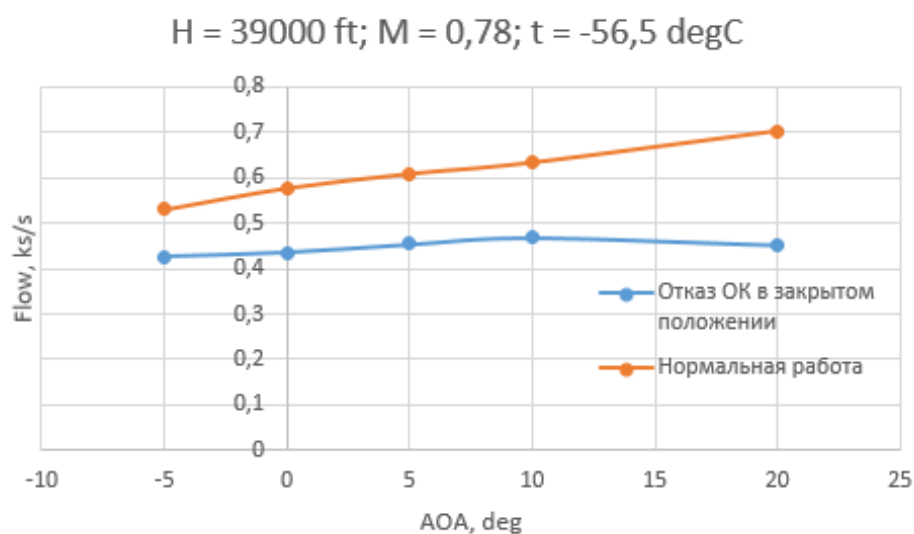


Рисунок 10 – Расход через продувочный контур в случае отказа обратного клапана

Как видно из графика в случае отказа обратного клапана расход на продувку двойного теплообменника практически не зависит от угла атаки ВС, при этом значение расхода достаточно для обеспечения теплосъема.

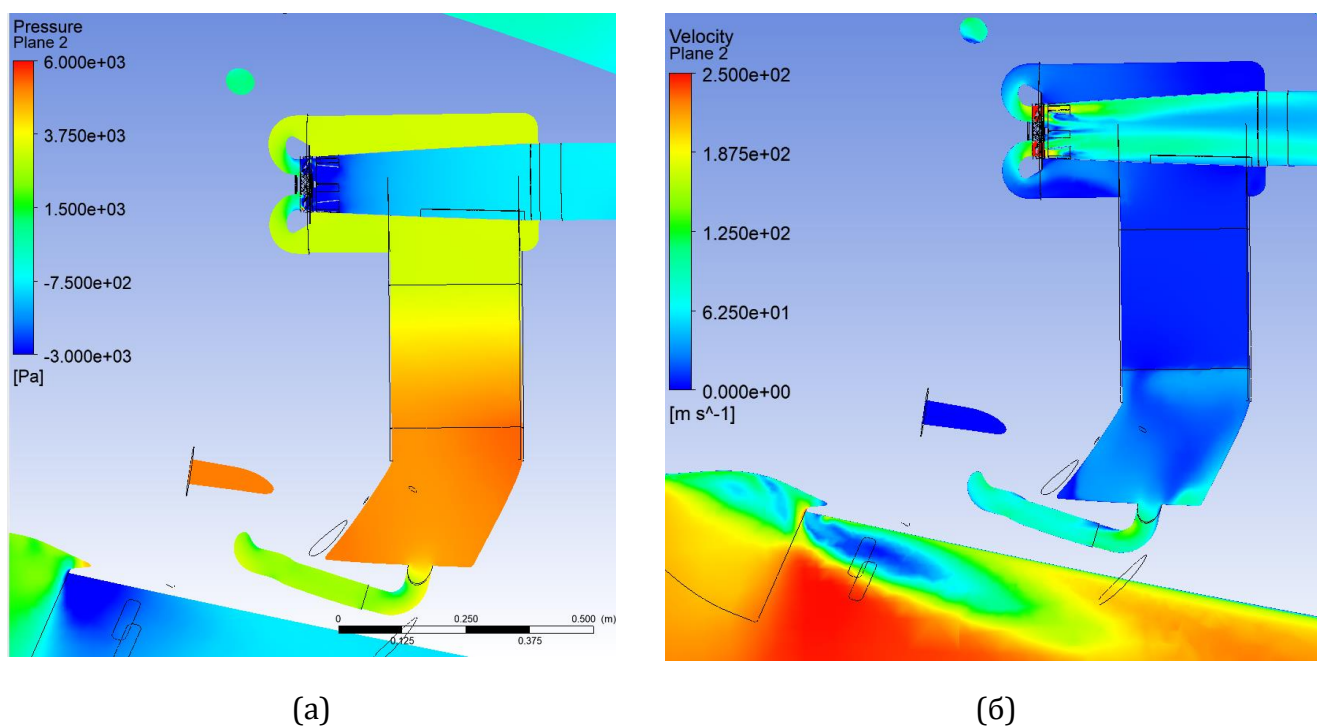


Рисунок 11 – Поля давления (а) и скорости (б) в случае отказа обратного клапана

Заключение

В работе представлены результаты разработки математической модели аэродинамики продувочного контура самолетной системы кондиционирования воздуха, выполненной на основе связанного применения методов численного моделирования аэродинамики и теплопереноса на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса с моделью турбулентности SST и эмпирико-аналитических моделей отдельных компонентов системы. Такой подход позволяет связать в одной модели внешнюю аэродинамику самолета и внутреннюю аэродинамику продувочного контура системы кондиционирования воздуха при разумных затратах вычислительных ресурсов: прямое численное моделирование аэродинамики всех компонентов привело бы к увеличению размерности задачи до уровня, не подъемного даже для кластерной вычислительной техники. Валидация модели выполнена по результатам испытаний в составе стенда. В ходе эксплуатации математической модели определены гидравлические характеристики продувочного контура при различных условиях работы, картины течения в отдельных компонентах системы, а также характеристики работы продувочного контура УОВ по профилю полета и выполнен расчет полетной конфигурации с отказавшим обратным клапаном пленума. Выявлено существенное снижение расхода воздуха, однако, анализ характеристик, входящих в состав контура компонентов показывает, что даже в таком случае отказ установки охлаждения воздуха вследствие перегрева маловероятен. Также стоит выделить важность данной математической модели в жизненном цикле воздушного судна, в частности на этапах проектирования и модернизации.

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest

The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Старостин, К.И. Математическое моделирование авиационных систем кондиционирования воздуха с учетом влажности / К.И. Старостин // Вестник Московского авиационного института. – 2009. – Т. 16, № 2. – С. 17. – EDN KUUDPV.
2. Тищенко, И.В. Создание динамической модели для отработки контура регулирования температуры в системе кондиционирования воздуха самолета / И.В. Тищенко, Н.А. Лавров, С.И. Хуциева // Холодильная и криогенная техника, системы кондиционирования и жизнеобеспечения : Третья международная научно-практическая конференция: материалы конференции, Москва, 19 ноября 2020 года – 20 2019 года. – Москва: Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), 2020. – С. 347-355.
3. Евдокименков, В.Н. Интегральная оценка текущего технического состояния бортовых систем самолета на основе их эталонных образов / В.Н. Евдокименков, Р.В. Ким, А.А. Воронов, А.Б. Векшина // Труды МАИ. – 2014. – № 77. – С. 11. – EDN TBHBTR.
4. Попова, А. И. Расчет клапанов систем автоматического регулирования давления самолетов / А. И. Попова, О. Н. Третьякова // Труды МАИ. – 2014. – № 77. – С. 5. – EDN TBHBQF.
5. Волков, А. А. Расчет интенсивности вентиляции гермоотсеков самолета / А. А. Волков // Труды МАИ. – 2011. – № 42. – С. 8. – EDN NDRKGP.
6. Силуянова М.В., Попова Т.В. Исследование теплообменного аппарата для газотурбинных двигателей сложного цикла / М.В. Силуянова, Т.В. Попова // Труды МАИ. 2015. №80. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/issledovanie-teploobmennogo-apparata-dlya-gazoturbinnnyh-dvigatelay-slozhnogo-tsikla> (дата обращения: 29.12.2025).
7. Байметова, Е.С. Построение гидравлической модели теплообменного аппарата / Е.С. Байметова, М.Р. Королева // Труды Института системного программирования РАН. – 2025. – Т. 37, № 2. – С. 129-140. – DOI 10.15514/ISPRAS-2025-37(2)-9. – EDN CCXWOC.

8. Пащенко, Н.И. Термодинамический анализ циклов систем кондиционирования воздуха : специальность 01.04.14 «Теплофизика и теоретическая теплотехника» : диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Пащенко Наталья Ивановна. – Новосибирск, 2010. – 155 с. – EDN QEVAIP.

9. Вербанов, И.С. Разработка методов расчетно-экспериментального определения теплогидравлических характеристик пластинчатых и аддитивных теплообменных аппаратов : специальность 1.1.9 – «Механика жидкости, газа и плазмы» : диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Вербанов Иван Сергеевич. – Москва, 2025. – 179 с.

10. Menter, F.R. Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows / F.R. Menter// AIAA Paper.– 1993-2906. – 1993.

References

1. Starostin, K.I. Matematicheskoe modelirovanie aviatsionnykh sistem konditsionirovaniya vozdukha s uchetom vlazhnosti / K.I. Starostin // Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta. – 2009. – T. 16, № 2. – S. 17. – EDN KUUDPV.

2. Tishchenko, I.V. Sozдание dinamicheskoy modeli dlya otrabotki kontura regulirovaniya temperatury v sisteme konditsionirovaniya vozdukha samoleta / I.V. Tishchenko, N.A. Lavrov, S.I. Khutsieva // Kholodil'naya i kriogennaya tekhnika, sistemy konditsionirovaniya i zhizneobespecheniya : Tret'ya mezhdunarodnaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya: materialy konferentsii, Moskva, 19 noyabrya 2020 goda – 20 2019 goda. – Moskva: Moskovskiy gosudarstvennyy tekhnicheskij universitet imeni N.E. Bauman (natsional'nyy issledovatel'skiy universitet), 2020. – S. 347–355.

3. Evdokimenkov, V.N. Integral'naya otsenka tekushchego tekhnicheskogo sostoyaniya bortovykh sistem samoleta na osnove ikh etalonnykh obrazov / V.N. Evdokimenkov, R.V. Kim, A.A. Voronov, A.B. Vekshina // Trudy MAI. – 2014. – № 77. – S. 11. – EDN TBHBTR.

4. Popova, A.I. Raschet klapanov sistem avtomaticheskogo regulirovaniya davleniya samoletov / A.I. Popova, O.N. Tret'yakova // Trudy MAI. – 2014. – № 77. – S. 5. – EDN TBHBQF.

5. Volkov, A.A. Raschet intensivnosti ventilyatsii germootsekov samoleta / A.A. Volkov // Trudy MAI. – 2011. – № 42. – S. 8. – EDN NDRKGP.
6. Siluyanova M.V., Popova T.V. Issledovanie teploobmennogo apparata dlya gazoturbinnnykh dvigateley slozhnogo tsikla / M.V. Siluyanova, T.V. Popova // Trudy MAI. 2015. №80. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/issledovanie-teploobmennogo-apparata-dlya-gazoturbinnnykh-dvigatelay-slozhnogo-tsikla> (data obrashcheniya: 29.12.2025).
7. Baymetova, E.S. Postroenie gidravlicheskoy modeli teploobmennogo apparata / E.S. Baymetova, M.R. Koroleva // Trudy Instituta sistemnogo programmirovaniya RAN. – 2025. – T. 37, № 2. – S. 129–140. – DOI 10.15514/ISPRAS-2025-37(2)-9. – EDN CCXWOC.
8. Pashchenko, N.I. Termodinamicheskiy analiz tsiklov sistem konditsionirovaniya vozdukha : spetsial'nost' 01.04.14 «Teplofizika i teoreticheskaya teplotekhnika» : dissertatsiya na soiskanie uchenoy stepeni kandidata tekhnicheskikh nauk / Pashchenko Natal'ya Ivanovna. – Novosibirsk, 2010. – 155 s. – EDN QEVAIP.
9. Verbanov, I.S. Razrabotka metodov raschetno-eksperimental'nogo opredeleniya teplogidravlicheskh kharakteristik plastinchatykh i additivnykh teploobmennnykh apparatov : spetsial'nost' 1.1.9 – «Mekhanika zhidkosti, gaza i plazmy» : dissertatsiya na soiskanie uchenoy stepeni kandidata tekhnicheskikh nauk / Verbanov Ivan Sergeevich. – Moskva, 2025. – 179 s.
10. Menter, F.R. Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows / F.R. Menter// AIAA Paper.– 1993-2906. – 1993.

Информация об авторах

Владислав Сергеевич Купчик, начальник бригады-заместитель начальника департамента, Филиал ПАО «Яковлев» – «Региональные самолеты»; аспирант, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва, Россия; e-mail: kupchikvs@gmail.com

Андрей Владимирович Февральских, доктор технических наук, доцент кафедры 806, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт

(национальный исследовательский университет)», г. Москва, Россия; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-5959-7994>; e-mail: a.fevralskih@gmail.com

Information about the authors

Vladislav S. Kupchik, Head of Team – Deputy Head of Department, Branch of PJSC “Yakovlev” – “Regional Aircraft”; postgraduate student, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia; e-mail: kupchikvs@gmail.com

Andrey V. Fevralskikh, Doctor of Technical Sciences, associate professor of department of numerical mathematics and programming, Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-5959-7994>; e-mail: a.fevralskih@gmail.com

Получено 17 апреля 2026 ● Принято к публикации 26 июня 2026 ● Опубликовано 31 августа 2026
Received 17 April 2026 ● Accepted 26 June 2026 ● Published 31 August 2026
