

УДК 629.7.042.2.001.24:622.998

Экспериментально-теоретические исследования теплового состояния приборного отсека фоторазведчика

В.Н. Николаев*

ФГУП «СибНИИ им. С.А. Чаплыгина,
Россия 630051, Новосибирск, ул. Ползунова, 21¹

Received 3.06.2011, received in revised form 10.06.2011, accepted 17.06.2011

Разработана математическая модель теплового состояния отсека приборного продуваемого теплоизолированного отсека фоторазведчика. Решены прямая и обратная задачи теплообмена, определены доверительные интервалы оценок параметров.

Проведение лётных и стендовых испытаний бортового оборудования, расположенного в продуваемом теплоизолированном отсеке самолёта, требует математического моделирования теплового состояния приборного отсека. Математическую модель приборного продуваемого теплоизолированного отсека с системой обеспечения теплового режима представим системой одномерных уравнений теплоизолированной обшивки и обыкновенных дифференциальных уравнений теплообмена внутренней поверхности теплоизоляции обшивки, бортового оборудования, воздуха и переноса энтальпии из системы обеспечения теплового режима.

Для решения прямой задачи теплового состояния отсека одномерные уравнения для теплоизолированной обшивки дискретизируются по пространственной переменной по методу Галёркина, использующему кусочно-линейный базис. Решение обратной задачи, то есть оценивание коэффициентов модели, сводится к минимизации взвешенной суммы квадратов невязок между заданными по принятому критерию значениями и соответствующими значениями, полученными в ходе расчётов по уравнениям модели. Для минимизации функции использовали сочетание метода наискорейшего спуска, квазиньютоновского метода Бройдена-Флетчера-Гольдфарба-Шэнно и метода Ньютона.

Доверительные интервалы оценок коэффициентов нелинейной математической модели теплового состояния отсека целесообразно определять с помощью ковариационной матрицы ошибок оценок искоемых коэффициентов модели.

Параметрическую идентификацию провели по измеренным в отсеке температурам поверхности одного из блоков и внутренней поверхности теплоизоляции обшивки в районе этого блока. При этом использовали результаты измерений для холодного типа климата в типовом режиме полёта фоторазведчика.

Для экспериментальной проверки предложенной модели на различных режимах полёта и воздушной среды за бортом, а также на элементах приборного отсека рассчитанные по модели температуры элементов отсека сравнивали с измеренными значениями. Проверка показала, что построенная математическая модель теплового состояния приборного отсека адекватна

* Corresponding author E-mail address: nikvla50@mail.ru

¹ © Siberian Federal University. All rights reserved

реальному тепловому состоянию негерметичного продуваемого теплоизолированного отсека фоторазведчика.

Ключевые слова: математическая модель, прямая задача, обратная задача, тепловое состояние, бортовое оборудование, система обеспечения теплового режима, приборный отсек.

Введение

По техническим, экономическим и другим причинам в процессе лётных испытаний параметры теплообмена могут быть найдены лишь для некоторых режимов полёта и некоторых теплофизических параметров воздушной среды за пределами теплового и аэродинамического пограничных слоёв у наружной поверхности обшивки. Найденные параметры теплообмена могут быть распространены на другие режимы и параметры воздушной среды за бортом путём построения математических моделей. Поэтому проведение лётных и стендовых испытаний бортового оборудования, расположенного в продуваемом теплоизолированном отсеке самолёта, требует математического моделирования теплового состояния приборного отсека.

Приборный отсек фоторазведчика представляет собой негерметизированный отсек с теплоизолированной обшивкой, продуваемый воздухом из системы обеспечения теплового режима.

Тепловое состояние отсека формируется внешними и внутренними факторами. К внешним факторам относятся теплообмен между наружной поверхностью обшивки и тепловым и аэродинамическим пограничными слоями, лучистый теплообмен наружной поверхности обшивки от Солнца, Земли и других поверхностей. Внутри отсека тепловая энергия выделяется бортовым оборудованием и отводится или подводится системой обеспечения теплового режима.

Общий подход к построению математических моделей теплообмена блоков в приборных отсеках и математических моделей теплового состояния отсеков самолёта с использованием методов идентификации предложен в работе [1]. При этом принимались следующие допущения:

1. Отсек аппроксимируется системой блоков, заключённых в оболочку (обшивку). Поверхность каждого блока аппроксимируется кусочно-плоской поверхностью. Блоки и части обшивки разделены воздушными средами (каналами).

2. Температура поверхности и температура объёма каждого блока и обшивки равномерны и равны друг другу.

3. При лучистом теплообмене все поверхности принимаются изотермическими, серыми, диффузно-излучающими, а интегральный поток излучения – равномерно распределённым по каждой поверхности.

4. Тепловой поток через узлы крепления блоков пренебрежимо мал по сравнению с конвективной и лучистой составляющими теплового потока.

Модели теплообмена бортового оборудования строятся в соответствии с законами сохранения энергии, количества движений в сочетании с законом вязкости трения Ньютона-Рихмана, законом теплопроводности Фурье и законом лучистого теплообмена Стефана-Больцмана. Эти уравнения, дополненные зависимостями физических характеристик воздушной среды от тем-

пературы, давления, времени, составляют замкнутую систему. Решение такой задачи в общем виде не представляется возможным. Поэтому используют различные допущения и упрощения исходной модели. Одним из наиболее распространенных способов упрощения является приведение модели к системе обыкновенных дифференциальных уравнений.

Математическое моделирование теплового состояния продуваемого теплоизолированного приборного отсека

Математическую модель приборного продуваемого теплоизолированного отсека с системой обеспечения теплового режима представим системой одномерных уравнений теплоизолированной обшивки и обыкновенных дифференциальных уравнений теплообмена внутренней поверхности теплоизоляции обшивки, бортового оборудования, воздуха и переноса энтальпии из системы обеспечения теплового режима.

Теплообмен теплоизолированной обшивки пусть будет равномерным по наружной и внутренней поверхностям без передачи тепла теплопроводностью по воздуху.

Уравнения теплообмена теплоизолированной обшивки представим в виде одномерных уравнений теплопроводности, описывающих процесс передачи тепла в многослойной конструкции:

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

$$\lambda_{cv}(x, T_{cv})F_{cv}T_{cv,x} = \alpha_{cv,out}(t)F_{cv}(T_e(t) - T_{cv}(t, x)) + Q_{cv,out} - c_0 \varepsilon_{cv,out} F_{cv,out} T_{cv}^4(t), \quad x = 0; \quad (2)$$

$$\lambda_{cv}(x, T_{cv})F_{cv}T_{cv,x} = \alpha_{cv,in}(t)F_{cv}(T_{air}(t) - T_{cv}(t, x)) + \sum_j g_{j,cv} T_j^4 / T_{ms}^4 - c_0 \varepsilon_{cv,in} F_{cv,in} T_{cv}^4(t) + Q_{cv,in}; \quad x = l; \quad (3)$$

$$T_{cv}(0, x) = T_0(x), \quad 0 < x < l, \quad (4)$$

где $C_{cv}(x) = C_i$, $\lambda_{cv}(x, T_{cv}) = \lambda_{i,0} + \lambda_{i,1}T_{cv}$ при $l_{i-1} \leq x < l_i$, ($i = 1, \dots, k-1$),

$C_{cv}(x) = C_k$, $\lambda_{cv}(x, T_{cv}) = \lambda_{k,0} + \lambda_{k,1}T_{cv}$ при $l_{k-1} \leq x \leq l_k$, то есть C_{cv} , λ_{cv} зависят от того, в каком слое рассматривается перенос тепла.

При этом $0 = l_0 < l_1 < \dots < l_k = l$.

В уравнениях (1)–(4) использованы следующие обозначения: $T_{cv}(x, t)$ – температура многослойной конструкции; $T_{cv,t}$ – первая производная T_{cv} по t ; $T_{cv,x}$ – первая производная T_{cv} по x ; $T_{cv,x,x}$ – вторая производная T_{cv} по x ; $C_{cv}(x)$ – объёмная теплоёмкость многослойной конструкции обшивки (произведение удельной теплоёмкости на плотность); $\lambda_{cv}(l, T)$ – теплопроводность многослойной конструкции; $\alpha_{cv,out}$ – коэффициент теплоотдачи наружной поверхности конструкции; $\alpha_{cv,in}$ – коэффициент теплоотдачи внутренней поверхности конструкции; F_{cv} – площадь конструкции при наружном и внутреннем теплообмене; $Q_{cv,out}$ – тепловая энергия внешних источников; $Q_{cv,in}$ – тепловая энергия внутренних источников; c_0 – постоянная Стефана-Больцмана; $\varepsilon_{cv,in}$ – степень черноты излучения внутренней поверхности многослойной конструкции; $g_{j,cv}$ – коэффициент радиационного теплообмена системы « j -й элемент отсека – многослойная конструкция»; T_e – температура восстановления; t – время; T_{air} – температура

воздушной среды в отсеке или в части отсека; T_j – температура j -го элемента отсека; l – толщина многослойной конструкции.

Параметры теплообмена, определяющие коэффициенты теплоотдачи $\alpha_{cv,out}$ и $\alpha_{cv,in}$ для рассматриваемых условий, могут быть найдены лишь для некоторых режимов полёта и некоторых теплофизических параметров воздушной среды за пределами теплового и аэродинамического пограничных слоёв у наружной поверхности обшивки. Поэтому вычислить названные коэффициенты теплоотдачи по критериальным соотношениям в процессе лётных испытаний пока не представляется возможным [2]. Их предлагается определять из уравнений

$$\alpha_{cv,out} = \mathcal{G}_{1,out} J_{out}^{\mathcal{G}_{2,out}}(t); \quad (5)$$

$$\alpha_{cv,in} = \mathcal{G}_{1,in} J_{in}^{\mathcal{G}_{2,in}}(t), \quad (6)$$

где J_{out}, J_{in} – модуль массовой скорости воздушной среды за бортом и в отсеке соответственно; $\mathcal{G}_{1,out}, \mathcal{G}_{2,out}, \mathcal{G}_{1,in}, \mathcal{G}_{2,in}$ – оцениваемые коэффициенты модели.

Уравнение теплообмена бортового оборудования представим в виде обыкновенного дифференциального уравнения, описывающего его конвективный теплообмен с воздухом и конвективно-лучистый теплообмен с окружающими конструкциями:

$$T_{m,t} = \alpha_{air,m}(t) F_{air,m} / C_m (T_{air}(t) - T_m) + \sum_m g_{j,m} / C_m T_j^4(t) / T_m^4 - c_0 \varepsilon_m F_m / C_m T_m^4 + Q_m / C_m, \quad (7)$$

где T_m – температура m -го бортового оборудования; $T_{m,t}$ – первая производная T_m по t ; $\alpha_{air,m}$ – коэффициент теплоотдачи m -го бортового оборудования; $F_{air,m}$ – площадь m -го бортового оборудования при конвективном теплообмене; C_m – теплоёмкость m -го бортового оборудования; $g_{j,m}$ – коэффициент радиационного теплообмена системы « j -й элемент отсека – m -й блок бортового оборудования»; ε_m – степень черноты излучения m -го блока; Q_m – энергия тепловыделения или теплопоглощения m -м бортовым оборудованием от системы обеспечения теплового режима и преобразованная из электрической энергии.

Коэффициент теплоотдачи $\alpha_{air,i}$ для рассматриваемых условий пока также не представляется возможным выявлять по критериальным соотношениям. Поэтому их предлагается определять из уравнения

$$\alpha_{air,i} = \mathcal{G}_{1,i} J_{i}^{\mathcal{G}_{2,i}}(t), \quad (8)$$

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:

$$T_{air,k,t} = \alpha_{cv,in}(t) F_{cv} / C_{air,k} [T_{cv}(t, x) - T_{air,k}] + \sum_j \alpha_{air,j} F_{air,j} / C_{air,k} (T_j - T_{air,k}) + c_p J_{air,k} F_k / C_{air,k} (T_{air,k-1} - T_{air,k}); \quad x = l; \quad (9)$$

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

$T_{air,k}$ в выражении (9) с индексом t означает её дифференцирование по времени t .

Суммирование в уравнении (9) ведётся по j -му элементу, входящему в k -ю часть отсека.

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

$$C_{air,k} = c_p \rho_{air,k} (W_{air,ent} F_{air,ent} \Delta t + V_{air,k}), \quad (10)$$

где $\rho_{air,k}$ – плотность воздуха в k -й 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 системы дифференциальных уравнений; $V_{air,k}$ – объём воздуха в k -й части отсека.

Коэффициент радиационного теплообмена в уравнениях (3), (7) определяется методом Монте-Карло [3].

Методы решения прямой и обратной задач теплового состояния отсека

Для решения прямой задачи теплового состояния отсека одномерные уравнения (1)–(4) для теплоизолированной обшивки дискретизируются по пространственной переменной по методу Галёркина, использующему кусочно-линейный базис. В результате применения этого метода решение уравнений (1)–(4) сводится к численному решению системы обыкновенных дифференциальных уравнений, неизвестными которой являются значения температуры в узлах заданной сетки на отрезке $[0, l]$. Полученные таким образом обыкновенные дифференциальные уравнения для многослойных конструкций (1)–(4), уравнения для бортового оборудования (7) и воздушной среды (9) составляют жёсткую систему дифференциальных уравнений, которую в общем виде можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} Y_t &= F(Y(t, \Theta)), t \in (0, t_i); \\ Y_t &= Y_\Theta, F, Y \in R^S; \quad \Theta \in R^r, \dots \end{aligned} \quad (11)$$

где $Y = [T_1, T_2, T_i, T_\Theta, \dots]^T$ – вектор параметров теплового состояния отсека; Y_t – вектор первых производных Y по t ; $\Theta = [\mathcal{Q}_{1,out}, \mathcal{Q}_{2,out}, \mathcal{Q}_{1,in}, \mathcal{Q}_{2,in}, \mathcal{Q}_{1,i}, \mathcal{Q}_{2,i}]^T$ – вектор коэффициентов модели; T – верхний индекс, обозначающий операцию транспонирования.

Для решения уравнений (11) предлагается использовать следующую численную схему типа Розенброка второго порядка аппроксимации для неавтономных систем [4]:

$$\bar{Y}_{n+1} = \bar{Y}_n + aK_1 + (1-a)K_2; \quad (12)$$

$$K_1 = h(I - ah\bar{\Psi}_Y(\bar{Y}_n, t_n, \bar{\Theta}))^{-1} \bar{\Psi}(\bar{Y}_n, t_n + ah, \bar{\Theta}); \quad (13)$$

$$\begin{aligned} K_2 &= h(I - ah\bar{\Psi}_Y(\bar{Y}_n, t_n, \bar{\Theta}))^{-1} \bar{\Psi}(\bar{Y}_n, t_n + aK_1, t_n + 2ah, \bar{\Theta}); \\ a &= 1 - 1/\sqrt{2}, \end{aligned} \quad (14)$$

где, \bar{Y}_n, \bar{Y}_{n+1} – решение системы, полученной на n -й и $(n + 1)$ -й итерациях соответственно; \bar{P} – правая часть системы; \bar{P}_Y – матрица Якоби; I – единичная матрица; h – шаг интегрирования.

Решение обратной задачи, то есть оценивание коэффициентов Θ модели, сводится к минимизации взвешенной суммы квадратов невязок между вектором параметров теплового состояния отсека $Y=[T_1, T_2, T_i, T_\theta, \dots]^T$, измеренными в летном эксперименте Z^* , и соответствующими значениями $Z(Y(t, \Theta))$, полученными в ходе расчетов по уравнениям модели

$$\Phi(\Theta) = \sum_{k=1}^N \sum_{i=1}^S \Gamma_{k,i} (Z_{k,i}^* - Z_i(Y(t_k, \Theta)))^2, \quad (15)$$

где $\Gamma_{k,i}$ – весовые коэффициенты; t_k – моменты времени при $k = 1, \dots, N$.

Как было отмечено в работе [2], для минимизации функции (15) целесообразно использовать сочетание метода наискорейшего спуска, квазиньютоновского метода Бroyдена-Флетчера-Гольдфарба-Шэнно и метода Ньютона [5].

Доверительные интервалы оценок коэффициентов Θ нелинейной математической модели теплового состояния отсека вида (8) могут быть определены с помощью ковариационной матрицы $P(\Theta)$ ошибок оценок Θ искомых коэффициентов модели (последние характеризуют отклонения вычисленных коэффициентов модели от действительных значений). При этом используется метод проецирования совместной доверительной области оценок на координатные оси пространства коэффициентов [6].

Оценивание коэффициентов модели теплового состояния отсека фоторазведчика

Компоновка приборного отсека фоторазведчика представлена на рис. 1. При этом воздух, подаваемый из системы обеспечения теплового режима, перетекает из хвостовой части отсека в носовую.

Толщина обшивки I – V частей отсека $l_{I-V} = 2 \cdot 10^{-3}$ м, VI – VIII частей – $l_{VI-VIII} = 4 \cdot 10^{-3}$ м. Толщина теплоизоляции обшивки $l_{ins} = 2 \cdot 10^{-2}$ м.

Коэффициент теплопроводности обшивки I – V частей отсека $\lambda_{I-V} = 2,11 \cdot 10^2$ Вт/(м·К), а VI – VIII частей $\lambda_{VI-VIII} = 1,63 \cdot 10^{-1}$ Вт/(м·К). Коэффициент теплопроводности теплоизоляции обшивки определяется по формуле

$$\lambda_{ins} = - 3,6 \cdot 10^{-2} + 2,8 \cdot 10^{-4} T_{ins}. \quad (16)$$

Параметрическую идентификацию проведем по измеренным в отсеке температурам поверхности блока № 16 и внутренней поверхности теплоизоляции обшивки в районе блока № 16. При этом будем использовать результаты измерений для холодного типа климата в типовом режиме полёта фоторазведчика (рис. 2) с переменным интервалом дискретизации по времени $\Delta t = 10-300$ с. Расход воздуха, выходящего из системы обеспечения теплового режима, был принят $G_{ins} = 1$ кг/с, температура $T_{ins} = 288$ К.

Оценки $\hat{\Theta}$ коэффициентов $\mathcal{G}_{1,out}, \mathcal{G}_{2,out}, \mathcal{G}_{1,in}, \mathcal{G}_{2,in}, \mathcal{G}_{1,i}, \mathcal{G}_{2,i}$ (5), (6), (8) модели и доверительные интервалы \bar{I}_θ коэффициентов для доверительной вероятности $\beta = 0,95$ имеют следующие величины:

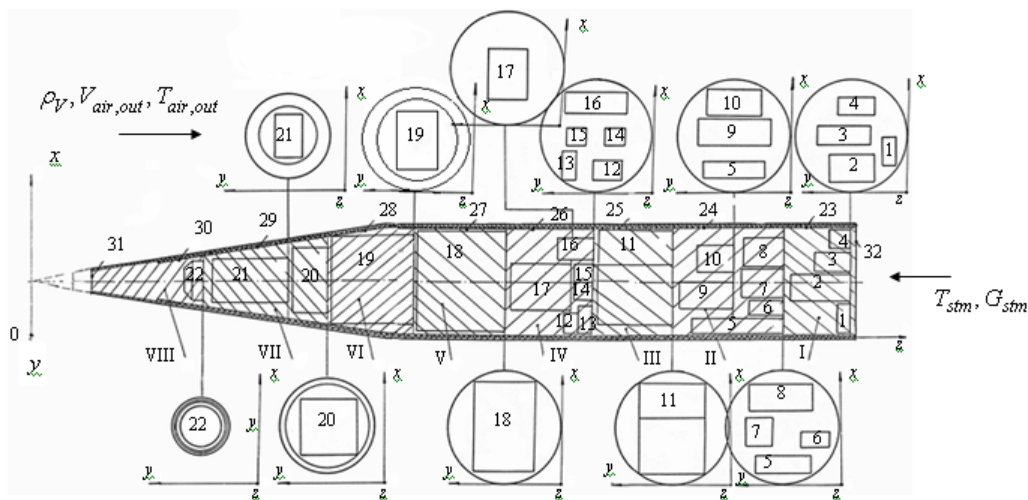


Рис. 1. Компонка негерметизированного продуваемого теплоизолированного отсека: I – VIII – части отсека; 1-22 – блоки бортового оборудования; 23-31 – части обшивки; x, y, z – координаты; ρ_V – плотность воздушной среды за бортом; $V_{air,out}$ – воздушная скорость полёта; $T_{air,out}$ – температура воздушной среды за бортом; T_{stm} – температура воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима; G_{stm} – расход воздуха на выходе системы обеспечения теплового режима

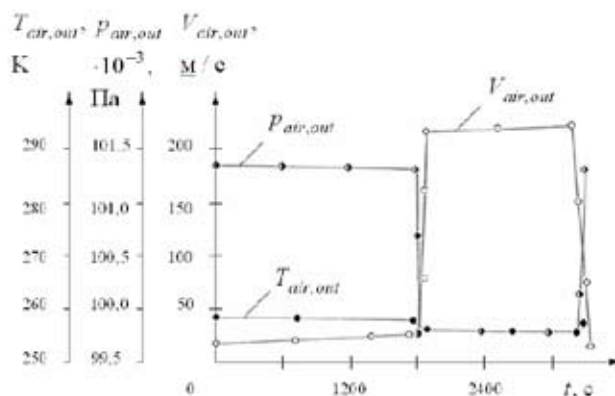


Рис. 2. Параметры режима полёта и воздушной среды за бортом фоторазведчика для холодного типа климата: $P_{air,out}$ – давление воздуха за бортом; $T_{air,out}$ – температура воздуха за бортом; $V_{air,out}$ – воздушная скорость полёта

$$\hat{\Theta} = [0,3674 \ 0,4238 \ 0,0180 \ 0,9872 \ 0,6998 \ 0,6102]^T;$$

$$\bar{I}_0 = [0,0390 \ 0,0622 \ 0,0017 \ 0,1124 \ 0,0633 \ 0,5317]^T.$$

Доверительные интервалы погрешностей измерения температуры поверхностей в отсеке и температуры воздушной среды за бортом не превышали 3 К при доверительной вероятности $\beta = 0,95$, а погрешностей индикаторной земной скорости и высоты полёта – 3 %.

Для экспериментальной проверки предложенной модели на различных режимах полёта и воздушной среды за бортом, а также на элементах приборного отсека рассчитанные по модели температуры элементов отсека сравнивали с измеренными значениями.

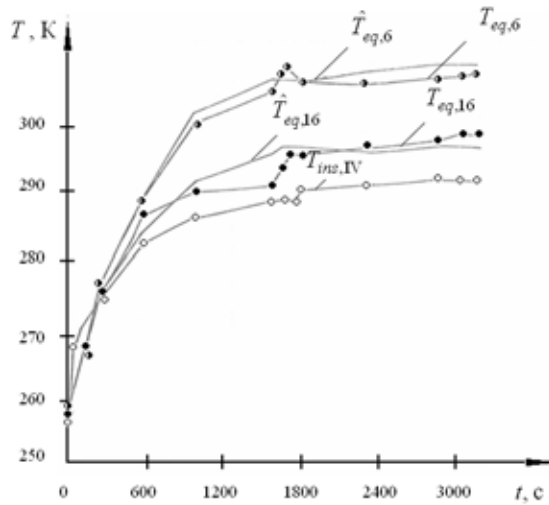


Рис. 3. Измеренные и рассчитанные температуры поверхностей в отсеке фоторазведчика для холодного типа климата: $T_{eq,6}$ – измеренная и $\hat{T}_{eq,6}$ – рассчитанная температуры поверхности блока № 6; $T_{eq,16}$ – измеренная и $\hat{T}_{eq,16}$ – рассчитанная температуры поверхности блока № 16; $T_{ins,IV}$ – измеренная температура внутренней поверхности теплоизоляции обшивки в части отсека IV в районе блока № 16

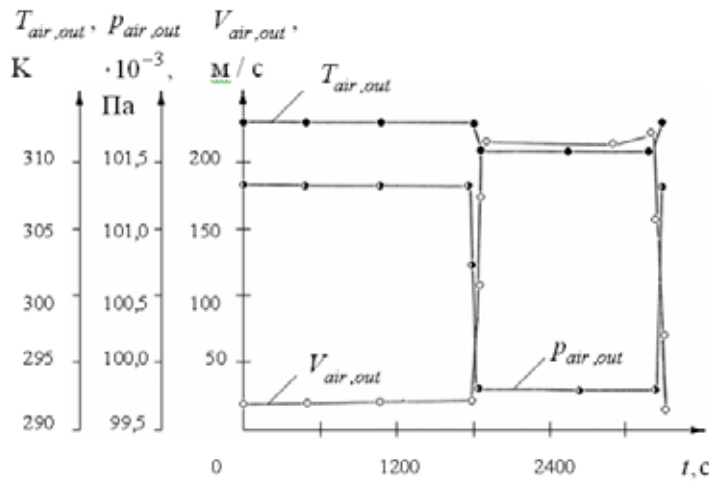


Рис. 4. Параметры режима полёта и воздушной среды за бортом фоторазведчика для тёплого типа климата: $P_{air,out}$ – давление воздуха за бортом; $T_{air,out}$ – температура воздуха за бортом; $V_{air,out}$ – воздушная скорость полёта

Измеренные T_{eq} и рассчитанные по модели \hat{T}_{eq} значения температуры поверхности для холодного типа климата при режиме полёта и воздушной среды за бортом, представленных на рис. 2, для блоков № 16 и № 6 приведены на рис. 3; для тёплого типа климата при режиме полёта и воздушной среды за бортом, представленных на рис. 4, даны на рис. 5. Разность между экспериментальными и рассчитанными по модели значениями температуры в этих случаях меньше 3 К. Эта величина не превышает доверительного интервала погрешности измеренной температуры.

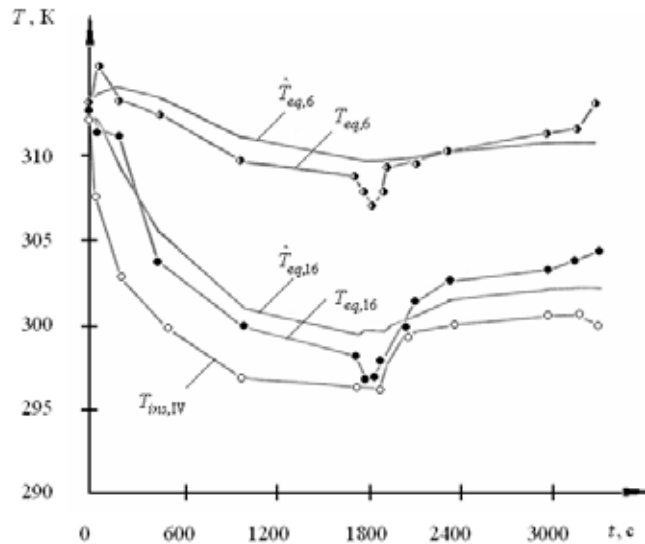


Рис. 5. Измеренные и рассчитанные температуры поверхностей в отсеке фоторазведчика для тёплого типа климата: $T_{eq,6}$ – измеренная и $\hat{T}_{eq,6}$ – рассчитанная температуры поверхности блока № 6; $T_{eq,16}$ – измеренная и $\hat{T}_{eq,16}$ – рассчитанная температуры поверхности блока № 16; $T_{ins,IV}$ – измеренная температура внутренней поверхности теплоизоляции обшивки в части отсека IV в районе блока № 16

Анализ остатков по критерию перестановки [7] показал, что их можно считать случайными, а анализ функций распределения остатков по критерию согласия Колмогорова-Смирнова – что они описываются нормальным законом с доверительной вероятностью $\beta = 0,32 \dots 0,57$.

Следовательно, построенная математическая модель теплового состояния приборного отсека адекватна реальному тепловому состоянию негерметичного продуваемого теплоизолированного отсека фоторазведчика.

Заключение

Для проведения лётных и стендовых испытаний бортового оборудования, расположенного в продуваемом теплоизолированном отсеке фоторазведчика, предложен экспериментально-теоретический метод, включающий математическое моделирование теплового состояния приборного отсека, параметрическую идентификацию модели, определение погрешностей коэффициентов модели и проверку адекватности модели.

Математическая модель приборного продуваемого теплоизолированного отсека с системой обеспечения теплового режима построена в виде системы одномерных уравнений теплоизолированной обшивки и обыкновенных дифференциальных уравнений теплообмена внутренней поверхности теплоизоляции обшивки, бортового оборудования, воздуха и переноса энтальпии из системы обеспечения теплового режима.

В качестве метода параметрической идентификации модели теплового состояния отсека использовано сочетание метода наискорейшего спуска, квазиньютоновского метода Бroyдена-Флетчера-Гольдфарба-Шэнно и метода Ньютона. Для решения прямой задачи, то есть решения жёсткой системы обыкновенных дифференциальных уравнений, – неявный метод Розенброка второго порядка.

Доверительные интервалы оценок коэффициентов нелинейной математической модели теплового состояния отсека определены с помощью ковариационной матрицы ошибок оценок искомых коэффициентов модели.

Выбраны критерии проверки адекватности модели по анализу остатков и доказана адекватность построенной математической модели реальному тепловому состоянию негерметичного продуваемого теплоизолированного отсека фоторазведчика.

Список литературы

1. Руссо, Ю. В. Алгоритм и программа расчёта нестационарного теплового режима приборного отсека. Опыт применения /Ю. В. Руссо, Н. Г. Точилина// Тепловые режимы отсеков и бортового оборудования летательных аппаратов: Материалы научно-технического семинара, 1982 / Предприятие п/я В-8759. 1982. С. 22 – 30.

2. Малозёмов, В. В. Тепловой режим космических аппаратов / В. В. Малозёмов. М.: Машиностроение, 1980. 232 с.

3. Николаев, В. Н., Математическая модель конвективно-лучистого теплообмена продуваемого теплоизолированного негерметичного отсека летательного аппарата / В. Н. Николаев, С. А. Гусев, О. А. Махоткин// Расчёт на прочность элементов авиационных конструкций. Серия прочность летательных аппаратов: Научно-технический сборник. Новосибирск: СибНИА, 1996. Вып. 1. С. 98-108.

4. Артемьев, С. С. Минимизация овражных функций численным методом для решения жестких систем уравнений: Препринт / С. С. Артемьев, Г. В. Демидов, Е. А. Новиков// ВЦ СО АН СССР, № 74. Новосибирск, 1980. 13 с.

5. Gill, P. Quasi-Newton methods for unconstrained optimization / P. Gill, E. Murray// Journal of the institute of mathematics and its applications. 1971. V. 9, № 1. P. 91-108.

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

7. Химмельблау, Д. Анализ процессов статистическими методами: Пер. с англ. / Д. М. Химмельблау: Мир, 1973. 957 с.

Theoretical and Experimental Investigation of the Photographic Reconnaissance Plane Instrument bay Thermal State

Vladimir N. Nikolaev

*S.A. Chaplygin Siberian Aeronautical Research Institute
21 Polzunov st., Novosibirsk, 630051 Russia*

The mathematical model of the venting heat-insulated instrument bay of the photographic reconnaissance plane thermal state is developed. The direct and inverse problems of heat exchange are solved, the confidence intervals of estimated parameters are determined.

Mathematical modeling of the instrument compartment thermal state is needed for the conducting of flight and bench tests of airborne equipment located in the venting heat-insulated compartment of the aircraft.

Mathematical model of the venting heat-insulated instrument compartment with the thermal conditions supporting system is represented by the system of one-dimensional equations of heat-insulated skin and ordinary differential heat transfer equations of the inner surface of thermal insulation of skin, onboard equipment, air and enthalpy transport from the thermal conditions supporting system.

In order to solve the direct problem of the compartment thermal state, one-dimensional equations for heat-insulated skin are discretized with respect to the space variable by the Galerkin method that uses a piecewise-linear basis.

Solving of the inverse problem, i.e. estimation of the coefficients of the model equation is reduced to the minimization of the weighted sum of quadratic residuals between the values specified by the adopted criteria and the corresponding values obtained during the calculations by the equations of the model. A combination of steepest descent method, quasi-Newton method of Broyden – Fletcher – Goldfarb – Shanno and the Newton's method was used to minimize a function.

It is reasonable to define confidence intervals of estimated coefficients of the nonlinear mathematical model of the compartment thermal state by the covariance matrix of estimation errors of the desired coefficients of the model equation.

Parametrical identification was carried out by the measured in the compartment surface temperatures of one of the blocks and the inner surface of the heat insulation sheathing around the block. In this case, the measurement results for a cold climate in a typical flight mode of a photoreconnaissance plane were used.

For the purpose of experimental verification of the proposed model in different flight modes and air overboard, as well as on elements of the instrument compartment, temperatures of the compartment elements calculated by the model were compared with measured values.

The verification showed that the constructed mathematical model of the instrument compartment thermal state is adequate to the real thermal state of unpressurized venting heat-insulated compartment of the photoreconnaissance plane.

Keywords: mathematical model, direct problem, inverse problem, thermal state, airborne equipment, thermal conditions supporting system, instrument bay.
