

Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 1. С. 13–21
Thermal processes in engineering, 2023, vol. 15, no. 1, pp. 13–21

Научная статья
УДК 629.762.5
DOI: 10.34759/tpt-2023-15-13-21

Модели функционирования и сравнительный анализ систем охлаждения планера высокоскоростного беспилотного летательного аппарата

А.Б. Гусейнов¹✉

¹ *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия*
a.b.guseynov@mail.ru ✉

Аннотация. Рассматриваются математические модели функционирования систем охлаждения элементов конструкции (планера) высокоскоростного беспилотного летательного аппарата. Изложены основы методики формирования облика, эскизного проектирования, результаты определения основных характеристик и параметров летательного аппарата при заданном техническом задании. Приведены оценки тепловых полей планера и коэффициентов теплообмена в отдельных точках по длине корпуса. Рассмотрены возможные варианты систем охлаждения и области их применимости по тепловой эффективности. Изложены математические модели функционирования систем охлаждения планера летательного аппарата с жидким теплоносителем, протекающим под охлаждаемой поверхностью, и с пленочным охлаждением. Проведен анализ эффективности этих систем охлаждения на конечном участке полета высокоскоростного беспилотного летательного аппарата по критерию «потребная масса систем охлаждения для обеспечения требуемой температуры».

Ключевые слова: высокоскоростной летательный аппарат, беспилотный летательный аппарат, проектирование, тепловое поле, охлаждение планера, системы охлаждения

Для цитирования. Гусейнов А.Б. Модели функционирования и сравнительный анализ систем охлаждения планера высокоскоростного беспилотного летательного аппарата // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 1. С. 13–21. DOI: 10.34759/tpt-2023-15-13-21

Original article

Functioning models and comparative analysis of airframe cooling systems of a high-speed unmanned aerial vehicle

А.В. Guseynov¹✉

¹ *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*
a.b.guseynov@mail.ru ✉

Abstract. In the paper, mathematical models of the functioning of cooling systems of structural elements (airframe) of a high-speed unmanned aerial vehicle (UAV). The basics of the methodology for the formation of the appearance, preliminary design, the results of determining the main characteristics and parameters of the aircraft with a given technical requirement are described. Estimates of the airframe thermal fields and heat

© Гусейнов А.Б., 2023

transfer coefficients at separate points along the length of the hull are given. Possible options of cooling systems and the application areas in terms of thermal efficiency are considered. Mathematical models of the functioning of the cooling systems of an aircraft airframe convective with a liquid coolant and cooling are presented. The efficiency of cooling systems during the flight of a high-speed UAV in the final section was analyzed according to the criterion “the required mass of the cooling system to providing the required temperature”.

Keywords: high-speed aircraft, unmanned aerial vehicle, designing, thermal field, airframe cooling, cooling systems

For citation. Guseynov A.B. Functioning models and comparative analysis of airframe cooling systems of a high-speed unmanned aerial vehicle. *Teplovye protsessy v tekhnike = Thermal processes in engineering*, 2023, vol. 15, no. 1, pp. 13–21. (In Russ.). DOI: 10.34759/tpt-2023-15-13-21

Введение

В последнее время все больше внимания уделяется разработке скоростных летательных аппаратов (ЛА). Так, в США за последние 25 лет последовательно выполнялось пять проектов, связанных с разработкой скоростных ЛА: HyTech (1995 г.), ARRMD (1997 г.) X-43 (2001 г.), HyFly (2002 г.), X-51 A Waverider (2013 г.), работы в этом направлении продолжаются. К преимуществам скоростных ЛА можно отнести возможность полета за пределами зоны досягаемости средств перехвата по высоте и уменьшение времени нахождения в поле зрения и действия комплексов противовоздушной обороны, как результат – повышение вероятности выполнения задачи ЛА. В работе рассматривается активная система охлаждения планера ЛА для снижения заметности в инфракрасном диапазоне излучения.

В качестве прототипа в статье рассматривается высокоскоростной беспилотный летательный аппарат (ВБЛА) авиационного базирования X-51A Waverider. Техническое задание на проектирование аппарата: высота пуска $H_0 = 17$ км, скорость пуска $V_0 = 700$ м/с, высота маршевого полета $H_M = 30$ км, скорость маршевого полета $V_M = 1800$ м/с ($M = 6$), дальность полета $D = 1000$ км. Стартовый двигатель (ракетный двигатель твердого

топлива – РДТТ) разгоняет ЛА до скорости $M = 6$ и поднимает до $H = 30$ км; ориентировочная масса двухступенчатого ЛА $m_{00} = 1800$ кг, масса маршевой ступени $m_0 = 680$ кг; маршевый двигатель – прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД).

Формирование облика и проектирование ЛА

В целях определения исходных данных для расчета системы охлаждения был проведен выбор облика и предварительное проектирование ЛА. Данный процесс включает следующие этапы:

- формирование «опорного» облика;
- баллистическое проектирование;
- определение стартовой массы;
- определение геометрических размеров;
- оценка устойчивости и управляемости;
- разработка уточненной компоновочной схемы БЛА [1–6].

Результаты проектирования варианта опорного облика ЛА по вышеуказанным источникам являются исходными данными для анализа систем охлаждения. Компоновочная схема маршевой ступени представлена на рис. 1, геометрические параметры, необходимые для расчета системы охлаждения, на рис. 2.

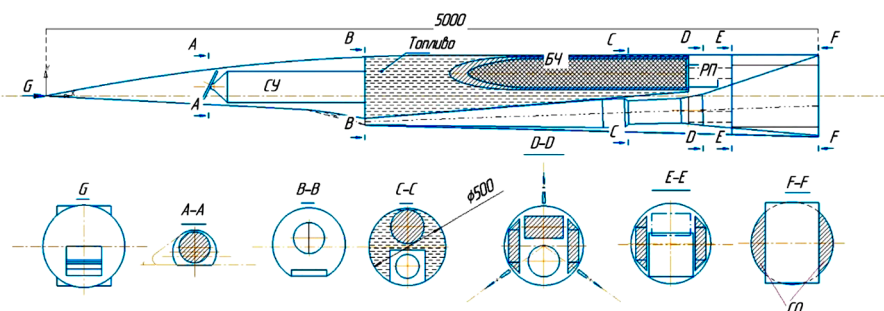


Рис. 1. Компоновка маршевой ступени в разрезе

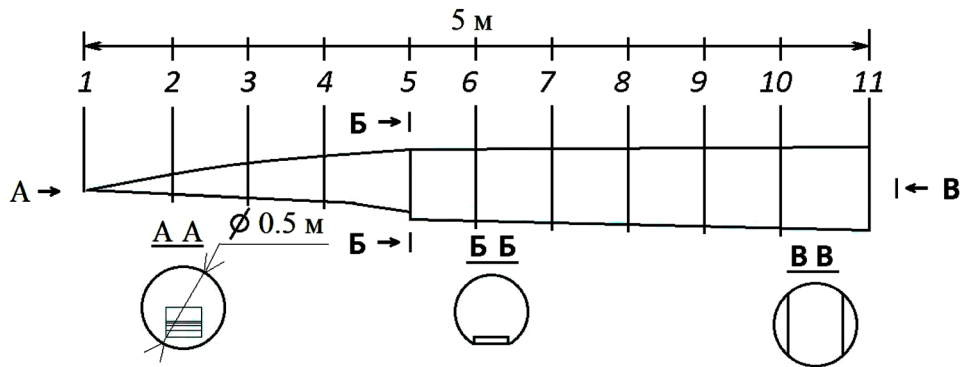


Рис. 2. Геометрия маршевой ступени высокоскоростного летательного аппарата (ВЛА)

Траектория полета $H(t)$ и профиль скоростей $V(t)$ представлены на рис. 3.

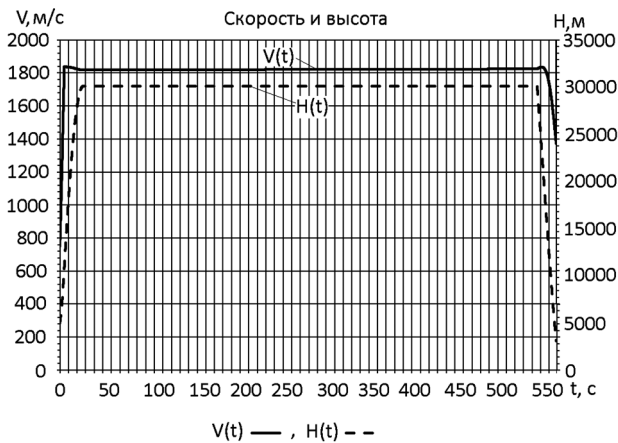


Рис. 3. Зависимость высоты и скорости полета от времени

Оценка температурных полей планера

ЛА по длине разбит на 10 частей с шагом по 0.5 м (рис. 2). Параметры атмосферы определены из условий международной стандартной атмосферы [7]. Коэффициенты теплоотдачи, теплопроводности и числа Прандтля, Рейнольдса, Нуссельта для каждого характерного момента времени рассчитываются с помощью соотношений, приведенных в работах [8, 9]. Зависимость температуры в разных частях поверхности ЛА от времени представлена на рис. 4 [10–15].

Наиболее сложным с точки зрения теплозащиты представляется участок пикирования $t = 561$ с, на котором рост температуры сопровождается одновременно с чрезвычайно резким ростом коэффициентов теплоотдачи.

Распределение температур по длине аппарата показано на рис. 5.

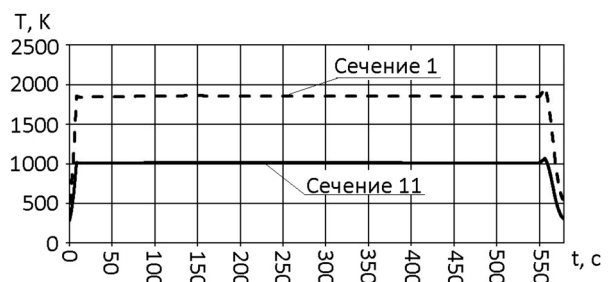


Рис. 4. Зависимость температуры в разных сечениях поверхности ЛА от времени

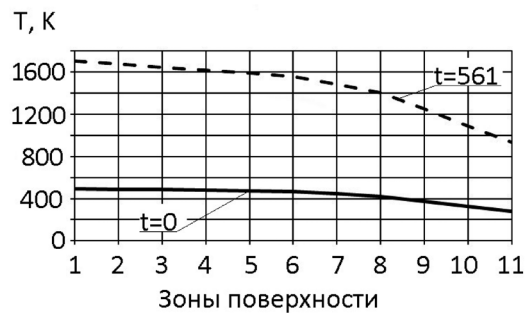


Рис. 5. Распределение температур в различных зонах в начале полета ($t = 0$) и в начале участка пикирования ($t = 561$ с)

Распределение коэффициента теплоотдачи α по зонам для $t = 0$ и $t = 561$ с показано на рис. 6.

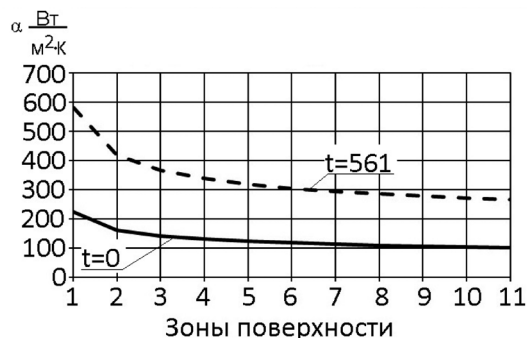


Рис. 6. Распределение коэффициента теплоотдачи α по зонам корпуса для $t = 0$ и $t = 561$ с

Участки поверхности аппарата в целях упрощения расчета площади аппроксимируются простыми геометрическими телами – конусом, усеченными конусами, цилиндрами. Из графиков $T = f_1(l)$, $\alpha = f_2(l)$ (рис. 5, 6) определим для каждой зоны некоторые средние значения температуры T_{cp} и коэффициента теплоотдачи α_{cp} в расчетный момент времени $t = 568$ с.

Сравнительный анализ различных систем охлаждения элементов конструкции

Для тепловой защиты конструкции ЛА могут быть использованы как «пассивные», так и «активные» системы. К наиболее широко применяемым «пассивным» системам можно отнести теплозащитные покрытия, теплоаккумулирующие конструкции, а к «активным» – системы тепловой защиты (СТЗ) с жидким теплоносителем – замкнутые или с впрыском теплоносителя в поток через щели («пленочная» СТЗ) или через пористую стенку («транспирационная» СТЗ).

Относительную тепловую эффективность различных систем охлаждения в условиях сильного нагрева можно оценить по соотношению

$$Q_{отн} = \frac{Q_{уд} \cdot S}{c \cdot m \cdot \Delta T},$$

где $Q_{уд}$ – интегральная теплота, приходящаяся на 1 м^2 конструкции аппарата за время полета; S – площадь поверхности аппарата, м^2 ; c – средняя теплоемкость материала конструкции аппарата; m – масса аппарата; ΔT – средняя температура нагрева массы аппарата за время полета.

В качестве примера далее проведем сравнительный анализ применения двух «активных» СТЗ: с жидким теплоносителем (замкнутой и пленочной) для охлаждения конструкции ВЛА на наиболее напряженном конечном участке полета по критерию минимальная масса СТЗ.

Исходные данные: распределение температуры внешнего потока и параметров теплообмена по зонам корпуса, площадь поверхности зон корпуса описаны ранее; время полета на конечном участке $t_k = 23$ с; требуемая температура поверхности корпуса $T_{w1 \text{ тр}} = 373 \text{ К}$, тип теплоносителя – топливо (керосин, ПВРД); коэффициент черноты поверхности $\varepsilon = 0.2$; постоянная Стефана – Больцмана

$\sigma = 5.7 \cdot 10^{-8} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2} \text{К}^4$; параметры теплоносителя: начальная температура $T_{вх} = 27 \text{ }^\circ\text{C} = 300 \text{ К}$; конечная температура $T_{вых} = 100 \text{ }^\circ\text{C} = 373 \text{ К}$; теплоемкость $c_{охл} \approx 2430 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{град}}$.

Анализ рассматриваемых систем охлаждения проводится на базе нижеизложенных моделей их функционирования и критерия их минимальной массы.

Система охлаждения с жидким теплоносителем

Физический принцип работы систем охлаждения с жидким теплоносителем (СОЖТ) – теплопередача между высокотемпературным потоком, омывающим поверхность ЛА, и потоком жидкого теплоносителя (охладителя), протекающего под поверхностью. Схема представлена на рис. 7.

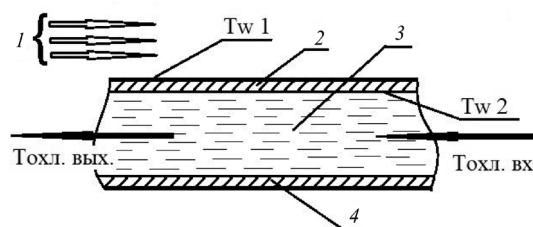


Рис. 7. Схема работы СОЖТ: 1 – высокотемпературный поток; 2 – внешняя горячая поверхность ЛА; 3 – поток жидкого теплоносителя; 4 – стенка канала теплоносителя; T_{w1} – температура внешней поверхности аппарата; T_{w2} – температура стенки со стороны теплоносителя; $T_{охл. \text{ вх.}}$, $T_{охл. \text{ вых.}}$ – температура охладителя на входе и выходе из системы (далее $T_{вх}$, $T_{вых}$)

Запишем уравнение баланса тепловых потоков на поверхности ВЛА:

$$q_{конв} - q_{изл} = q_{тн}, \quad (1)$$

где $q_{конв}$ – тепловой поток, подведенный к поверхности тепловой защиты за счет конвективного теплообмена; $q_{изл}$ – теплота, излучаемая поверхностью в окружающее пространство; $q_{тн}$ – теплота, отведенная теплоносителем.

$q_{конв} = \alpha \cdot (T_e - T_{w1}) \cdot S$ – закон конвективного теплообмена Ньютона, где α – коэффициент теплоотдачи; T_e – температура восстановления внешнего потока; T_{w1} – температура внешней поверхности площадью S ; в соответствии со вторым началом термодинамики всегда при $q_{конв} > 0$ выполняется условие $T_e > T_{w1}$.

$q_{изл} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_{wl}^4 \cdot S$ – закон лучистого теплообмена Стефана – Больцмана, где ε – коэффициент черноты поверхности; σ – постоянная Стефана – Больцмана;

$q_{тн} = \bar{c} \cdot \dot{m} \cdot (T_{вых} - T_{вх})$ – закон нагрева теплоносителя, где \bar{c} – среднemasсовая теплоемкость теплоносителя; \dot{m} – расход теплоносителя; $T_{вх}$, $T_{вых}$ – температура теплоносителя на входе и выходе соответственно.

Подставив записанные выражения в (1), получим

$$\alpha(T_e - T_{wl}) \cdot S - \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_w^4 \cdot S = \bar{c} \cdot \dot{m} \cdot (T_{вых} - T_{вх}), \quad (2)$$

откуда

$$\dot{m} = \frac{\alpha(T_e - T_{wl}) \cdot S - \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_w^4 \cdot S}{\bar{c} \cdot (T_{вых} - T_{вх})}. \quad (3)$$

Зная параметры теплоносителя и имея ограничения на его расход, можно установить степень снижения температуры.

Зависимость потребного расхода охладителя (керосина, ПВРД) от требуемой температуры внешней поверхности ВЛА, полученная по соотношению (3), дана на рис. 8.

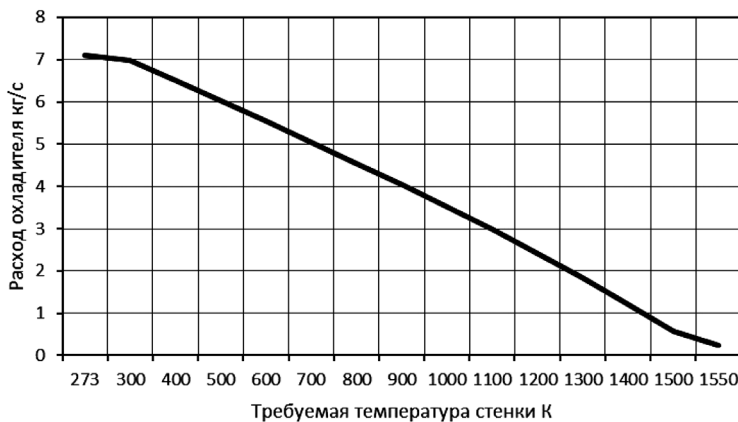


Рис. 8. Зависимость потребного расхода охладителя от требуемой температуры внешней поверхности ВЛА

Расход охладителя (керосина) для снижения температуры стенки до 373 К на участке пикирования при условиях, описанных ранее, можно оценить как 150 кг (используется топливо ДУ с ПВРД).

Система пленочного охлаждения

Физический принцип работы такой защиты заключается в том, чтобы создать пленку из жидкого охладителя (воды) на защищаемой поверхности. Схема способа создания пленки приведена на рис. 9.

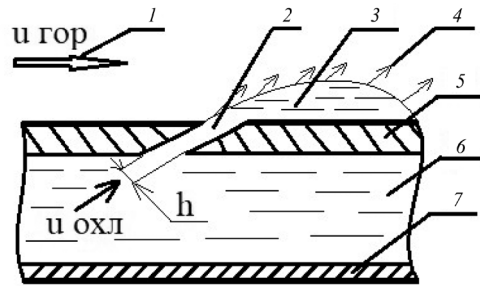


Рис. 9. Схема создания жидкой пленки: 1 – набегающий горячий поток; 2 – щель высотой h ; 3 – пленка охладителя; 4 – испарение охладителя; 5 – защищаемая от нагрева стенка; 6 – жидкий охладитель; 7 – канал охладителя; $u_{охл}$ – скорость подачи охладителя; $u_{гор}$ – скорость горячего потока воздуха

Максимальная скорость подачи охладителя, при которой процесс образования пленки устойчив, называется критической скоростью. Экспериментально установлено, что эффективность пленочного охлаждения определяется максимально возможной скоростью подачи охладителя, критической скоростью $v_{кр}$, высотой щели h , скоростью набегающего горячего потока $u_{гор}$ и числом Рейнольдса $Re_{охл}$.

Если задаться шириной пленки b и длиной l , то можно записать уравнение баланса тепловых потоков на поверхности пленки в виде

$$\left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_w \cdot (I_e - I_w) \cdot l \cdot h = \dot{m}_{охл} \cdot (I_{охл} + r), \quad (4)$$

где $\left(\frac{\alpha}{c_p} \right)_w$ – теплообмен с учетом вдува

пара охладителя в пограничный слой; I_e – удельная энтальпия восстановления набегающего потока; I_w – удельная энтальпия пара охладителя при температуре стенки, поскольку $T_w = T_{кип}$; $\dot{m}_{охл}$ – массовый секундный расход охладителя; $I_{охл} = c_{охл} \cdot (T_{кип} - T_{нач})$ – среднemasсовая энтальпия охладителя; $c_{охл}$ – удельная теплоемкость охладителя; r – удельная теплота испарения охладителя.

В таком случае из уравнения баланса тепловых потоков просто получить выражение для расчета длины пленки в виде

$$l = \frac{\dot{m}_{\text{охл}} \cdot (I_{\text{охл}} + r)}{\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_w \cdot (I_e - I_w) \cdot b} \quad (5)$$

При этом массовый секундный расход охладителя рассчитывается по формуле

$$\dot{m}_{\text{охл}} = b \cdot h \cdot v_{\text{кр}} \cdot \rho_{\text{охл}}, \quad (6)$$

где b и h – размеры щели, задаются конструкцией системы при проектировании; $\rho_{\text{охл}}$ – плотность охладителя; $v_{\text{кр}}$ – скорость подачи охладителя.

Расчеты по данной методике для указанных выше исходных данных дают следующие результаты.

Уравнение баланса тепловых потоков на поверхности пленки дается в виде

$$\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_w \cdot (I_e - I_w) \cdot l \cdot h = \dot{m}_{\text{охл}} \cdot (I_{\text{охл}} + r), \quad (7)$$

откуда

$$\dot{m}_{\text{охл}} = \frac{\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_w \cdot (I_e - I_w) \cdot l \cdot h}{(I_{\text{охл}} + r)}, \quad (8)$$

$$I_{\text{охл}} = c_{\text{охл}} \cdot (T_{\text{кип}} - T_{\text{нач}}),$$

где $\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_w$ – параметр теплообмена с учетом вдува пара охладителя в пограничный слой; I_e – удельная энтальпия восстановления набегающего потока; I_w – удельная энтальпия пара охладителя при температуре стенки, поскольку $T_w = T_{\text{кип}}$; $\dot{m}_{\text{охл}}$ – массовый секундный расход охладителя; $I_{\text{охл}}$ – среднemasсовая энтальпия охладителя; $c_{\text{охл}}$ – удельная теплоемкость охладителя; r – удельная теплота испарения охладителя.

Для определения теплообмена с учетом вдува пара охладителя в пограничный слой на практике рекомендуется использовать инженерные методики расчета, базирующиеся на экспериментально-теоретическом поиске функции, связывающей тепловые потоки при вдуве пара охладителя в пограничный слой (q_w) и без вдува (q_0): $q_w = f(q_0)$ [16].

В работе [16] зависимость $q_w = f(q_0)$ рассматривается в форме

$$\frac{q_w}{q_0} = \frac{\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_w}{\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_0} = 1 - \gamma \cdot \bar{G}_w, \quad (9)$$

где \bar{G}_w – безразмерный массовый расход охладителя, равный

$$\bar{G}_w = \frac{\dot{m}_w}{\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_0};$$

\dot{m}_w – расход пара охладителя вдуваемого в пограничный слой; γ – коэффициент вдува

$$\gamma = 0.6 \cdot \left(\frac{\bar{\mu}_e}{\bar{\mu}_{\text{охл}}}\right)^{0.24} \cdot \left(\frac{I_{w,\text{охл}}}{I_e}\right)^{-0.03};$$

$I_{w,\text{охл}}$ – энтальпия газа-охладителя при температуре поверхности; I_e – энтальпия восстановления набегающего потока; $\bar{\mu} = \frac{\mu}{\mu_\infty}$ – безразмерный коэффициент динамической вязкости.

В первом приближении определим $\dot{m}_{\text{охл}}$ исходя из предположения, что $\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_w \approx \left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_0$.

Найдем $\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_0$ для каждой зоны аппарата в расчетный момент времени $t = 568$ с (рис. 10).

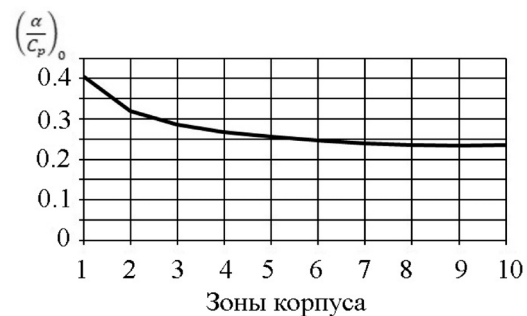


Рис. 10. Распределение параметра теплообмена по длине корпуса

Оценим потребный расход охладителя при приведенных выше исходных данных.

Пусть охладитель – вода, $P = 1197$ Па, $T_{\text{кип}}(1197 \text{ Па}) = 17^\circ\text{C} = 290 \text{ К}$;

$$I_{\text{охл}}(1197 \text{ Па}) = 73000 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$C_{H_2O} = 4183 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{град});$$

$$T_{\text{кип}}(101325 \text{ Па}) = 100^\circ\text{C} = 373 \text{ К};$$

$$T_{\text{нач}} = 20^\circ\text{C} = 293 \text{ К};$$

$$I_{\text{охл}} = C_{\text{охл}} \cdot (T_{\text{кип}} - T_{\text{нач}}) = 4183 \cdot (373 - 293) =$$

$$= 4183 \cdot 80 = 334.64 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

Удельная теплота испарения воды

$$r = 2477 \frac{\text{кДж}}{\text{кг}} = 2477 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}.$$

Удельная энтальпия пара охладителя при температуре кипения $C_p = 1.8644 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$

Так как испарение охладителя происходит на внешней поверхности аппарата при условиях, соответствующих высоте 30 километров, температура кипения, принятая для расчета удельной энтальпии пара, $T_{\text{кип(внеш)}} = 290 \text{ К}$

$$I_w = C_p \cdot T_{\text{кип(внеш)}} = 1864.4 \cdot 290 = 540 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}},$$

$$I_w = 2500 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}},$$

$$I_e = C_{p(\text{air})} \cdot (T_{\text{зоны}} - T_{\text{нач}}),$$

$$C_{p(\text{air})}(T = 1473 \text{ К}) = 1210 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

На рис. 11 приведены значения энтальпии восстановления набегающего потока I_e по зонам в расчетный момент времени $t = 568 \text{ с}$.

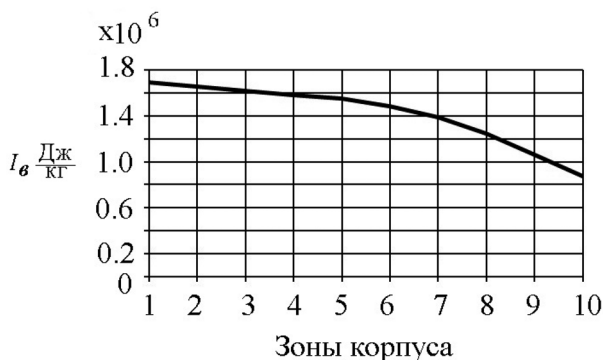


Рис. 11. Распределение энтальпии торможения набегающего потока по зонам корпуса

Критическую скорость подачи охладителя определим из выражения для числа Рейнольдса:

$$Re_{\text{охл}} = \frac{(v \cdot \rho \cdot h)}{\mu},$$

где $h = 1 \text{ мм} = 0.001 \text{ м}$ – высота щели, для воды критическое значение $Re_{\text{охл}} = 300$ [1];

$$\mu = 1004 \cdot 10^{-6} \text{ Па} \cdot \text{с} = \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}}; \quad \rho = 1000 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3};$$

тогда

$$v_{\text{кр}} = \frac{Re_{\text{охл}} \cdot \mu}{\rho \cdot h} = 0.3 \frac{\text{м}}{\text{с}};$$

максимально возможный расход охладителя можно выразить как

$$\dot{m}_{\text{охл}} = b \cdot h \cdot v_{\text{кр}} \cdot \rho \frac{\text{кг}}{\text{с}},$$

где b – длина щели, равная периметру соответствующего сечения корпуса.

Длина пленки определяется по следующему соотношению:

$$l = \frac{\dot{m}_{\text{охл}} \cdot (I_{\text{охл}} + r)}{\left(\frac{\alpha}{C_p}\right)_w \cdot (I_e - I_w) \cdot b} \text{ м.} \quad (10)$$

Получен суммарный расход охладителя 0.601 кг/с, расход охладителя на участке пикирования $0.601 \cdot 30 = 13.8 \text{ кг}$

Оценка масс элементов системы подачи охладителя

Масса турбонасосного агрегата

$$m_{\text{тна}} = 0.035 \cdot \left(100 + \frac{p_{\text{к.ср.}}}{10^5} \cdot \frac{N_{\text{макс}}}{N_{\text{ср}}}\right) \cdot \sqrt{\frac{m_{\text{т}} \cdot N_{\text{макс}}}{\tau \cdot N_{\text{ср}}}},$$

где $\frac{N_{\text{макс}}}{N_{\text{ср}}}$ – отношение максимального и среднего расхода охладителя; $p_{\text{к.ср.}}$ – среднее давление на поверхности ЛА (примем $p_{\text{к.ср.}} = p^*$).

Так как зависимость давления от времени неизвестна, примем давление постоянным и равным p^* в момент пика температурных нагрузок.

Для системы подачи охладителя (СПО):

$$p_{\text{к.ср.}} = 2.38 \cdot 10^7; \quad m_{\text{т}} = 14 \text{ кг};$$

$$\tau = 30 \text{ с}; \quad \frac{m_{\text{т}}}{\tau} = 0.46;$$

$$\frac{p_{\text{к.ср.}}}{10^5} = 2.38 \cdot \frac{10^7}{10^5} = 238 \text{ Па};$$

$$m_{\text{ТНА}} = 0.035 \cdot (100 + 238 \cdot 1) \cdot \sqrt{0.46 \cdot 1} = 8.1 \text{ кг.}$$

Для СОЖТ:

$$m_{\text{ТНА}} = 0.035 \cdot (100 + 50 \cdot 1) \cdot \sqrt{\frac{150}{30}} \cdot 1 = 11.8 \text{ кг.}$$

Масса системы наддува баков определяется по формуле

$$m_{\text{снб}} = \frac{6.4}{\rho_{\text{ср}}} \cdot \frac{p_6}{10^5} \cdot m_{\text{т}} \text{ кг,}$$

где $\rho_{\text{ср}}$ – средняя плотность топлива (в данном случае плотность охладителя); p_6 – давление наддува (рекомендуется $2 \dots 4 \cdot 10^5$ Па); $m_{\text{т}}$ – масса топлива (в данном случае охладителя);

$$\rho_{\text{ср}} = 1000 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}; p_6 = 30 \cdot 10^5 \text{ Па}; m_{\text{т}} = 4 \text{ кг.}$$

Для СПО:

$$m_{\text{снб}} = \frac{6.4}{1000} \cdot \frac{30 \cdot 10^5}{10^5} \cdot 14 = 2.688 \text{ кг} \approx 2.7 \text{ кг.}$$

Для СОЖТ используется система наддува баков с топливом – $m_{\text{снб}} = 0$.

Масса арматуры определяется по нижеприведенным формулам.

Для СПО:

$$m_{\text{арм}} = 3.5 \cdot \sqrt{\frac{m_{\text{т}}}{\tau} \cdot \frac{\mathcal{N}_{\text{макс}}}{\mathcal{N}_{\text{ср}}}},$$

где $\frac{m_{\text{т}}}{\tau} = 0.46$; $\frac{\mathcal{N}_{\text{макс}}}{\mathcal{N}_{\text{ср}}} = 1$; поправочный коэффициент $k_{\text{арм}}$, учитывающий длину трубопроводов, примем для СПО $k_{\text{арм}} \approx 1.25$, для СОЖТ $k_{\text{арм}} \approx 4$.

$$m_{\text{арм}} = 3.5 \cdot k_{\text{арм}} \cdot \sqrt{\frac{m_{\text{т}}}{\tau} \cdot \frac{\mathcal{N}_{\text{макс}}}{\mathcal{N}_{\text{ср}}}} =$$

$$= 3.5 \cdot 1.25 \cdot \sqrt{0.46 \cdot 1} \approx 3 \text{ кг.}$$

Для СОЖТ:

$$m_{\text{арм}} = 3.5 \cdot k_{\text{арм}} \cdot \sqrt{\frac{m_{\text{т}}}{\tau} \cdot \frac{\mathcal{N}_{\text{макс}}}{\mathcal{N}_{\text{ср}}}} =$$

$$= 3.5 \cdot 4 \cdot \sqrt{\frac{150}{30}} \cdot 1 \approx 31.6 \text{ кг.}$$

Масса бака вычисляется по соотношениям:

– для СПО:

$$m_6 = \alpha_6 \cdot m_{\text{охл}} = 0.11 \cdot 14 = 1.54 \text{ кг,}$$

где α_6 – относительная масса бака ($\alpha_6 \approx 0.1 \div 0.12$) [2];

$$M_{\text{СО}} = m_{\text{охл}} + m_{\text{ТНА}} + m_{\text{снб}} + m_{\text{арм}} + m_6;$$

– для СОЖТ используется бак с топливом, поэтому масса $m_6 = 0$.

Для упрощения расчетов по различным вариантам систем охлаждения математическая модель вычисления масс СОЖТ и СПО была реализована в системе MATLAB. Полученные массы охладителя, систем подачи и общие массы систем охлаждения для принятых условий приведены в табл. 1.

Таблица 1. Массовая сводка отдельных элементов и систем охлаждения в целом

Системы	$m_{\text{охл}}$, кг	m_6 , кг	$m_{\text{ТНА}}$, кг	$m_{\text{снб}}$, кг	$m_{\text{арм}}$, кг	Сумма, $M_{\text{СО}}$, кг
СОЖТ	–	–	11.8	–	31.6	43.4
СПО	14	1.5	8.1	2.7	3.0	29.8

Из полученных результатов следует, что для принятых условий функционирования анализируемых систем охлаждения целесообразно использовать систему пленочного охлаждения.

Выводы

1. При заданном техническом задании сформирован внешний облик высокоскоростного беспилотного летательного аппарата, определены основные характеристики и проектные параметры.

2. Определены температурные поля и коэффициенты теплообмена на поверхности планера ВБЛА.

3. Проведен инженерный анализ возможных вариантов системы охлаждения внешней поверхности планера для спроектированного ВБЛА по критерию «потребная масса охладителя».

4. Приведены математические модели функционирования систем охлаждения с жидким теплоносителем и пленочным охлаждением.

5. Дана методика оценки масс элементов анализируемых систем охлаждения.

6. Проведен сравнительный анализ двух систем (СОЖТ и СПО) по критерию минимум массы системы охлаждения.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. **Чернобровкин Л.С.** Аэродинамическая компоновка ЛА. Баллистическое проектирование. Москва, 1988. 73 с.
2. **Чернобровкин Л.С.** Расчет стартовой массы и размеров ЛА. Москва, 1989. 76 с.
3. **Гусейнов А.Б., Трусов В.Н.** Модели формирования облика малозаметных летательных аппаратов. Москва, 2017. 404 с.
4. **Афанасьев П.П., Голубев И.С., Новиков В.Н.** и др. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования / под ред. И.С. Голубева, И.К. Туркина. Москва, 2008. 656 с.
5. Аэродинамика ракет. В 2 книгах. Книга 1 / под ред. М. Хемша, Дж. Нилсена. Москва, 1989. 426 с.
6. **Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.** Динамика полета. Москва, 1973. 616 с.
7. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Москва, 2004. 181 с.
8. **Кутателадзе С.С.** Основы теории теплообмена. Изд. 5-е, перераб. и доп. Москва, 1979. 416 с.
9. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / под ред. В.С. Авдудевского, В.К. Кошкина. Москва, 1992. 528 с.
10. **Авхимович Б.М.** Конструкция и проектирование теплозащиты беспилотных летательных аппаратов. Москва, 1994. 161 с.
11. **Голубев И.С., Самарин А.В.** Проектирование конструкций летательных аппаратов. Москва, 1991. 512 с.
12. **Дракин И.И.** Аэродинамический и лучистый нагрев в полете. Москва, 1961. 95 с.
13. **Зигель Р., Хауэлл Дж.** Теплообмен излучением. Москва, 1975. 936 с.
14. **Лыков А.В.** Теория теплопроводности. Москва, 1967. 600 с.
15. **Панкратов Б.М.** Основы теплового проектирования транспортных космических систем. Москва, 1988. 304 с.
16. **Никитин П.В.** Тепловая защита: учебник. Москва, 2006. 512 с.
2. **Chernobrovkin L.S.** Raschet startovoj massy i razmerov LA [Calculation of the starting mass and dimensions of the aircraft]. Moscow, 1989, 76 p.
3. **Guseynov A.B., Trusov V.N.** Modeli formirovaniya oblika malozametnyh letatel'nyh apparatov [Models of the formation of the appearance of inconspicuous aircraft]. Moscow, 2017, 404 p.
4. **Afanas'ev P.P., Golubev I.S., Novikov V.N.** et al. Bespilotnye letatel'nye apparaty. Osnovy ustrojstva i funkcionirovaniya [Unmanned aerial vehicles. Fundamentals of device and functioning]. Moscow, 2008, 656 p.
5. Aerodinamika raket [Tactical missile aerodynamics]. In 2 books. Book 1. Ed. by M. Hemsch, J. Nielsen. Moscow, 1989, 426 p.
6. **Lebedev A.A., Chernobrovkin L.S.** Dinamika poleta [Flight dynamics]. Moscow, 1973, 616 p.
7. GOST 4401-81. Atmosfera standartnaja. Parametry [The standard atmosphere. Parameters]. Moscow, 2004, 181 p.
8. **Kutateladze S.S.** Osnovy teorii teploobmena. [Fundamentals of the theory of heat transfer]. Edition 5th, reprinted and supplemented. Moscow, 1979, 416 p.
9. Osnovy teploperedachi v aviacionnoj i raketno-kosmicheskoj tehnikе [Fundamentals of heat transfer in aviation and rocket and space technology]. Ed. by V.S. Avduevsky, V.K. Koskin. Moscow, 1992, 528 p.
10. **Avkhimovich B.M.** Konstrukcija i proektirovanie teplozashhity bespilotnyh letatel'nyh apparatov [Design and design of thermal protection of unmanned aerial vehicles]. Moscow, 1994. 161 p.
11. **Golubev I.S., Samarин A.V.** Proektirovanie konstrukcij letatel'nyh apparatov [Design of aircraft structures]. Moscow, 1991, 512 p.
12. **Drakin I.I.** Ajerodinamicheskij i luchistyj nagrev v polete [Aerodynamic and radiant heating in flight]. Moscow, 1961, 95 p.
13. **Siegel R., Howell J.** Thermal radiation heat transfer. Moscow, 1975, 936 p.
14. **Lykov A.V.** Teorija teploprovodnosti [Theory of thermal conductivity]. Moscow, 1967, 600 p.
15. **Pankratov B.M.** Osnovy teplovogo proektirovaniya transportnyh kosmicheskikh sistem [Fundamentals of thermal design of transport space systems]. Moscow, 1988, 304 p.
16. **Nikitin P.V.** Teplovaja zashhita. Uchebnik [Thermal protection: textbook]. Moscow, 2006, 512 p.

References

1. **Chernobrovkin L.S.** Ajerodinamicheskaja komponovka LA. Ballisticheskoe proektirovanie [Aerodynamic layout of the aircraft. Ballistic design]. Moscow, 1988, 73 p.

Статья поступила в редакцию 04.12.2022; одобрена после рецензирования 23.12.2022; принята к публикации 10.01.2023.

The article was submitted on 04.12.2022; approved after reviewing on 23.12.2022; accepted for publication on 10.01.2023.