

ПАРАМЕТРЫ ТЕПЛООБМЕНА АГРЕГАТОВ И ТРУБОПРОВОДОВ ГИДРОСИСТЕМЫ САМОЛЁТА

© 2011 В. Н. Николаев

ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина»

Разработан и исследован метод определения параметров теплообмена агрегатов и трубопроводов гидросистемы самолёта. Построена модель теплообмена реального агрегата и предложены формулы вычисления коэффициентов теплоотдачи агрегата и трубопровода.

Математическая модель, гидросистема самолёта, параметры теплообмена, адекватность математической модели, параметрическая идентификация, погрешность параметрической идентификации.

При проведении проектирования и стендовых испытаний гидросистемы самолёта необходимо задаваться условиями теплообмена. Они могут быть представлены такими параметрами конвективно-лучистого теплообмена, как температура воздушной среды, температуры, окружающие исследуемые агрегаты и трубопроводы поверхностей, коэффициенты теплоотдачи агрегатов и трубопроводов и другие. Параметры теплообмена определяются не только характеристиками агрегатов и трубопроводов и топологией их размещения в отсеке, но и в большей степени изменяющимися в широких пределах параметрами режима полёта и воздушной среды за бортом. Одним из перспективных подходов к решению этой задачи является построение по результатам лётного эксперимента достаточно универсальных математических моделей параметров теплообмена исследуемых агрегатов и трубопроводов.

В связи с изложенным необходимо разработать и исследовать метод определения параметров теплообмена агрегатов и трубопроводов гидросистемы самолёта, в который входит построение математической модели, проверка её адекватности реальному процессу, разработка алгоритма параметрической идентификации, оценивание погрешностей идентификации.

В работе на основании результатов лётных испытаний самолёта была разработана и исследована математическая модель теп-

лообмена агрегатов гидросистемы. Эта модель правомерна для той компоновки и той части отсека, в которой получены данные, использующиеся при её построении. Распространение модели на другие компоновки и части отсеков требует дополнительных исследований.

В основу модели положена приведённая на рис. 1 тепловая модель отдельного агрегата в системе негерметичного нетеплоизолированного отсека.

В модель введены процесс теплообмена обшивки с температурой T_{cv} и процесс теплообмена эффективного бортового оборудования, окружающего исследуемый агрегат, с температурой $T_{eq,ef}$. При этом обшивке передается тепловая энергия от пограничного слоя воздушной среды с температурой T_e , к её наружной поверхности поступает лучистая тепловая энергия $Q_{cv,out}$, а перетекающий через щели воздух переносит тепловую энергию Q_{sp} . Кроме того, вместо параметра режима полёта H , используемого в известных работах, введены давление p_V и плотность ρ_V воздушной среды за бортом, как более информативные. В уравнении теплообмена агрегата с температурой T_{eq} учитывается тепловая энергия Q_{eq} от его внутреннего тепловыделения, в уравнении теплооб-

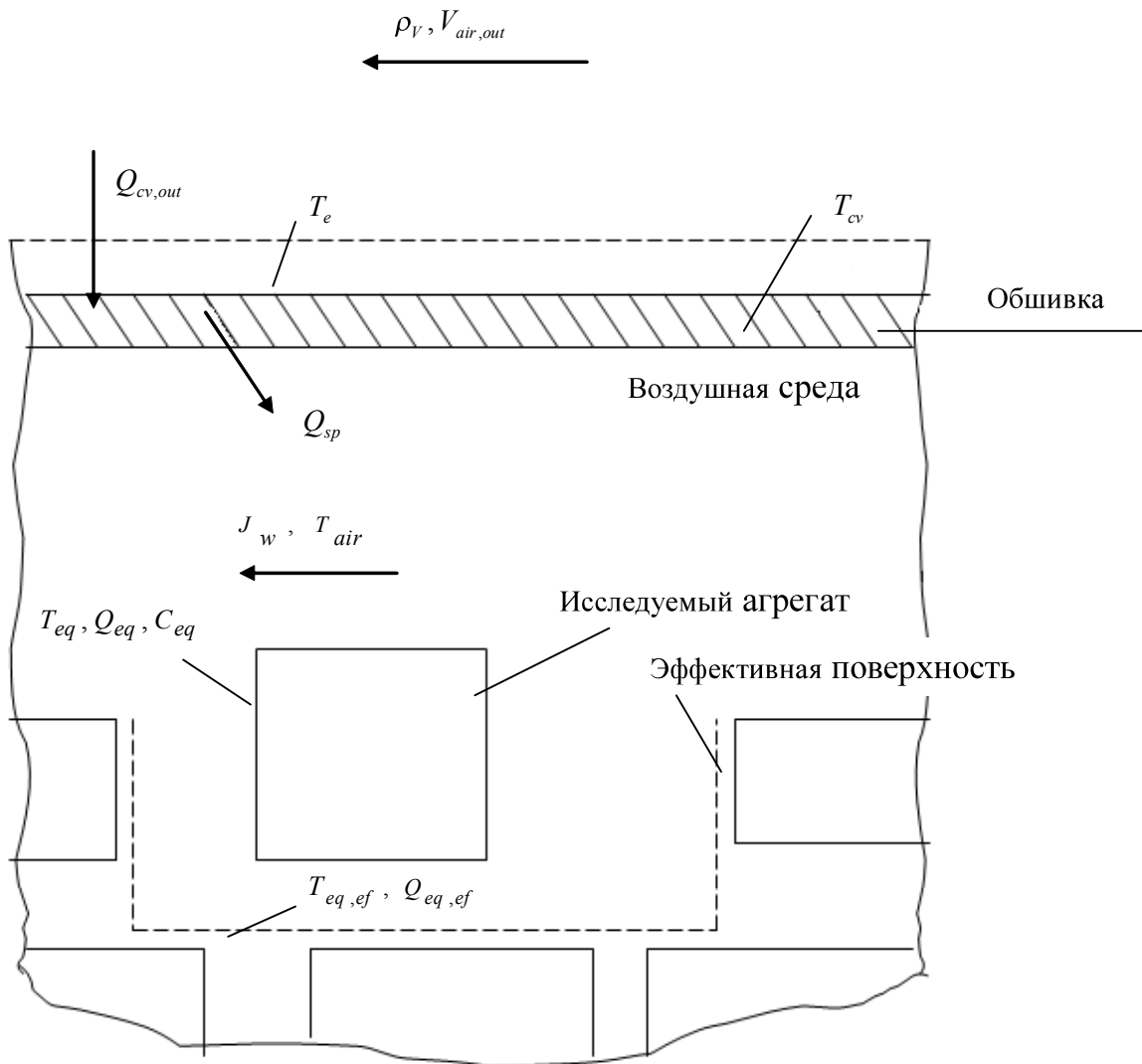


Рис. 1. Схема составляющих математической модели параметров теплообмена агрегата или трубопровода гидросистемы самолёта:

Q_{sp} - тепловая энергия перетекающей воздушной среды через щели в обшивке в отсек и обратно;

$Q_{cv,out}$ - тепловой поток, поступающий к наружной поверхности обшивки от прямого и отражённого излучения Солнца и прямого излучения Земли; ρ_V - плотность воздушной среды за бортом; $V_{air,out}$ - воздушная скорость полёта; T_e - температура восстановления;

T_{cv} - температура обшивки; J_w - модуль массовой скорости воздушной среды в отсеке;

T_{air} - температура воздушной среды в отсеке; T_{eq} - температура поверхности исследуемого агрегата;

Q_{eq} - тепловой поток на поверхности агрегата; C_{eq} - теплоёмкость исследуемого агрегата;

$T_{eq,ef}$ - эффективная температура поверхности блоков, окружающих исследуемый агрегат;

$Q_{eq,ef}$ - эффективный тепловой поток в блоках, окружающих исследуемый агрегат

мена окружающего бортового оборудования - тепловая энергия $Q_{eq,ef}$. Вместо расчётных значений α_{eq} коэффициента теплоотдачи конвекцией исследуемого агрегата введено произведение β измеряемых плотности ρ_V и числа Маха M полёта самолёта при $M < 1$ и произведение $\rho_V M^2$ при $M \geq 1$.

Последнее преобразование проведено на основании того, что коэффициент теплоотдачи α_{eq} определяется [1] модулем массовой скорости окружающей поверхности воздушной среды. Модуль массовой скорости J_W , в свою очередь, может быть описан следующими выражениями [2]:

$$J_W(t) = \vartheta_{j0} + \vartheta_{j1} \rho_V(t) M(t)$$

при $0,25 \leq M < 1,0$;

$$J_W(t) = \vartheta_{j0} + \vartheta_{j1} \rho_V(t) M^2(t)$$

при $1,0 \leq M \leq M_{max}$,

$$J_W(t) = J_{W1} \text{ при } \rho_V M \leq 0,05;$$

$$J_W(t) = J_{W2} \text{ при } 0,05 < \rho_V M < 0,25,$$

где ϑ_{j0} , ϑ_{j1} - подлежащие идентификации коэффициенты.

Тепловой модели теплообмена соответствует математическая модель, состоящая из дифференциальных уравнений теплового баланса обшивки, воздушной среды в отсеке исследуемого агрегата или трубопровода и эффективного бортового оборудования:

$$\begin{aligned} T_{cv,t} = & \vartheta_1 \rho_V(t) V_{air,out}(t) [T_c(t) - T_{cv}(t)] - \vartheta_2 \beta^{\vartheta_{17}}(t) [T_{cv}(t) - T_{air}(t)] - \\ & - \vartheta_3 \left\{ \left[\frac{T_{cv}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq}(t)}{100} \right]^4 \right\} - \vartheta_4 \left\{ \left[\frac{T_{cv}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq,ef}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \\ & + \vartheta_{18} \beta^{\vartheta_{17}}(t) [T_c(t) - T_{cv}(t)] + \\ & + \vartheta_{19} \left[\frac{p_V(t) \frac{d p_V(t)}{dt}}{T_{cv}(t)} \right]^{\vartheta_{17}} [T_c(t) - T_{cv}(t)] + \vartheta_{21} Q_{cv,out}; \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} T_{air,t} = & \vartheta_5 \beta^{\vartheta_{17}}(t) [T_{cv}(t) - T_{air}(t)] + \\ & + \vartheta_6 \beta(t) [T_{cv}(t) - T_{air}(t)] + \\ & + \vartheta_{20} \frac{p_V(t)}{T_{cv}(t)} \frac{d p_V(t)}{dt} [T_{cv}(t) - T_{air}(t)] - \\ & - \vartheta_7 \beta^{\vartheta_{17}}(t) [T_{air}(t) - T_{eq}(t)] - \\ & - \vartheta_8 \beta^{\vartheta_{17}}(t) [T_{air}(t) - T_{eq,ef}(t)] + \vartheta_{22}; \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} T_{eq,t} = & \vartheta_9 \beta^{\vartheta_{17}}(t) [T_{air}(t) - T_{eq}(t)] + \\ & + \vartheta_{10} \left\{ \left[\frac{T_{cv}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \\ & + \vartheta_{11} \left\{ \left[\frac{T_{eq,ef}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \\ & + \vartheta_{12} (T_{lq} - T_{eq}); \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} T_{eq,ef,t} = & \vartheta_{13} \beta^{\vartheta_{17}}(t) [T_{air}(t) - T_{eq,ef}(t)] + \\ & + \vartheta_{14} \left\{ \left[\frac{T_{cv}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq,ef}(t)}{100} \right]^4 \right\} - \\ & - \vartheta_{15} \left\{ \left[\frac{T_{eq,ef}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq}(t)}{100} \right]^4 \right\} + \vartheta_{16}, \end{aligned} \quad (5)$$

где T_{air} - температура воздушной среды в отсеке; T_{lq} - температура гидрожидкости, протекающей в агрегате; $T_{cv}, T_{air}, T_{eq}, T_{eq,ef}$ в выражениях (2)–(5) с индексом t означает дифференцирование по t .

При использовании уравнений (2)–(5) в качестве модели параметров теплообмена агрегата или трубопровода необходимо по результатам лётных испытаний выполнить её параметрическую идентификацию - получить оптимальные оценки коэффициентов $\vartheta_1, \vartheta_2, \dots, \vartheta_r$, составляющих вектора искоемых коэффициентов $\vec{\Theta} = [\vartheta_i]_{i=1}^r$.

Коэффициент теплоотдачи α_{eq} при необходимости может быть вычислен по пре-

образованному и упрощённому критериальному соотношению [2]:

$$\alpha_{eq} = \frac{C_{eq}}{F_{eq}} \vartheta_9 \beta^{\vartheta_{17}}, \quad (6)$$

где F_{eq} - теплоотдающая площадь агрегата или трубопровода; C_{eq} - теплоёмкость агрегата или трубопровода.

Достоинством такого подхода является возможность переноса получаемых по модели (2) - (5) параметров теплообмена агрегата или трубопровода на случаи изменения их геометрических и других характеристик.

В частности, коэффициенты теплоотдачи агрегата и трубопровода можно пересчитать, решив систему уравнения (6) и уравнений, полученных путём упрощения критериальных соотношений для агрегата [3]:

$$Nu_{air} = 0,66 Re_{air}^{0,50} Pr_{air}^{0,43} \left(\frac{Pr_{air}}{Pr_{eq}} \right)^{0,25} \quad (7)$$

при $Re_{air} < 4 \cdot 10^4$,

$$Nu_{air} = 0,037 Re_{air}^{0,80} Pr_{air}^{0,43} \left(\frac{Pr_{air}}{Pr_{eq}} \right)^{0,25} \quad (8)$$

при $Re_{air} \geq 4 \cdot 10^4$

и поперечно обтекаемого воздухом горизонтального трубопровода [4]:

$$Nu_{air} = 0,050 Re_{air}^{0,50} Pr_{air}^{0,38} \left(\frac{Pr_{air}}{Pr_{eq}} \right)^{0,25} \quad (9)$$

при $5 < Re_{air} < 1 \cdot 10^3$,

$$Nu_{air} = 0,025 Re_{air}^{0,60} Pr_{air}^{0,38} \left(\frac{Pr_{air}}{Pr_{eq}} \right)^{0,25} \quad (10)$$

при $10^3 < Re_{air} < 2 \cdot 10^5$,

где Nu_{air} , Re_{air} , Pr_{air} - критерии соответственно Нуссельта, Рейнольдса, Прандтля при температуре $T = T_{air}$; Pr_{eq} - критерий Прандтля при температуре $T = T_{eq}$.

В соотношениях (7)...(10) за определяющие температуры принимаются T_{air} , T_{eq} , а за определяющие размеры в (7), (8) – длина полупериметра обтекания агрегата [3], в (9), (10) – диаметр трубопровода.

Задача параметрической идентификации может быть решена путём минимизации по вектору коэффициентов $\vec{\Theta}$ следующей квадратичной функции невязки:

$$\Phi(\vec{\Theta}) = \sum_{k=1}^{N_k} [\vec{Y}_k - \hat{Y}_k(\vec{\Theta})]^T \Gamma_k^{-1} [\vec{Y}_k - \hat{Y}_k(\vec{\Theta})], \quad (11)$$

где $\vec{Y}_k = [T_{cv}, T_{air}, T_{eq}, T_{eq,ef}]$ – вектор измерений; \hat{Y}_k – прогноз вектора измерений, рассчитываемый по модели (2)...(5); N_k – общее количество измерений; $\Gamma_k^{-1} - (m \times m)$ – положительно определённая симметричная матрица дисперсий случайных погрешностей измерений.

В связи с высокой размерностью вектора искомых коэффициентов ($r \leq 22$), а также из-за овражности $\Phi(\vec{\Theta})$, характерной для обратных задач теплообмена, предложен оригинальный алгоритм, являющийся композицией методов наискорейшего спуска, квази-ньютонского Бройдена-Флетчера-Гольдфарба-Шэнно (БФГШ) [6] и координатного:

$$\hat{\Theta}_{j+1} = \hat{\Theta}_j + \alpha_j S(\hat{\Theta}_j), \quad (12)$$

где α_j - коэффициент, характеризующий длину шага на j -ой итерации; $S(\hat{\Theta}_j)$ - параметр, указывающий направление поиска вектора $\vec{\Theta}_0$ действительных значений коэффициентов $\hat{\Theta}$.

В методе наискорейшего спуска параметр $S(\hat{\Theta}_j)$ принимает значения

$$S(\hat{\Theta}_j) = -\nabla \Phi(\hat{\Theta}_j), \quad (13)$$

где $\nabla \Phi(\hat{\Theta}_j) - (r \times 1)$ – вектор первых частных производных функции невязки $\Phi(\bar{\Theta})$ по вектору $\bar{\Theta}$ в точке $\hat{\Theta}_j$.

В соответствии с методом БФГШ параметр $S(\hat{\Theta}_j)$ определяется из системы уравнений

$$\nabla^2 \Phi(\hat{\Theta}_j) S(\hat{\Theta}_j) = -\nabla \Phi(\hat{\Theta}_j), \quad (14)$$

где $\nabla^2 \Phi(\hat{\Theta}_j) - (r \times r)$ – матрица Гессе вторых частных производных $\Phi(\bar{\Theta})$ по вектору $\bar{\Theta}$ в точке $\hat{\Theta}_j$.

Предложенный алгоритм дал возможность минимизировать $\Phi(\bar{\Theta})$ овражного вида с седловыми стационарными точками, при необходимости последовательно фиксируя часть коэффициентов $\bar{\Theta}$ и остальные оценивая по методу наискорейшего спуска и (или) методу БФГШ.

Алгоритм был исследован путём численного моделирования для ряда задаваемых (эталонных) значений векторов управления $\bar{U} = [\rho_v, V_{air, out}, M, T_e, T_{iq}]^T$ и искомым коэффициентам $\bar{\Theta}_0$, которым приводились в соответствие рассчитанные по (2)...(5) и зашумлённые величины вектора измерений \bar{Y} . Изучались устойчивость, скорость и точность сходимости алгоритма в зависимости от формы и точности задания исходных условий и других факторов. При этом критериями качества являлись величины функции невязки $\Phi(\bar{\Theta})$ последней итерации и величины $(\hat{\Theta}_j - \bar{\Theta}_0) / \bar{\Theta}_0$, определяющие погрешности

оценок коэффициентов $\hat{\Theta}$ относительно их действительных значений $\bar{\Theta}_0$.

По результатам моделирования был сделан вывод об удовлетворительной сходимости предложенного алгоритма. Конечные результаты незначительно зависят от погрешностей задания начальных значений $\bar{\Theta}_{int}$.

При определении погрешностей получаемых оценок $\hat{\Theta}$ был использован метод, основанный на построении и анализе ковариационной матрицы $P(\hat{\Theta})$ погрешностей оценок [7].

$$P(\hat{\Theta}) = \begin{bmatrix} \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^{N_k} \frac{h_{1jk}}{\sigma_j} \frac{h_{1jk}}{\sigma_j} & \dots & \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^{N_k} \frac{h_{1jk}}{\sigma_j} \frac{h_{rjk}}{\sigma_j} \\ \vdots & & \vdots \\ \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^{N_k} \frac{h_{rjk}}{\sigma_j} \frac{h_{1jk}}{\sigma_j} & \dots & \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^{N_k} \frac{h_{rjk}}{\sigma_j} \frac{h_{rjk}}{\sigma_j} \end{bmatrix}^{-1}, \quad (15)$$

где $h_{ijk} = \frac{\partial}{\partial \theta_i} \hat{Y}_{jk}(\bar{\Theta})$ – функция чувствительности j -ой составляющей прогноза вектора измерений $Y_{jk}(\bar{\Theta})$ к изменению i -го искомого коэффициента в k -ый момент времени; σ_j – среднее квадратическое отклонение погрешности j -ой составляющей Y_j вектора измерений \bar{Y} ; m – размерность вектора.

Диагональные элементы $(r \times r)$ – матрицы $P(\hat{\Theta})$ являются дисперсиями оценок коэффициентов, а остальные позволяют рассчитать их взаимные корреляции. По значениям дисперсий при численном моделировании нами определялись доверительные интервалы полученных оценок коэффициентов.

Функции чувствительности определяются как особенностями исследуемых агрегатов и трубопроводов математическими моделями их теплообмена, так и значимыми факторами лётного эксперимента: составом векторов измерений \bar{Y} и управления \bar{U} , ин-

тервалом дискретизация времени измерений и другими. Это обстоятельство позволяет выполнять оптимальное планирование лётного эксперимента, выбирая факторы исходя из требуемой точности идентификации. Помимо приведённых выше оценок точности в качестве критерия при планировании эксперимента использовалась степень обусловленности ε матрицы $P(\hat{\Theta})$. Планирование сводилось к выбору количественных значений значимых факторов эксперимента, соответствующих минимальным значениям степени обусловленности ε .

Окончательные выводы о качестве предложенных моделей параметров теплообмена проводились по результатам проверки их адекватности реальным измерениям путём сопоставления остатков - разности измеренных значений параметров теплообмена \bar{Y} и их оценок \hat{Y} с погрешностями \bar{Y} .

Экспериментальная проверка предложенного метода была выполнена по результатам определения параметров теплообмена агрегата РПД1Б-100, размещённого на манёвренном самолёте.

Была построена модель (4) теплообмена агрегата:

$$T_{eq,t} = 4,00 \cdot 10^{-4} \beta^{0,51} [T_{air}(t) - T_{eq}] + 2,43 \cdot 10^{-4} \left\{ \left[\frac{T_{cv}(t)}{100} \right]^4 - \left[\frac{T_{eq}}{100} \right]^4 \right\} + 3,042 \cdot 10^{-3} [T_{lq}(t) - T_{eq}]. \quad (16)$$

Предварительно для получения устойчивых конечных результатов оценивания коэффициентов проводилось оптимальное планирование лётного эксперимента путем анализа ковариационной матрицы $P(\hat{\Theta})$. Анализ показал, что степень обусловленности ε матрицы $P(\hat{\Theta})$ минимальна при оценивании коэффициентов модели по режиму полёта на разгон (рис. 2, 3) при интервале дискретизации времени измерений $\Delta t = 30 - 60$ с.

Проверка полученной в режиме полёта на разгон модели параметров теплообмена была выполнена путём анализа её адекватности результатам измерений параметров

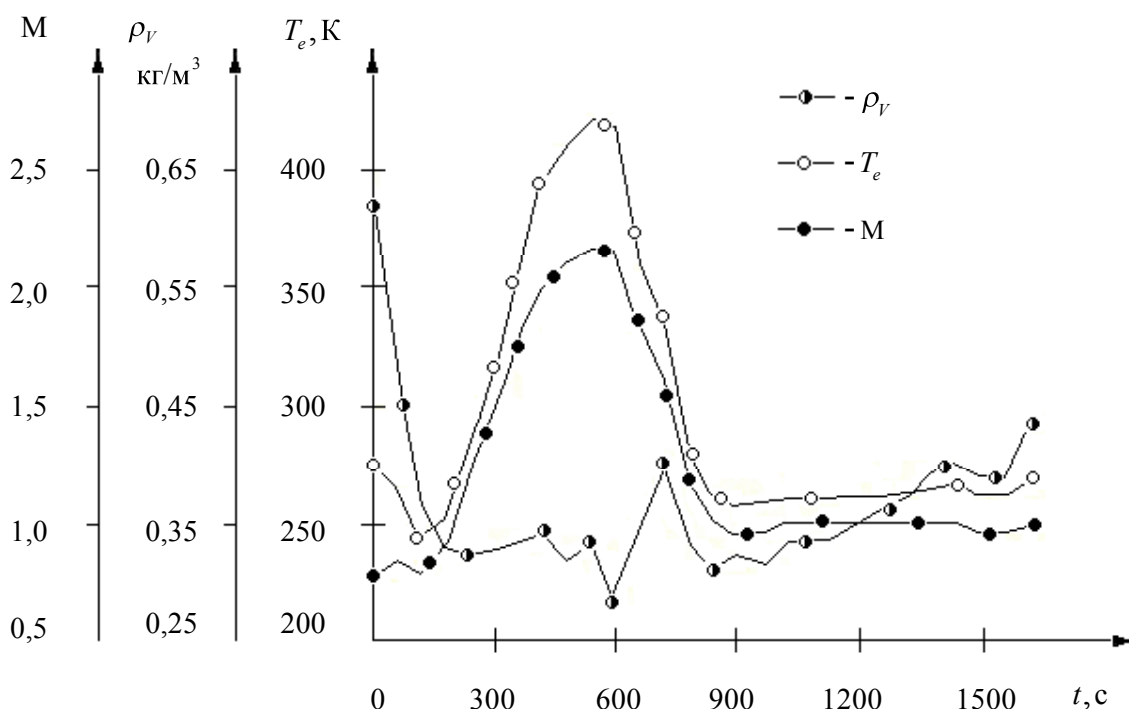


Рис. 2. Значения параметров полёта при разгоне манёвренного самолёта

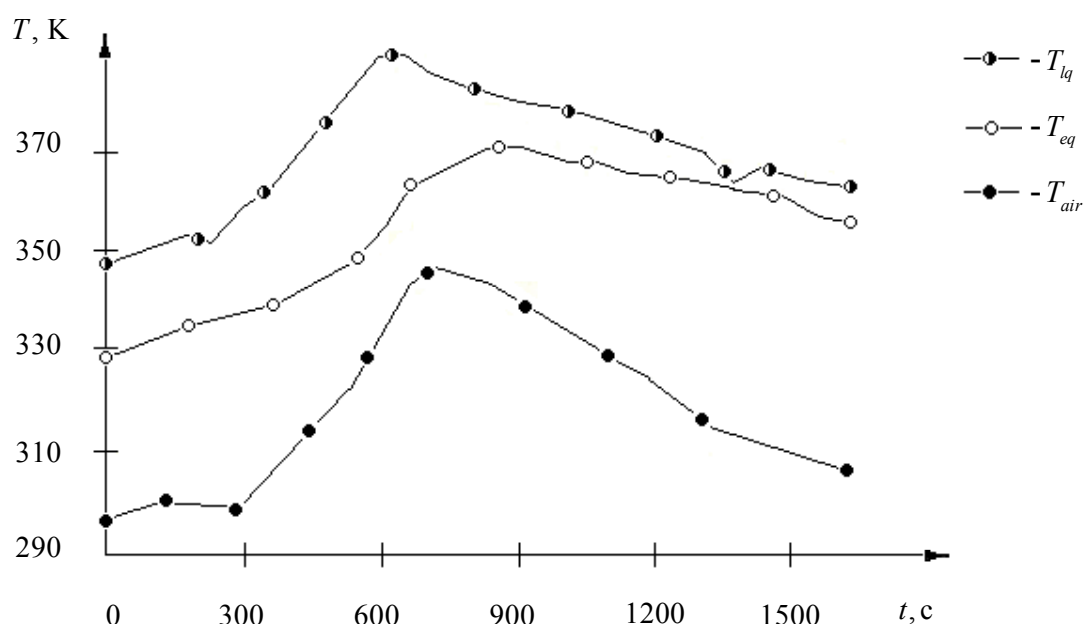


Рис. 3. Значения температур, определяющих параметры теплообмена агрегата гидросистемы, при режиме полёта на разгон манёвренного самолёта

также в режиме полёта на разгон. В качестве обобщённых характеристик остатков были приняты их доверительные интервалы при доверительной вероятности $\beta_p = 0,95$. Они оказались равными 2 К (рис. 4) для температуры поверхности исследуемого агрегата T_{eq} .

Это значение не превышает доверительный интервал погрешности измерения T_{eq} .

Доверительные интервалы оценок коэффициентов модели (16) при доверительной вероятности $\beta_p = 0,95$ составили 5...20 %.

Коэффициент теплоотдачи агрегата РПД1Б - 100 на манёвренном самолёте α_{eq} может быть вычислен по соотношению (6):

$$\alpha_{eq} = 7,79 \beta^{0,51}. \quad (17)$$

Коэффициент теплоотдачи трубопровода в месте размещения агрегата РПД1Б - 100 можно определить, решив систему уравнений (7), (9), (17) при критерии $Pr = 0,72$:

$$\alpha_{ib} = 4,27 d_{ib}^{-0,5} \beta^{0,51}, \quad (18)$$

где d_{ib} - наружный диаметр трубопровода.

При выводе формулы (18) приняты критериальные соотношения (7), (9) из-за того, что рассчитанный по соотношениям (7), (9), (17) критерий Re не превышает $4 \cdot 10^4$ для агрегата и $1 \cdot 10^3$ для трубопровода.

В качестве примера для режима полёта на разгон (рис. 2, 3) на рис. 5 приведены значения коэффициентов теплоотдачи агрегата РПД1Б-100 и трубопровода с диаметром $d_{ib} = 0,01$ м.

Погрешность коэффициента теплоотдачи агрегата, оценённая по приведенной в работе [8] методике, не превышает 20%. Определить погрешность коэффициента теплоотдачи трубопровода не представляется возможным, так как неизвестна для условий отсека самолёта достоверность структур и коэффициентов критериальных соотношений (7), (9).

Таким образом, разработан и исследован метод определения параметров теплооб-

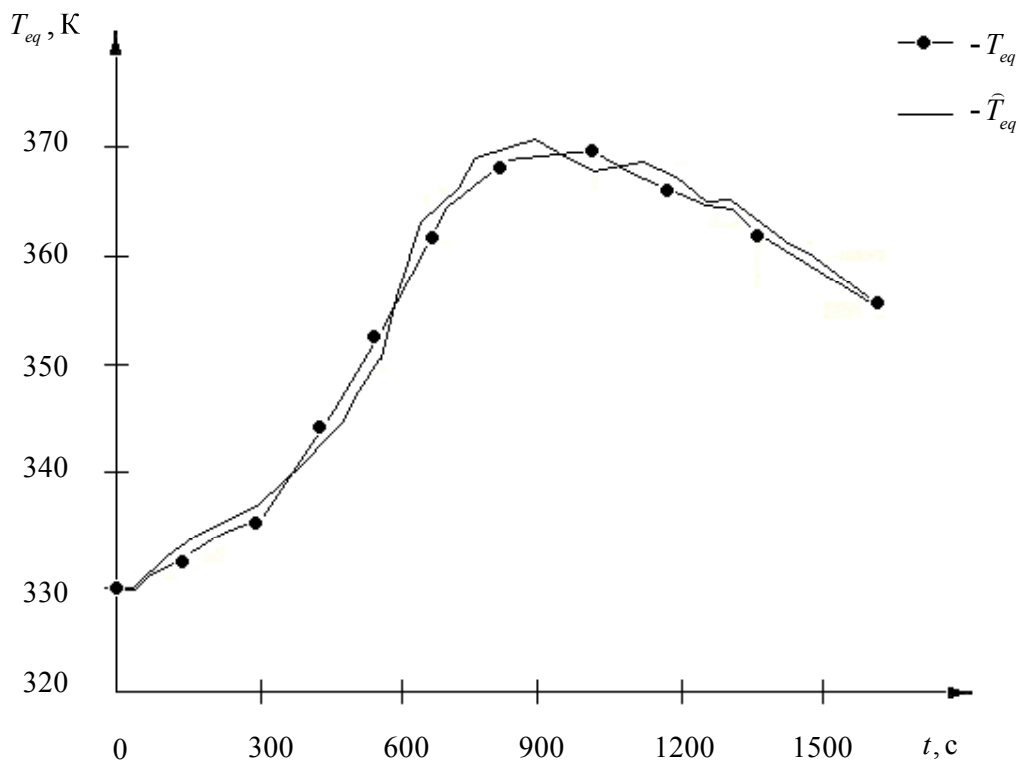


Рис. 4. Измеренные T_{eq} и рассчитанные по модели (16) \hat{T}_{eq} значения температуры поверхности агрегата РПДІВ-100 на разгоне

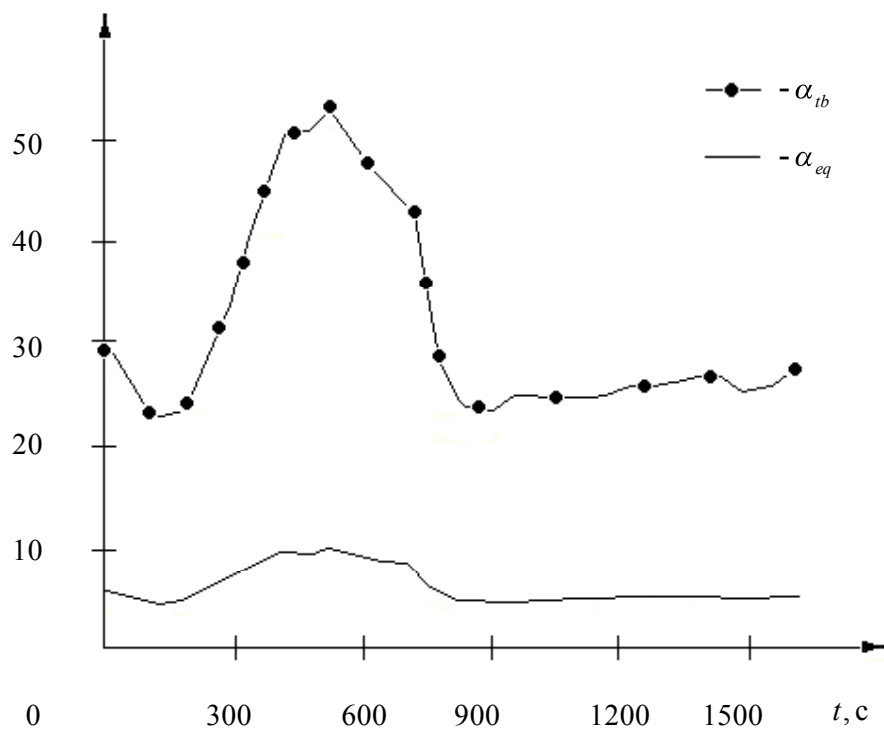


Рис. 5. Рассчитанные значения α_{eq} по формуле (17) и α_{tb} по формуле (18) на разгоне

мена агрегатов и трубопроводов гидросистемы самолёта, в основу которого положена параметрическая идентификация математических моделей. Построена модель (16) теплообмена агрегата РПД1Б - 100 манёвренного самолёта и предложены формулы вычисления коэффициентов теплоотдачи для агрегата РПД1Б-100 (17) и трубопровода гидросистемы (18).

Библиографический список

1. Крейт Ф., Блэк У. Основы теплопередачи / Н. А. Анфимов; Пер. с англ. - М.: Мир, 1983. - 512 с.
2. Николаев В. Н. Экспериментально-теоретический метод определения параметров теплообмена бортового оборудования самолёта-истребителя // Алгоритмическое и программное обеспечение исследований внешних воздействий на бортовое оборудование самолётов и вертолётот: Научно-технический сборник. - Новосибирск: СибНИА. - 1980. - Вып. 4. - С. 17 - 26.
3. Дульнев Г. Н., Тарновский Н. Н. Тепловые режимы электронной аппаратуры. - Л.: Энергия, 1971. - 248 с.
4. Ярышев Н. А. Теоретические основы измерения нестационарных температур. - Л.: Энергоатомиздат, 1990. - 256 с.
5. Реклейтис Г., Рейвиндран А., Рэгселл К. Оптимизация в технике. Кн. 1 / Пер. с англ. - М.: Мир, 1986. - 349 с.
6. Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация. - М.: Мир, 1985. - 509 с.
7. Симбирский Д. Ф. Температурная диагностика двигателей. - Киев: Техника,

1976, - 208 с.

8. Рабинович С. Г. Погрешности измерения. - Л.: Энергия, 1978. - 262 с.

References

1. Crate, F. Fundamentals of heat transfer [Text]: [transl. from engl.]/ F. Crate, W. Black. - M.: Mir, 1983. - 512 p.
2. Nikolayev, V. N. Experimentally-theoretical method for the characterization of fighter plane onboard equipment [Text]/ V. N. Nikolayev // Algorithmic and software support of research of external influences on the onboard equipment of planes and helicopters: collection of scientific and technical papers. - Novosibirsk: SibNIA. - 1980. - Issue. 4. - PP. 17-26.
3. Dulnev, G. N. Thermal conditions of electronic equipment [Text]/ G. N. Dulnev, N. N. Tarnovsky. - L.: Energia, 1971. - 248 p.
4. Yaryshev, N. A. Theoretical foundations of measuring transient temperatures [Text]/ N. A. Yaryshev. - L.: Energoatomizdat, 1990. - 256 p.
5. Reklaitis, G. Engineering optimization. Vol. 1 [Text]: [transl. from engl.]/ G. Reklaitis, A. Ravindran, K. Ragsdell. - M.: Mir, 1986. - 349 p.
6. Gill, F. Practical optimization [Text]/ F. Gill, W. Murrey, M. Wright. - M.: Mir, 1985. - 509 p.
7. Simbirsky, D. F. Temperature diagnostics of engines [Text]/ D. F. Simbirsky. - Kiev: Tekhnika, 1976. - 208 p.
8. Rabinovich, S. G. Measurement errors [Text]/ S. G. Rabinovich. - L.: Energia, 1978. - 262 p.

HEAT EXCHANGE PARAMETERS OF UNITS AND PIPELINES OF THE AIRCRAFT HYDRAULIC SYSTEM

© 2011 V. N. Nikolayev

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

A method of determining heat exchange parameters of the aircraft hydraulic system units and pipelines has been developed and investigated. A model of the real unit heat exchange has been constructed and formulas for the calculation of heat-transfer coefficients of the unit and pipeline are proposed.

Mathematical model, aircraft hydraulic system, heat exchange parameters, mathematical model adequacy, parametric identification, parametric identification error.

Информация об авторе

Николаев Владимир Николаевич, кандидат технических наук, начальник сектора ФГУП «Сибирского научно – исследовательский институт 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.