

УДК 629.7.048

А.И. ХЛИСТУН, В.П. БОЧАРОВ

Национальный авиационный университет, Киев, Украина

## МОДЕЛИРОВАНИЕ И ДИАГНОСТИКА ТЕПЛОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ

*Приведено математическое описание нестационарных тепловых режимов кабин и отсеков транспортных самолетов при кондиционировании на основе метода сосредоточенной емкости. В качестве тепловых емкостей выделены: воздух внутри кабины; ограждающие конструкции; внутренние конструкции; электрическое оборудование; грузы. Для решения полученной системы дифференциальных уравнений с начальными условиями использован модифицированный метод Хемминга. Сформулирована и решена задача диагностики тепловых характеристик кабин и отсеков транспортных самолетов по данным испытаний, которая относится к классу внутренних обратных задач теплообмена. В процедуре параметрической идентификации тепловых характеристик использован экстремальный итерационный метод Ньютона-Гаусса, который обладает устойчивостью и достаточно быстрой сходимостью.*

**Ключевые слова:** тепловые характеристики, тепловые режимы, моделирование, диагностика, кабины и отсеки транспортных самолетов.

### Введение

В процессе проектирования транспортных самолетов (ТС) требуется проводить исследования для решения комплексной проблемы обеспечения тепловых режимов в зонах размещения пассажиров и экипажа, блоков оборудования, грузов и багажа, элементов конструкции самолета. От качества и энергетической эффективности создания ТР зависит безопасность и экономичность полетов, коммерческая привлекательность самолета.

Обеспечение тепловых режимов на ТС имеет ряд особенностей: большие затраты энергии при ограниченных ресурсах, изменение в широких пределах температуры атмосферного воздуха в течение полета, тепловая инерционность элементов конструкции ТС, большая плотность размещения в людей, оборудования и грузов, нестабильность источников воздуха. Тепловые режимы ТС требуют реализации сложных теплофизических и газодинамических процессов, их многоуровневого управления.

Проектирование систем обеспечения тепловых режимов (СОТР) – это продолжительный, многоэтапный, дорогостоящий процесс, одним из основных элементов которого является анализ проектно-конструкторских решений с позиций выполнения ТЗ и требований НТД.

Математическое описание нестационарного ТР кабины самолета при наземном кондиционировании впервые было представлено в статье А.М. Гершковича [1], его метод был развит и обобщен в работах

[2 – 4]. В этих работах математическое описание ТР авиационных кабин получено на основе метода сосредоточенной тепловой емкости.

Прикладным исследованием для решения проблемы обеспечения ТР на ЛА посвящен также ряд современных работ зарубежных авторов [6 – 8].

В представленной статье приведены теоретические основы моделирования и диагностики тепловых характеристик (ТХ) кабин и отсеков транспортных самолетов.

Актуальность научной проблемы в теоретическом плане связана со сложностью моделирования тепловых процессов, которые характеризуются многофакторностью и многофункциональностью, динамичностью, распределенностью параметров. В практическом плане актуальность обусловлена отсутствием наработанных и апробированных моделей и методов исследования сложных теплообменных и газодинамических процессов, которые осуществляются в кабинах и отсеках ТС.

### 1. Моделирование нестационарных тепловых режимов ТС

В исследованиях тепловых режимов авиационных герметических кабин нашел широкое применение метод сосредоточенной емкости. Как отмечает академик Ю.М. Мацевитый [5], использование метода сосредоточенной емкости позволяет эффективно решать прямые и обратные задачи теплопереноса относительно моделирования, идентификации и оп-

тимизации теплотехнологических и физических процессов, и базируется на системном подходе к решению сложных задач переноса.

Будем рассматривать кабину как систему, между элементами которой происходит теплообмен и которая взаимодействует с источниками тепла, рис. 1.

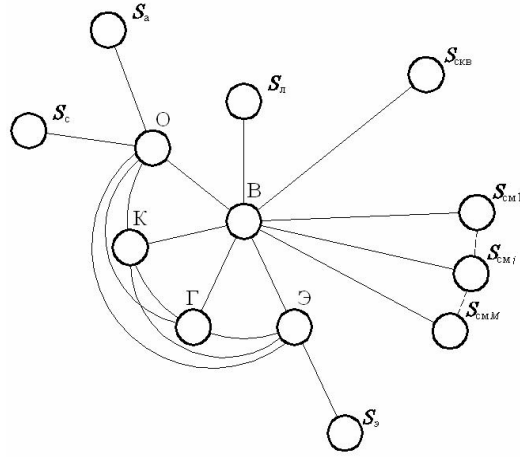


Рис. 1. Граф системы тепловых емкостей

По признакам однородности вещества и подобию процессов теплообмена в кабине выделим следующие тепловые емкости (узлы графа): воздух внутри кабины (В); ограждающие конструкции (О); внутренние конструкции (К); электрическое оборудование (Э); грузы (Г).

Для кабины источниками тепла являются: люди ( $S_{\text{л}}$ ); система кондиционирования воздуха ( $S_{\text{скв}}$ ); смежные отсеки ( $S_{\text{см}j}$ ,  $j = 1 \dots M$ ); атмосферный воздух ( $S_{\text{а}}$ ); солнечная радиация ( $S_{\text{с}}$ ); бортовая система электропитания ( $S_{\text{э}}$ ).

Тепловые взаимодействия выделенных емкостей кабины с источниками тепла и между собой представлены на графе в виде ребер, связывающих узлы. В соответствии с этим, представим расширенную матрицу тепловых взаимодействий выделенных тепловых емкостей.

Тепловые взаимодействия выделенных емкостей кабины с источниками тепла и между собой представлены на графе в виде ребер, связывающих узлы. В соответствии с этим, представим расширенную матрицу тепловых взаимодействий выделенных тепловых емкостей.

$$Q_{\Gamma} = \left[ \begin{array}{c|ccccc|c} & \text{В} & \text{О} & \text{К} & \text{Э} & \text{Г} & \text{S} \\ \hline \text{В} & 0 & Q_{\text{ВО}} & Q_{\text{ВК}} & Q_{\text{ВЭ}} & Q_{\text{ВГ}} & \sum Q_{\text{см}j} + Q_{\text{л}} + Q_{\text{скв}} \\ \text{О} & Q_{\text{ОВ}} & 0 & Q_{\text{ОК}} & Q_{\text{ОЭ}} & Q_{\text{ОГ}} & Q_{\text{с}} + Q_{\text{а}} \\ \text{К} & Q_{\text{КВ}} & Q_{\text{КО}} & 0 & Q_{\text{КЭ}} & Q_{\text{КГ}} & 0 \\ \text{Э} & Q_{\text{ЭВ}} & Q_{\text{ЭО}} & Q_{\text{ЭК}} & 0 & Q_{\text{ЭГ}} & Q_{\text{эл}} \\ \text{Г} & Q_{\text{ГВ}} & Q_{\text{ГО}} & Q_{\text{ГК}} & Q_{\text{ГЭ}} & 0 & 0 \end{array} \right],$$

где  $Q_{ij}$  – элемент матрицы, соответствующий величине теплового воздействия емкости  $j$  на емкость  $i$ ; элементы столбца источников тепла  $S$  представляют тепловые воздействия этих источников на емкость, в строке которой они размещены.

Полученная матрица обладает следующими свойствами:

1) диагональные элементы матрицы равны нулю,  $Q_{ii} = 0$ ,  $i = \text{в, о, к, э, г}$ ;

2) для элементов матрицы, симметричных относительно главной диагонали матрицы справедливо соотношение  $Q_{ij} = -Q_{ji}$ ,  $j \neq i$ .

Для единицы массы вещества каждой выделенной емкости кабины в соответствии с 1-м законом термодинамики, с учетом того, что тепло, подводимое к элементу системы, расходуется на изменение его энтальпии, и давление сохраняет постоянное значение, после дифференцирования по времени  $\tau$  можно записать уравнение теплового взаимодействия емкостей:

$$\frac{di}{d\tau} = \frac{dq}{d\tau}, \quad (1)$$

где  $i$  – удельная массовая энтальпия;  $dq/d\tau$  – количество тепла, подводимого к единице массы вещества в единицу времени.

Изменение энтальпии происходит во всех выделенных емкостях, поэтому будем рассматривать кабину как объект, состоящий из пяти емкостей. Для представления выделенных емкостей воспользуемся концепцией сосредоточенной емкости [5], в которой предполагается, что градиентами температуры в пространстве емкости можно пренебречь и тепловое состояние сосредоточенной емкости может быть представлено обыкновенным дифференциальным уравнением вида:

$$c\rho \frac{dT}{d\tau} = Q, \quad (2)$$

где  $c$ ,  $\rho$  – удельная теплоемкость и плотность тела;  $T$  – температура;  $Q$  – количество тепла, подводимого к телу в единицу времени.

Уравнение (2) соответствует уравнению (1) при  $di = c\rho dT$  и  $dq/d\tau = Q$ . Таким образом, тепловое состояние сосредоточенной емкости определяется ее температурой. При множестве источников тепла с которыми взаимодействует выделенная емкость тепловой поток к емкости определяется притоками тепла и тепловыми потерями в соответствии со следующим выражением:

$$\frac{dq}{d\tau} = \sum_i Q_i^+ - \sum_j Q_j^-, \quad (3)$$

где  $\sum_i Q_i^+$  – сумма поступлений тепла;  $\sum_j Q_j^-$  – сумма тепловых потерь.

С учетом выражения (3) уравнение (2), определяющее тепловое состояние сосредоточенной емкости, примет следующий вид:

$$cM \frac{dT}{d\tau} = \sum_i Q_i^+ - \sum_j Q_j^-, \quad (4)$$

где  $M$  – масса сосредоточенной емкости;  $c$  – эквивалентная удельная теплоемкость, которая определяется как средневзвешенное значений удельных теплоемкостей материалов составляющих их элементов:

$$c = \frac{\sum_s c_s M_s}{\sum_s M_s} = M.$$

В (4) тепловые потоки  $Q_i^+$ ,  $Q_j^-$  определяются способом переноса тепла между источниками и стоками тепла и выделенными емкостями, при этом предполагается взаимную независимость отдельных тепловых взаимодействий.

Относительно свойств выделенных тепловых емкостей, источников тепла и условий протекания процессов теплового взаимодействия сделаны следующие допущения:

- тепловые и конструктивные характеристики выделенных емкостей не зависят от температуры;
- температура для каждой емкости в любой момент времени одинакова во всех ее точках, включая поверхности теплообмена;
- тепловое взаимодействие выделенных емкостей рассматривается как последовательность квазиустановившихся процессов;
- перенос тепла через ограждающие конструкции осуществляется теплопроводностью в соответствии с законом Фурье;
- перенос тепла на поверхностях теплообмена выделенных емкостей осуществляется независимо конвекцией и излучением в соответствии законами Ньютона–Рихмана и Стефана–Больцмана, при этом воздух в лучистом теплообмене не участвует;
- в тепловых потоках от пассажиров и из системы кондиционирования воздуха скрытая теплота, обусловленная наличием водяного пара, не учитывается;
- характеристики источников тепла не зависят от теплового состояния выделенных емкостей.

В виде графа системы тепловых емкостей, рис. 1, может быть представлена каждая кабина многообъемной герметической кабины самолета.

В соответствии с (4), используя граф ГК, рис. 1, и матрицу тепловых взаимодействий, нестационар-

ный тепловой режим ГК самолета, состоящей из  $N$  кабин, может быть описан следующей системой обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} C_{Bi} \frac{dT_{Bi}}{d\tau} = Q_{Ovi} + Q_{Kvi} + Q_{Гvi} + Q_{Эvi} + \\ \quad + \sum_{j=1}^M Q_{cmji} + Q_{ли} + Q_{СКvi}; \\ C_{oi} \frac{dT_{oi}}{d\tau} = Q_{voi} + Q_{koi} + Q_{Гoi} + Q_{Эoi} + Q_{ci} + Q_{ai}; \\ C_{ki} \frac{dT_{ki}}{d\tau} = Q_{vki} + Q_{oki} + Q_{Гki} + Q_{Эki}; \\ C_{Эi} \frac{dT_{Эi}}{d\tau} = Q_{vЭi} + Q_{оЭi} + Q_{кЭi} + Q_{ГЭi} + Q_{Эиi}; \\ C_{Гi} \frac{dT_{Гi}}{d\tau} = Q_{vГi} + Q_{оГi} + Q_{кГi} + Q_{ЭГi}, \end{cases} \quad (5)$$

$$i = 1 \dots N,$$

где  $C$ ,  $T$  – теплоемкости и температуры выделенных емкостей;  $Q_{ли}$ ,  $Q_{СКv}$ ,  $Q_a$ ,  $Q_c$ ,  $Q_{Эи}$  – тепловые потоки от источников тепла;  $Q_{cmj}$  – тепловые потоки из смежных кабин;  $Q_{vb}|_{v=0, k, Г, Э}$  – тепловые потоки к воздуху в кабине от ограждающих и внутренних конструкций, электрического оборудования и грузов;  $Q_{bv}|_{v=0, k, Г, Э}$  – тепловые потоки от воздуха в кабине к ограждающим и внутренним конструкциям, электрическому оборудованию и грузам,  $Q_{bv} = -Q_{vb}$ ;  $Q_{kl}|_{k, l=0, k, Г, Э, k \neq l}$  – тепловые потоки между ограждающими и внутренними конструкциями, электрическим оборудованием, грузами,  $Q_{lk} = -Q_{kl}$ .

Система (5) представляет собой систему обыкновенных дифференциальных уравнений с переменными параметрами, нелинейную относительно неизвестных температур  $T_{Bi}$ ,  $T_{oi}$ ,  $T_{ki}$ ,  $T_{Эi}$ ,  $T_{Гi}$ . Начальные условия задаются в виде значений температур  $T_{Bi0}$ ,  $T_{oi0}$ ,  $T_{ki0}$ ,  $T_{Эi0}$ ,  $T_{Гi0}$  емкостей в начальный момент времени  $\tau = 0$ .

Для численного решения использован модифицированный метод Хемминга, основанным на методе прогноза и коррекции 4-го порядка Милна. Значения решения ищутся на сетке равноотстоящих точек  $\tau_i = \tau_0 + ih$ ,  $i = 0, 1, \dots, n$ .

## 2. Диагностика тепловых характеристик ТС

Задача диагностики тепловых характеристик самолета по данным испытаний относится к классу обратных задач математического моделирования, которую формально можно представить в виде:

$$\mathbf{x} = \Psi(\mathbf{c}, \mathbf{t}_3),$$

где  $\mathbf{x}$  – вектор искоемых значений тепловых характеристик;  $\Psi$  – оператор преобразования параметров температурных режимов кабины и вектора заданных значений условий однозначности в искомые значения тепловых характеристик кабины  $\mathbf{x}$ ;  $\mathbf{c}$  – вектор заданных значений условий однозначности;  $\mathbf{t}_3$  – экспериментально определенный вектор функциональных зависимостей значений параметров температурных режимов кабины.

До определения  $\mathbf{t}_3$ , значения вектора  $\mathbf{x}$  предварительно рассчитываются, и могут быть использованы в качестве начального приближения или для формирования ограничений на значения  $\mathbf{x}$  при решении обратной задачи.

В нестационарном процессе теплообмена кабины принимают участие тепловые потоки, обусловленные теплоемкостью воздуха и элементов конструкции. В качестве компонентов вектора параметров, определяющих ТР кабины  $\mathbf{t}$ , будем рассматривать температуру воздуха,  $t_1$ , и температуру элементов конструкции,  $t_2$ . В соответствии с (5), используя граф, рис. 1, и матрицу тепловых взаимодействий, нестационарный ТР кабины представим в виде системы:

$$\begin{cases} \frac{dt_1}{d\tau} = -(c_1 + c_2 + x_1)t_1 + x_1t_2 + c_3; \\ \frac{dt_2}{d\tau} = x_2t_1 - x_2t_2, \end{cases} \quad (6)$$

где  $c_1, c_2, c_3$  – компоненты вектора заданных значений условий однозначности,  $\mathbf{c}$ ;  $x_1, x_2$  – компоненты вектора условий однозначности  $\mathbf{x}$ , к которому относятся искомые значения тепловых характеристик кабины.

Математическая модель процесса теплообмена кабины, которая представлена системой уравнений (6), позволяет рассчитывать значения температур  $t_1$ ,  $t_2$  в зависимости от времени  $\tau$ . Для согласования модели с реальностью должны быть измерены  $n$  фактических значений температур  $t_{3i}$  в определенные моменты времени  $\tau_i$ , и требуется подобрать значения теплофизических свойств кабины  $x_1$ ,  $x_2$  таким образом, чтобы разности  $\theta_i(\mathbf{x}) = t_{pi}(\mathbf{x}) - t_{3i}$  расчетных,  $t_{pi}(\mathbf{x})$ , и экспериментальных,  $t_{3i}$ , значений параметров ТР кабины, определенные в  $i$ -е моменты времени, были “близки” к нулю. Формально эту задачу можно представить как задачу минимизации следующего функционала:

$$\Theta(\mathbf{x}) = 0,5 \sum_{i=1}^n \theta_i^2(\mathbf{x}) = \frac{1}{2} \|\theta(\mathbf{x})\|_r^2, \quad (7)$$

где  $\theta(\mathbf{x})$  – нелинейная векторная функция, имеющая  $n$  компонент  $\theta_i(\mathbf{x})$  и евклидова норма которой  $\|\theta(\mathbf{x})\|_r$  – представляет невязку в точке  $\mathbf{x}$ .

Если математическая модель процесса теплообмена кабины самолета составлена правильно – величина  $\|\theta(\mathbf{x}^*)\|_r$  должна быть “близкой” к нулю.

При построении метода поиска минимального значения функционала  $\Theta(\mathbf{x})$  используют разложение этого функционала в ряд Тейлора для векторного случая, ограничиваясь при этом 3-мя первыми членами ряда:

$$\begin{aligned} \Theta(\mathbf{x} + h\Delta\mathbf{x}) &= \Theta(\mathbf{x}) + h\mathbf{g}(\mathbf{x})^T \Delta\mathbf{x} + \\ &+ \frac{1}{2} h^2 \Delta\mathbf{x}^T \mathbf{G}(\mathbf{x}) \Delta\mathbf{x} + O(h^3), \end{aligned} \quad (8)$$

где  $\mathbf{x}$ ,  $\Delta\mathbf{x}$  – точка и направление в  $m$ -мерном пространстве;  $h$  – скалярный аргумент, значение которого близко к нулю;  $\mathbf{g}(\mathbf{x})$  – градиент по направлению;  $\mathbf{G}(\mathbf{x})$  – матрица Гессе, которая определяется следующим образом:

$$\mathbf{G}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 \Theta}{\partial x_1^2} & \dots & \frac{\partial^2 \Theta}{\partial x_1 \partial x_m} \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial^2 \Theta}{\partial x_1 \partial x_m} & \dots & \frac{\partial^2 \Theta}{\partial x_m^2} \end{bmatrix}.$$

Матрица Гессе симметрична, и для скалярной функции совпадает с матрицей Якоби градиента этой функции. Матрица Якоби  $\mathbf{J}(\mathbf{x})$  для  $n$ -мерной функции  $\theta(\mathbf{x}) = (\theta_1(\mathbf{x}), \dots, \theta_n(\mathbf{x}))^T$   $m$ -мерного аргумента  $\mathbf{x}$  – это  $n \times m$  матрица,  $(i, j)$ -й элемент которой является производной от  $\theta_i$  по  $x_j$ .

В методе Ньютона осуществляется квадратичная аппроксимация минимизируемого функционала  $\Theta(\mathbf{x})$ , при которой в окрестности текущей точки  $\mathbf{x}^{(k)}$  берутся три первых члена разложения в соответствии с теоремой Тейлора (8):

$$\Theta(\mathbf{x}^{(k)} + \Delta\mathbf{x}) \approx \Theta(\mathbf{x}^{(k)}) + \mathbf{g}^{(k)T} \Delta\mathbf{x} + \frac{1}{2} \Delta\mathbf{x}^T \mathbf{G}^{(k)} \Delta\mathbf{x}.$$

Из условия минимума функционала  $\Theta(\mathbf{x})$  на векторе  $\Delta\mathbf{x}^{(k)}$ :

$$\frac{\Theta(\mathbf{x}^{(k)} + \Delta\mathbf{x}) - \Theta(\mathbf{x}^{(k)})}{\Delta\mathbf{x}} = \mathbf{g}^{(k)T} \Delta\mathbf{x} + \frac{1}{2} \Delta\mathbf{x}^T \mathbf{G}^{(k)} \Delta\mathbf{x} = 0$$

и с учетом симметрии матрицы Гессе, находим условие, которому должен удовлетворять вектор  $\Delta \mathbf{x}^{(k)}$ :

$$\mathbf{G}^{(k)} \Delta \mathbf{x}^{(k)} = -\mathbf{g}^{(k)}. \quad (9)$$

Направление  $\Delta \mathbf{x}^{(k)}$ , которое является решением системы (9), называется Ньютонским. С учетом соотношений (7), градиент и матрицу Гессе функционала  $\Theta(\mathbf{x})$  можно представить в виде:

$$\mathbf{g}(\mathbf{x}) = \mathbf{J}(\mathbf{x})^T \boldsymbol{\theta}(\mathbf{x});$$

$$\mathbf{G}(\mathbf{x}) = \mathbf{J}(\mathbf{x})^T \mathbf{J}(\mathbf{x}) + \sum_{i=1}^n \theta_i(\mathbf{x}) \mathbf{G}_i(\mathbf{x}) \quad (10)$$

где  $\mathbf{G}_i(\mathbf{x})$  – матрица Гессе для  $\theta_i(\mathbf{x})$ .

Если  $\mathbf{x}^{(k)}$  – текущая оценка решения задачи минимизации функционала  $\Theta(\mathbf{x})$ , определяемого выражением (7), то, с учетом соотношений (10), векторно-матричное уравнение (ВМУ) (9) определяющее Ньютонское направление  $\Delta \mathbf{x}^{(k)}$ , может быть записано в следующем виде:

$$\left( \mathbf{J}^{(k)T} \mathbf{J}^{(k)} + \sum_{i=1}^n \theta_i^{(k)} \mathbf{G}_i^{(k)} \right) \Delta \mathbf{x}^{(k)} = -\mathbf{J}^{(k)T} \boldsymbol{\theta}^{(k)}, \quad (11)$$

здесь индекс  $^{(k)}$  обозначает принадлежность величины оценке  $\mathbf{x}^{(k)}$ .

При стремлении функционала  $\Theta^{(k)}(\mathbf{x})$  к минимуму,  $\theta^{(k)}(\mathbf{x})$  приближается к нулю, также приближается к нулевой и матрица  $\sum_{i=1}^n \theta_i^{(k)} \mathbf{G}_i^{(k)}$ . Соответственно, систему (11) можно упростить следующим образом:

$$\mathbf{J}^{(k)T} \mathbf{J}^{(k)} \Delta \mathbf{x}^{(k)} = -\mathbf{J}^{(k)T} \boldsymbol{\theta}^{(k)},$$

и далее

$$\Delta \mathbf{x}^{(k)} = -\left( \mathbf{J}^{(k)T} \mathbf{J}^{(k)} \right)^{-1} \mathbf{J}^{(k)T} \boldsymbol{\theta}^{(k)},$$

здесь элементы матрица Якоби представляют весовые коэффициенты чувствительности расчетного значения параметра температурного режима кабины  $t_{pi}^{(k)}$  к изменению  $j$ -го компонента вектора искомых ТХ кабины.

Поиск экстремума основан на итерационной процедуре построения последовательности векторов искомых параметров  $\{\mathbf{x}^{(k)}\}$ :

$$\mathbf{x}^{(k+1)} = \mathbf{x}^{(k)} + \alpha \Delta \mathbf{x}^{(k)},$$

где  $k$  – номер итерационного шага;  $\alpha$  – коэффициент, корректирующий длину шага.

Этот метод относится к классу экстремальных,

итерационных методов, характеризуется устойчивостью, достаточно высокой скоростью сходимости и небольшим объемом вычислений. Блок-схема метода приведена на рис. 2.

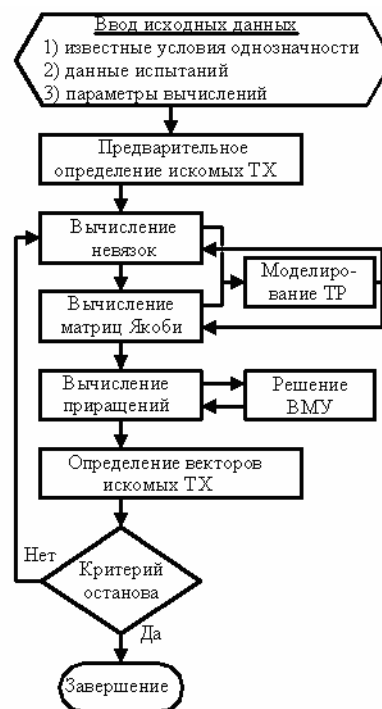


Рис. 2. Блок-схема алгоритма диагностики ТХ

## Выводы

1. В статье представлена модель нестационарного теплообмена авиационных кабин на основе графа системы сосредоточенных емкостей и матрицы их взаимодействий.

2. Поставлена и решена внутренняя обратная задача теплообмена, которая является основой для диагностики тепловых характеристик кабин и отсеков транспортных самолетов.

3. Результаты моделирования и диагностики ТХ транспортных самолетов рекомендуются для использования при проектировании систем обеспечения тепловых режимов.

## Литература

1. Гершкович А.М. Метод исследования и расчета нестационарного теплового процесса герметической кабины самолета / А.М. Гершкович // Техника воздушного флота. – 1952. – № 3. – С. 37-41.
2. Быков Л.Т. Высотное оборудование пассажирских самолетов / Л.Т. Быков, В.С. Ивлентьев, В.И. Кузнецов. – М.: Машиностроение, 1972. – 331 с.
3. Антипенко И.Н. Наземное кондиционирование воздуха в кабинах самолетов / И.Н. Антипенко, Н.Д. Данилов, В.И. Кузнецов. – М.: Транспорт, 1976. – 152 с.

4. Хлестун А.И. Моделирование тепловых режимов герметичных кабин транспортных самолетов на основе метода сосредоточенной емкости / А.И. Хлестун, Р.Н. Антонов // Пром. гидравлика і пневматика. – Вінниця, 2008. – № 1 (19). – С. 23-30.

5. Мацевитый Ю.М. Обратные задачи теплопроводности, в 2-х т., т. 1. Методология / Ю.М. Мацевитый; НАН Украины, Ин-т проблем машиностроения. – К.: Наук. думка, 2002. – 408 с.

6. Killong D. Fluid Flow Analysis for Convective Thermal Control of Flight Experiments / D. Killong,

A. Brian // SAE TPS № 891564. California, July 24-26, 1989.

7. Milman M.H. Note on the Solution to a Common Thermal Network Problem Encountered in Heat Transfer Analysis of Spacecraft / M.H. Milman, W.A. Petrick // Appl. Math. Modeling. – 2002. – Vol. 24. – P. 861-879.

8. Leo T.J. A thermoeconomic analysis of a commercial aircraft environmental control system / T.J. Leo, I. Perez-Grande // Applied Thermal Engineering. – 2005. – № 25. – P. 309-325.

Поступила в редакцию 21.05.2010

**Рецензент:** д-р техн. наук, главный конструктор В.А. Трофимов, Государственной предприятие "Антонов", Киев.

### МОДЕЛЮВАННЯ І ДІАГНОСТИКА ТЕПЛОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

**О.І. Хлестун, В.П. Бочаров**

Наведено математичний опис нестационарних теплових режимів кабін і відсіків транспортних літаків під час кондиціонування на основі методу зосередженої ємності. В якості теплових ємностей виділено: повітря всередині кабіни; огорожувальні конструкції; внутрішні конструкції; електричне обладнання; вантажі. Для розв'язання отриманої системи диференціальних рівнянь з початковими умовами використано модифікований метод Хеммінга. Сформульовано та розв'язано задачу діагностики теплових характеристик кабін і відсіків транспортних літаків за даними випробувань, яка відноситься до класу внутрішніх зворотних теплообміну. У процедурі параметричної ідентифікації теплових характеристик використано екстремальний ітераційний метод Ньютона-Гауса, який є стійким і має достатньо швидку збіжність.

**Ключові слова:** теплові характеристики, теплові режими, моделювання, діагностика, кабін і відсіки транспортних літаків.

### MODELING AND DIAGNOSTICS OF TRANSPORT AIRCRAFT THERMAL CHARACTERISTICS

**O.I. Khlystun, V.P. Bocharov**

In the article it has been presented the mathematical description of transport aircraft cabins and compartments nonstationary thermal modes during conditioning, this description is based on the accumulated capacity concept. As accumulated capacities considered: air inside of cabin; fencing constructions; inside constructions; electrical equipment; cargoes. It has been used modified algorithm of Hemming for solving obtained system of differential equations with initial conditions. It has been formulated and solved problem of transport aircraft cabins and compartments thermal characteristics with using the data of tests, this problem belongs to the class of inside inverse problems of heat exchange. Newtonian-Gauss extreme iterative technique has been used in the procedure of thermal characteristics parametrical identification, which has stability and quick convergence.

**Key words:** thermal characteristics, thermal modes, modeling, diagnostics, of transport aircraft cabins and compartments.

**Хлестун Александр Иванович** – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры гидрогазовых систем Национального авиационного университета, Киев, Украина, e-mail: airsyst@ukr.net.

**Бочаров Виктор Пантелеевич** – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры гидрогазовых систем Национального авиационного университета, Киев, Украина, e-mail: ggsp@nau.edu.ua.