

УПРАВЛЕНИЕ ТЕПЛОВЫМИ ПОТОКАМИ И ТЕМПЕРАТУРНЫМИ РЕЖИМАМИ В ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

А.Н. ШУЛЬЦ, *проф. каф. физики МГУЛ, д-р техн. наук*

caf-physics@mgul.ac.ru, shultsalek@mail.ru

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»

141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

Способность тепловых труб (ТТ) трансформировать тепловые потоки от высоких удельных значений к низким и транспортировать их на большие расстояния позволяет рассматривать ТТ в качестве элементов тепловой защиты конструкций гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). Применение жидкометаллических ТТ значительно расширяет область решаемых задач. С их помощью можно вернуть часть теплового потока в термодинамический цикл двигателя ГЛА. При применении водорода в качестве топлива можно использовать часть отводимого теплового потока для испарения жидкого водорода и разогрева его до температуры, обеспечивающей оптимальное время индукции для его полноценного сгорания в двигателе. Однако при этом возникает необходимость обеспечения надежного запуска ТТ из замороженного состояния теплоносителя. Этой проблеме и посвящена данная работа. В ней представлены материалы экспериментального и теоретического исследования механизмов переноса тепла и массы в период старта, переходного и стационарного режимов жидкометаллической (натриевой) ТТ. Приведены также результаты решения обратной задачи нестационарной теплопроводности. Для этого были использованы экспериментально измеренные нестационарные температурные поля. Установлена последовательная смена режимов течения пара: свободно-молекулярного, переходного, течения со скольжением и течения как сплошной среды. Процессы запуска и переходы на повышенные уровни мощности моделировались в низкотемпературной ТТ. С помощью прибора Теплера и метода «световой нож» была проведена визуализация течения. Использование интерферометра Маха-Цендера позволило получить интерферограммы течения паров ацетона. Был обнаружен процесс гетерогенно-гомогенной объемной конденсации. Установлено, что жидкометаллические ТТ имеют удовлетворительную пусковую динамику при их старте из замороженного состояния теплоносителя и могут быть использованы для управления тепловыми потоками и температурными режимами в гиперзвуковых летательных аппаратах.

Ключевые слова: тепловые, температурные, потоки, гиперзвуковой, тепловая труба, утилизация, защита.

Уникальные свойства тепловых труб (ТТ) побуждают многих исследователей рассматривать их в качестве эффективных теплообменных устройств для управления тепловыми потоками при обеспечении необходимых температурных режимов бортовых энергетических систем (БЭС). Применение жидкометаллических ТТ позволяет увеличить удельные тепловые потоки. Так, например, с помощью ТТ можно осуществить тепловую защиту корпуса ГЛА, вернуть значительную часть теплового потока в теплообменник для испарения жидкого топлива (водорода) и разогрева его до температуры, обеспечивающей минимальное время индукции для полноценного сгорания топлива в сверхзвуковой камере сгорания (КС), рис.1 (поз. 2). Запуск жидкометаллических ТТ из замороженного состояния теплоносителя представляет собой самый ответственный этап их работы. Вымораживание и прекращение циркуляции жидкого теплоносителя может привести к осушению фитиля испарителя и прожогу стенки. Потеря работоспособности ТТ в этот период может стать причиной выхода из строя всех

БЭС. В данной работе приводятся результаты теоретического и экспериментального исследований нестационарных температурных полей при запуске жидкометаллических ТТ из замороженного состояния теплоносителя (натрия).

Особенности применения жидкометаллических ТТ для управления тепловыми потоками в ГЛА

Аэродинамический нагрев конструкции ГЛА

Список обозначений

l – длина свободного пробега, м;

C_p – теплоемкость, Дж/(кг·К).

Аэродинамический нагрев – результат того, что молекулы воздуха тормозятся вблизи корпуса ГЛА. При этом происходит переход кинетической энергии относительного движения частиц воздуха в тепловую. Если полет совершается со сверхзвуковой скоростью, торможение происходит в ударной волне, возникающей в воздухозаборнике ГЛА, рис.1 Дальнейшее торможение

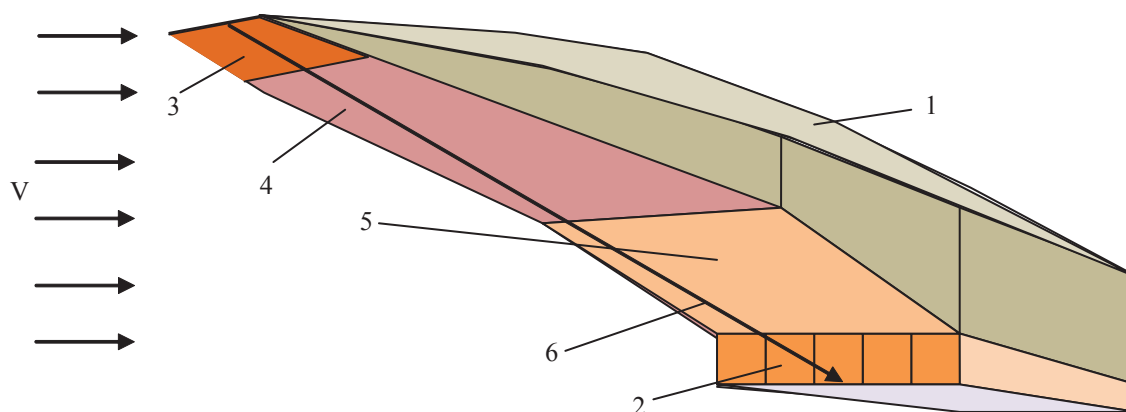


Рис. 1. Принципиальная схема воздухозаборника гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД): 1 – корпус ГЛА; 2 – камера сгорания (КС); 3, 4, 5 – теплопринимающие поверхности, охлаждаемые тепловыми трубами (ТТ); 6 – направление распространения ударной волны

Fig. 1. The schematic diagram of an air inlet hypersonic direct-flow air– the jet engine (HDAFE). 1 – HA case; 2 – combustion chamber (CC); 3, 4, 5 – the heatperceiving surfaces cooled by the heat pipes (HP); 6 – direction of distribution of a shock wave

молекул воздуха происходит в пограничном слое, и температура его вблизи поверхности повышается. Максимальная температура, до которой может нагреться воздух в пограничном слое, близка к температуре торможения: $T_0 = T_n + v^2/(2c_p)$, где T_n – температура набегающего воздуха; v – скорость полета; c_p – удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении.

Существуют две формы аэродинамического нагрева – конвективный и радиационный. Конвективный нагрев – следствие передачи тепла из внешней, «горячей», части пограничного слоя к корпусу ГЛА. Удельный конвективный тепловой поток определяют из соотношения: $q_k = \alpha_k (T_e - T_w)$, где T_e – равновесная температура (температура восстановления – предельная температура, до которой могла бы нагреться поверхность корпуса ГЛА, если бы не было отвода энергии); T_w – реальная температура поверхности; α_k – коэффициент теплоотдачи конвективного теплообмена, зависящий от скорости и высоты полета, формы и размеров ГЛА, а также от других факторов.

Равновесная температура близка к температуре торможения. Вид зависимости коэффициента α_k от перечисленных параметров определяется режимом течения в пограничном слое (ламинарным или турбулентным). В случае турбулентного течения конвективный

нагрев становится интенсивнее. Это связано с тем обстоятельством, что, помимо молекулярной теплопроводности, существенную роль в переносе энергии начинают играть турбулентные пульсации скорости в пограничном слое, [1, 2].

При полете с $M \geq 5$ температура воздуха за ударной волной и в пограничном слое возрастает, в результате чего происходит диссоциация и ионизация молекул. Образующиеся при этом атомы, ионы и электроны диффундируют в более холодную область – к поверхности тела. Там происходит обратная реакция (рекомбинация), идущая также с выделением тепла. Это дает дополнительный вклад в конвективный аэродинамический нагрев [3, 4].

Особые случаи теплообмена ГЛА

При достижении скорости полета более 5 км/с температура за ударной волной достигает значений, при которых воздух начинает излучать. Вследствие лучистого переноса энергии из областей с повышенной температурой к поверхности ракеты происходит ее радиационный нагрев. При этом наибольшую роль играет излучение в видимой и ультрафиолетовой областях спектра. При полете в атмосфере Земли со скоростями ниже первой космической скорости (8,1 км/с) радиационный нагрев мал по сравнению с конвек-

тивным. При второй космической скорости (11,2 км/с) их значения становятся близкими, а при скоростях полета 13–15 км/с и выше, соответствующих возвращению на Землю, основной вклад вносит уже радиационный нагрев [4]. Его интенсивность определяется удельным радиационным (лучистым) тепловым потоком: $q_{\text{л}} = \alpha \sigma T_e^4$, где α – степень черноты корпуса ГЛА; $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²К⁴) – коэффициент излучения абсолютно черного тела.

Особым случаем АН является режим свободномолекулярного течения, когда длина свободного пробега молекул воздуха соизмерима или даже превышает размеры летательного аппарата [3, 4].

Важную роль аэродинамический нагрев играет при возвращении космических аппаратов и боевого оснащения управляемых баллистических ракет в атмосферу Земли. Для борьбы с АН космические аппараты снабжаются специальными системами теплозащиты.

Классификация методов тепловой защиты конструктивных элементов ГЛА

Практически охлаждение конструктивных элементов ГЛА осуществляется несколькими способами [2], которые, в свою очередь, можно разбить на две группы. К первой из них следует отнести охлаждение проточное, осуществляемое с помощью жидкости или газа, протекающего по охлаждаемой стенке. Во вторую группу следует отнести емкостное охлаждение жидкостью и радиационное охлаждение.

Емкостное охлаждение имеет две разновидности: независимое охлаждение, когда в качестве хладагента используется посторонняя жидкость (например, вода), и регенеративное, при котором осуществляется съем тепла топливом, поступающим затем в камеру сгорания.

Два метода охлаждения: тепловые трубы и циркуляционное, при котором хладагент движется по замкнутому контуру между нагревателем (камерой сгорания) и охладителем (баком с топливом), по-видимому, целесообразно отнести к промежуточной группе

между независимым и регенеративным методами. Предпосылкой для этого является то обстоятельство, что эти методы имеют промежуточный хладагент. Например, рабочее тело тепловой трубы, тепло от которой передается к основному хладагенту – топливу двигателя или воде, или холодильнику – излучателю для сброса в космос.

В зависимости от того, куда отводится тепло от поверхности ГЛА, эти методы могут быть регенеративными или независимыми – назовем их методами с промежуточным хладагентом.

Проточное охлаждение можно классифицировать также по конструкции охлаждающего тракта: гладкого или оребренного. В свою очередь, оребренный тракт может иметь две принципиально отличающиеся разновидности: связанной или несвязанной конструкции. Связанная конструкция может быть трубчатой в один, полтора и два прохода и нетрубчатой, при которой соединение стенок двигателя осуществляется с помощью промежуточных прокладок, выштамповок, а также через отфрезерованные ребра.

При регенеративном проточном охлаждении бывает целесообразно интенсифицировать процесс теплоотдачи к хладагенту за счет выбора соответствующей кривизны и шероховатости охлаждающего тракта.

Методы теплозащиты можно разделить на две большие группы в зависимости от того, что используется для их реализации: жидкость (газ) или твердые высокотемпературные или другие материалы. Теплозащиту с помощью жидкости (газа) в настоящее время называют внутренним охлаждением. Конечно, в ряде случаев топливо при таком методе выполняет функции хладагента, снимая за счет своего движения поступивший на стенку тепловой поток от продуктов сгорания.

Однако главная задача внутреннего охлаждения заключается в том, чтобы уменьшить величину теплового потока в стенку, и, следовательно, этот метод более правильно называть теплозащитой, а не охлаждением. Внутреннее охлаждение, в свою очередь, можно разделить на две группы: охлаждение

Т а б л и ц а

Техническое решение	Использование технического решения
1.Транспирационное охлаждение: Годдард [5], 1930 г.	США: а) фирма «Аэроджет», середина 40-х гг. б) фирма «Пратт-Уитни», 60-е гг.
2.Внешнее регенеративное проточное охлаждение: Годдард, 1922 г.	Италия, Крокко, 1930 г.
3.Без внутреннего охлаждения: Годдард на ЖРД ракеты 1926 г.	США, фирма «Рокетдайн», 70-е гг.
4.Трубчатая конструкция охлаждающего тракта: Зенгер, 1934 г.	США, ЖРД для «Навахо II и III», середина 50-х гг.
5.Реверсивное охлаждение: СССР, 1935, ЖРД 12к (II вариант)	США, 60–70-е гг., фирма «Белл»
6.Проточное охлаждение водой: СССР, Германия, Австрия, начало 30-х гг.	Англия, первая половина 50-х гг., ЖРД «Скриммер»
7.Вихревой впрыск топлива: Годдард, специалисты спиртокислородной группы РНИИ	США, 60-е гг., схема «ворамик»
9.Водородно-кислородное топливо: США, середина 40-х гг.	США, начало 60-х гг.

с помощью жидкости, не являющейся топливом, и охлаждение топливом.

Теплозащита с помощью материалов может быть условно разделена на две группы: теплозащита разрушающимися и неразрушающимися покрытиями. К первой из них можно отнести абляционное охлаждение (поверхностная, внутренняя и внешняя абляция).

Ко второй группе относится теплозащита неразрушающимися материалами, изолирующими основную стенку двигателя, и теплопоглощение (сюда же можно условно отнести и теплопоглощение основной стенкой двигателя, не имеющей специального покрытия).

Кроме того, к этой же группе можно отнести и метод абляции, при котором после «обугливания» поверхностного слоя материала в начальный момент работы двигателя последующее разрушение покрытия не происходит (нестационарная абляция).

Технические решения по вышеизложенной теме представлены в таблице.

Эксперимент. Объекты исследования

Объектом исследования явились две натриевые тепловые трубы диаметром 48 мм: № 1 – длиной 1800 мм с газовым наполнением, давление неконденсируемого газа (НКГ – аргона) порядка 133 Па, длиной зоны испарения – 250 мм; № 2 – вакуумная труба (без НКГ) длиной 1825 мм, длиной зоны ис-

парения – 278 мм [6]. Испытания тепловых труб проводились в вакуумной камере при горизонтальном расположении ТТ. Нагрев зоны испарения осуществлялся с помощью электронагревателя радиационного типа, обеспечивающего выход ТТ на уровень температур до 800 °С. Для исключения воздействия нагревателя на зону конденсации ТТ в конце зоны испарения была установлена экранно-вакуумная изоляция из 3-х слоев металлической фольги. Первый слой экранов выполнен из ниобиевого сплава, остальные – из X18H10T.

Суммарная толщина экранно-вакуумной изоляции не превышала 1,5 см. Отвод тепла от зоны конденсации осуществлялся излучением на охлаждаемые водой стенки вакуумной камеры. Обе трубы имели составной фитиль, образованный кольцевым зазором, для протока жидкого теплоносителя под экраном. Экран фитиля был выполнен из нержавеющей сетки саржевого плетения № 120/670 ГОСТ 3187-65. Общими для каждой из этих труб являются следующие геометрические размеры: диаметр пор экрана фитиля – 120 мкм, кольцевой зазор под экраном для протока теплоносителя – 0,5 мм. Материал корпуса – ниобий.

Система измерений

Температура стенки ТТ контролировалась вольфрам-рениевыми термопарами, расположенными на наружной поверхности тру-

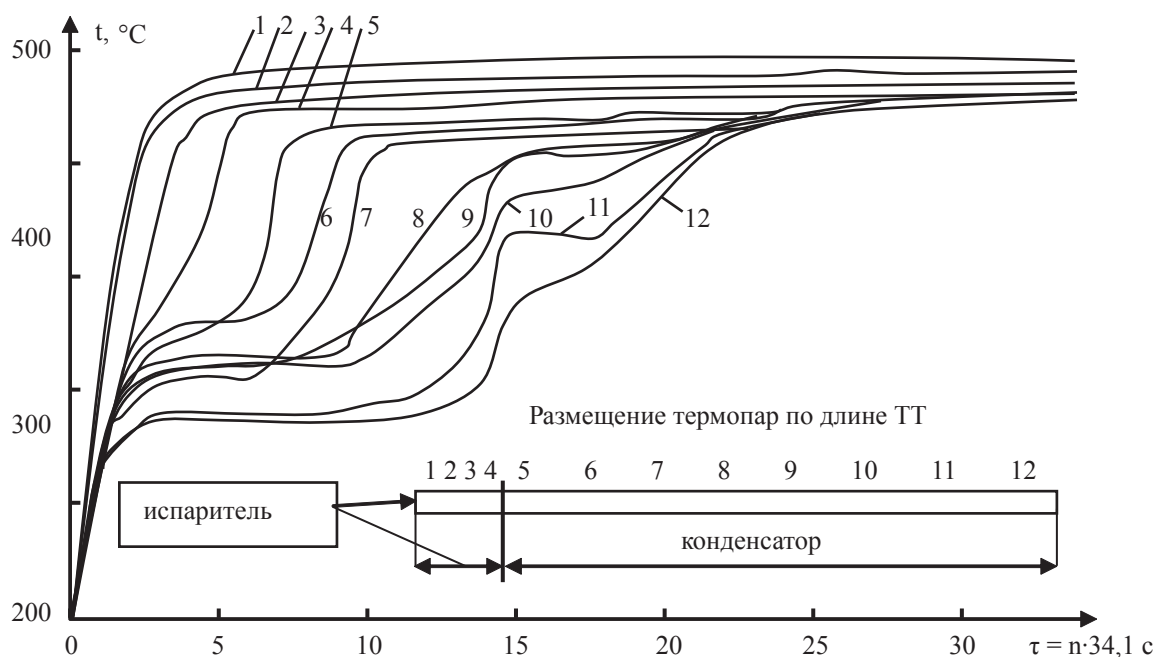


Рис. 2. Нестационарное распределение температур по длине натриевой ТТ при скачкообразном установлении мощности электрического нагревателя $N = 3,675$ кВт: данные работы [6]. Запуск ТТ из замороженного состояния теплоносителя. 1-4 – номера термодпар, расположенных в зоне испарения; 5-12 – в зоне конденсации; t , °C, τ – время, с; n – цикл измерения

Fig. 2. Non-stationary distribution of temperatures on length of a sodium HP at spasmodic establishment of power of the electric heater $N = 3,675$ kW: these works [6]. Start of a TT from the frozen state coolant. 1-4 – numbers of the thermocouples located in an evaporation zone; 5-12 – in a condensation zone; t , °C, τ – time, sec; n – measurement cycle

бы. Корольки термодпар приваривались к стенке трубы и закрывались экраном. Показания термодпар автоматически регистрировались информационно-измерительной системой (ИИС) с шагом 1,56 с. Схема размещения термодпар на ТТ № 1 и ТТ № 2 представлена на рис. 2 и 3.

Погрешность измерений температуры, вносимая измерительной аппаратурой, составляла $\pm 0,5$ %. Методическая погрешность измерений, обусловленная теплообменом королька термодпар, составляла ± 2 %.

Электрическая мощность нагревателя контролировалась по показаниям вольтметра Д-569 Кл. 0,5 и амперметра Э-514 с шунтом $J = 7,5$ А, Кл. 0,5.

Тепловая мощность, передаваемая ТТ, определялась по теплоотводу с конденсатора. Тепловая нагрузка Q_k определялась как $Q_k = Q_{mk} + Q_{nk}$, где Q_{mk} – тепло, отведенное в теплообменник конденсатора, и Q_{nk} – потери тепла в корпусе установки.

Тепло Q_{mk} , отведенное в щелевой теплообменник конденсатора, рассчитывалось

по расходу воды и разности температур охлаждающей воды на выходе $t_{o\text{вых}}$ и входе $t_{o\text{вх}}$: $Q_{mk} = G_o C_o \Delta t_{ov}$.

Результаты экспериментального исследования

На рис. 2 и 3 представлены результаты экспериментальных исследований. Была проведена серия запусков ТТ из замороженного состояния теплоносителя при скачкообразном установлении мощности радиационного нагревателя от 0,5 до 11 кВт.

Было установлено, что тщательно очищенная от посторонних примесей и неконденсируемых газов ТТ успешно запускалась при удельном теплоподводе к испарителю до 300 кВт/м².

При добавлении небольшого количества НКГ (аргона), для обеспечения фронтального запуска и предотвращения вымораживания теплоносителя в конденсаторе, происходил срыв запуска при значительно меньшем удельном теплоподводе ≈ 50 кВт/м².

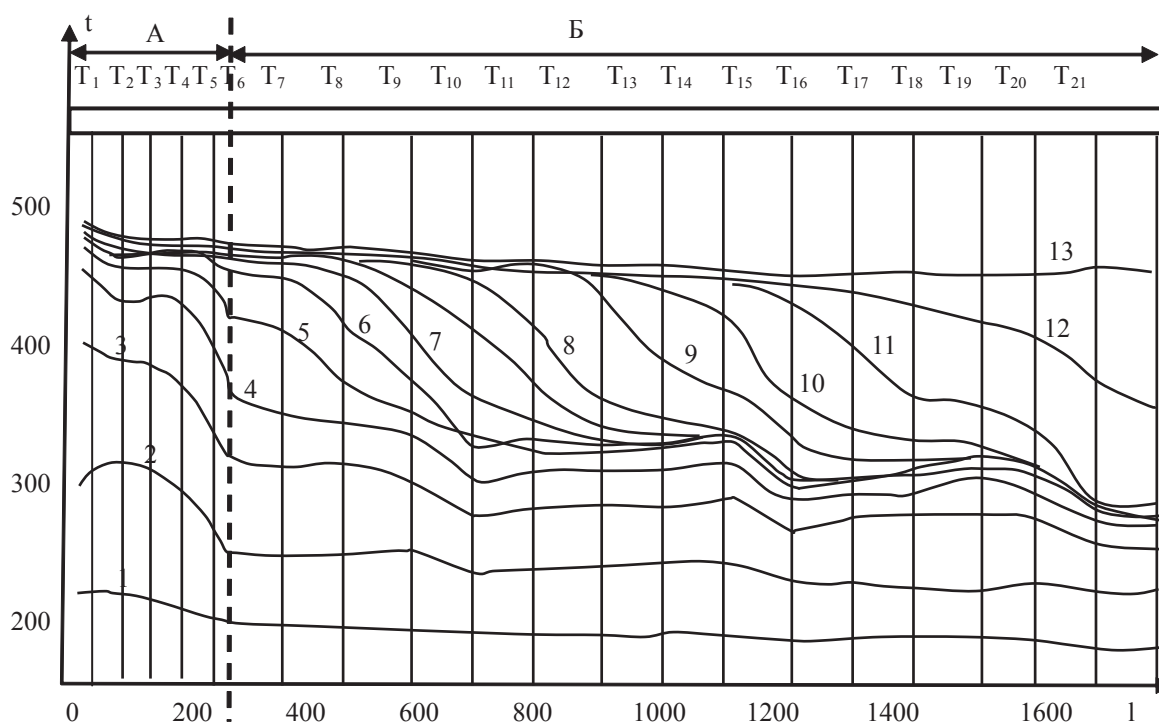


Рис. 3. Нестационарные распределения температур по длине вакуумной натриевой ТТ при скачкообразном установлении электрической мощности нагревателя $N = 3,67$ кВт, данные работы [6]. Запуск из замороженного состояния теплоносителя: А – зона испарения; Б – зона конденсации; 1 – $\tau = 0$; 3 – 32, 2 – 62, 4 – 125, 5 – 157, 6 – 219, 7 – 282, 8 – 345, 9 – 376, 10 – 439, 11 – 502, 12 – 785, 13 – 1570; τ , с; l , мм; t , °C

Fig. 3. Non-stationary distributions of temperatures on length of a vacuum sodium HP at spasmodic establishment of electric power of the heater $N = 3,67$ kW, data taken in [6]. Start from the frozen condition of the heat carrier: A – evaporation zone; B – condensation zone; 1 – $\tau = 0$; 3 – 32, 2 – 62, 4 – 125, 5 – 157, 6 – 219, 7 – 282, 8 – 345, 9 – 376, 10 – 439, 11 – 502, 12 – 785, 13 – 1570, τ , c; l , mm; t , °C

Результаты решения обратной задачи нестационарной теплопроводности

Экспериментально измеренные нестационарные распределения температур на внешней поверхности жидкометаллической ТТ были использованы в качестве исходных данных для решения обратной задачи нестационарной теплопроводности, из которой были получены необходимые для анализа гидродинамики и структуры парового потока характеристики: $\rho_1 V_1$, [кг/м²с] – массовая скорость испарения (конденсации), $\rho_1 U_1$ – массовая осевая скорость, Re_o , Re_r – осевое и радиальное числа Рейнольдса, M – число Маха, а также температура T_1 и давление пара P_1 , [7].

Для расчета указанных характеристик были использованы двумерные уравнения сохранения массы паровой фазы в форме уравнения неразрывности сжимаемой жидкости и

уравнения энергии для сжимаемой невязкой жидкости, которые имеют вид

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho_1}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial r}(\rho_1 r V_1) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho_1 U_1) &= 0, (1) \\ \rho_1 C_{p1} \left(\frac{\partial T_1}{\partial \tau} + V_1 \frac{\partial T_1}{\partial r} + U_1 \frac{\partial T_1}{\partial x} \right) &= \\ &= \lambda_1 \left[\frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial T_1}{\partial r} \right) + \frac{\partial^2 T_1}{\partial x^2} \right]. \end{aligned} \quad (2)$$

Здесь и ниже индекс 1 относится к паровой фазе, 2 – к жидкой фазе, 3 – к твердой фазе (корпус ТТ), остальные обозначения являются общепринятыми.

Система уравнений (1–2) интегрировалась по r при следующих допущениях: $\partial \rho_1 / \partial \tau$ и U_1 не зависят от r ; V_1 не зависит от x ; профили температуры и скорости являются квадратичными параболой от r . Таким образом, система (1–2) сводилась к одномерным уравнениям с дополнительными источниками тепла и массы и решалась при граничных условиях третьего рода, в состав

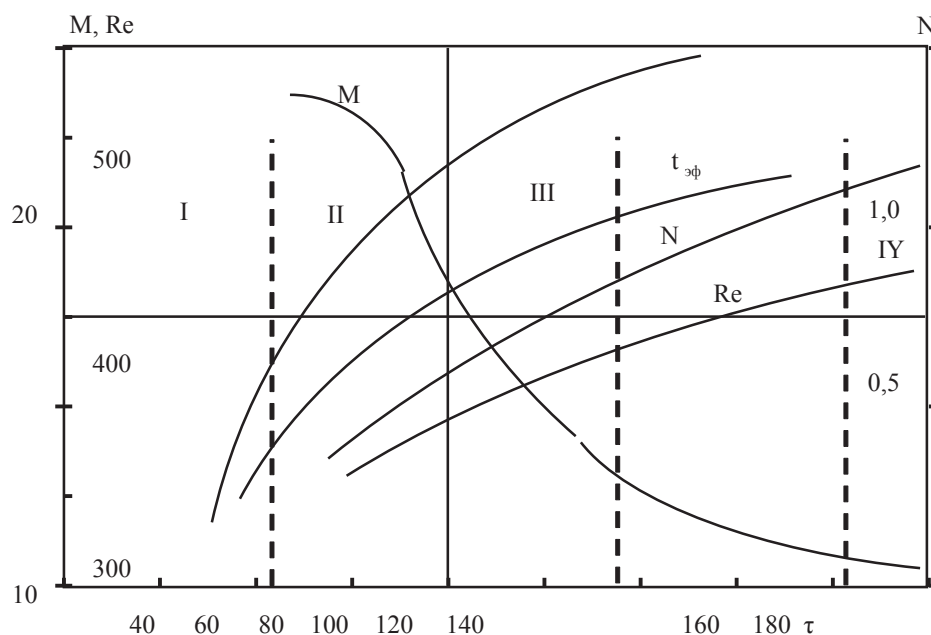


Рис. 4. Изменение основных характеристик теплопереноса в натриевой ТТ при пуске из замороженного состояния теплоносителя. Электрическая мощность нагревателя установлена скачкообразно $N_{эл} = 3,67$ кВт, N – тепловая мощность, отведенная излучением с конденсатора, кВт; число Маха – M и число Рейнольдса – Re определены по параметрам парового потока на выходе из испарителя; $t_{эф.н}$ – эффективная температура нагревателя; $t_{эф.к}$ – эффективная температура конденсатора; I – область свободно-молекулярного течения, II – область переходных режимов, III – область течения со скольжением, IV – область сплошного течения; t , °C; τ , с.

Fig. 4. Change of the main characteristics of a heatmass transfer in a sodium HP at start-up from the frozen condition of the heat carrier. Electric power of the heater is established in steps $N_{эл} = 3,67$ kW, N – the thermal power which is taken away by radiation from the condenser, kW; Mach number – M and Reynolds's number – Re are determined by parameters of a steam stream at the exit from the evaporator; $t_{эф.н}$ – the effective temperature of the heater; $t_{эф.к}$ – the effective temperature of the condenser; I – area of a free and molecular current, II – area of the transitional modes, III – current area with sliding, IV – area of a continuous current; t , °C; τ , s

которых входили измеренные температурные поля (рис.2, 3).

Решение задачи проводилось при следующих предположениях:

1. Пар представляет собой равновесную смесь идеального газа и жидкости.
2. Объемом жидкой фазы пренебрегается.
3. Испарение и конденсация происходят только на поверхности раздела фаз.
4. Выбор времени $\tau = 0$ соответствует расплавленному состоянию теплоносителя.

При пуске ТТ из замороженного состояния теплоносителя труба последовательно проходила различные режимы течения парового потока, рис. 1. При низких плотностях пара, $t < 180$ °C, имел место свободно-молекулярный режим течения, характеризующийся

числом Кнудсена $Kn = l/d_n \geq 1$. По известным из расчета числам Маха и Рейнольдса была определена верхняя граница свободно-молекулярного течения $Kn = M/Re = 3$, (область I, рис. 1). Переходная область II находилась между режимом течения со скольжением (область III) и свободно-молекулярным течением (область I). Нижняя граница течения со скольжением определялась по условию $Kn = M/\sqrt{Re} = 10^{-1}$, а верхняя – по условию $Kn = M/\sqrt{Re} = 10^{-2}$,

Нижней границе соответствовала $t \approx 370$ °C, верхней $t \approx 400 - 425$ °C. Выше области течения со скольжением находилась область IV – область течения пара как сплошной среды.

Присутствие неконденсируемых газов (НКГ) в парожидкостном тракте значительно

ухудшало пусковые и динамические характеристики ТТ.

Таким образом, экспериментально установлено, что добавление в паровой канал НКГ, с целью обеспечения фронтального запуска и предотвращения вымораживания теплоносителя, ухудшало пусковую динамику ТТ. В то же время, тщательно очищенная от посторонних примесей и НКГ натриевая ТТ восстанавливала работоспособность после кратковременного перегрева зоны испарения при скачкообразном переходе на повышенный уровень мощности (с 0,8 КВт на уровень 1,7 КВт) [8].

Процессы запуска и переходов на повышенные уровни мощности моделировались в низкотемпературной ТТ. Для этой цели была изготовлена плоская ТТ с боковыми прозрачными стенками и составным фитилем, совпадающим с конструкцией фитиля исследуемой натриевой ТТ. Была проведена визуализация течения с помощью прибора Теплера и методом «световой нож».

Обнаружены частицы жидкой фазы в паровом потоке. Установлено, что частицы попадают в паровой поток за счет колебаний менисков в фитиле испарителя. Наличие жидкой фазы в паровом потоке существенно облегчало процесс гетерогенно-гомогенной объемной конденсации. Были получены, с помощью интерферометра Маха-Цендера, интерферограммы течения паров ацетона [9, 10].

Обнаружен скачок конденсации на выходе из испарителя при пуске ТТ. Расшифровка интерферограмм показала, что процесс объемной конденсации в паровом потоке инициирован ядрами – зародышами (частицами жидкости), выброшенными в паровой поток из фитиля испарителя. Наличие частиц жидкой фазы в паровом потоке вызывало дополнительное гидравлическое сопротивление и приводило к непроизводительной затрате работы капиллярных сил фитиля. Этот процесс ограничивает максимально достижимый теплоперенос и ухудшает пусковую динамику ТТ.

Визуализация треков частиц жидкой фазы методом «световой нож» позво-

лила выявить в испарителе поперечные валы (вихри). В конденсаторе обнаружены продольные валы. На границе смены воздействия (испаритель – конденсатор) обнаружена устойчивая вихревая структура в виде поперечного вала, вращавшаяся по направлению вдув – отток. Наличие такой структуры на выходе из испарителя уменьшало проходное сечение парового канала и создавало дополнительное гидравлическое сопротивление.

Заключение

Установлено, что жидкометаллические ТТ имеют удовлетворительную пусковую динамику при их запуске из замороженного состояния теплоносителя. Условием успешного запуска и безопасных переходов на повышенный уровень мощности является тщательная очистка парожидкостного тракта от посторонних примесей и следов неконденсируемых газов. Применение жидкометаллических ТТ в качестве сверхпроводников тепла позволяет решить задачи управления и стабилизации температурных режимов ГЛА. С помощью жидкометаллических ТТ появляется возможность утилизировать тепловые потоки, полученные в результате АН, путем транспортировки их в теплообменник КС для испарения жидкого топлива (водорода) и нагрева его для увеличения скорости горения топлива в сверхзвуковом потоке КС. Применение такого метода должно увеличить КПД двигателя ГЛА.

Библиографический список

1. Авдеевский, В.С. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / В.С. Авдеевский, Галицкий Б.М., Глебов Г.А. и др. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.
2. Львов, А.И. Конструкция, прочность и расчет систем ракет. Учебное пособие / А.И. Львов. – М.: Военная академия им. Ф.Э.Дзержинского, 1980; Основы теплопередачи в авиационной и ракетной технике. – М., 1960.
3. Зельдович, Я.Б. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений / Я.Б. Зельдович, Ю.П. Райзер. – М., 1966.
4. Дорренс, У.Х. Гиперзвуковые течения вязкого газа. Пер. с англ. / У.Х. Дорренс. – М., 1966.
5. Goddard R.H. Supplementary report to trustees Clark university on work: Performed July 1921 to August 1923 (August, 1923). – In: The papers of Robert H. Goddard. N.Y., 1970, vol. 1, p. 498–508.

6. Шульц, А.Н. Исследование нестационарного тепло- и массообмена в жидкометаллических тепловых трубах /П.И. Быстров, В.Ф. Гончаров, В.Н. Харченко, А.Н. Шульц //Тепломассообмен –VI: Материалы VI всесоюзной конференции по тепломассообмену/ Минск, 1980/ – Минск: ИТМО АН БССР. – 1980. – Т.IV. – С. 94-99.
7. Шульц, А.Н. Определение скоростей испарения и конденсации по длине тепловой трубы в нестационарных условиях /Б.П. Захаров, А.Н. Шульц // Научные труды МЛТИ.-М: МЛТИ. -1981. – Вып. 138. – С. 57– 62.
8. Шульц, А.Н. Восстановление работоспособности тепловой трубы//Электроника и счетно-решающая техника в лесной и деревообрабатывающей промышленности. Научные труды МЛТИ.-М: МЛТИ. – 1980. Вып. № 129. – С.173-176.
9. Shults A.N. On physical mechanisms of heat, mass and momentum transfer in short low-temperature heat pipe. I. Hydrodynamic of flow vapour / A.N. Shults, P.I. Bystrov, V.N. Kharchenko //Heat – Transfer/ Soviet Research (USA). 1993. P. 5-12.
10. Shults A.N. On physical mechanisms of heat, mass and momentum transfer in short low-temperature heat pipe. II. Vapour flow structure / A.N. Shults, P.I. Bystrov, V.N. Kharchenko //Heat – Transfer/ Soviet Research (USA). 1993. P. 258-266.

THE CONTROL OF THERMAL STREAMS AND TEMPERATURE MODES IN HYPERSONIC AIRCRAFT

Shults A.N., Prof. MSFU, Dr. Sci. (Tech.)

caf-physics@mgul.ac.ru, shultsalek@mail.ru

Moscow state forest university (MSFU) 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytishchi, Moscow reg., Russia

The ability of heat pipes (HP) to transform thermal streams from high specific values to low and to transport them to long distances, allows to consider them as elements of thermal protection of designs of hypersonic aircraft (HA). The application HP made of liquid metals considerably expands the area of the tasks solved. With their help it is possible to return considerable part of a thermal stream to thermodynamic cycle of the HP propeller. When using hydrogen as fuel it is possible to use a part of the taken-away thermal stream for evaporation of liquid hydrogen and its warming up to the temperature which provides optimal induction time for its full combustion in the engine. However, there is a need of ensuring a reliable HP start from the frozen condition of a heat carrier. This work is devoted to this problem. It presents the materials of experimental and theoretical study of mechanisms of heat and weight transfer at the initial stage, in the transitional and stationary modes of the HP made of liquid metal (sodium). The results of the solution of the return problem of non-stationary heat conductivity are also presented. For this purpose experimentally measured non-stationary temperature fields were used. A consecutive change of the steam current modes is established: free and molecular, transitional, a current with sliding and a current of steam as continuous environment. The start processes and transitions to higher power levels were modeled in a low-temperature HP. The visualization of a current by means of Tepler's device and the «light knife» method has been carried out. The use of the Makha-Tsendera interferometer has allowed to receive the interferograms of current acetone vapors. The process of heterogeneous and homogeneous volume condensation has been found. It is proved that HP made of liquid metals have satisfactory starting dynamics at their start from the heat carrier frozen condition and thus can be used for control of thermal streams and temperature conditions in hypersonic aircraft.

Keywords: thermal, temperature, streams, hypersonic, thermal pipe, utilization, protection.

References

1. Avduevskiy V.S., Galitseyskiy B.M., Glebov G.A. i dr. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Heat transfer bases in aviation and the missile and space equipment]. Moscow: Mashinostroenie, 1992. 528 p.
2. Lvov A.I. *Konstruktsiya, prochnost' i raschet sistem raket* [Konstruktion, durability and calculation of systems of rockets]. Moscow: Voennaya akademiya im. F.E.Dzerzhinskogo, 1980; *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketnoy tekhnike* [Heat transfer Bases in aviation and rocketry]. Moscow, 1960.
3. Zeldovich Ya.B., Rayzer Yu.P., *Fizika udarnykh voln i vysokotemperaturnykh gidrodinamicheskikh yavleniy* [Physics of shock waves and high-temperature hydrodynamic phenomena]. Moscow, 1966. 688 p.
4. Dorrens U.H. *Giperzvukovye techeniya vyazkogo gaza* [Hypersonic currents of viscous gas]. Moscow, 1966. 212 p.
5. Goddard R.H. Supplementary report to trustees Clark university on work: Performed July 1921 to August 1923 (August, 1923). In: The papers of Robert H. Goddard. N.Y., 1970, vol. 1, p. 498–508.
6. Shul'ts A.N., P.I. Byistrov, V.F. Goncharov, V.N. Harchenko *Issledovanie nestatsionarnogo teplo- i massoobmena v zhidkometallicheskih teplovyykh trubakh* [Research non-stationary warm and a mass exchange in the liquid-metal heat pipes]. Heatmass exchange – VI: Materials VI of all-Union conference on a heat and mass transfer tube. Minsk: ITMO AN BSSR. 1980. T. IV. pp. 94-99.
7. Shul'ts A.N., Zaharov B.P. *Opreделение skorostey ispareniya i kondensatsii po dline teplovoy truby v nestatsionarnyykh usloviyakh* [Determination of speeds of evaporation and condensation on length of a thermal pipe in non-stationary conditions]. Scientific works of MSFU. Moscow: MLTI. 1981. No 138. pp. 57– 62.
8. Shul'ts A.N. *Vosstanovlenie rabotosposobnosti teplovoy truby* [Restoration of a heat pipe]. Electronics and computing equipment in forestry and wood industry. Scientific works of MFSU. Moscow: MLTI. 1980. No 129. pp. 173-176.
9. Shul'ts A.N., Bystrov P.I., Kharchenko V.N. On physical mechanisms of heat, mass and momentum transfer in short low-temperature heat pipe. I. Hydrodynamic of flow vapour. Heat – Transfer/ Soviet Research (USA). 1993. pp. 5-12.
10. Shul'ts A.N., Bystrov P.I., Kharchenko V.N. On physical mechanisms of heat, mass and momentum transfer in short low-temperature heat pipe. II. Vapour flow structure. Heat – Transfer/ Soviet Research (USA). 1993. pp. 258-266.