

УДК 629.7.048 : 62-531.6

Хлисту́н А.И.¹, Рыкуни́ч Ю.Н.²¹Национальный авиационный университет²Киевское центральное конструкторское бюро арматуростроения

ПРОБЛЕМЫ И МЕТОДЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

У відповідності з проведенним аналізом теплофізичних та газодинамічних процесів, які реалізуються в сучасних авіаційних СКП, схеми управління цими процесами встановлено, що авіаційні СКП відносяться до класу складних технічних систем. Розв'язано ряд актуальних задач інженерного аналізу проектних рішень авіаційних СКП.

В соответствии с проведенным анализом теплофизических и газодинамических процессов, реализуемых в современных авиационных СКВ, схемы управления этими процессами установлено, что авиационные СКВ относятся к классу сложных технических систем. Решен ряд актуальных задач инженерного анализа проектных решений авиационных СКВ.

In the accordance with the analysis of the thermal and gas dynamic processes which are realizing in the modern aircraft ACS, these processes control schematic diagram, it is established, that the ACS belong to the class of the complex technical systems, it is solved the actual problem series of aircraft ACS designing decision engineering analysis.

b_0 – ширина входной щели;
 C – теплоемкость;
 c_1, c_2, c_3 – заданные условия однозначности, $c_1 = c_p G/C$, $c_2 = kF/C$, $c_3 = c_1 t_{п} + c_2 t_a + Q/C$;
 c_p – удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении;
 F – площадь ограждающих конструкций;
 G – массовый расход воздуха;
 J – матрица коэффициентов чувствительности;
 k – коэффициент теплопередачи, кинетическая энергия турбулентности;
 N – число измерений температуры при идентификации;
 Re_s – число Рейнольдса по входным параметрам струйной завесы, $Re_s = u_s s / \nu_s$;
 S – площадь поверхности;
 s – начальная ширина струйной завесы;
 St – число Стентона,
 $St_2 = \alpha / c_p \rho w = 0,12 (Re^{0,2} \bar{x}^{0,6} Pr^{0,6})^{-1}$;
 S_{Φ} – источниковый член в модели вентиляции;
 T, t – температура;
 Δt – разность температур на границах слоя;
 Δt – вектор невязок температуры, $\Delta t = \{t_{yi} - t_{\delta i}\}$;
 Q – теплопритоки, тепловая мощность;
 u, v – компоненты скорости в Декартовой системе координат;

x, y – Декартовы координаты;
 \bar{x} – относительное расстояние вдоль струйной завесы, $\bar{x} = x/s$;
 x_1, x_2 – искомые условия однозначности, $x_1 = \alpha_0 S_0 / C$, $x_2 = \alpha S / C_0$;
 Δx – вектор приращений идентифицируемых параметров;
 α – коэффициент теплоотдачи;
 β – корректирующий коэффициент;
 δ – толщина слоя;
 ε – коэффициент конвекции;
 Φ – обобщенная переменная;
 Γ_{Φ} – коэффициент переноса переменной Φ ;
 γ – коэффициент излучения;
 λ – коэффициент теплопроводности;
 ν – кинематический коэффициент вязкости;
 Θ – эффективность струйной завесы;
 ρ – плотность воздуха;
 τ – время.
Индексы
 a – атмосфера;
 v – воздух;
 vx – вход;
 k – кабина;
 o – конструкция ГК;
 p – воздух СКВ;
 p – РКН;

c – расчет;
 ε – эксперимент;
 i, j, k – переменные индексы;
 s – входное сечение струйной завесы;
 w – стенка;
 $*$ – адиабатная стенка.

Список сокращений

БКВ – блок кондиционирования воздуха;
 ВП – воздушная прослойка;
 ВС – воздушное судно;
 ГК – герметическая кабина;
 ГТД – газотурбинный двигатель;
 ЗЗ – защита от замерзания;
 ЗРТ – зонный регулятор температуры;
 КА – космический аппарат;
 КС – кабина сопровождающих;
 КЭ – кабина экипажа;

ЛА – летательный аппарат;
 МДУ – маршевая двигательная установка;
 МСЕ – метод сосредоточенной емкости;
 ОЗ – обратная задача;
 РД – регулятор давления;
 РКН – ракета космического назначения;
 РР – регулятор расхода;
 РТ – регулятор температуры;
 РЦ – рециркуляция;
 САПР – система автоматического проектирования;
 СКВ – система кондиционирования воздуха;
 СН – самолет-носитель;
 СОЖ – система обеспечения жизнедеятельности;
 СП – системный подход;
 СПВ – система подготовки воздуха;
 ТЗ – тепловая защита;
 ТИМ – теплоизоляционный материал.

1. Введение

Авиационные СКВ обеспечивают комфортные условия для людей, а также требуемые условия для оборудования, грузов, элементов конструкции ВС, существенно влияют на безопасность и экономичность полета. Создание в авиационных ГК микроклимата осложнено большими энергетическими затратами при жестко ограниченных ресурсах; большой тепловой инерционностью и динамично протекающим, сложным теплообменом ГК, нестабильностью источников воздуха, высокой плотностью размещения людей, оборудования и грузов. Для пассажирских ВС особенно актуальным является создание комфортных микроклиматических условий [1].

Проектирование авиационных СКВ имеет длительный, дорогостоящий цикл, в котором решаются многопараметрические задачи анализа сложных теплофизических и газодинамических процессов.

2. Состояние вопроса и обзор публикаций

Особенности современных авиационных СКВ: повышенные требования к комфорту, надежности и экономичности СКВ, различные требования к параметрам окружающей среды для зон ГК, высокая степень автоматизации и

сложность задач управления СКВ, сложность процесса проектирования СКВ, сжатые сроки и недостаток информации на начальных этапах проектирования СКВ. Методы проектирования авиационных СКВ разработаны в 50–70 годах прошлого столетия [2–5], основаны на расчетно-аналитических и экспериментальных методах анализа процессов кондиционирования воздуха, экспертных оценках проектных решений, и не обеспечивают создания современных качественных систем.

Задачи, близкие возникающим при проектировании авиационных СКВ, решаются при проектировании СОЖ космических аппаратов [6–12], микроклиматических систем наземного транспорта [13, 14] и сооружений [15]. Моделированию и идентификации температурных режимов внутри КА посвящены работы [6, 9, 11]. Методы моделирования средств тепловой защиты КА представлены в работах [7, 9, 12]. Работы [8, 10] посвящены исследованию теплонагруженных агрегатов и систем КА, в них представлена теория и практика решения ОЗ теплообмена ЛА. В работе [11] предлагается для проектирования СОЖ космических аппаратов использовать методы общей теории систем, в работе [15] с позиций системного подхода предлагается оптимизация СКВ наземных сооружений.

Функции, условия применения, критерии оценки эффективности микроклиматических си-

стем, теплофизические свойства объектов, способы обеспечения микроклимата, средства тепловой защиты на КА, в наземных транспортных средствах и сооружениях существенно отличаются от авиационных. Средства ТЗ авиационных ГК имеют сложную многослойную структуру, которая состоит из разнородных конструкционных материалов с существенно различными теплофизическими характеристиками. Современные авиационные ГК содержат большое число зон и отсеков различного назначения, теплообмен между которыми имеет существенное и, в некоторых случаях, определяющее влияние на температурные условия в них.

В последние годы проведен ряд фундаментальных исследований средств ТЗ различных технических объектов [16–20], разработаны методы решения ОЗ теплообмена [8, 10, 21–23], моделирования сложных газовых распределительных сетей [24, 25], проектирования сложных технических систем [26–29], разработаны эффективные численные методы решения уравнений аэродинамики и теплообмена [30].

Приведенные обстоятельства подтверждают, что для развития авиационного транспорта чрезвычайно важной научно-прикладной задачей является разработка научно обоснованной методологии проектирования авиационных СКВ.

3. Цель и задачи исследования

Целью работы является разработка методов проектирования авиационных СКВ, основанных на современных методах математического моделирования и идентификации физических процессов в оборудовании СКВ.

Задачи, которые необходимо решить для обеспечения проектирования авиационных СКВ: провести анализ системных признаков современных авиационных СКВ, установить класс технических систем, к которому они относятся, разработать общий методологический подход к их проектированию, разработать современные методы моделирования и исследования средств ТЗ, температурных режимов, аэродинамики вентиляции ГК, разработать методы идентификации теплофизических свойств авиационных ГК.



Рис. 1. Схема кондиционирования воздуха в ГК самолета.

4. Разработка методов проектирования авиационных СКВ

Кондиционирование воздуха на ВС обеспечивается функциональными преобразованиями параметров атмосферного воздуха (рис. 1). Система управления СКВ имеет иерархическую структуру, состоящую из самостоятельно функционирующих подсистем, которые решают свои задачи управления (рис.2). Системные признаки авиационных СКВ: цель функционирования СКВ достигается в результате ряда сложных физических процессов, преобразующих рабочую среду; в СКВ имеется большое число связанных и взаимодействующих подсистем и элементов, подчиненных цели функционирования системы; СКВ является динамической, взаимодействует с изменяющейся внешней средой и случайными факторами;



Рис. 2. Схема управления СКВ.

СКВ обладает иерархической структурой управления. Эти признаки, по классификации работ [26–29], относят современные авиационные СКВ к классу сложных технических систем, при их проектировании целесообразно использовать СП. Важнейшее значение в СП имеет математическое моделирование, по результатам которого дается заключение о достижимости посредством проектируемой системы поставленной цели, оптимизируются параметры и режимы работы системы, принимается решение о выборе наилучшей системы из альтернативных вариантов.

Моделирование температурных условий в ГК самолета-носителя. Для разработки авиакосмических транспортных систем, в которых для старта РКН используется СН [31], требуется обеспечение температурных условий для РКН в герметической кабине при наземной подготовке и в по-

лете СН к месту пуска РКН. Так как теплообмен ГК самолета-носителя в процессе наземного кондиционирования и в полете имеет неустановившийся характер, наибольший интерес представляет анализ нестационарных температурных условий. Задача моделирования температурных условий решалась для СН, содержащего КЭ, КС и грузовую кабину, в которой транспортируется РКН [32]. Температурные условия в грузовой кабине формируются в результате ее тепло- и воздухообмена с КЭ и КС. Для математического описания использован МСЕ, который для авиационных ГК предложен в 50-х годах прошлого столетия А.М. Гершковичем и развивался рядом авторов [4, 6, 9, 11, 13, 22, 33, 34].

Система уравнений, описывающих температурные условия в зоне размещения РКН:

Система уравнений (1) и начальные условия $t_0 = t(0)$, $t_{o0} = t_o(0)$, $t_{p0} = t_p(0)$ дают полную математическую модель.

$$\begin{cases} C \frac{dt}{d\tau} = \sum_i c_p G_i (t_i - t) + \sum_j k_j F_j (t_j - t) + \alpha_o S_o (t_o - t) + \alpha_p S_p (t_p - t) + Q_{\Sigma} + Q_p \\ C_o \frac{dt_o}{d\tau} = \alpha_o S_o (t - t_o) \\ C_p \frac{dt_p}{d\tau} = \alpha_p S_p (t - t_p) \end{cases} \quad (1)$$

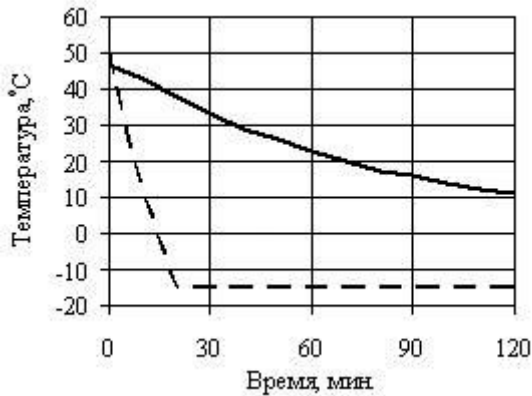


Рис. 3. Температура воздуха в зоне размещения РКН на самолете-носителе по данным моделирования полета в условиях жаркого дня (— t_k ; - - - - t_a).

тическую формулировку для нахождения неизвестных температур t , t_o , t_p .

Система (1) решалась методом неопределенных коэффициентов с коррекцией шага интегрирования [35]. Численное моделирование на ПЭВМ показало устойчивость метода и приемлемое для практического применения время.

В результате моделирования определены нестационарные температурные условия в зоне размещения РКН в грузовой кабине СН в жарких условиях при наземной подготовке и в полете в зону пуска РКН при кондиционировании от бортовой СКВ (рис. 3).

Обратная задача теплообмена ГК. ОЗ теплообмена авиационных ГК является некорректной и относится к внутренним ОЗ [22, т. 1]. Нестационарные температурные условия в ГК, в соответствии с МСЕ, описываются системой уравнений вида:

$$\begin{cases} \frac{dt}{d\tau} = -(c_1 + c_2 + x_1)t_1 + x_1t_2 + c_3 \\ \frac{dt_o}{d\tau} = x_2t_1 - x_2t_2 \end{cases} \quad (2)$$

Система (2) и начальные условия $t_0 = t(0)$, $t_{o0} = t_o(0)$, дают оператор преобразования условий однозначности $\mathbf{c} = \{c_1, c_2, c_3\}$, $\mathbf{x} = \{x_1, x_2\}$ и вектор температуры $\mathbf{t} = \{t_1, t_2\}$. Для поиска x_1, x_2 по данным эксперимента использован метод Ньютона-Гаусса, эффективность которого дока-

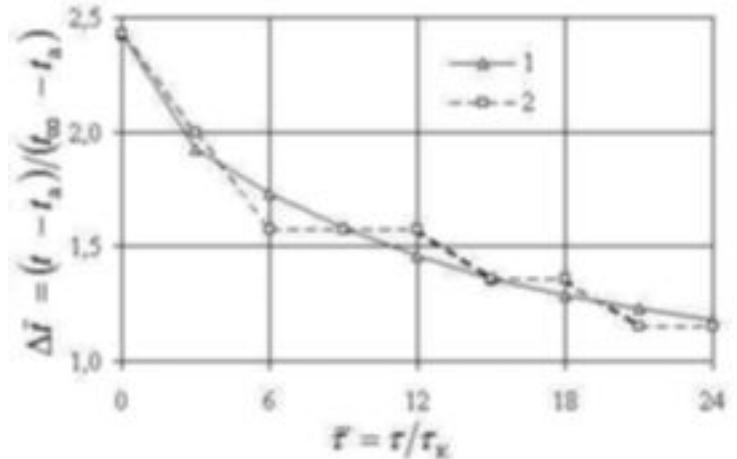


Рис. 4. Результаты моделирования температуры воздуха в ГК самолета с использованием идентифицированных параметров:

1 — результаты моделирования; 2 — испытания.

зана в работе [23], в соответствии с этим методом минимизируется функционал

$$\Phi(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^N (t_{oi} - t_{ci}(\mathbf{c}, \mathbf{x}))^2 \rightarrow \min.$$

Поиск экстремума основан на итерационной процедуре:

$$\mathbf{x}^{(k+1)} = \mathbf{x}^{(k)} + \beta \Delta \mathbf{x}^{(k)}.$$

Ньютоновское направление определяется векторно-матричным выражением

$$\Delta \mathbf{x}^{(k)} = -(\mathbf{J}^{(k)T} \mathbf{J}^{(k)})^{-1} \mathbf{J}^{(k)T} \Delta \mathbf{t}^{(k)}.$$

Идентифицированы характеристики тепловой инерционности оборудования ГК транспортного самолета, получено соответствие результатов моделирования температурных условий в ГК с использованием найденных значений тепловых характеристик ГК и экспериментальных данных (рис. 4).

Моделирование средств тепловой защиты ГК. ТЗ обычно включает слой ТИМ и ВП, перенос теплоты через которую носит сложный характер. Плотность теплового потока определяется законом Фурье: $\bar{q} = -\lambda \text{grad } t$. Для плоского однородного слоя $\partial t / \partial n = dt / dx$ и $\lambda = \text{const}$, поэтому

можно записать $q = -\lambda dt/dx = -\lambda \Delta t/\delta$. Для ВП λ – эффективный коэффициент, учитывающий перенос теплоты теплопроводностью, конвекцией и тепловым излучением, $\lambda = \varepsilon\lambda_b + \delta\gamma$. Из условия эквивалентности теплового потока для всех слоев ТЗ записана система уравнений, связывающих теплофизические и конструктивные характеристики ТЗ [36], получено численное решение.

Слой ТИМ перерезается металлическими элементами каркаса. Для описания поля температуры в теплоизолирующем слое использовано уравнение теплопроводности: $\partial(\lambda\partial T/\partial x)/\partial x + \partial(\lambda\partial T/\partial y)/\partial y$. На наружной стенке температура принимается равной атмосферной, на свободных границах $-\partial T/\partial x = 0$, для внутренней стенки установлено равенство теплового потока через поверхность со стороны кабины и со стороны теплоизолирующего слоя. Задача решалась численным методом [30], система разностных уравнений получена методом контрольного объема, для решения использован метод прогонки.

В полете ВС на внутренней поверхности остекления КЭ может образовываться слой конденсата воды, который приводит к потере обзора, что является недопустимым с точки зрения безопасности полета. Используется активная ТЗ, обеспечивающая температуру поверхности стекла выше точки росы. Максимально интенсивная конденсация водяного пара в ГК может происходить по причине взаимодействия воздуха с высоким влагосодержанием с охлажденной поверхностью остекления фонаря КЭ при повышенном давлении в ГК на этапе снижения ВС во влажных тропиках [37]. Из соотношений для течения неизотермической затопленной плоской струи определены параметры воздушно-тепловой струйной ТЗ [38]. Тепловой поток между струей и поверхностью остекления [17]:

$$q_k = \alpha_k (t_{wk} - t_{wk}^*), \text{ где } t_{wk}^* = t_k + \Theta(t_s - t_k),$$

$$\Theta = \left\{ \left[1 + 62,5 / (\bar{x} \text{Re}_s^{-0,25} + 0,143) \right]^{0,114} - 1 \right\}^{0,8} \quad [18],$$

α_k определен по числу St. Найдены свойства ТЗ остекления с тепловыделяющим слоем [39].

Моделирование вентиляции. Движение воздуха при вентиляции характеризуется большими чис-

лами Рейнольдса ($\text{Re} \approx 5000$) и отрывным течением. Для моделирования использованы уравнения Рейнольдса для плоского турбулентного движения вязкой несжимаемой среды и уравнение неразрывности. Турбулентные коэффициенты переноса определены в соответствии с $k - \varepsilon$ моделью. Обобщенный вид уравнений:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u \Phi) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho v \Phi) - \frac{\partial}{\partial x} \left(\Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right) - \frac{\partial}{\partial y} \left(\Gamma_\Phi \frac{\partial \Phi}{\partial y} \right) = S_\Phi \quad (\text{см. табл.}). \quad (3)$$

На входной границе все переменные задаются равномерными профилями, $v = 0$, $k_{\text{вх}} = 0,005u_{\text{вх}}^2$, $\mu_{\text{вх}} = c_\mu \sqrt{k_{\text{вх}}} / 0,03b_0$; на выходной границе компоненты скорости определяется из условия неразрывности среды, давление принимается постоянным, $(\partial \Phi / \partial y)_{\text{вх}} = 0$ для k и ε ; в плоскости симметрии поперечные градиенты всех переменных равны нулю; на стенке $u = v = 0$, для определения k и ε использованы пристеночные функции [40]. Конечно-разностные уравнения получены интегрированием уравнения вида (3) по контрольному объему, диффузионные потоки через грани объема определены по центральным разностям, конвективные потоки – по разностям против потока, u , v определены на смещенных относительно центра объема гранях, для решения использован метод прогонки [30]. Проведено моделирование вентиляции отсека ГК, получено векторное поле скорости в расчетной области (рис. 5).

4. Выводы

1. В соответствии с установленными системными признаками современные авиационные СКВ относятся к классу сложных технических систем. При разработке методов проектирования авиационных СКВ целесообразно использовать системный подход.

2. Разработана математическая модель нестационарного теплообмена герметической кабины самолета-носителя с размещенной в ней ракетой космического назначения, которая поз-

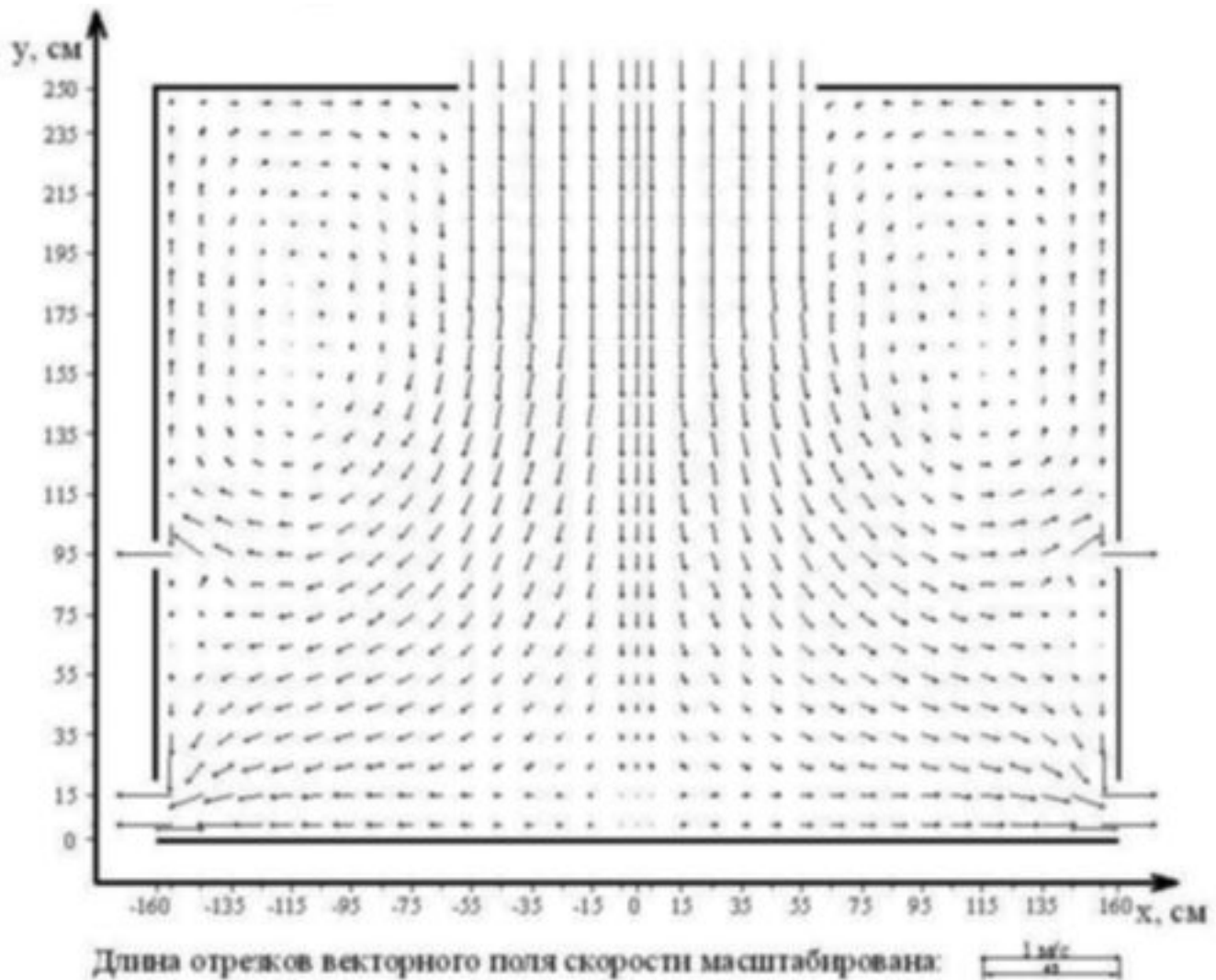


Рис. 5. Результаты моделирования поля скоростей при вентиляции ГК.

Табл.

Физическая величина	Φ	Γ_{Φ}	S_{Φ}
Продольная составляющая скорости	u	$\mu_{эф}$	$-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_{эф} \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_{эф} \frac{\partial v}{\partial x} \right)$
Поперечная составляющая скорости	v	$\mu_{эф}$	$-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_{эф} \frac{\partial u}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_{эф} \frac{\partial v}{\partial y} \right)$
Масса	1	0	0
Кинетическая энергия турбулентности	k	$\mu_{эф}/\sigma_k$	$G_k - \rho \varepsilon$
Скорость диссипации энергии турбулентности	ε	$\mu_{эф}/\sigma_{\varepsilon}$	$\varepsilon (c_1 G_k - c_2 \rho \varepsilon) / k$

воляет определять окружающие температурные условия для РКН на самолете-носителе при наземной подготовке и в полете к месту пуска РКН.

3. Получено решение обратной задачи нестационарного теплообмена авиационной герметической кабины, позволяющее идентифицировать характеристики тепловой инерци-

онности авиационных ГК по экспериментальным данным.

4. Представлены математические модели пассивной и активной тепловой защиты авиационных герметических кабин, которые позволяют оценивать их теплоизолирующие свойства, а также определять расчетные условия для выбора конструктивных параметров.

5. Предложена математическая модель вентиляции авиационных кабин, позволяющая проводить анализ поля течения воздуха в кабинах при кондиционировании воздуха.

6. Для развития методов проектирования авиационных СКВ является перспективным использование системного подхода, а также разработка САПР на базе представленных методов моделирования и идентификации процессов кондиционирования воздуха.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Беликов В.* Боинг-787 — лайнер мечты. Гражданская авиация, №3(730), 2005 г. — М. — с. 15—18.
2. *Воронин Г.И.* Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах. — М.: Машиностроение, 1973. — 443 с.
3. *Быков Л.Т., Ивлентиев В.С., Кузнецов В.И.* Высотное оборудование пассажирских самолетов. — М.: Машиностроение, 1972. — 331 с.
4. *Антипенко И.Н., Данилов Н.Д., Кузнецов В.И.* Наземное кондиционирование воздуха в кабинах самолетов. — М.: Транспорт, 1976. — 152 с.
5. *Шустров Ю.М., Булаевский М.М.* Авиационные системы кондиционирования воздуха. — М.: Машиностроение, 1978. — 160 с.
6. *Моделирование* тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. Л.В. Козлов, М.Д. Нусинов и др. Под ред. акад. Г.И. Петрова — М.: Машиностроение, 1971. — 382 с.
7. *Зарубин В.С.* Температурные поля в конструкции летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1978. — 184 с.
8. *Алифанов О.М.* Идентификация процессов теплообмена летательных аппаратов. — М.: Машиностр., 1979. — 216 с.
9. *Залетаев В.И., Капинос Ю.В., Сургучев О.В.* Расчет теплообмена космического аппарата. — М.: Машиностроение, 1979. — 208 с.
10. *Алгоритмы* диагностики тепловых нагрузок летательных аппаратов. О.М. Алифанов, В.К. Занцев, Б.М. Панкратов и др.; Под ред. акад. В.П. Мишина. — М.: Машиностроение, 1983. — 168 с.
11. *Малоземов В.В., Рожнов В.Ф.* Системы жизнеобеспечения экипажей летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1986. — 584 с.
12. *Михайлов М.Д.* Нестационарный тепло- и массоперенос в одномерных телах. Под ред. акад. А.В. Лыкова. — Минск: Ин-т тепло- и массообмена АН БССР, 1969. — 185 с.
13. *Голиков В.А.* Научные основы управления микроклиматом судна. Одесса: ОГМА, 1999. — 321 с.
14. *Европейские* специалисты обсуждают проблемы кондиционирования пассажирских железнодорожных вагонов и городского маршрутного транспорта. Холодильный бизнес, № 4, 2000 г. — с. 20.
15. *Рымкевич А.А.* Системный анализ оптимизации общеобменной вентиляции и кондиционирования воздуха. — М.: Стройиздат, 1990. — 300 с.
16. *Репухов В.М.* Теория тепловой защиты стенки вдувом газа. — К.: Наук. думка, 1980. — 296 с.
17. *Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И.* Тепло-массообмен и трение в турбулентном пограничном слое. — М.: Энергоатомиздат, 1985. — 320 с.
18. *Волчков Э.П.* Пристенные газовые завесы. — Новосибир.: СО Наука, 1983. — 240 с.
19. *Халатов А.А., Шевчук И.В., Авраменко А.А., Кобзарь С.Г., Железная Т.А.* Термогазодинамика сложных потоков около криволинейных поверхностей: Ин-т техн. теплофизики НАН Украины. — К.: 1999. — 300 с.
20. *Тепломассообмен* и теплогидравлическая эффективность вихревых и закрученных потоков. / Халатов А.А., Борисов И.И., Шевцов С.И. Ин-т техн. теплофизики НАН Украины. — К., — 2005. — 500 с.
21. *Симбирский Д.Ф.* Температурная диагностика двигателей. — К.: Техніка, 1979. — 208 с.
22. *Обратные* задачи теплопроводности в 2-х т. / Мацевитый Ю.М.; НАН Украины, Ин-т проблем машиностроения. — К.: Наук. Думка, 2002, 2003, т.1 — 408 с., т.2 — 392 с.
23. *Круковский П.Г.* Обратные задачи тепло-массопереноса. — К.: НАН Украины, Ин-т техн. теплофизики, 1998. — 224 с.

24. *Автоматизация* моделирования сложных теплоэнергетических установок / В.Я. Кондращенко, В.Д. Самойлов. — К.: Наук. думка, 1987. — 184 с.
25. *Моделирование* газовых и жидкостных распределительных систем / В.Я. Кондращенко, С.Д. Винничук, М.Ю. Федоров. АН УССР, Ин-т проблем моделирования в энергетике. — К.: Наук. думка, 1990. — 184 с.
26. *Месарович М., Такахага Я.* Общая теория систем: математические основы. — М.: Мир, 1978. — 360 с.
27. *Бусленко Н.П.* Моделирование сложных систем. — М.: Наука, 1978. — 399 с.
28. *Михалевич В.С., Волкович В.Л.* Вычислительные методы исследования и проектирования сложных систем. — М.: Наука, 1982. — 286 с.
29. *Митрахович М.М.* Складні технічні системи. Системне математичне забезпечення проектних рішень / НАН України. — К.: ІПММС, 1998. — 184 с.
30. *Патанкар С.* Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости. — М.: Энергоатомиздат, 1984. — 152 с.
31. *Balabuev P.V., Bogdanov O.K., Vovnyanko A.G., Serdyuk I.I.* ANTONOV ASTC'S DEVELOPMENT OF THE AEROSPACE SYSTEMS ON THE BASIS OF AN-124 AND AN-225 AIRCRAFTS. Aviation in the XXI-st Century — Kyiv: National Aviation University, 2003. — pp. 2.8 — 2.13.
32. *Сердюк И.И., Хлисту́н А.И., Хаврошин В.Ф.* Моделирование температурных условий в зоне размещения ракеты космического назначения на борту самолета-носителя Ан-124-100. Космічна наука і технологія, том 11, №1, 2, 2005, К. — с. 16 — 21.
33. *Хлисту́н А.И., Щербаков Ю.Н.* Расчет изменения температуры воздуха в кабинах транспортного самолета при наземном кондиционировании // Авиационная промышленность. № 8, 1992. М.: — с. 5—6.
34. *Хлисту́н О.І.* Розробка засобів і методів підвищення ефективності систем кондиціонування повітря транспортних літаків: Автореф. дис. ... канд. техн. наук: 05.07.01. КПЦА. — К., 1993. — 17 с.
35. *Бахвалов Н.С.* Численные методы. — М.: Наука, 1973. 586 с.
36. *Хлисту́н О.І.* Моделювання теплопередачі огорожувальних конструкцій швидкісних пасажирських транспортних засобів. Транспортні системи і технології, вип. 5, 2004 р. К.: 2005. — с. 67 — 71.
37. *Хлисту́н О.І.* Умови захисту ліхтаря повітряного судна від конденсації вологи. Вісн. Нац. авіаційного ун-ту, №1, 2004 р., К.: 2004. — с. 118—121.
38. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. — М.: Наука, 1969. — 824 с.
39. *Хлисту́н А.И.* Моделирование параметров струйной защиты остекления кабины самолета от конденсации влаги. Пром. гідравліка і пневматика, № 4, 2004 р. Вінниця: 2004.— с. 6—8.
40. *Ljuboja M., Rodi W.* Calculation of Turbulent Wall Jets with an Algebraic Reynolds Stress Model. ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 102, 1980, pp. 350—356.

Получено 12.10.2005 г.