

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ ОТСЕКОВ ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА

© 2011 В. Н. Николаев

ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина»

Предложен метод математического моделирования теплового состояния различных видов отсеков при решении прямой и обратной задач теплообмена. Приведены результаты математического моделирования теплового состояния герметичных теплоизолированных отсеков транспортного самолёта.

Математическая модель, тепловое состояние, температура, отсек, самолёт.

При решении различных научно-технических задач в области разработки и эксплуатации летательного аппарата возникают задачи определения теплового состояния отсеков, оценивания эффективности системы обеспечения теплового режима и теплоизоляции отсеков. По техническим, экономическим и другим причинам лётные испытания могут быть затруднены при определённых режимах полёта и теплофизических параметрах воздушной среды за бортом. Кроме того, в настоящее время перспективным является перенос центра тяжести с лётных испытаний на стендовые испытания и математическое моделирование. Это связано с решением прямых и обратных задач теплообмена, реализация которых затруднена рядом нерешённых вопросов. К ним относятся использование нестационарных условий теплопроводности и применение измеренных или вычисленных значений модуля массовой скорости воздушной среды в отсеках.

Математическую модель отсеков в общем случае предлагается представить в виде системы одномерных уравнений теплопроводности, описывающих процесс передачи тепловой энергии через теплоизолированную обшивку, и обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих лучисто-конвективный теплообмен элементов отсеков: бортового оборудования, груза, людей, обшивки и воздушной среды в отсеках. Для учета влияния изменения температуры продуваемого воздуха и неоднородности обшивки вдоль продольной оси отсеков модель

предусматривает условие разбиения отсеков на отдельные части. Разбиение отсеков предлагается проводить так, чтобы отдельные их части представляли собой часть обшивки, ограниченной двумя плоскостями. При этом плоскости перпендикулярны продольной оси. В каждой отдельной части может содержаться только целое число элементов отсека.

Уравнения теплообмена теплоизолированной обшивки представим в виде одномерных уравнений теплопроводности:

$$C_{cv,mt} T_{cv,mt,t} = \lambda_{cv,mt} T_{cv,mt,x,x}, \quad 0 < x < L_{cv,mt}; \quad (1)$$

$$C_{cv,ins} T_{cv,ins,t} = ((\lambda_{ins,0} + \lambda_{ins,1} T_{cv,ins}) T_{cv/ins,x})_x, \\ L_{cv,mt} \leq x \leq L_{cv,mt} + L_{cv,ins}; \quad (2)$$

$$\lambda_{cv,mt} F_{cv} T_{cv,mt,x} = \alpha_{cv,out}(t) F_{cv} (T_e - T_{cv,mt}(x)) + \\ + Q_{cv,out} - \sigma_0 \varepsilon_{cv,out} F_{cv,out} T_{cv,mt}^4(x), \\ x = 0; \quad (3)$$

$$\lambda_{cv,mt} T_{cv,mt,x} = (\lambda_{ins,0} + \lambda_{ins,1} T_{cv,ins}) T_{cv,ins,x}, \\ x = L_{cv,mt}; \quad (4)$$

$$(\lambda_{ins,0} + \lambda_{ins,1} T_{cv,ins}) F_{cv} T_{cv,ins,x} = \\ = \alpha_{cv,in}(t) F_{cv} (T_{air} - T_{cv,ins}(x)) + \\ + \sum_{j=1} G_{j,cv} T_j^4 / T_{rf}^4 - \sigma_0 \varepsilon_{cv,in} F_{cv,in} T_{cv,ins}^4(x),$$

$$x = L_{cv,mt} + L_{cv,ins}. \quad (5)$$

В уравнениях (1)...(5) использованы следующие обозначения: $C_{cv,mt}$ - объёмная теплоемкость металлического слоя обшивки (произведение удельной теплоёмкости на плотность); $C_{cv,ins}$ - объёмная теплоёмкость теплоизоляции обшивки; $\lambda_{cv,mt}$ - коэффициент теплопроводности металлического слоя обшивки; $\lambda_{ins,0}$, $\lambda_{ins,1}$ - коэффициенты полинома, аппроксимирующие коэффициент теплопроводности теплоизоляции обшивки; $\alpha_{cv,out}$ - коэффициент теплоотдачи наружной поверхности обшивки; $\alpha_{cv,in}$ - коэффициент теплоотдачи внутренней поверхности обшивки; F_{cv} - площадь обшивки при наружном и внутреннем конвективном теплообмене; $F_{cv,out}$ - площадь обшивки при наружном лучистом теплообмене; $F_{cv,in}$ - площадь обшивки при внутреннем лучистом теплообмене; $Q_{cv,out}$ - тепловая энергия внешних источников; σ_0 - постоянная Стефана-Больцмана; $\varepsilon_{cv,out}$ - степень черноты излучения наружной поверхности обшивки; $\varepsilon_{cv,in}$ - степень черноты излучения внутренней поверхности обшивки; $G_{j,cv}$ - коэффициент лучистого обмена системы: j -ый элемент отсека - обшивка; T_j - температура j -го элемента отсека; T_e - температура восстановления; t - время; T_{air} - температура воздушной среды в отсеке или в части отсека; $T_{cv,mt}$ - температура металлического слоя обшивки; $T_{cv,ins}$ - температура теплоизоляции обшивки; T_{rf} - эталонная температура; $L_{cv,mt}$ - толщина металлического слоя обшивки; $L_{cv,ins}$ - толщина теплоизоляции обшивки; $T_{cv,mt}$, $T_{cv,ins}$ в выражениях (1)...(5) с индексами t , x означают

их дифференцирование по времени t и координате x .

Коэффициент теплоотдачи $\alpha_{cv,out}$ наружной поверхности обшивки будем вычислять по методике, приведённой в работе [1], а коэффициент теплоотдачи $\alpha_{cv,in}$ внутренней поверхности теплоизоляции обшивки - по методике, приведённой в работе [2].

В том случае, когда определить $\alpha_{cv,out}$ и $\alpha_{cv,in}$ не будет представляться возможным по критериальным соотношениям, их предлагается определять из уравнений

$$\alpha_{cv,out} = \vartheta_{1,out} J^{\vartheta_{2,out}}(t); \quad (6)$$

$$\alpha_{cv,in} = \vartheta_{1,in} J^{\vartheta_{2,in}}(t), \quad (7)$$

где J - модуль массовой скорости воздушной среды; $\vartheta_{1,out}$, $\vartheta_{2,out}$, $\vartheta_{1,in}$, $\vartheta_{2,in}$ - оцениваемые коэффициенты модели.

Суммарный тепловой поток источников $Q_{cv,out}$ определим по алгебраической сумме поступающих тепловых потоков [3]:

$$Q_{cv,out} = Q_{sn} + Q_{er} + Q_{rf}, \quad (8)$$

где Q_{sn} - тепловой поток от прямого излучения Солнца; Q_{er} - тепловой поток от прямого излучения Земли; Q_{rf} - тепловой поток от отраженного излучения Солнца от поверхности Земли и облаков.

Перечисленные тепловые потоки вычислим по приведённым в работе [3] формулам.

Коэффициент лучистого обмена $G_{j,cv}$ системы: j -ый элемент отсека - обшивка определяется методом Монте-Карло [4] по следующей методике.

Геометрия реального отсека аппроксимируется набором геометрических тел на основе заданных базисных элементов, определённым образом расположенных в пространстве. Базисные элементы не пересекаются, но могут примыкать друг к другу.

Имеется 9 базисных элементов: 5 незамкнутых поверхностей и 4 замкнутых поверхности.

К незамкнутым поверхностям относятся следующие: прямоугольник, круг, боковая поверхность цилиндра, боковая поверхность полного конуса, боковая поверхность усечённого конуса.

К замкнутым поверхностям относятся: параллелепипед, цилиндр, полный конус, усечённый конус.

Каждая поверхность задаётся стандартным набором целых и вещественных чисел и текстом - записью. Число записей соответствует числу аппроксимируемых геометрических тел.

Алгоритм вычисления $G_{i,cv}$, построенный на основе методики [4], состоит из следующих шагов:

1. Для каждой из $N_{j,cv}$ поверхностей, составляющих рассчитываемую систему, задается объём выборки $NV_{i,j}$ или количество испускаемых пробных частиц (эргонов).

2. Строка матрицы $G_{i,j}$ зануляется.

NV_i раз выполняются следующие пункты.

2.1. Определяется сторона поверхности F_i , на которой рождается эргон. Для этого задаются значения степени черноты излучения ε_i^1 и ε_i^2 двух сторон поверхности и значения идентификатора стороны поверхности IDL . Если $IDL = 0$ (2 стороны), то вероятность p_1 рождения эргона на первой стороне равна

$$p_1 = \varepsilon_i^1 / (\varepsilon_i^1 + \varepsilon_i^2). \quad (9)$$

Если $IDL = 1$, то вероятность $p_1 = 1$, а при $IDL = 2$ вероятность $p_1 = 0$. С вероятностью p_1 выбирается сторона F_i^1 , с вероятностью $(1 - p_1)$ - сторона F_i^2 .

2.2. Равномерно по поверхности F_i моделируются координаты точек испускания эргонов $\vec{r} = (x, y, z)$ в глобальной системе координат.

2.3. В точке (x, y, z) одной из сторон F_i^1 или F_i^2 определяется единичный вектор нормали $\vec{n}(\vec{r})$, направленный от поверхности внутрь отсека. Определяются оси локальной системы координат. При этом $\vec{r}_z = \vec{n}$, τ_x, τ_y лежат в касательной плоскости. В локальной системе координат моделируется единичный вектор направления Ω по распределению Ламберта:

$$d\vec{n} = abs(\vec{n}(\vec{r}) \vec{\Omega}) d\vec{\Omega} / \pi. \quad (10)$$

С помощью осей локальной системы координат $(\tau_x, \tau_y, \vec{n})$ находится вектор направления в глобальной системе координат:

$$\vec{\omega} = \Omega_1 \tau_x + \Omega_2 \tau_y + \Omega_3 \vec{n}. \quad (11)$$

2.4. Примем номер состояния эргона $k=1$, вектор направления

$$\vec{\omega}_k = \vec{\omega}.$$

2.5. Для всех поверхностей рассчитываемой системы определяется их пересечение с лучами:

$$\vec{\tau}_m = \vec{\tau}_{k+1} + t \vec{\omega}_k. \quad (12)$$

Среди всех пересечений выбирается пересечение с минимальным расстоянием m .

2.6. Если l -номер поверхности, с которой пересекается луч, и IDL - идентификатор стороны поверхности, то делаем вклад в оценку поглощенных лучистых потоков:

$$G_{i,l} := G_{i,l} + \varepsilon_l^{IDL}, \quad (13)$$

где $IDL = 1$ или 2 .

Принимаем вектор нового положения эргона

$$\vec{\tau}_k = \vec{\tau}_{k+1} + t \vec{\omega}_k. \quad (14)$$

2.7. Разыгрываем поглощение и рассеяние в точке τ_k на F_l^{IDL} .

С вероятностью

$$p_{abs} = \varepsilon_l^{IDL} / (\varepsilon_l^{IDL} + \varepsilon_l^{IDL}) \quad (15)$$

эргон поглощается, а с вероятностью $(1 - p_{\text{abs}})$ - рассеивается.

2.8. Если эргон поглощается, то его траектория обрывается, и начинаем снова с п. 2.1.

2.9. Считаем $(\vec{\tau}_k, \vec{\omega}_k, IDL)$ новым состоянием эргона и идём на п. 2.3 - продолжение траектории.

3. После моделирования всех NV_i траекторий вычисляем вес эргона

$$Wes_i = \varepsilon_i \sigma_0 F_i T_{rf}^4 \quad (16)$$

и находим оценку строки матрицы обмена

$$\hat{G}(i, j) = Wes_i G_{i,j}(i, j) / NV_i, \quad j = 1, \dots, N_{j,cv}. \quad (17)$$

T_{rf} в выражении (16) является эталонной температурой и принимается $T_{rf} = 300$ К. Дополнительно определяем:

$p(i, j) = G(i, j) / NV_i$ - вероятность поглощения на площади F_j эргона, рождённого на площади F_i ;

$p_{\text{abs}} = N_{\text{abs}} / NV_i$ - среднее число поглощённых эргонов;

p_{scat} - среднее число столкновений на одну траекторию.

Расчёты разбиваются на серии, каждая из которых проводится при фиксированной геометрии и степени черноты излучения поверхностей. Каждая последующая серия проводится с удвоенным объёмом эргонов. При уменьшении чувствительности результатов от объёма эргонов расчёты прекращаются.

В уравнении (17) используется вес Wes_i и матрица коэффициентов обмена $G_{i,j}$ со строками $G(i, j)$, представляющая собой энергию, излученную i -ой поверхностью и поглощенную j -ой поверхностью.

Уравнение теплообмена элемента отсека представим в виде обыкновенного дифференциального уравнения, описывающего

его конвективно-лучистый теплообмен с воздухом, внутренней поверхностью теплоизоляции обшивки и окружающими элементами отсека:

$$T_{i,t} = (\alpha_{air,i}(t) F_{air,i} / C_i)(T_{air} - T_i) + (G_{cv,i} / C_i) T_{cv,ins,(L_{cv,mt} + L_{cv,ins})}^4 / T_{rf}^4 + \sum_j (G_{j,i} / C_i) T_j^4 / T_{rf}^4 - (\varepsilon_i \sigma_0 F_i / C_i) T_i^4 + Q_i / C_i, \quad (18)$$

где T_i, T_j - температуры i -ого и j -ого элементов отсека; $T_{cv,ins,(L_{cv,mt} + L_{cv,ins})}$ - температура поверхности теплоизоляции внутри отсека; $\alpha_{air,i}$ - коэффициент теплоотдачи i -ого элемента отсека; $F_{air,i}$ - площадь i -ого элемента отсека при конвективном теплообмене; F_i - площадь i -ого элемента отсека при лучистом теплообмене; C_i - теплоёмкость i -ого элемента отсека; $G_{cv,i}$ - коэффициент лучистого обмена системы: обшивка - i -ый элемент отсека; $G_{j,i}$ - коэффициент лучистого обмена системы: j -ый элемент отсека - i -ый элемент отсека; ε_i - степень черноты излучения i -ого элемента отсека; Q_i - энергия тепловыделения или теплопоглощения i -ым элементом отсека.

T_i в выражении (18) с индексом t означает её дифференцирование по времени t .

Суммирование в уравнении (18) ведётся по j -ому элементу отсека, который переоблучается с i -ым элементом отсека.

Коэффициенты лучистого обмена $G_{cv,i}, G_{j,i}$ определяются по алгоритму, описанному ранее.

Теплоёмкость i -ого элемента отсека C_i (Дж/К) возможно вычислить по методике, приведённой в работе [2].

Коэффициент теплоотдачи $\alpha_{air,i}$ i -ого элемента отсека при конвективном теплообмене будем вычислять по формуле, приведённой в работе [2].

В том случае, когда определить $\alpha_{air,i}$ не будет представляться возможным по крите-

риальным соотношениям, его предлагается определять из уравнения

$$\alpha_{air,i} = \mathcal{G}_{1,i} J^{\mathcal{G}_{2,i}}(t), \quad (19)$$

где $\mathcal{G}_{1,i}$, $\mathcal{G}_{2,i}$ – оцениваемые коэффициенты модели.

Уравнение теплообмена воздушной среды представим в виде обыкновенного дифференциального уравнения, описывающего конвективный теплообмен внутренней поверхности теплоизоляции обшивки, элементов отсека и перенос энтальпии из одной части отсека в другую:

$$\begin{aligned} T_{air,k,t} = & (\alpha_{cv,in}(t) F_{cv} / C_{air,k})(T_{cv,ins,(L_{cv,mt}+L_{cv,ins})} - T_{air,k}) + \\ & + \sum_j (\alpha_{air,j} F_{air,j} / C_{air,k})(T_j - T_{air,k}) + \\ & + (c_p J_{air,k} F_k / C_{air,k})(T_{air,k-1} - T_{air,k}), \end{aligned} \quad (20)$$

где $T_{air,k-1}$, $T_{air,k}$ – температуры воздушного потока соответственно в $(k-1)$ -ой и k -ой частях отсека; $J_{air,k}$ – массовая скорость воздушного потока в k -ой части отсека; F_k – суммарная площадь воздушных каналов в k -ой части отсека; c_p – удельная теплоёмкость воздуха; $C_{air,k}$ – теплоёмкость воздуха в k -ой части отсека.

$T_{air,k}$ в выражении (20) с индексом t означает её дифференцирование по времени t .

Суммирование в уравнении (20) ведётся по j -ому элементу, входящему в k -ую часть отсека.

Теплоёмкость воздуха $C_{air,k}$ определяется по выражению

$$C_{air,k} = c_p \rho_{air,k} (W_{air,ent} F_{air,ent} \Delta t + V_{air,k}), \quad (21)$$

где $\rho_{air,k}$ – плотность воздуха в k -ой части отсека; $W_{air,ent}$ – скорость воздуха на входе в отсек; $F_{air,ent}$ – площадь воздушных каналов на входе в первую часть отсека; Δt – интервал дискретизации времени при решении си-

стемы дифференциальных уравнений; $V_{air,k}$ – объём воздуха в k -ой части отсека.

Для определения теплового состояния отсеков проводятся расчёты по уравнениям (1)...(5), (18), (20). При этом уравнения для обшивки (1)–(5) дискретизируются по пространственной переменной по методу Галёркина, использующего кусочно-линейный базис. В результате применения этого метода решение уравнений (1)...(5) сводится к численному решению системы обыкновенных дифференциальных уравнений, неизвестными которой являются значения температуры в узлах заданной сетки на отрезке $[0, (L_{cv,mt} + L_{cv,ins})]$. Полученные таким образом обыкновенные дифференциальные уравнения для обшивки (1)...(5), уравнения для элемента отсека (18) и воздуха (20) составляют одну систему обыкновенных дифференциальных уравнений, которую в общем виде можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} \vec{Y}_t = f(\vec{Y}, t, \Theta), \quad t \in (0, T_t), \\ \vec{Y}_t(0, \Theta) = Y_0, \quad f, \vec{Y} \in R^s, \quad \Theta \in R^r, \end{aligned} \quad (22)$$

где $\vec{Y} = [T_1, T_2, T_i, T_{air}, \dots]^T$ – вектор температур; $\vec{\Theta} = [\mathcal{G}_i]_{i=1}^r$ – вектор коэффициентов модели.

Вычисление температур Y проводится по алгоритму [5], основанному на применении метода Розенброка второго порядка аппроксимации [6]. Вычисление системы (22) на одном шаге численного интегрирования происходит следующим образом:

$$\vec{Y}_{n+1} = \vec{Y}_n + a K_1^Y + (1-a) K_2^Y, \quad a = 1 - 1/\sqrt{2}; \quad (23)$$

$$(I - a h \vec{f}_Y) K_1^Y = h f(\vec{Y}_n, t_n + a h, \Theta); \quad (24)$$

$$(I - a h \vec{f}_Y) K_2^Y = h f(\vec{Y}_n + a K_1^Y, t_n + 2h, \Theta), \quad (25)$$

где h – шаг интегрирования, который в общем случае выбирается из расчёта требуемой

точности интегрирования; \vec{f}_Y – матрица Якоби системы (22); K_1^Y, K_2^Y – вспомогательные векторы, которые определяются из уравнений (24), (25).

Оценивание коэффициентов модели осуществляется путем минимизации суммы квадратов невязок между измеренными в ходе эксперимента значениями температур \vec{Y} и соответствующими значениями температур $\vec{Y}(t, \Theta)$, полученными в ходе расчётов по уравнениям моделей:

$$\Phi(\Theta) = \sum_{k=1}^N (\vec{Y}_k - \vec{Y}_k(t_k, \Theta))^T (\vec{Y}_k - \vec{Y}_k(t_k, \Theta)), \tag{26}$$

где t_k - моменты времени при $k = 1, \dots, N$.

Для минимизации функции (26) применяется квазиньютоновский метод, согласно которому очередное направление поиска $\vec{\Theta}^n$ определяется из системы уравнений

$$\beta^n S^n = -\Delta\Phi(\vec{\Theta}^n), \tag{27}$$

где β^n - оценка матрицы Гессе вторых частных производных в точке $\vec{\Theta}^n$; S^n – параметр, указывающий направление поиска вектора $\vec{\Theta}_0$ действительных значений коэффициентов $\vec{\Theta}$; $\Delta\Phi(\vec{\Theta}^n)$ – градиент функции Φ .

Оценивание матрицы Гессе вторых частных производных в этом алгоритме проводится по формуле Бройдена-Флетчера-Гольдфарба-Шэнно [7].

В процессе минимизации с использованием квазиньютоновского алгоритма на каждой итерации требуются вычисления градиента функции $\Delta\Phi(\vec{\Theta}^n)$. Компоненты градиента функции (26) вычисляются по формуле

$$\delta\Phi / \delta\vartheta_1 = 2 \sum_{k=1}^N (Y_k - Y_k(t_k, \vec{\Theta}))^T \delta Y_k(t_k, \vec{\Theta}) / \delta\vartheta_1, \tag{28}$$

где $H_{1,k} = \delta Y_k(t_k, \vec{\Theta}) / \delta\vartheta_1$ – производные от решения уравнений (1)...(5), (18), (20) по ϑ_1 , которые называются функциями чувствительности [8].

Применение алгоритма (23)...(25) к системе (22) и функциям чувствительности

$$\begin{aligned} \vec{Y}_{t,\Theta} &= \vec{f}_Y Y_\Theta + \vec{f}_\Theta, \\ \vec{Y}_\Theta(\vec{\Theta}) &= 0 \end{aligned} \tag{29}$$

требует вычисления на каждом шаге системы уравнений размера $S \times (r + 1)$.

В системе (29) \vec{f}_Y – матрица первых частных производных f по Y размера $S \times S$. \vec{f}_Θ – матрица первых частных производных \vec{f} по $\vec{\Theta}$ размера $S \times r$. Матрица системы (29) содержит на главной диагонали блоки $I - ah\vec{f}_Y$, а в первых S столбцах находятся элементы, включающие производные $\vec{f}_{Y,Y}$ и $\vec{f}_{Y,\Theta}$; $\vec{f}_{Y,Y}$ – матрица первых частных производных по \vec{Y} элементов матрицы \vec{f}_Y размера $S \times S \times S$; $\vec{f}_{Y,\Theta}$ – матрица первых частных производных по $\vec{\Theta}$ элементов матрицы \vec{f}_Y размера $S \times S \times r$.

Вычисления функций чувствительности на одном шаге численного интегрирования предлагается проводить следующим образом. Пусть на шаге n получены $Y_n, Y_{\Theta,n}$ решения систем (22), (29). Вычислив Y_{n+1} с помощью алгоритма (23) – (25), используем $K_1^{Y_\Theta}, K_2^{Y_\Theta}$ для получения функций чувствительности на следующем шаге:

$$\begin{aligned} \vec{Y}_{\Theta,n+1} &= \vec{Y}_{\Theta,n} + a K_1^{Y_\Theta} + (1-a) K_2^{Y_\Theta}, \\ a &= 1 - 1/\sqrt{2}; \end{aligned} \tag{30}$$

$$\begin{aligned}
 (I - ah\bar{f}_Y)K_1^{Y_0} &= \\
 = h(\bar{f}_Y(\bar{Y}_n + aK_1^{Y_0}, t_n + ah, \bar{\Theta})\bar{Y}_{\Theta,n} + & \quad (31) \\
 + f_e(\bar{Y}_n + aK_1^{Y_0}, t_n + ah, \bar{\Theta}));
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 (I - ah\bar{f}_Y)K_2^{Y_0} &= h(\bar{f}_Y(\bar{Y}_n + a(K_1^{Y_0} + K_2^{Y_0}), t_n + \\
 + ah, \bar{\Theta})(\bar{Y}_{\Theta,n} + K_1^{Y_0}) + & \\
 + f_e(\bar{Y}_n + a(K_1^{Y_0} + K_2^{Y_0}), t_n + ah, \bar{\Theta})). & \quad (32)
 \end{aligned}$$

Доверительные области оцениваемых коэффициентов модели определялись по методике, приведённой в работе [12].

Проверку адекватности построенной модели предлагается осуществлять по сопоставлению остатков, то есть разности измеренных значений параметров теплового со-

стояния \bar{Y} отсека и их оценок \hat{Y} с отклонениями измеренных значений \bar{Y} в нескольких точках отсека от функций времени средних арифметических \bar{Y} плюс доверительные интервалы погрешностей измерения.

В качестве примера приводятся результаты проверки адекватности модели теплового состояния кабины экипажа и грузовой кабины транспортного самолёта АН-74 (рис. 1). Обе кабины герметичны, теплоизолированы и отделены друг от друга шпангоутами (перегородками). При этом воздух, подаваемый из системы обеспечения теплового режима, перетекает из кабины экипажа и в грузовую кабину.

Уравнения (18), (20) модели после определенных преобразований имеют следующий вид:

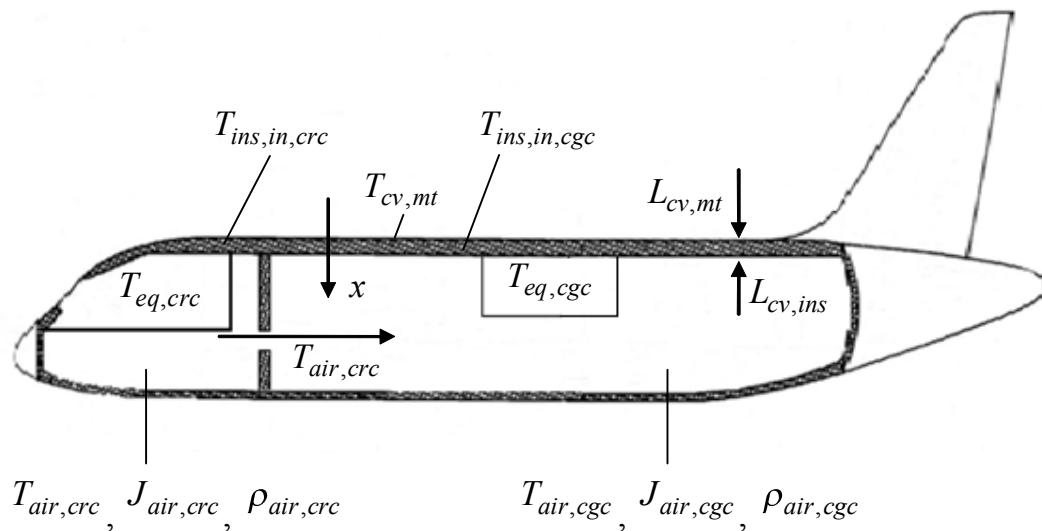


Рис. 1. Внешние и внутренние параметры теплового состояния кабины экипажа и грузовой кабины транспортного самолёта АН-74: $T_{air, crc}$ – температура воздушной среды в кабине экипажа;

$T_{air, cgc}$ – температура воздушной среды в грузовой кабине; $T_{eq, crc}$ – температура бортового оборудования, людей или груза в кабине экипажа; $T_{eq, cgc}$ – температура бортового оборудования, людей или груза в грузовой кабине; $T_{ins, in, crc}$ – температура внутренней поверхности теплоизоляции в кабине экипажа; $T_{ins, in, cgc}$ – температура внутренней поверхности теплоизоляции в грузовой кабине;

$T_{cv, mt}$ – температура металлического слоя обшивки; $L_{cv, mt}$ – толщина металлического слоя обшивки;

$L_{cv, ins}$ – толщина теплоизоляции обшивки; $\rho_{air, crc}$ – плотность воздушной среды в кабине экипажа;

$\rho_{air, cgc}$ – плотность воздушной среды в грузовой кабине; $J_{air, crc}$ – массовая скорость воздуха

в кабине экипажа; $J_{air, cgc}$ – массовая скорость воздуха в грузовой кабине

$$T_{air,crc,t} = \vartheta_1 \rho_{air,crc}^{-1} \sigma_{stm,p,crc} (T_{stm,p,crc} - T_{air,crc}) + \vartheta_2 \rho_{air,crc}^{-1} \sigma_{stm,m,crc} (T_{stm,m,crc} - T_{air,crc}) - \vartheta_3 \rho_{air,crc}^{-1} J_{air,crc}^{0,5} (T_{air,crc} - T_{cv,in,crc}) - \vartheta_4 \rho_{air,crc} J_{air,crc}^{0,5} (T_{air,crc} - T_{eq,crc}) + \vartheta_5 \rho_{air,crc}^{-1}; \quad (33)$$

$$T_{eq,crc,t} = \vartheta_6 J_{air,crc}^{0,5} (T_{air,crc} - T_{eq,crc}) + \vartheta_7; \quad (34)$$

$$T_{air,cgc,t} = \vartheta_8 \rho_{air,cgc}^{-1} \sigma_{stm,p,cgc} (T_{stm,p,cgc} - T_{air,cgc}) + \vartheta_9 \rho_{air,cgc}^{-1} \sigma_{stm,m,cgc} (T_{stm,m,cgc} - T_{air,cgc}) - \vartheta_{10} \rho_{air,cgc}^{-1} J_{air,cgc}^{0,5} (T_{air,cgc} - T_{cv,in,cgc}) - \vartheta_{11} \rho_{air,crc} J_{air,cgc}^{0,5} (T_{air,cgc} - T_{eq,cgc}) + \vartheta_{12} \rho_{air,cgc}^{-1} \sigma_{air,crc} (T_{air,crc} - T_{air,cgc}) + \vartheta_{13} \rho_{air,cgc}^{-1}; \quad (35)$$

$$T_{eq,cgc,t} = \vartheta_{14} J_{air,crc}^{0,5} (T_{air,crc} - T_{eq,cgc}) + \vartheta_{15}, \quad (36)$$

где $T_{air,crc}$ – температура воздушной среды в кабине экипажа; $T_{air,cgc}$ – температура воздушной среды в грузовой кабине; $T_{eq,crc}$ – температура бортового оборудования, людей или груза в кабине экипажа; $T_{eq,cgc}$ – температура бортового оборудования, людей или груза в грузовой кабине; $T_{cv,in,crc}$ – температура внутренней поверхности теплоизоляции в кабине экипажа; $T_{cv,in,cgc}$ – температура внутренней поверхности теплоизоляции в грузовой кабине; $T_{stm,p,crc}$ – температура воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима от вспомогательной силовой установки в кабине экипажа; $T_{stm,m,crc}$ – температура воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима от маршевого двигателя в кабине экипажа; $T_{stm,p,cgc}$ – температура воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима от вспомогательной силовой установки в грузовой кабине; $T_{stm,m,cgc}$ – температура воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима от маршевого двигателя в грузовой кабине; $\rho_{air,crc}$ – плотность

воздушной среды в кабине экипажа; $\rho_{air,cgc}$ – плотность воздушной среды в грузовой кабине; $J_{air,crc}$ – массовая скорость воздуха в кабине экипажа; $J_{air,cgc}$ – массовая скорость воздуха в грузовой кабине; $\sigma_{stm,p,crc}$ – расход воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима от вспомогательной силовой установки в кабине экипажа; $\sigma_{stm,m,crc}$ – расход воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима от маршевого двигателя в кабине экипажа; $\sigma_{stm,p,cgc}$ – расход воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима от вспомогательной силовой установки в грузовой кабине; $\sigma_{stm,m,cgc}$ – расход воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима от маршевого двигателя в грузовой кабине; $\vartheta_1, \vartheta_2, \dots, \vartheta_{15}$ – коэффициенты модели.

$T_{air,crc}, T_{air,cgc}, T_{eq,crc}, T_{eq,cgc}$ в выражениях (33)...(36) с индексом t означают дифференцирование по t .

Оценки $\hat{\Theta}$ и доверительные интервалы \bar{I}_{Θ} коэффициентов для доверительной вероятности $\beta = 0,95$ имеют следующие величины:

$$\hat{\Theta} = [1,3476 \cdot 10^{-4} \quad 6,6562 \cdot 10^{-1} \quad 7,3418 \cdot 10^{-3} \quad 4,3173 \cdot 10^{-1} \quad 6,4358 \cdot 10^{-3} \\ 1,4698 \cdot 10^{-3} \quad 1,0 \cdot 10^{-4} \quad 1,9049 \cdot 10^{-1} \quad 2,0923 \cdot 10^{-2} \quad 1,1612 \cdot 10^{-1} \\ 2,8970 \cdot 10^{-3} \quad 1,9979 \cdot 10^{-2} \quad 1,0 \cdot 10^{-4} \quad 1,0 \cdot 10^{-4} \quad 1,8550 \cdot 10^{-1} \\ 1,0 \cdot 10^{-4} \quad 4,6402 \cdot 10^{-3} \quad 7,4318 \cdot 10^{-2} \quad 3,1730 \cdot 10^{-3}]^T;$$

$$\bar{I}_{\Theta} = [3,2329 \cdot 10^{-6} \quad 5,5708 \cdot 10^{-3} \quad 2,6223 \cdot 10^{-5} \quad 6,0032 \cdot 10^{-3} \quad 2,2375 \cdot 10^{-5} \\ 6,3079 \cdot 10^{-5} \quad 4,2341 \cdot 10^{-6} \quad 2,8407 \cdot 10^{-3} \quad 6,8477 \cdot 10^{-4} \quad 5,3243 \cdot 10^{-3} \\ 9,6734 \cdot 10^{-6} \quad 6,3360 \cdot 10^{-4} \quad 4,3378 \cdot 10^{-7} \quad 2,03475 \cdot 10^{-6} \quad 9,8035 \cdot 10^{-4} \\ 2,5429 \cdot 10^{-6} \quad 4,6008 \cdot 10^{-5} \quad 1,6743 \cdot 10^{-3} \quad 1,0076 \cdot 10^{-4}]^T.$$

Оценивание коэффициентов модели проведено для средних арифметических значений температуры в нескольких точках кабины экипажа $T_{air,crc}$ и грузовой кабины $T_{air,cgc}$ для режима полёта, представленного на рис. 2.

Адекватность модели проверяли для режима полёта, представленного на рис. 3.

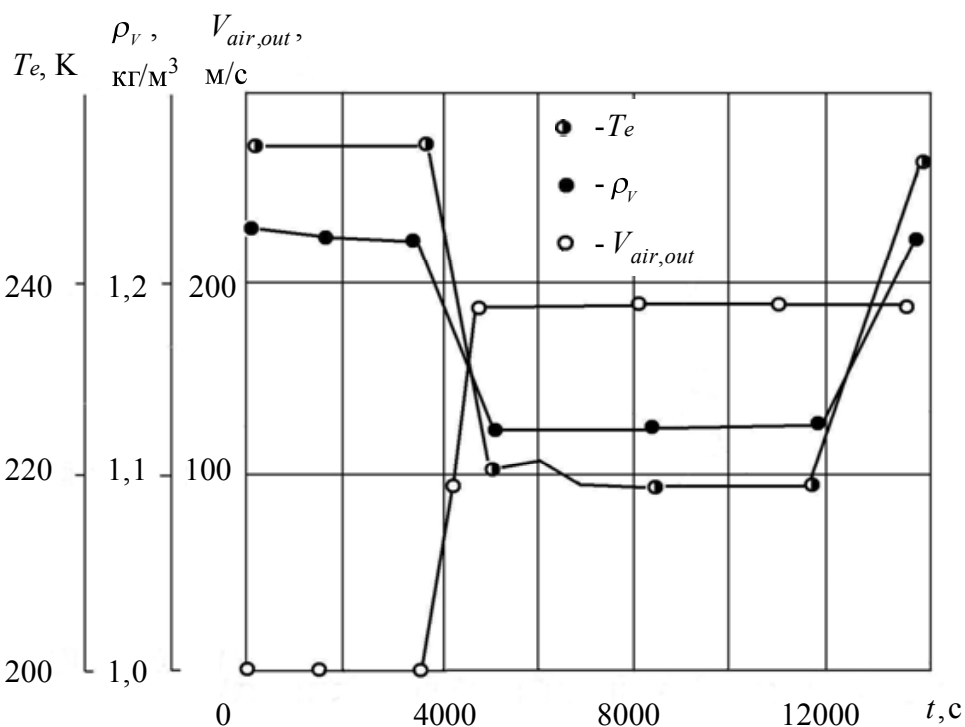


Рис. 2. Параметры режима полёта и воздушной среды за бортом самолёта АН-74: T_e - температура восстановления; ρ_V - плотность воздушной среды за бортом; $V_{air,out}$ - воздушная скорость полёта

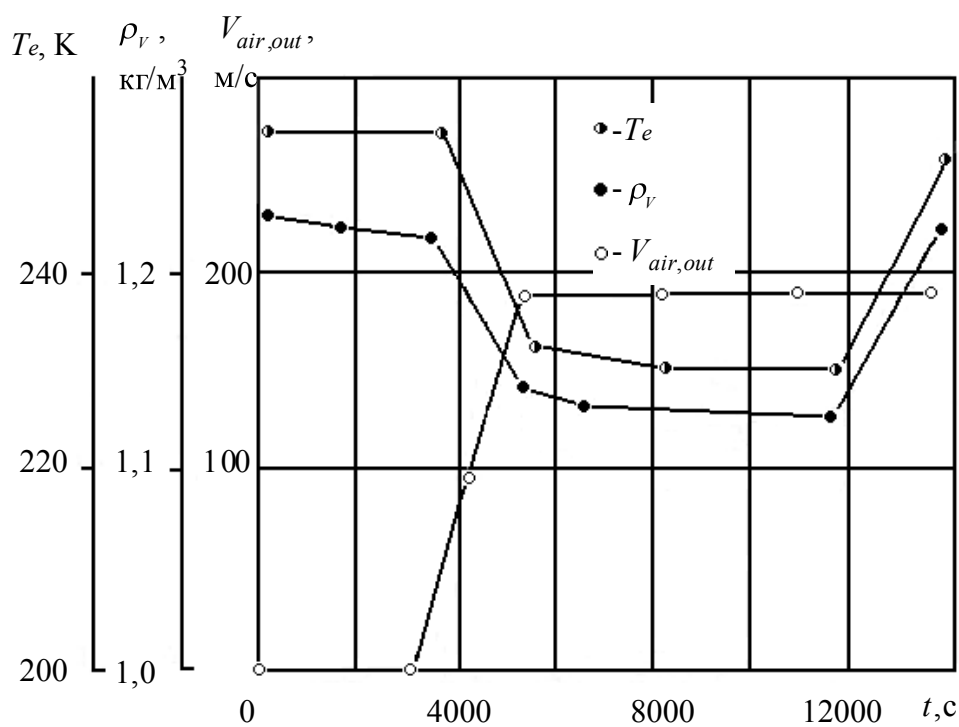


Рис. 3. Параметры режима полёта и воздушной среды за бортом самолёта АН-74: T_e - температура восстановления; ρ_V - плотность воздушной среды за бортом; $V_{air,out}$ - воздушная скорость полёта

Установлено, что рассчитываемые по модели температуры воздушной среды в кабине экипажа и грузовой кабине транспортного самолёта Ан-74 не выходят за пределы измеренных в нескольких точках значений температуры воздушной среды (рис. 4 для режима полёта, представленного на рис. 2, и рис. 5 для режима полёта на рис. 3).

Следовательно, построенная модель с учётом приведённых условий соответствует экспериментальным результатам по температуре воздушной среды в кабинах самолёта. Это позволяет прогнозировать температуру воздушной среды в кабинах самолёта на других режимах полёта и параметрах воздушной среды за бортом.

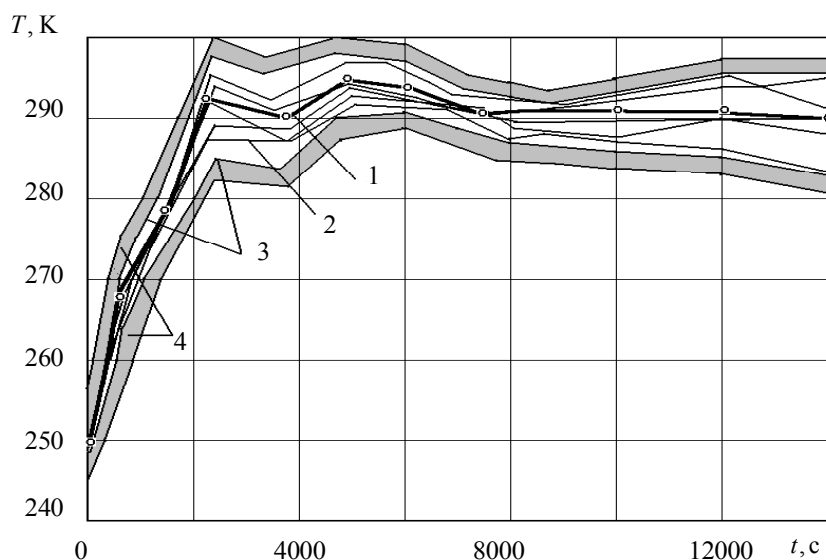


Рис. 4. Сопоставление значений температуры $T_{air,erc}$ в кабине экипажа самолёта АН-74:

- 1 - реализация средних арифметических рассчитанных в нескольких точках значений температуры; 2 - рассчитанные значения температуры; 3 - границы измеренных в нескольких точках значений температуры; 4 - доверительные интервалы погрешностей измерений

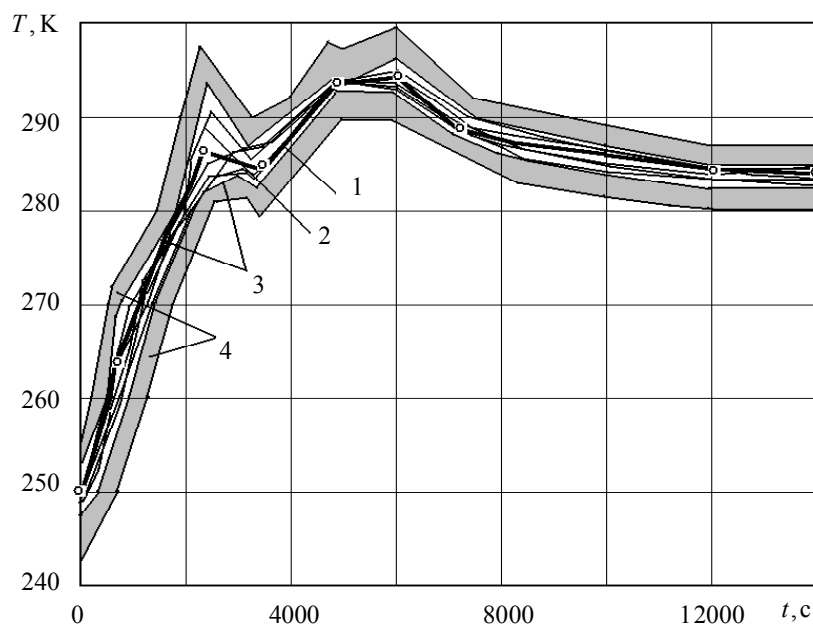


Рис. 5. Сопоставление значений температуры $T_{air,erc}$ в грузовой кабине самолёта АН-74:

- 1 - реализация средних арифметических рассчитанных в нескольких точках значений температуры; 2 - рассчитанные значения температуры; 3 — границы измеренных в нескольких точках значений температуры; 4 - доверительные интервалы погрешностей измерений

Библиографический список

1. Воронин Г. И. Системы кондиционирования воздуха на летательных аппаратах.- М.: Машиностроение, 1973. – 443 с.
2. Дульнев Г. Н., Тарновский Н. Н. Тепловые режимы электронной аппаратуры.- Л.: Энергия, 1971. – 248 с.
3. Быков Л. Т., Ивлентиев В. С., Кузнецов В. И. Высотное оборудование пассажирских самолётов. - М.: Машиностроение, 1972. –331 с.
4. Махоткин О. А. Математические основы радиационного теплообмена. Новосибирск: ВЦ СО АН СССР, 1983. – 155 с.
5. Гусев С. А., Демидов Г. В. Алгоритм идентификации параметров жестких систем обыкновенных дифференциальных уравнений. – Новосибирск, 1983.- 17 с. (Препринт / ВЦ СО АН СССР. N 484).
6. Демидов Г. В., Новиков Е. А. Оценка ошибок одношаговых методов интегрирования обыкновенных дифференциальных уравнений // Численные методы механики сплошной среды. – Новосибирск.-1985. - Т.16, -N 1.- С. 27-42.
7. Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация. - М.: Мир, 1985. – 509 с.
8. Розенwasser Е. Н., Юсупов Р. М. Чувствительность систем управления. - М.: Наука, 1981. – 44 с.
9. Николаев В. Н., Гусев С. А., Махоткин О. А. Математическая модель конвективно-лучистого продуваемого теплоизолированного негерметичного отсека летательного аппарата // Расчёт на прочность элементов авиационных конструкций. – Новосибирск: СибНИА.-1996 – Выпуск 1.- С. 98-108.
10. Николаев В. Н., Гусев С. А. Идентификация параметров теплообмена оборудования в негерметичных отсеках самолёта // Алгоритмическое и программное обеспечение внешних воздействий на бортовое оборудование самолётов и вертолётот. – Новосибирск: СибНИА.-1989 – Выпуск 4.- С. 27-31.
11. Николаев В. Н. Определение параметров теплообмена агрегатов и трубопроводов гидросистемы самолёта // Методы и средства исследования внешних воздействующих факторов на бортовое оборудование

летательных аппаратов. – Новосибирск: СибНИА.-1991 – Выпуск 2.- С. 49-60.

12. Николаев В. Н. Симбирский Д. Ф. Доверительные области результатов параметрической идентификации процессов теплообмена бортового оборудования самолёта // Методы и средства исследования внешних воздействующих факторов на бортовое оборудование летательных аппаратов. – Новосибирск: СибНИА.-1991 – Выпуск 2.- С. 11-15.

References

1. Voronin, G. I. Aircraft conditioning systems [Text]/ G. I. Voronin. - M.: Mashinostroyeniye, 1973. - 443 p.
2. Dulnev, G. N. Thermal conditions of electronic equipment [Text]/ G. N. Dulnev, N. N. Tarnovsky. - L.: Energia, 1971. - 248 p.
3. Bykov, L. T. High-altitude equipment of passenger aircraft [Text]/ L. T. Bykov, V. S. Ivlientiev, V. I. Kuznetsov. - M.: Mashinostroyeniye, 1972. - 331 p.
4. Makhotkin, O. A. Mathematical foundations of radiation heat exchange [Text]/ O. A. Makhotkin. - Novosibirsk: Computational center of Siberian Department of the Academy of Sciences of the USSR, 1983. - 155 p.
5. Gusev, S. A. Algorithm of identifying parameters of rigid sets of ordinary differential equations [Text]/ S. A. Gusev, G. V. Demidov. - Novosibirsk, 1983. - 17 p. (Preprint / Computational center of Siberian Department of the Academy of Sciences of the USSR; N 484).
6. Demidov, G. V. Error estimation of one-step methods of integration of ordinary differential equations [Text]/ G. V. Demidov, E. A. Novikov // Numerical methods of continuum mechanics. - Novosibirsk. - 1985. - Vol. 16. - N 1. - PP. 27-42.
7. Gill, F. Practical optimization [Text]/ F. Gill, W. Murrey, M. Wright. - M: Mir, 1985. - 509 p.
8. Rosenwasser, Ye. N. Sensitivity of control systems [Text]/ Ye. N. Rosenwasser, R. M. Yusupov. - M.: Nauka, 1981. - 44 p.
9. Nikolayev, V. N. Mathematical model of a convective radiant heat exchange heat-insulated unpressurized bay of aircraft [Text]/ V. N. Nikolayev, S. A. Gusev, O. A. Makhotkin // Strength calculation of airframe elements. -

Novosibirsk: SibNIA. - 1996. - Issue. 1. - PP. 98-108.

10. Nikolayev, V. N. Identification of parameters of heat exchange of the equipment in unpressurized aircraft bays [Text]/ V. N. Nikolayev, S. A. Gusev// Algorithmic and software support of external actions on airborne equipment of aircraft and helicopters. - Novosibirsk: SibNIA. - 1989. - Issue. 4. - PP. 27-31.

11. Nikolayev, V. N. Determination of parameters of aircraft hydraulic system units and

pipeline heat exchange [Text]/ V. N. Nikolayev/ / Methods and means of analysing the external factors influencing the airborne equipment. - Novosibirsk: SibNIA. - 1991. - Issue. 2. - PP. 49-60.

12. Nikolayev, V. N. Confidence areas of the results of parametric identification [Text]/ V. N. Nikolayev, D. F. Simbirsky// Methods and means of analysing the external factors influencing the airborne equipment. - Novosibirsk: SibNIA. - 1991. - Issue. 2. - PP. 11-15.

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL ANALYSIS OF THE THERMAL STATE OF TRANSPORT AIRCRAFT COMPARTMENTS THERMAL STATE

© 2011 V. N. Nikolayev

Federal State Unitary Enterprise "S. A. Chaplygin Siberian Aeronautical Research Institute"

Mathematical modeling of the thermal state of various types of compartments when solving direct and inverse problems of heat exchange is proposed. The results of mathematical modeling of the thermal state of hermetic heat-insulated compartments of transport aircraft are presented.

Mathematical model, thermal state, temperature, compartment, aircraft.

Информация об авторе

Николаев Владимир Николаевич, кандидат технических наук, начальник сектора ФГУП «Сибирского научно – исследовательского института авиации им. С.А. Чаплыгина». E-mail: nikvla50@mail.ru. Область научных интересов: математическое моделирование теплового состояния отсеков и систем самолёта при проектировании, лётных испытаниях и математическое моделирование электромагнитной совместимости радиоэлектронного оборудования самолёта.

Nikolayev Vladimir Nikolayevich, candidate of technical science, head of a sector at the Federal State Unitary Enterprise "S. A. Chaplygin Siberian Aeronautical Research Institute", nikvla50@mail.ru. Area of research: mathematical simulation of aircraft bays and systems thermal state during the design and flight tests, mathematical simulation of electromagnetic compatibility of the aircraft radioelectronic equipment.