

УДК 629.7.048

Анализ гермокабины пассажирского самолета как регулируемого объекта по температуре воздуха

Л.А. Гришина, А.Ю. Паневин

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Analysis of a hermetic cabin of a passenger aircraft as a temperature controlled object

L.A. Grishina, A.Yu. Panevin

Moscow Aviation Institute (National Research University)

При наземном режиме кондиционирования воздуха в момент предполетной подготовки пассажирского самолета в его салоне должны быть созданы комфортные условия пребывания пассажиров, в частности, по температуре воздуха. Предполетная подготовка ограничена по времени, поэтому актуальной задачей является оценка времени достижения требуемой температуры воздуха и влияния конструктивных характеристик гермокабины на параметры системы кондиционирования воздуха при нестационарном охлаждении или обогреве гермокабины. Рассмотрена гермокабина пассажирского самолета как объект регулирования для подсистемы терморегулирования поступающего в нее воздуха. Приведены система дифференциальных уравнений для гермокабины и ее решение. Исследованы процессы нестационарного охлаждения гермокабины путем определения влияния ее геометрических параметров и тепловой инерционности на температуру воздуха в пассажирском салоне. Найдена передаточная функция гермокабины, исследована ее реакция на ступенчатое и гармоническое воздействия.

EDN: LDUICK, <https://elibrary/lduick>**Ключевые слова:** система кондиционирования воздуха, гермокабина самолета, подсистема терморегулирования, передаточная функция гермокабины, температура воздуха

In the case of ground-based air conditioning, at the time of pre-flight preparation of a passenger aircraft, comfortable conditions for passengers to stay in its cabin should be created, in particular, in terms of air temperature. Preflight preparation is limited in time, therefore, an actual task is to estimate the time to reach the required air temperature and the effect of the design characteristics of the hermetic cabin on the parameters of the environmental control system during non-stationary cooling or heating of the hermetic cabin. The paper considers the hermetic cabin of a passenger aircraft as an object of regulation for the thermal control subsystem of the air entering the cabin. A system of differential equations of a hermetic cabin and its solution are presented. The processes of non-stationary cooling of a hermetic cabin are investigated by evaluating the effect of its geometric parameters and thermal inertia on temperature changes in the passenger cabin. The transfer function of the hermetic cabin is found, and its reaction to stepwise and harmonic effects is investigated.

EDN: LDUICK, <https://elibrary/lduick>**Keywords:** aviation environmental control system, the hermetic cabin of the aircraft, thermal control subsystem, transfer function of the hermetic cabin, air temperature

Авиационная система кондиционирования воздуха (СКВ) представляет собой сложную динамическую систему с точки зрения регулирования режимов ее работы. Для поддержания требуемых параметров (подачи, давления и температуры) воздуха, отбираемого от источника питания, СКВ снабжена соответствующими подсистемами регулирования, в частности подсистемой терморегулирования.

Регулирование температуры воздуха в СКВ включает в себя несколько этапов. В электрической СКВ, где источником питания является электроприводной автономный компрессор [1–3], можно выделить два этапа. На первом этапе регулирование температуры воздуха осуществляется в установке его охлаждения путем перепуска части горячего воздуха через обводные каналы, на втором — путем подмеса горячего воздуха к охлажденному через дроссельную заслонку для изменения температуры воздуха, непосредственно поступающего в тепловые зоны пассажирского салона.

Упрощенная схема подсистемы терморегулирования воздуха в электрической СКВ приведена на рис. 1.

Чтобы выбрать конструктивное исполнение и проектные параметры подсистемы терморегулирования воздуха, необходимо исследовать динамические свойства объекта регулирования — герметической кабины (ГК) пассажирского самолета.

Первым, кто рассмотрел и представил теоретическое описание ГК как объекта регулирования по давлению, подаче и температуре воздуха [4], был выдающийся советский ученый Б.Н. Петров. В работах [5–9] предложено дифференциальное уравнение как для ГК в целом,

так и для конструктивных элементов и оборудования, находящихся в ней.

А.А. Волков разработал модифицированную математическую модель ГК самолета, представив температуру воздуха в ГК как функцию координат и времени $T_{\text{каб}} = f(x, y, z, t)$ [10].

В статье [11] приведены результаты физического моделирования температурных полей в пассажирском салоне на уменьшенных геометрических моделях. Публикации [12, 13] посвящены моделированию теплового состояния ГК с использованием методов вычислительной гидродинамики, реализованных в программных комплексах StarCCM+, Ansys Fluent и др.

В указанных работах тепловой поток через стенку фюзеляжа принят в предположении о равенстве температуры наружной стенки фюзеляжа температуре внешней среды.

Цель работы — исследование ГК пассажирского самолета при нестационарном охлаждении с учетом неустановившегося теплового режима наружной стенки фюзеляжа, зависящего от солнечного излучения, собственного излучения Земли и отраженного солнечного излучения от земной поверхности, излучения стенки фюзеляжа и конвективной составляющей теплообмена с атмосферным воздухом [14].

Постановка задачи и принятые допущения.

Для исследования динамических свойств ГК, а именно влияния геометрических параметров и тепловой инерционности ГК на процесс установления температуры в ней и продолжительность переходного процесса с учетом неустановившегося теплообмена наружной стенки фюзеляжа, необходимо разработать тепловую

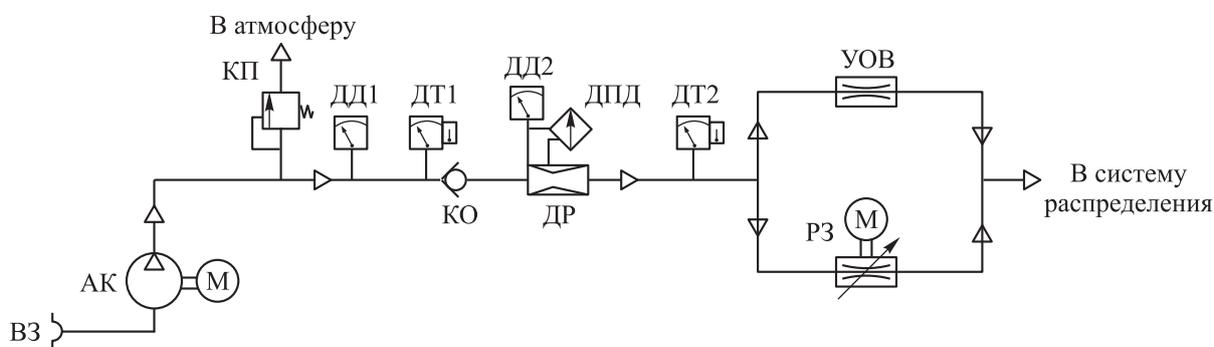


Рис. 1. Упрощенная схема подсистемы терморегулирования воздуха в электрической СКВ:

ВЗ — воздухозаборник; М — электропривод; АК — автономный компрессор; КП — клапан предохранительный; ДД1, ДД2 — датчики давления; ДТ1, ДТ2 — датчики температуры; КО — клапан обратный; ДР — датчик расхода воздуха; ДПД — датчик дифференциального давления; УОВ — установка охлаждения воздуха; РЗ — регулирующая заслонка

математическую модель ГК пассажирского самолета.

Наибольший интерес представляет моделирование ГК в режиме максимального охлаждения в момент предполетной подготовки самолета во время стоянки в очень жаркий солнечный безветренный день для оценки удовлетворения требованиям, предъявляемым к тепловому комфорту в пассажирском салоне согласно авиационным правилам.

Рассмотрена стационарная теплопередача с учетом наличия одной тепловой зоны в пассажирском салоне. Принято равенство температуры наружной стенки фюзеляжа в любой точке ее поверхности. Ввиду рассмотрения статичного режима стоянки самолета на земле теплофизические параметры атмосферного воздуха и некоторые тепловые потоки приняты постоянными.

Дифференциальное уравнение ГК как объекта регулирования по температуре воздуха. Температура воздуха в ГК является функцией источников и стоков теплоты. Процесс теплообмена в ГК описывается уравнением [15]

$$\sum Q = C_p M_B \frac{dT_{\text{каб}}}{dt}, \quad (1)$$

где $\sum Q$ — алгебраическая сумма тепловых потоков, поступающих в ГК, Вт; C_p — удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении, Дж/(кг·К); M_B — масса воздуха, заключенного в объеме ГК, кг; $T_{\text{каб}}$ — температура воздуха внутри ГК, К; t — время, с.

Уравнение (1) описывает аperiodический процесс изменения температуры воздуха внутри ГК в предположении ее изменения до установившегося значения. Без совместного решения дифференциальных уравнений ГК, датчика и регулятора температуры воздуха уравнение (1) используют для исследования процесса установления температурного режима в ГК при постоянных параметрах функционирования подсистемы терморегулирования. Такой процесс наблюдается при нестационарном разогреве или охлаждении ГК.

При неустановившемся тепловом режиме уравнения теплового баланса имеют следующий вид:

- для ГК

$$C_p \rho_{\text{каб}} W_{\text{каб}} \frac{dT_{\text{каб}}}{dt} = C_p G_{\text{СКВ}} (T_{\text{вх}} - T_{\text{каб}}) -$$

$$- k_{\text{ст}} F_{\text{ст}} (T_{\text{каб}} - T_{\text{н.ст}}) - \alpha_{\text{об}} F_{\text{об}} (T_{\text{каб}} - T_{\text{об}}); \quad (2)$$

- для оборудования ГК

$$C_{\text{об}} M_{\text{об}} \frac{dT_{\text{об}}}{dt} = \alpha_{\text{об}} F_{\text{об}} (T_{\text{каб}} - T_{\text{об}}); \quad (3)$$

- для наружной стенки фюзеляжа

$$M_{\text{ст}} C_{\text{ст}} \frac{dT_{\text{н.ст}}}{dt} = Q_c + Q_3 - \sigma_0 \varepsilon_{\text{ст}} F_{\text{ст}} (T_{\text{н.ст}}^4 - T_e^4) + k_{\text{ст}} F_{\text{ст}} (T_{\text{каб}} - T_{\text{н.ст}}) + \alpha_{\text{нар}} F_{\text{ст}} (T_e - T_{\text{н.ст}}), \quad (4)$$

где $\rho_{\text{каб}}$ и $W_{\text{каб}}$ — плотность и объем воздуха в ГК, кг/м³ и м³; $G_{\text{СКВ}}$ и $T_{\text{вх}}$ — массовый расход и температура воздуха, поступающего в ГК от СКВ, кг/с и К; $k_{\text{ст}}$ — коэффициент теплопередачи, учитывающий термическое сопротивление стенки фюзеляжа и конвективный теплообмен между ней и воздухом в ГК, Вт/(м²·К); $F_{\text{ст}}$, $M_{\text{ст}}$ и $C_{\text{ст}}$ — площадь, масса и удельная теплоемкость стенки соответственно, м², кг и Дж/(кг·К); $T_{\text{н.ст}}$ — температура наружной стенки фюзеляжа, К; $\alpha_{\text{об}}$ — коэффициент теплоотдачи между оборудованием и воздухом в ГК (принятый по средней величине из диапазона его статистических значений [10]), Вт/(м²·К); $F_{\text{об}}$ — площадь, занимаемая оборудованием, м²; $T_{\text{об}}$, $C_{\text{об}}$ и $M_{\text{об}}$ — температура, теплоемкость и масса оборудования ГК, К, Дж/(кг·К) и кг; Q_c — тепловой поток от солнечного излучения, Вт; Q_3 — тепловой поток от собственного излучения Земли и отраженного солнечного излучения от земной поверхности, Вт; σ_0 — постоянная Стефана — Больцмана, Вт/(м²·К⁴); $\varepsilon_{\text{ст}}$ — степень черноты наружной стенки фюзеляжа (принятая равной степени черноты белой краски); T_e — температура восстановления в пограничном слое стенки, К; $\alpha_{\text{нар}}$ — коэффициент теплоотдачи от наружной стенки фюзеляжа атмосферному воздуху (определяемый через критерий Нуссельта при свободной конвекции для цилиндрической поверхности, характеризующий теплообмен на границе стенка — воздух), Вт/(м²·К).

Так как тепловые потоки Q_c и Q_3 не зависят от температур $T_{\text{каб}}$ и $T_{\text{н.ст}}$ [14], при расчете в режиме стоянки они приняты постоянными: $Q_c = \text{const}$ и $Q_3 = \text{const}$.

В условиях свободной конвекции (стоянка самолета на земле) температура восстановления не будет отличаться от температуры внешней среды [14].

Объединяя уравнения (2)–(4), получаем систему дифференциальных уравнений

$$\begin{cases} C_p \rho_{\text{каб}} W_{\text{каб}} \frac{dT_{\text{каб}}}{dt} = C_p G_{\text{СКВ}} (T_{\text{вх}} - T_{\text{каб}}) - \\ - k_{\text{ст}} F_{\text{ст}} (T_{\text{каб}} - T_{\text{н.ст}}) - \alpha_{\text{об}} F_{\text{об}} (T_{\text{каб}} - T_{\text{об}}); \\ C_{\text{об}} M_{\text{об}} \frac{dT_{\text{об}}}{dt} = \alpha_{\text{об}} F_{\text{об}} (T_{\text{каб}} - T_{\text{об}}); \\ M_{\text{ст}} C_{\text{ст}} \frac{dT_{\text{н.ст}}}{dt} = Q_c + Q_3 - \sigma_0 \varepsilon_{\text{ст}} F_{\text{ст}} (T_{\text{н.ст}}^4 - T_e^4) + \\ + k_{\text{ст}} F_{\text{ст}} (T_{\text{каб}} - T_{\text{н.ст}}) + \alpha_{\text{нар}} F_{\text{ст}} (T_e - T_{\text{н.ст}}). \end{cases} \quad (5)$$

Для нахождения решения системы (5) принимаем температуру оборудования, равной температуре воздуха в ГК ($T_{\text{об}} = T_{\text{каб}}$), и пренебрегаем собственным излучением наружной стенки фюзеляжа.

После подстановки первого уравнения системы (5) в третье имеем дифференциальное уравнение второго порядка

$$\frac{\tau_W \tau_{\text{ст}}}{q_{\text{ст}}} \frac{d^2 T_{\text{каб}}}{dt^2} + \left[\tau_{\text{ст}} \left(1 + \frac{1}{q_{\text{ст}}} \right) + \tau_W \left(1 + \frac{r}{q_{\text{ст}}} \right) \right] \frac{dT_{\text{каб}}}{dt} + \left[1 + r \left(1 + \frac{1}{q_{\text{ст}}} \right) \right] T_{\text{каб}} = f(t), \quad (6)$$

где τ_W — время заполнения объема ГК свежим воздухом, с,

$$\tau_W = \frac{\rho_{\text{каб}} W_{\text{каб}}}{G_{\text{СКВ}}};$$

$\tau_{\text{ст}}$ — постоянная времени наружной стенки фюзеляжа, с,

$$\tau_{\text{ст}} = \frac{M_{\text{ст}} C_{\text{ст}}}{k_{\text{ст}} F_{\text{ст}}}; \quad q_{\text{ст}} = \frac{k_{\text{ст}} F_{\text{ст}}}{G_{\text{СКВ}} C_p}; \quad r = \frac{\alpha_{\text{нар}}}{k_{\text{ст}}};$$

$$f(t) = \frac{\tau_{\text{ст}}}{q_{\text{ст}}} \frac{dT_{\text{вх}}}{dt} + \left(1 + \frac{r}{q_{\text{ст}}} \right) T_{\text{вх}} + r T_e + \frac{Q_c + Q_3}{k_{\text{ст}} F_{\text{ст}}}.$$

Полагая, что в правой части уравнения (6)

$$f(t) = f(0) = f_0 = \text{const},$$

определяем его корни

$$k_{1,2} = \frac{- \left[\tau_{\text{ст}} \left(1 + \frac{1}{q_{\text{ст}}} \right) + \tau_W \left(1 + \frac{r}{q_{\text{ст}}} \right) \right] \pm \sqrt{D}}{2 \frac{\tau_W \tau_{\text{ст}}}{q_{\text{ст}}}},$$

где

$$D = \left[\tau_{\text{ст}} \left(1 + \frac{1}{q_{\text{ст}}} \right) + \tau_W \left(1 + \frac{r}{q_{\text{ст}}} \right) \right]^2 - 4 \frac{\tau_W \tau_{\text{ст}}}{q_{\text{ст}}} \left[1 + r \left(1 + \frac{1}{q_{\text{ст}}} \right) \right].$$

Так как $D > 0$ и

$$\left[\tau_{\text{ст}} \left(1 + \frac{1}{q_{\text{ст}}} \right) + \tau_W \left(1 + \frac{r}{q_{\text{ст}}} \right) \right] > \sqrt{D},$$

корни $k_{1,2} \in (-\infty; 0)$.

Общее решение дифференциального уравнения (6) имеет вид

$$T_{\text{каб}}(t) = C_1 e^{k_1 t} + C_2 e^{k_2 t} + F(t),$$

где C_1, C_2 — постоянные; $F(t)$ — частное решение дифференциального уравнения.

При $t \rightarrow \infty$ получаем выражение для установившегося значения температуры воздуха в ГК

$$T_{\text{каб,уст}} = F(\infty) = \frac{f_0}{1 + r \left(1 + \frac{1}{q_{\text{ст}}} \right)}.$$

Передаточная функция ГК. В рамках подсистемы терморегулирования СКВ для анализа динамических свойств ГК удобнее определить ее передаточную функцию. Применяя преобразование Лапласа при нулевых начальных условиях к уравнению (6), запишем его в операторной форме

$$W_{\text{каб}}(s) = \frac{\frac{1}{q_{\text{ст}}} (\tau_{\text{ст}} s + r) + 1}{Z}, \quad (7)$$

где

$$Z = \frac{\tau_W \tau_{\text{ст}}}{q_{\text{ст}}} s^2 + \left[\tau_{\text{ст}} \left(1 + \frac{1}{q_{\text{ст}}} \right) + \tau_W \left(1 + \frac{r}{q_{\text{ст}}} \right) \right] s + 1 + r \left(1 + \frac{1}{q_{\text{ст}}} \right);$$

s — оператор Лапласа.

Тогда температура воздуха в ГК

$$T_{\text{каб}}(s) = W_{\text{каб}}(s) T_{\text{вх}}(s).$$

Полученная передаточная функция (7) позволяет связать температуры $T_{\text{вх}}$ и $T_{\text{каб}}$.

Исходные данные и результаты расчета. Исходные данные для исследуемого режима работы СКВ приведены в таблице.

Для решения системы (5) использован программный комплекс одномерного системного анализа Simcenter AMESim. Программная реализация этой системы показана на рис. 2.

По результатам расчета системы дифференциальных уравнений (5) получены графические зависимости влияния нагрева наружной стенки

Исходные данные при стоянке самолета на земле в очень жаркий день

Параметр	Значение	Параметр	Значение
Q_c , Вт	22 610	$F_{ст}$, м ²	283
Q_3 , Вт	28 260	τ_w , с	120
σ_0 , Вт/(м ² ·К ⁴)	$5,67 \cdot 10^8$	$\tau_{ст}$, с	120 892
$\epsilon_{ст}$	0,9	$q_{ст}$	0,17
$T_{вх}$, К	283	r	8,3
T_e , К	328	$\frac{C_p G_{СКВ}}{C_{об} M_{об}}$, с ⁻¹	$5 \cdot 10^4$
$k_{ст}$, Вт/(м ² ·К)	0,3	$\frac{\alpha_{об} F_{об}}{C_p G_{СКВ}}$	0,24

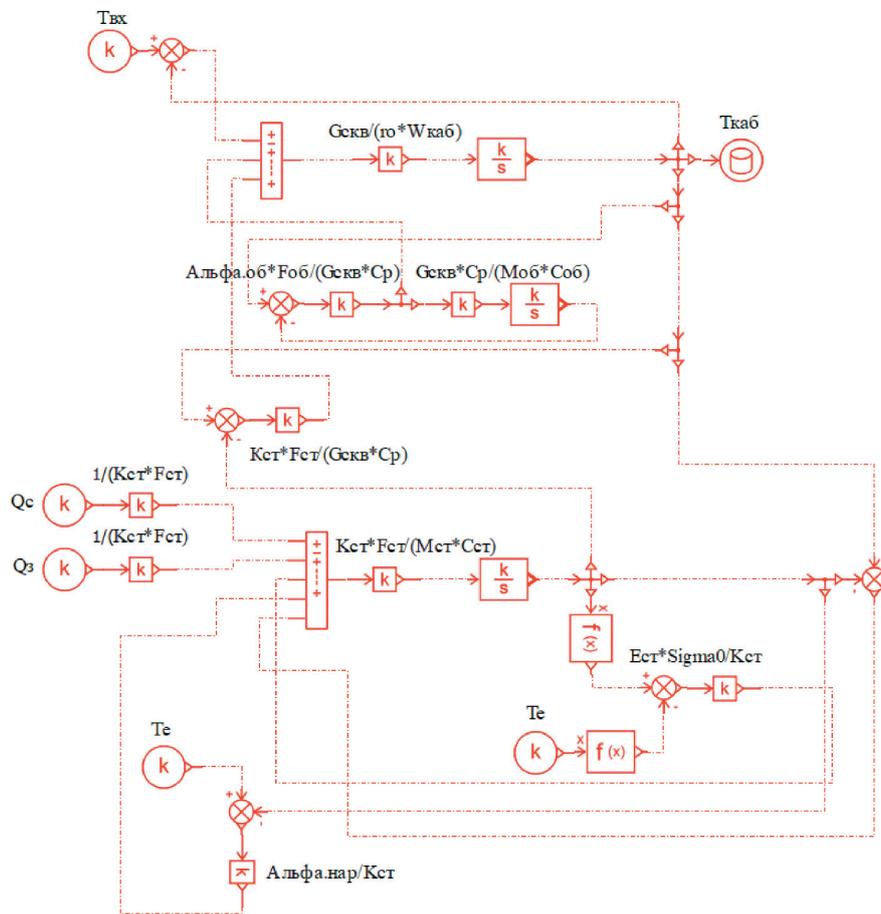


Рис. 2. Система дифференциальных уравнений (5), реализованная в программном комплексе Simcenter AMESim

фюзеляжа (рис. 3), объема ГК $W_{каб}$ (рис. 4) и тепловой инерционности — коэффициента теплопередачи стенки фюзеляжа $k_{ст}$ (рис. 5) ГК на температуру воздуха в ней.

Как видно из рис. 3, в конечный момент времени температура воздуха в ГК с учетом

неустановившегося теплообмена наружной стенки фюзеляжа отличается от значения $T_{каб}$ при $T_{н.ст} = T_e$ на 4 К. Установившееся значение температуры стенки фюзеляжа по результатам расчета составило 344 К. При этом время полного прогрева наружной стенки фюзеляжа тем

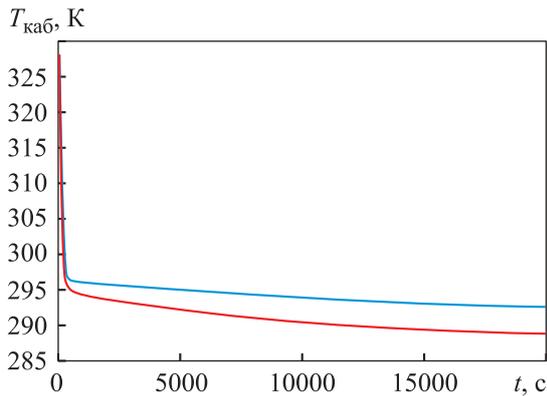


Рис. 3. Изменение во времени t температуры воздуха в ГК $T_{\text{каб}}$ при $T_{\text{н.ст}} = T_e$ (—) и с учетом неустойчившегося теплообмена наружной стенки фюзеляжа (—)

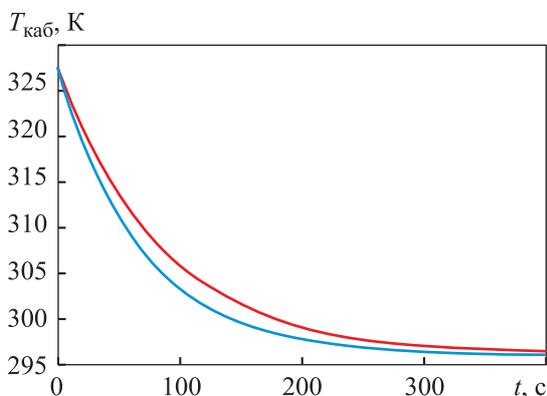


Рис. 4. Изменение во времени t температуры воздуха в ГК $T_{\text{каб}}$ при объеме ГК $W_{\text{каб}} = 50$ (—) и 40 м^3 (—)

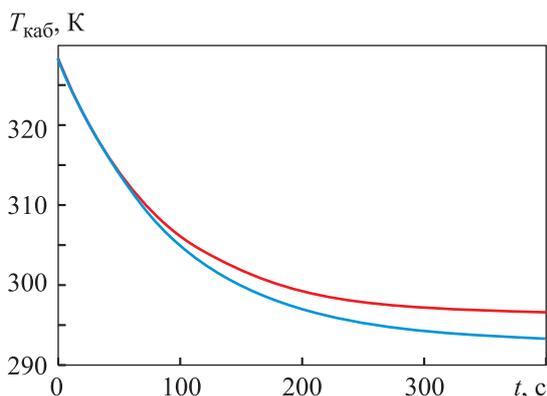


Рис. 5. Изменение во времени t температуры воздуха в ГК $T_{\text{каб}}$ при коэффициенте теплопередачи стенки фюзеляжа $k_{\text{ст}} = 0,3$ (—) и $0,2 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$ (—)

больше, чем больше ее постоянная времени $\tau_{\text{ст}}$.

Как видно из рис. 4, при увеличении объема ГК растет время на ее охлаждение.

Анализ данных, приведенных на рис. 5, показывает, что снижение коэффициента тепло-

передачи слоя стенки фюзеляжа, состоящего из обшивки, теплоизоляции и внутренней декоративной панели, позволяет добиться меньшей температуры воздуха внутри ГК при одних и тех же температуре и подаче.

Как видно из рис. 3–5, в начальный момент времени кривые имеют большую скорость изменения температуры воздуха в ГК. Это обусловлено тем, что по мере поглощения теплоты конструктивными элементами и оборудованием все больше проявляется их тепловая инерционность.

С помощью передаточной функции (7) ГК исследована как объект регулирования по температуре воздуха. Переходные процессы в ГК при ступенчатом ($T_{\text{вх}} = 283 \text{ К}$) и гармоническом ($T_{\text{вх}} = 313 + 40e^{-0,003t} \cos 0,02t$) изменении температуры воздуха, поступающего в ГК от СКВ, с массовым расходом $G_{\text{СКВ}} = 0,5$ и $2,0 \text{ кг/с}$ показаны на рис. 6, а и б. В действительности ступенчатое воздействие $T_{\text{вх}}$ наблюдается в начале подачи охлажденного воздуха в ГК, а гармонич-

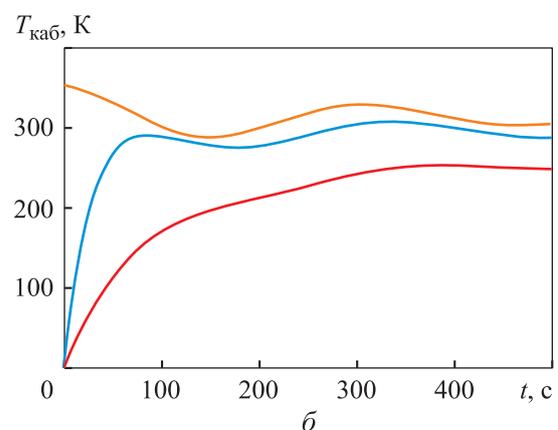
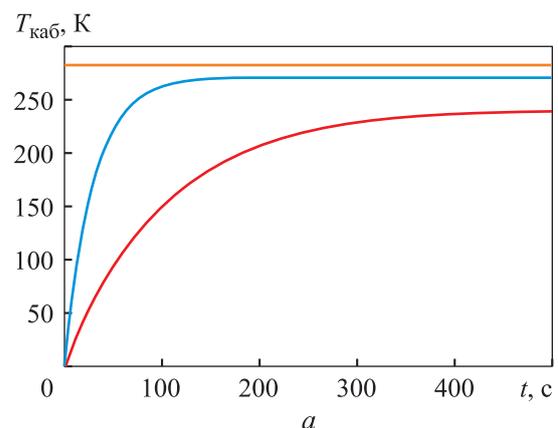


Рис. 6. Переходные процессы в ГК при ступенчатом (а) и гармоническом (б) изменении температуры воздуха $T_{\text{вх}}$ (—), поступающего в ГК от СКВ, с массовым расходом $G_{\text{СКВ}} = 0,5$ (—) и $2,0 \text{ кг/с}$ (—)

ческое — на всем профиле полета самолета (например, при взлете и посадке — охлаждение ГК, при крейсерском полете — обогрев ГК).

Как видно из рис. 6, увеличение массового расхода воздуха, поступающего в ГК от СКВ, способствует сокращению продолжительности переходного процесса, уменьшению рассогласования между управляемой величиной $T_{\text{каб}}$ и заданным воздействием $T_{\text{вх}}$.

Выводы

1. Разработана тепловая динамическая математическая модель ГК пассажирского самолета, учитывающая неустановившийся теплообмен наружной стенки фюзеляжа.

2. По результатам расчетов установлено следующее:

- наружная стенка фюзеляжа самолета при его стоянке в очень жаркий безветренный солнечный день с температурой внешней среды

328 К нагревается до 344 К, являясь дополнительной тепловой нагрузкой на СКВ;

- объем воздуха, находящегося в ГК, влияет на продолжительность процесса установления заданного температурного режима в салоне;

- благодаря снижению коэффициента теплопередачи стенки фюзеляжа за счет увеличения толщины слоя теплоизоляции или применения более совершенных материалов уменьшается массовый расход подаваемого охлажденного воздуха в ГК при тех же температуре и подаче, что позволит, например, снизить установочную массу СКВ и уровень шума в салоне вследствие сокращения скорости движения воздуха в подсистеме термораспределения;

- увеличение массового расхода воздуха, подаваемого в тепловую зону пассажирского салона, уменьшает время стабилизации температуры в салоне как в режиме подачи воздуха с постоянной температурой, так и в режиме реального полета с переменной температурой.

Литература

- [1] Каллиопин А.К., Савельев Р.С., Смагин Д.И. Основные тенденции развития систем кондиционирования воздуха перспективных летательных аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 6, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-6-1627>
- [2] Паневин А.Ю. Анализ и расчетная оценка применения электроприводного автономного компрессора для системы кондиционирования воздуха в концепции более электрического среднемагистрального пассажирского самолета. *XLIX Гагаринские чтения*. Москва, Перо, 2023, с. 46–47.
- [3] Гришина Л.А., Паневин А.Ю. Разработка функциональных подсистем регулирования электрической системы кондиционирования воздуха пассажирского самолета. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2024, № 12, с. 88–95. EDN: IUBUTN
- [4] Петров Б.Н. Герметическая кабина, как объект регулирования давления и подачи воздуха. *Труды МАИ*, 1947, № 11, 27 с.
- [5] Волков А.А. Нестационарные режимы работы системы терморегулирования гермокабины. *Вестник МАИ*, 2011, т. 18, № 3, с. 5–9.
- [6] Zapparoli E.L., Andrade C. Simulation of the aircraft cabin cool-down and warm-up processes. *Proc. SOBEM*, 2003.
- [7] Щербаков А.В. *Автоматическое регулирование авиационных систем кондиционирования воздуха*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 290 с.
- [8] Быков Л.Т., Ивлентиев В.С., Кузнецов В.И. *Высотное оборудование пассажирских самолетов*. Москва, Машиностроение, 1972. 331 с.
- [9] Быков Л.Т., Егоров М.С., Тарасов П.В. *Высотное оборудование самолетов*. Москва, Оборонгиз, 1958. 392 с.
- [10] Волков А.А. *Исследование нестационарных режимов работы систем вентиляции герметичных отсеков пассажирских самолетов и их влияние на выбор рациональных параметров системы кондиционирования воздуха*. Дисс. ... канд. тех. наук, Москва, МАИ, 2013. 174 с.
- [11] Демкин В.В. Моделирование полей температур и скоростей воздуха в салонах воздушных судов. *Труды МАИ*, 2011, № 42. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=24265>

- [12] Giuffre A., Colonna P., De Servi C. Dynamic thermal model of passenger aircraft for the estimation of the cabin cooling and heating requirements. *Appl. Therm. Eng.*, 2024, no. 244, art. 122641, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2024.122641>
- [13] Volavý F., Fišer J., Nöske I. Prediction of air temperature in the aircraft cabin under different operational conditions. *EPJ Web Conf.*, 2013, vol. 45, art. 01096, doi: <https://doi.org/10.1051/epjconf/20134501096>
- [14] Шустров Ю.М., Старостин К.И. *Решение задач проектирования авиационных систем кондиционирования воздуха на ПЭВМ*. Москва, Изд-во МАИ, 1998. 135 с.
- [15] Шустров Ю.М. *Проектирование авиационных систем кондиционирования воздуха*. Москва, Машиностроение, 2006. 382 с.

References

- [1] Kalliopin A.K., Savelyev R.S., Smagin D.I. Main trends in designing air conditioning systems for future-technology vehicles. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2017, no. 6, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-6-1627> (in Russ.).
- [2] Panevin A.Yu. [Analysis and computational evaluation of the application of an electric-driven autonomous compressor for the air conditioning system in the concept of a more electric medium-haul passenger airplane]. *XLIX Gagarinskije chteniya* [XLIX Gagarin Readings]. Moscow, Pero Publ., 2023, pp. 46–47. (In Russ.).
- [3] Grishina L.A., Panevin A.Yu. Design and development of the electrical air conditioning control system functional subsystems in a passenger aircraft. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2024, no. 12, pp. 88–95. EDN: IUBUTN (In Russ.).
- [4] Petrov B.N. Hermetic cabin as an object of pressure and air supply regulation. *Trudy MAI*, 1947, no. 11, 27 s. (In Russ.).
- [5] Volkov A.A. Unsteady modes behaviour of cabin air temperature control system. *Vestnik MAI* [MAI Aerospace Journal], 2011, vol. 18, no. 3, pp. 5–9. (In Russ.).
- [6] Zaparoli E.L., Andrade C. Simulation of the aircraft cabin cool-down and warm-up processes. *Proc. COBEM*, 2003. (In Russ.).
- [7] Shcherbakov A.V. *Avtomaticheskoe regulirovaniye aviatsionnykh sistem konditsionirovaniya vozdukha* [Automatic regulation of aviation air conditioning systems]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2010. 290 p. (In Russ.).
- [8] Bykov L.T., Ivlyentiev V.S., Kuznetsov V.I. *Vysotnoye oborudovaniye passazhirskikh samoletov* [High-altitude equipment of passenger airplanes]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1972. 331 p. (In Russ.).
- [9] Bykov L.T., Egorov M.S., Tarasov P.V. *Vysotnoye oborudovaniye samoletov* [High-altitude equipment of airplanes]. Moscow, Oborongiz Publ., 1958. 392 p. (In Russ.).
- [10] Volkov A.A. *Issledovaniye nestatsionarnykh rezhimov raboty sistem ventilyatsii germetichnykh otsekov passazhirskikh samoletov i ikh vliyaniye na vybor ratsionalnykh parametrov sistemy konditsionirovaniya vozdukha*. Diss. kand. tekhn. nauk [Research of non-stationary modes of operation of ventilation systems of hermetic compartments of passenger airplanes and their influence on the choice of rational parameters of air conditioning system. Kand. tech. sci. diss.]. Moscow, MAI, 2013. 174 p. (In Russ.).
- [11] Demkin V.V. Simulation of temperature and air velocity fields in aircraft cabins. *Trudy MAI*, 2011, no. 42. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=24265> (in Russ.).
- [12] Giuffre A., Colonna P., De Servi C. Dynamic thermal model of passenger aircraft for the estimation of the cabin cooling and heating requirements. *Appl. Therm. Eng.*, 2024, no. 244, art. 122641, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2024.122641>
- [13] Volavý F., Fišer J., Nöske I. Prediction of air temperature in the aircraft cabin under different operational conditions. *EPJ Web Conf.*, 2013, vol. 45, art. 01096, doi: <https://doi.org/10.1051/epjconf/20134501096>
- [14] Shustrov Yu.M., Starostin K.I. *Resheniye zadach proektirovaniya aviatsionnykh sistem konditsionirovaniya vozdukha na PEVM* [Solution of design problems of aviation air conditioning systems on PC]. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 1998. 135 p. (In Russ.).

- [15] Shustrov Yu.M. *Proektirovanie aviatsionnykh sistem konditsionirovaniya vozdukha* [Design of aviation air conditioning systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2006. 382 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 11.05.2025

Информация об авторах

ГРИШИНА Лариса Андреевна — кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125080, Москва, Российская Федерация, ш. Волоколамское, д. 4, e-mail: petrolar88@yandex.ru).

ПАНЕВИН Александр Юрьевич — аспирант кафедры 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125080, Москва, Российская Федерация, ш. Волоколамское, д. 4, e-mail: A.panev99@yandex.ru).

Information about the authors

GRISHINA Larisa Andreevna — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department 101 of the Design and Certification of Aviation Equipment. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125080, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe Shosse, Bldg. 4, e-mail: petrolar88@yandex.ru).

PANEVIN Aleksandr Yur'evich — Postgraduate, Department 101 of the Design and Certification of Aviation Equipment. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125080, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe Shosse, Bldg. 4, e-mail: A.panev99@yandex.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Гришина Л.А., Паневин А.Ю. Анализ гермокабины пассажирского самолета как регулируемого объекта по температуре воздуха. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 2, с. 97–105.

Please cite this article in English as:

Grishina L.A., Panevin A.Yu. Analysis of a hermetic cabin of a passenger aircraft as a temperature controlled object. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 2, pp. 97–105.



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
предлагает читателям учебник

«Инженерная графика. Компьютерное геометрическое моделирование изделий»

Авторы: А.Ю. Горячкина, О.М. Корягина, Н.Г. Суркова

Представлены требования, предъявляемые к электронной конструкторской документации. Изложен алгоритм компьютерного геометрического моделирования. Приведены способы построения и редактирования электронных моделей, а также ассоциативных чертежей, построенных с использованием российской системы автоматизированного проектирования КОМПАС-3D v23.

Для студентов высших учебных заведений, обучающихся по программам подготовки бакалавров и специалистов технических специальностей.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; <https://press.bmstu.ru>