

УДК 629.7.042.2.001.24:662.998

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОТЕПЛОЙ И СТРУЙНОЙ ЗАЩИТЫ ОТ ЗАПОТЕВАНИЯ СТЕКОЛ КАБИНЫ САМОЛЁТА

© 2012 В. Н. Николаев

ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», Новосибирск

Разработан метод определения оптимальных параметров электротепловой и струйной защиты от запотевания стёкол кабины экипажа пассажирского самолёта, основанный на использовании математической модели теплового состояния кабины экипажа. Проведена разработка методов решения прямой и обратной задач теплообмена и определения доверительных интервалов оценок параметрической идентификации. Получены необходимые характеристики электротепловой и струйной защиты от запотевания стёкол кабины экипажа.

Математическая модель, тепловое состояние, прямая и обратная задача, электротепловая и струйная защита, температура, самолёт.

При решении различных научно-технических задач в области разработки и эксплуатации самолёта, в том числе при оценивании эффективности электротепловой и струйной защиты от запотевания стёкол кабины экипажа, необходимо определять тепловое состояние кабины.

Математическую модель герметичной теплоизолированной кабины с системой кондиционирования воздуха представим системой одномерных уравнений теплоизолированной обшивки, окон и обыкновенных дифференциальных уравнений теплообмена внутренней поверхности теплоизоляции обшивки, кресел, людей, бортового оборудования, воздуха и переноса энтальпии из системы кондиционирования воздуха [1].

Коэффициент теплоотдачи $\alpha_{k,out}$ наружной поверхности многослойной конструкции и коэффициент теплоотдачи $\alpha_{k,in}$ внутренней поверхности многослойной конструкции будем вычислять по методикам, соответственно описанным в работах [2] и [3].

При струйной защите от запотевания стёкол воздух, вытекающий из сопла, ведёт себя как пристеночная струя, скорость $w_{win}(l)$ и температура $T_{air,win}(l)$ которой связаны между собой и зависят от расстояния от среза сопла по длине стекла l_{win} [4]:

$$w_{win}(l) = 4,86(l_{win}/h_{str})^{0,5}(w_{str} - w_{air}) + w_{air} \quad (1)$$

$$T_{air,win}(l) = 3,5(l_{win}/h_{str})^{0,5}(T_{str} - T_{air}) + T_{air} \quad (2)$$

В уравнениях (1), (2) использованы следующие обозначения:

h_{str} — ширина щели плоского сопла;

w_{str} , T_{str} — скорость и температура воздуха струи на выходе из сопла;

w_{air} , T_{air} — скорость и температура воздуха в кабине.

Скорость струи w_{str} определим по известному выражению:

$$w_{str} = G_{str} / (\rho_{str} S_{sp}), \quad (3)$$

где G_{str} — расход воздуха струи на выходе из сопла; ρ_{str} — плотность воздуха струи на выходе из сопла; S_{sp} — площадь щели сопла.

Плотность воздуха ρ_{str} в выражении (3) определим из уравнения состояния идеального газа:

$$\rho_{str} = P_{str} / (R T_{str}), \quad (4)$$

где P_{str} — давление воздуха струи на выходе из сопла; R — удельная газовая постоянная сухого воздуха.

Коэффициент лучистого обмена в уравнениях модели определяется методом Монте-Карло [5].

Для эффективной работы электротепловой и струйной защиты от запотевания стёкол кабины необходимо найти оптимальные параметры электротепловой и струйной защиты, которые включают значения тепловой

энергии $Q_{k,in}$ электротепловой защиты, расхода G_{str} , температуры воздуха T_{str} и ширины щели сопла h_{str} струйной защиты.

Перечисленные параметры определяют температуру внутренних поверхностей стёкол в кабине. При этом температура внутренних поверхностей стёкол и влажность воздуха в кабине влияют на запотевание стёкол.

Для решения прямой задачи теплового состояния отсеков уравнения для обшивки и окон дискретизируются по пространственной переменной по методу Галёркина, использующему кусочно-линейный базис. В результате применения этого метода решение уравнений сводится к численному решению системы обыкновенных дифференциальных уравнений, неизвестными которой являются значения температуры в узлах заданной сетки. Полученные таким образом обыкновенные дифференциальные уравнения для многослойных конструкций, уравнения для бортового оборудования, человека, конструкций и воздуха составляют одну систему обыкновенных дифференциальных уравнений, которую в общем виде можно записать следующим образом:

$$Y_t = F(Y(t, \Theta)), t \in (0, t_i); Y_i = Y_{\Theta}, F, Y \in R^S; \Theta \in R^r, (5)$$

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 ; $\Theta = [v_1, v_2, \dots, v_4]^T$ — вектор коэффициентов модели; T — верхний индекс, обозначающий операцию транспонирования.

Для решения уравнений (5) предлагается использовать следующую численную схему типа Розенброка второго порядка аппроксимации для неавтономных систем [6]:

$$\bar{Y}_{n+1} = \bar{Y}_n + aK_1G_{win,r} + G_{win,r}(1-a)K_2; (6)$$

$$K_1 = h(I - ahF_Y(\bar{Y}_n, t_n, \Theta))^{-1} F(\bar{Y}_n, t_n + ah, \Theta); (7)$$

$$K_2 = h(I - ahF_Y(\bar{Y}_n, t_n, \Theta))^{-1} F(\bar{Y}_n, t_n + aK_1, t_n + 2ah, \Theta); (8)$$

$$a = 1 - 1/\sqrt{2},$$

где \bar{Y}_n, \bar{Y}_{n+1} — решение системы, полученной на n -й и $(n + 1)$ -й итерациях, соответственно;

F — правая часть системы; F_Y — матрица Якоби; I — единичная матрица; h — шаг интегрирования.

Задача оценивания коэффициентов Θ модели сводится к минимизации взвешенной суммы квадратов невязок между заданными по принятому критерию значениями Z^* и соответствующими значениями $Z(Y(t, \Theta))$, полученными в ходе расчётов по уравнениям модели:

$$\Phi(\Theta) = \sum_{k=1}^N \sum_{i=1}^S \Gamma_{k,i} (Z_{k,i}^* - Z_i(Y(t_k, \Theta)))^2, (9)$$

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

Как было отмечено в работе [6], для минимизации функции (9) целесообразно использовать квазиньютоновский метод Бройдена-Флетчера-Гольдфарба-Шэнно в сочетании с методом Ньютона, которые реализуются в соответствии с формулой:

$$\Theta_{j+1} = \Theta_j + b_j S(\Theta_j), (10)$$

где b_j — коэффициент, характеризующий длину шага на j -й итерации; S — параметр, указывающий направление поиска вектора Θ_0 действительных значений коэффициентов Θ .

Очередное направление S поиска j вектора Θ в этом алгоритме определяется из системы уравнений:

$$\nabla^2 \Phi(\Theta_j) = -\nabla \Phi(\Theta_j), (11)$$

где $\nabla^2 \Phi - (r \times r)$ — матрица Гессе, представляющая собой квадратную матрицу вторых частных производных функции Φ по вектору Θ .

Начальная матрица $\nabla^2 \Phi(\Theta_k)$ в уравнении (11) была принята единичной.

Для решения системы уравнений (11) матрицу $\nabla^2 \Phi(\Theta_j)$ представляют в факторизованной форме:

$$\nabla^2 \Phi(\Theta_j) = L(\Theta_j) D(\Theta_j) L^T(\Theta_j), (12)$$

где $L(\Theta_j)$ — нижнетреугольная матрица с единичной диагональю; $D(\Theta_j)$ — диагональная матрица.

Матрицы $L(\Theta_j)$, $D(\Theta_j)$ получают разложением Холецкого матрицы $\nabla^2\Phi(\Theta_j)$ по алгоритму, описанному в работе [7].

Доверительные интервалы оценок коэффициентов Θ нелинейной математической модели теплового состояния отсека вида (5) могут быть определены с помощью ковариационной матрицы $P(\Theta)$ ошибок оценок Θ искомым 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 [8].

В качестве объекта исследования был принят прототип бразильского магистрального самолёта Embraer 190.

Критерием, при котором задавались значения Z^* в выражении (6), являлась температура поверхности окна T_{win} при соответствующей абсолютной влажности M_e насыщенного водяного пара плюс погрешность определения температуры 3 К.

Исследования проводились для холодного типа климата. Начальная температура воздуха в кабине при этом должна соответствовать 283,15 К. Температура всех элементов наружной поверхности многослойных конструкций кабины экипажа равна 228,15 К. Температура воздуха на выходе из системы кондиционирования воздуха не должна быть выше 355,15 К.

Выделение одним человеком водяного пара при лёгочной вентиляции составляет [2] $9,7 \cdot 10^{-6} \dots 13,9 \cdot 10^{-8}$ кг/с. Количество пассажиров - 106.

Массовая скорость воздушного потока в кабине экипажа принималась равной 0,4 кг/(м²с).

Параметрическая идентификация или оценивание вектора коэффициентов Θ модели теплового состояния проводилась по алгоритму (9), (10).

Вектор коэффициентов модели

$$\Theta = [Q_k, G_{str}, T_{str}, h_{str}]^T \quad (13)$$

включает в себя необходимые характеристики электротепловой и струйной защиты от запотевания стёкол.

Оценки коэффициентов модели для холодного типа климата для лобового стекла и форточки соответственно равны

$$\Theta = [1923 \ 0,0221 \ 353,15 \ 7 \cdot 10^{-3}]^T;$$

$$\Theta = [327 \ 0,0161 \ 353,15 \ 5,6 \cdot 10^{-3}]^T.$$

Доверительные интервалы оценок коэффициентов Θ составляют при доверительной вероятности $p = 0,99$ соответственно

$$\Delta\Theta = [47 \ 0,0097 \ 7 \ 4 \cdot 10^{-3}]^T;$$

$$\Delta\Theta = [8 \ 0,0082 \ 2 \ 7 \cdot 10^{-3}]^T.$$

Таким образом, разработана математическая модель теплового состояния отсеков пассажирского самолёта; проведена разработка методов решения прямой и обратной задач теплообмена и определения доверительных интервалов оценок параметрической идентификации; получены необходимые характеристики электротепловой и струйной защиты от запотевания стёкол кабины экипажа прототипа бразильского самолёта Embraer-190.

Библиографический список

1. Николаев, В.Н. Математическое моделирование теплового состояния отсеков и систем самолёта при проектировании и лётных испытаниях [Текст] / В.Н. Николаев – Новосибирск: НГТУ, 2010. – 251с.
2. Воронин, Г.И. Системы кондиционирования на летательных аппаратах [Текст] / Г.И. Воронин — М.: Машиностроение, 1973. — 443 с.
3. Дульнев, Г.Н. Тепловые режимы электронной аппаратуры [Текст] / Г.Н. Дульнев, Н.Н. Тартаковский — Л.: Энергия, 1971. — 248с.
4. Мещерякова, Т.П. Проектирование систем защиты самолётов и вертолётов [Текст] / Т.П. Мещерякова — М.: Машиностроение, 1977. — 232 с.
5. Николаев, В.Н. Математическая модель конвективно-лучистого теплообмена продуваемого теплоизолированного негерметичного отсека летательного аппарата [Текст] / В.Н. Николаев, С.А. Гусев, О.А. Махоткин // Расчёт на прочность

элементов авиационных конструкций. Серия: Прочность летательных аппаратов/Выпуск 1. Научно-технический сборник — Новосибирск: СибНИА, 1996. — С. 98–108.

6. Артемьев, С.С. Минимизация овражных функций численным методом для решения жёстких систем уравнений [Текст] / С.С. Артемьев, Г.В. Демидов, Е.А. Новиков — Новосибирск, 1980. — 13 с. (Препринт // ВЦ СО АН СССР, № 74).

7. Gill P., Murray E. Quasi-Newton methods for unconstrained optimization //

Journal of the institute of mathematics and its applications. — 1971. — v. 9, № 1. — P. 91–108.

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

PARAMETERS STUDY IN THE ELECTROTHERMAL AND JET PROTECTION OF THE AIRLINER COCKPIT WINDOWS FROM FOGGING

© 2012 V. N. Nikolayev

Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin

A method of optimal parameters for electrothermal and jet protection of the airliner cockpit windows from fogging based on the use of the cockpit thermal state mathematical model is developed. Development of methods for solving of direct and inverse problems of heat exchange and determination of confidence intervals of parametrical identification assessment is implemented. The required characteristics of electrothermal and jet protection of the airliner cockpit windows from fogging are obtained.

Mathematical model, thermal state, direct and inverse problem, electrothermal and jet protection, temperature, aircraft.

Информация об авторе

Николаев Владимир Николаевич, кандидат технических наук, начальник сектора, ФГУП “Сибирский 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 электромагнитной совместимости радиоэлектронного оборудования самолёта.

Nikolayev Vladimir Nikolayevich, PhD in Technical Sciences, Head of the Sector in FSUE “Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin”. E-mail: nikvla50@mail.ru. Area of research: mathematical simulation of the aircraft bays and systems thermal state during development, flight tests and electromagnetic compatibility of the radioelectronic aircraft equipment.