

УДК 536:621.793.629.78.023.226

Воспроизведение конвективно-лучистого теплообмена, сопутствующего входу космических аппаратов в атмосферы планет со второй космической скоростью.

Никитин П.В., Сотник Е.В.

Аннотация. Проблема защиты конструкции спускаемого космического аппарата от интенсивного воздействия совместных конвективных и лучистых тепловых потоков становится актуальной при разработке возвращаемых космических аппаратов нового поколения. Решение этой проблемы потребует постановки масштабных теоретических и экспериментальных исследований, направленных на изучение процесса взаимодействия совместных конвективных и лучистых тепловых потоков с поверхностью теплозащитного покрытия КЛА. При этом потребуются разработка новых теплозащитных материалов, обладающих более высокими теплозащитными свойствами при минимальной их плотности ($\rho \leq 10^3 \text{ кг/м}^3$). Понятно, что для проведения экспериментальных исследований необходима экспериментальная база. В данной работе приводятся результаты воспроизведения на газодинамическом стенде конвективно-лучистого теплообмена, сопутствующего входу космических аппаратов в атмосферы планет со второй космической скоростью.

Работа приведена на кафедре «Авиационно-космической теплотехники» Московского авиационного института (государственного технического университета) при поддержке РФФИ, проект № 09-08-00169-а.

Ключевые слова: конвективно-лучистый тепловой поток, газодинамический стенд, теплозащитные покрытия, теплозащитные свойства, нестационарный конвективный и лучистый тепловой поток.

Введение.

Проблема тепловой защиты спускаемых космических аппаратов, входящих в атмосферу Земли со скоростями, близкими по величине или превышающими вторую космическую, имеет первостепенное значение в связи с выполнением программ по

исследованию планет Солнечной системы. Как известно, такие программы проводятся с использованием межпланетных космических станций, на борту которых имеются специальные спускаемые аппараты, которые на завершающей стадии программы отделяются от космической станции и направляются на поверхность планеты, преодолевая плотные слои атмосферы.

Программы современной стратегии исследования планет в качестве обязательного этапа содержат возвращение на Землю экипажа межпланетных станций с использованием специальных спускаемых аппаратов (СА). При

этом вход таких аппаратов в атмосферу Земли осуществляется со скоростью, значительно превышающей вторую космическую.¹ При такой скорости входа в атмосферу плотность лучистого теплового потока к поверхности аппарата может достигать громадных значений. В первом приближении для передней критической точки аппарата величина такого потока может быть оценена по следующей полуэмпирической зависимости /1/:

$$q_{\text{луч.}} = C_{\text{луч.}} \cdot \left(\frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^3}{2} \right),$$

где обобщенный интегральный коэффициент излучения $C_{\text{луч.}}$ представляется в виде:

$$C_{\text{луч.}} = 0,074 \cdot \left(\frac{\rho_H}{\rho_0} \right)^{0,14} \cdot (V_{\infty} - 10,3)^{0,7},$$

где, в свою очередь, ρ_0 и ρ_H - плотность воздуха на уровне моря и на высоте полета, соответственно; V_{∞} - скорость полета в атмосфере в км/с.

На рисунке 1 представлено изменение доли лучистого теплового потока в процессе аэродинамического нагрева спускаемых космических аппаратов разных классов в зависимости от скорости полета в атмосфере. Видно, что при скоростях входа в атмосферу, превышающих вторую космическую, доля лучистого теплового потока в аэродинамическом нагреве КЛА может в несколько раз превосходить долю конвективного.

¹ Подобные программы были реализованы в СССР при возвращении на Землю космического аппарата «Зонд», впервые облетевшего Луну, а затем и в США при возвращении на Землю лунной экспедиции на космическом корабле «Аполлон».

Реальное соотношение уровней плотностей конвективного и лучистого тепловых потоков, соответствующих входу космических аппаратов «Восток» и «Зонд» в атмосферу Земли с первой и второй космической скоростью, приведена на рисунках 2 и 3.

Как следует из анализа приведенных на рис. 3 данных, в первом погружении доля лучистого теплового потока в расчетной точке «О» (см. рис. 3) составляет более 50% от конвективного. При втором погружении аппарат входит в атмосферу уже со скоростью близкой к орбитальной, поэтому тепловые потоки в этом случае значительно меньше, чем при первом погружении.

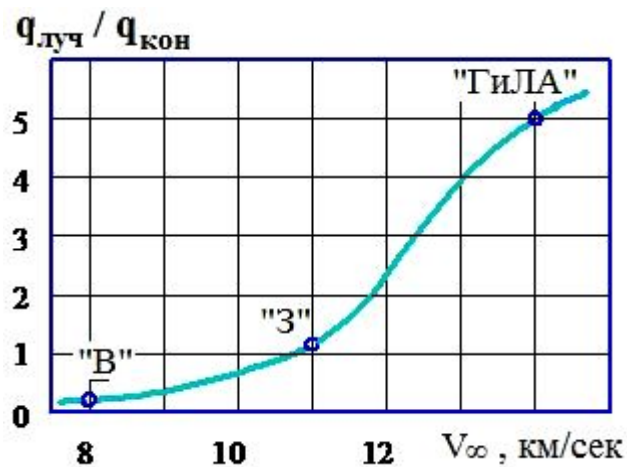


Рис. 1. Соотношение лучистого и конвективного тепловых потоков при аэродинамическом нагреве спускаемых космических аппаратов в зависимости от скорости полета в атмосфере Земли.

V_∞ – скорость полета в атмосфере; $q_{\text{кон}}$ – конвективный тепловой поток; $q_{\text{луч}}$ – лучистый тепловой поток; "В" – пилотируемый космический аппарат «ВОСТОК»; "З" – космический аппарат «ЗОНД», впервые облетевший Луну и вернувшийся на Землю; "ГиЛА" – «Гиперболический летательный аппарат» – перспективные аппараты, скорость входа в атмосферу которых превышает вторую космическую

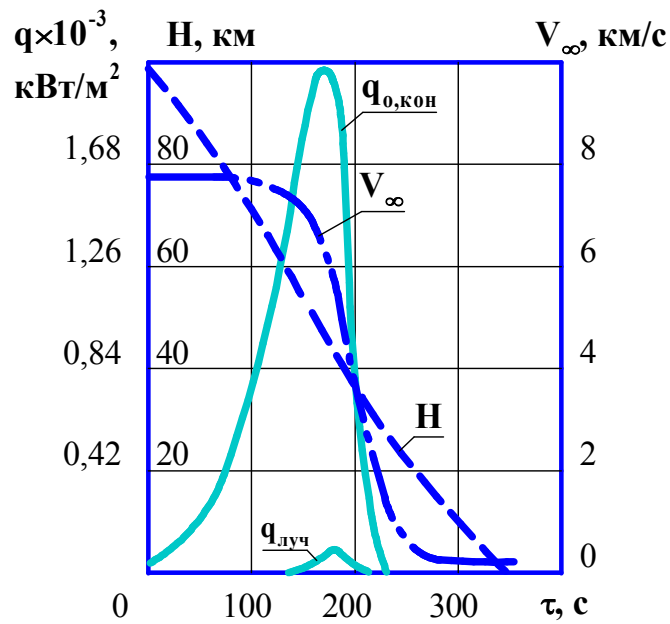


Рис. 2. Траекторные параметры в передней критической точке пилотируемого космического аппарата "ВОСТОК".

радиус аппарата $R_0 = 1,15$ м; угол входа в атмосферу $\Theta_{вх} \approx 2^\circ$;

H – закон изменения высоты; V_∞ – закон изменения скорости;

$q_{0,кон}$ – закон изменения конвективного теплового потока;

$q_{луч}$ – закон изменения лучистого теплового потока.

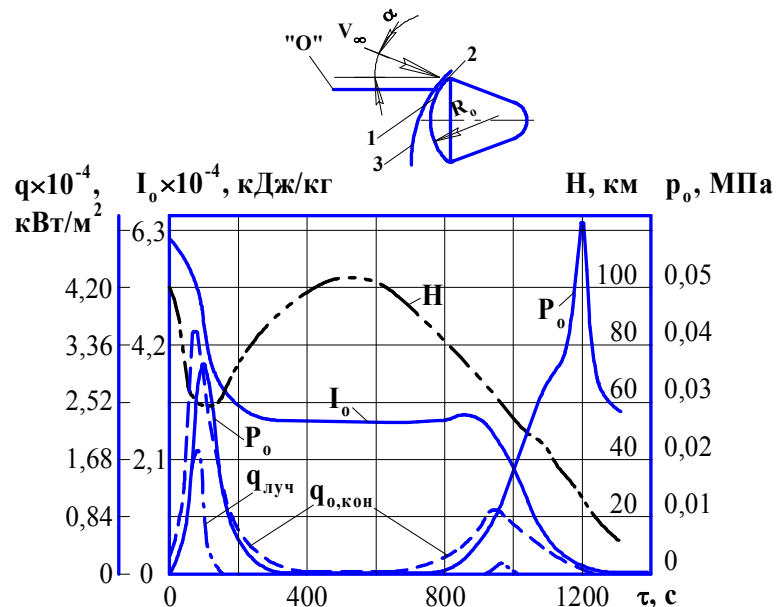


Рис. 3. Траекторные параметры космического аппарата "ЗОНД" в расчетной точке "О" при двукратном погружении в атмосферу Земли.

1 – точка максимального лучистого теплового потока; 2 – передняя критическая точка;

z – отошедшая ударная волна; радиус притупления лобовой части $R_0 = 2,3$ м;
 угол атаки $\alpha = 30^\circ$; $q_{0,кон}$ – закон изменения конвективного теплового потока;
 $q_{луч}$ – закон изменения лучистого теплового потока; H – изменение высоты полета;
 I_0 – изменение энтальпии торможения; p_0 – изменение давления торможения

Еще более впечатляющая картина сравнения конвективных и лучистых тепловых потоков наблюдаются при входе космических аппаратов в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями. Для демонстрации этого, на рисунке 4 приведены расчетные траекторные параметры космического аппарата типа "Зонд" при первом погружении в атмосферу со скоростью $V_\infty = 15$ км/сек. Видно, что лучистый тепловой поток превосходит конвективный от 5-ти до 10-ти раз.

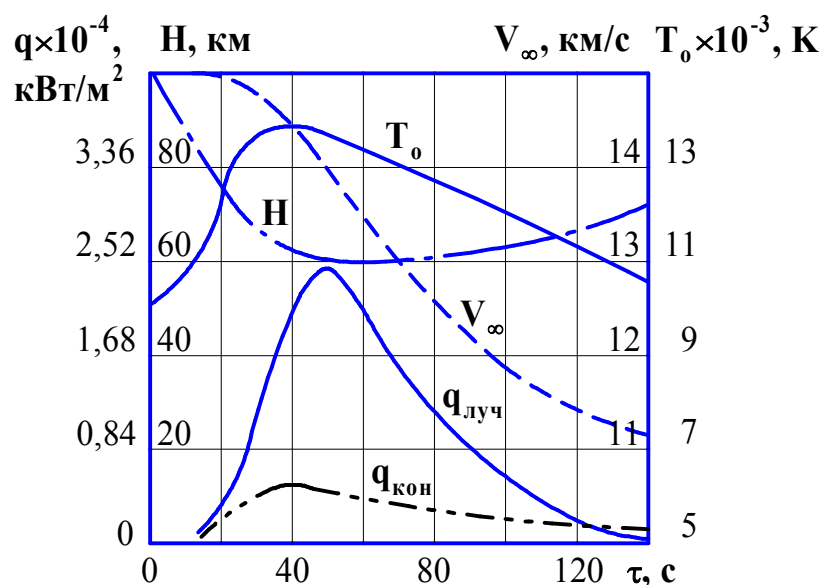


Рис. 4. Траекторные параметры космического аппарата "ГиЛА" при скорости входа в атмосферу 15 км/с.

q – плотность тепловых потоков: конвективного $q_{кон}$ и лучистого $q_{луч}$;
 τ – время полета «ГиЛА» по траектории спуска; H – изменение высоты полета;
 T_0 – изменение температуры торможения; V_∞ – изменение скорости полета.

Таким образом, проблема защиты конструкции спускаемого аппарата от совместного интенсивного воздействия как конвективных, так и лучистых тепловых потоков становится актуальной при разработке возвращаемых космических аппаратов нового поколения.

Решение этой проблемы потребует постановки масштабных теоретических и экспериментальных исследований, направленных на изучение процесса взаимодействия совместных конвективных и лучистых тепловых потоков с поверхностью теплозащитного покрытия КЛА. При этом потребуются разработка новых теплозащитных материалов, обладающих более высокими теплозащитными свойствами при минимальной их плотности ($\rho \leq 10^3 \text{ кг/м}^3$).

Таким образом, эти исследования должны будут дать ответ на ряд важнейших вопросов, связанных с физико-химической природой воздействия совместного конвективно-лучистого нагрева на новые облегченные теплозащитные материалы разных классов. То есть необходимо установить механизмы разрушения этих ТЗМ при конвективном и интенсивном лучистом нагреве. По итогам исследований должны быть выработаны научно обоснованные рекомендации по выбору теплозащитных материалов для проектирования систем тепловой защиты КЛА нового поколения. Такими теплозащитными материалами могут стать материалы на основе разнообразных структур из кварца, модификации стеклообразных композиционных материалов, некоторые типы полимеров, металлокерамические, углеродкерамические и др.

Понятно, что для проведения экспериментальных исследований необходима экспериментальная база. Эта база должна обеспечить проведение экспериментов в широком диапазоне изменения не только стационарных и нестационарных конвективных и лучистых тепловых потоков, но и других параметров, таких как энтальпия и давление торможения и др. Главная особенность такой базы должна выражаться в том, что на ее газодинамических стендах должны воспроизводиться законы изменения во времени конвективно-лучистых тепловых потоков по уровню, соответствующих законам изменения этих параметров на реальной траектории полета КЛА. Причем по указанным законам конвективные и лучистые тепловые потоки должны изменяться независимо друг от друга с таким условием, чтобы суммарный конвективно-лучистый тепловой поток соответствовал расчетному по траектории полета КЛА.

Такой стенд наряду с другими газодинамическими стендами спроектирован и создан в Московском авиационном институте ².

² Стенд КЛ-2 разрабатывался под руководством д.т.н., профессора, лауреата Государственной премии СССР А.М. Шведова. Его учениками СНС В.С. Кондратьевым, к.т.н., СНС И.Ф. Семеновым, вед. инженером Башировым О.М., механиком-прибористом Смирновым С.Д. В создании стенда принимали непосредственное участие и авторы данной работы.

Стенд получил наименование «конвективно-лучистый», с логотипом КЛ-2. Данная работа посвящена описанию стенда КЛ-2, его функциональных систем, а также алгоритму воспроизведения на стенде независимых законов изменения во времени конвективного и лучистого тепловых потоков. Принципиальная схема стенда приведена на рисунке 5.

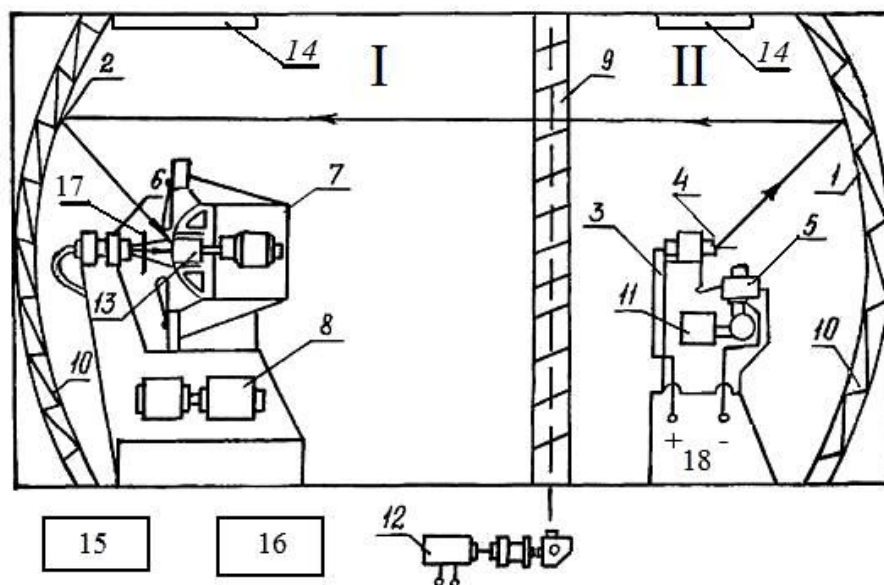


Рис.5. Принципиальная схема стенда КЛ-2.

I – конвективная часть стенда; II – лучистая часть стенда. 1, 2 – сферические зеркальные фокусирующие отражатели; 3 – мощная электродуговая лампа; 3, 4 – анод и катод лампы соответственно, 6 – плазматрон, 7 – охлаждаемая модель с образцом ТЗМ; 8 – механизм перемещения плазматрона относительно охлаждаемой модели по заданному закону, 9 – жалюзи для регулирования плотности лучистого теплового потока, 10 – система охлаждения сферических зеркал, 11 – механизм подачи электродов, 12 – механизм поворота жалюзи по заданному закону, 13 – исследуемый образец ТЗМ с механизмом его перемещения, 14 – система вентиляции стенда, 15 – системы диагностики параметров на стенде, 16 – пульт управления функциональными системами стенда.

1. Некоторые особенности систем тепловой защиты спускаемых аппаратов межпланетных космических станций.

Основная особенность межпланетных космических станций заключается в длительном полете (от нескольких до десятков месяцев) в открытом космическом пространстве. Как отмечалось, исследовательские программы таких космических станций планируются таким образом, что на завершающем этапе программы операцию входа в плотные слои атмосферы выполняют, так называемые, спускаемые аппараты (СА), космические зонды. Такие СА, зондируя атмосферу планеты, собирают нужную

информацию как о ее атмосфере, так и самой планете. Затем, передав информацию на Землю, завершают научно - исследовательскую программу. С целью обеспечения высокой надежности, системы тепловой защиты СА разрабатываются в виде уносимых теплозащитных покрытий, выполненных из научно обоснованного комплекса разнофункциональных теплозащитных материалов.

Обеспечить надежную тепловую защиту спускаемых аппаратов межпланетных космических станций значительно сложнее, чем защиту аппаратов, совершающих вход в атмосферу с орбиты Земли. Это объясняется многими причинами, и, прежде всего, существенно большей скоростью входа СА в атмосферу планеты (до нескольких десятков километров в секунду). Кроме того в ряде случаев все еще отсутствуют достоверные сведения о термодинамических параметрах и химическом составе атмосферы. Определенное влияние на систему тепловой защиты спускаемых аппаратов оказывает длительный полет межпланетных станций в открытом космосе. Поэтому при проектировании систем тепловой защиты СА межпланетных космических станций учитываются воздействия всех факторов и в первую очередь указанных.

Важнейшие из этих факторов воспроизводятся в наземных лабораториях с целью отработки тепловой защиты в условиях, близких к натурным. При этом в качестве определяющих принимают скорость входа, химический состав и термодинамические параметры атмосферы планеты, поскольку они обуславливают законы изменения траекторных параметров СА и, в частности, максимальную интенсивность теплового и газодинамического воздействия на тепловую защиту.

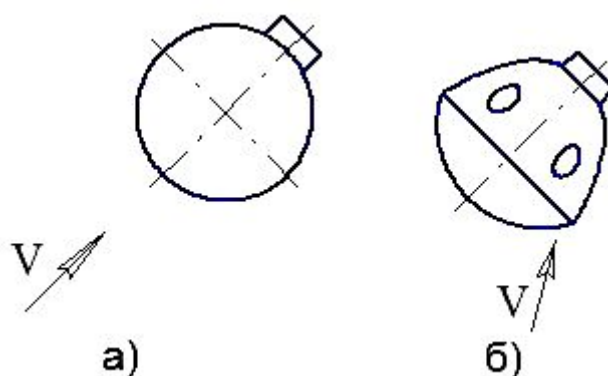
При разработке спускаемых аппаратов межпланетных космических станций особое внимание уделяется их геометрической форме /2/. Это связано, прежде всего, с влиянием формы КЛА на особенности аэродинамического нагрева аппарата, которые в итоге определяются интенсивным воздействием суммарных, конвективно-лучистых тепловых потоков.

Типичная геометрическая форма спускаемых космических аппаратов межпланетных станций «Венера» и «Марс», а также космического летательного аппарата «Зонд», впервые облетевшего Луну и возвратившегося на Землю со скоростью, близкой ко второй космической, приведена на рис.6.

Все эти космические летательные аппараты созданы в СССР с целью выполнения разработанных программ освоения ближайших к Земле планет Солнечной системы.

Задача конвективно-лучистого теплообмена при полете космических аппаратов в плотных слоях атмосферы с гиперзвуковой скоростью анализируется в ряде отечественных и зарубежных публикаций /1, 2, 3, 4/.

В работах излагается физическая природа возникновения лучистого теплообмена, представлены математические модели вязкого многокомпонентного излучающего сжатого слоя. Процессы, протекающие в пограничном слое и термодинамические параметры состояния газа в нем, описываются дифференциальными уравнениями неразрывности, движения, энергии, диффузии и модифицированным уравнением состояния. В совокупности эта система уравнений представляет математическую модель химически активного пограничного слоя. При этом принимается, что в сжатом слое, в реализуемом диапазоне изменения температуры и давления, излучение газа, практически, не оказывает влияния на газодинамику течения.



**Рис. 6. Формы спускаемых аппаратов межпланетных станций:
а) - «Венера», «Марс», б) - космический аппарат «Зонд».**

В таком случае уравнения неразрывности, движения и диффузии не претерпевают каких-либо изменений. Модифицируется только уравнение энергии. При этом, так как излучение высокотемпературного сжатого слоя распространяется в объеме как в направлении поверхности КЛА, так и в других направлениях открытого пространства, то этот факт в уравнении энергии находит отражение в виде дополнительного члена - дивергенции лучистого теплового потока $divq_{луч}$. Кроме этого, математическая модель химически активного, оптически непрозрачного пограничного слоя дополняется интегро-дифференциальным уравнением лучистого переноса, которое для стационарного теплообмена имеет вид:

$$\frac{dJ_\lambda}{dx} = -(\alpha_\lambda + \beta_\lambda) \cdot J_\lambda + k_\lambda + \frac{\beta_\lambda}{4\pi} \cdot \int_{4\pi} J_\lambda \cdot \gamma(\phi) \cdot d\Omega \quad (1.1),$$

где J_λ - спектральная интенсивность излучения в направлении x по толщине излучающего слоя, α_λ - коэффициент спектрального поглощения, β_λ - коэффициент спектрального рассеяния, k_λ - коэффициент спектрального излучения, $\gamma(\phi)$ - индикатриса рассеяния по направлению ϕ ; ϕ - угол направления луча со спектральной интенсивностью излучения J_λ , $d\Omega$ - телесный угол излучения.

Уравнение (1.1) описывает изменение спектральной, селективной интенсивности излучения объема оптически плотного газа с учетом процессов излучения, поглощения и рассеяния. При этом имеется в виду, что механизм излучения определяется термодинамическим состоянием частиц газа - молекул, атомов ионов и электронов. Из квантовой механики известно, что молекулы излучают кванты энергии в молекулярном спектре. Излучение же атомов, ионов и электронов реализуется в дискретном, линейчатом спектре. Это существенно усложняет задачу лучистого теплообмена, поскольку для ее решения требуется знания широкого спектра как интегральных, так и спектральных оптических свойств многокомпонентной газовой среды. В конечном счете, такая задача была решена. В результате ее решения выявлен вклад лучистого теплообмена в процесс аэродинамического нагрева системы тепловой защиты. В частности, установлено, что при полете в плотных слоях атмосферы со скоростью, превышающей вторую космическую, главенствующую роль в процессе теплового воздействия начинает играть лучистый теплообмен, сопровождающийся интенсивным конвективным теплообменом.

С учетом этой особенности выбирается как форма спускаемого аппарата, так и структура системы тепловой защиты в целом.

На рисунке 7 приведены данные [5], показывающие влияние радиуса притупления R спускаемых космических аппаратов на плотность конвективного, $q_{кон}$, лучистого, $q_{луч}$ и суммарного, q_Σ тепловых потоков.

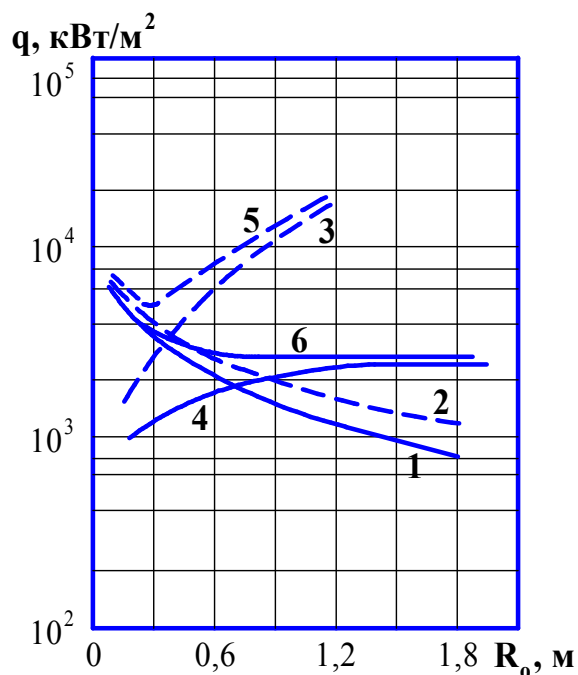


Рис. 7. Влияние формы спускаемого аппарата (радиуса притупления R_0) на конвективно-лучистый теплообмен.

Расчетные параметры: высота полета $H = 85$ км; скорость полета $V_\infty = 15,25$ км/сек.
 1 и 2 – изменение плотности конвективного теплового потока $q_{0,кон}$; 3 и 4 – изменение плотности лучистого теплового потока $q_{луч}$; 5 и 6 – изменение плотности суммарного, конвективно-лучистого потока $q_\Sigma = q_{0,кон} + q_{луч}$. На рисунке пунктир – расчет по модели оптически тонкой ударной волны; сплошные линии - расчет по модели с учетом самопоглощения и излучения атомов и молекул.

Из приведенных данных следует, что геометрическая форма аппарата оказывает сильное влияние на конвективный (крив.1 и 2) и лучистый (крив.3 и 4) теплообмен, но, практически, не изменяет суммарный, конвективно-лучистый тепловой поток (кривая 6).

Таким образом, задача совместного, конвективно-лучистого теплообмена применительно к входу космических аппаратов в плотные слои атмосферы со скоростью, превышающей 2-ю космическую, является комплексной, требующей при проектировании аппаратов поиска его оптимальной аэродинамической формы. Только научно обоснованный выбор этой формы может снизить уровень аэродинамического нагрева и с высокой степенью надежности гарантировать выполнение аппаратом поставленной стратегической программы.

Облик (форма) спускаемого аппарата выбирается не только в результате решения задачи конвективно-лучистого теплообмена. Как правило, решается комплексная задача, в которой процессы газовой динамики и сложного теплообмена однозначно определяются крутизной траектории входа аппарата в атмосферу, химическим составом и термодинамическими параметрами атмосферы, а также возможными другими факторами.

Например, учитывается длительность полета межпланетной станции в открытом космосе и связанное с этим влияние космических факторов на характеристики тепловой защиты (глубокий вакуум, солнечная и космическая радиация и др.). Процессы же тепло - и массопереноса при полете в атмосфере анализируются на проницаемой поверхности, т.е. с учетом разрушения материалов теплозащитного покрытия и при наличии вдува газовой фазы в пограничный слой.

Все указанные факторы взаимосвязаны друг с другом. Например, конвективно-лучистый фактор воздействия называют аэродинамическим нагревом конструкции летательного аппарата. Он обусловлен процессами, возникающими у поверхности КЛА, обтекаемого гиперзвуковым потоком. Плотность конвективно-лучистых тепловых потоков в зависимости от формы летательного аппарата и начальных параметров входа в атмосферу может достигать значений $10^2 \dots 10^6 \text{ кВт/м}^2$. Указанные уровни суммарных конвективно-лучистых тепловых потоков к поверхности тепловой защиты зависят не только от начальных параметров входа космического аппарата в атмосферу, (начальной скорости $V_{вх}$, угла входа $\Theta_{вх}$ - крутизна траектории), но и от баллистического коэффициента аппарата, характеризующего его геометрическую форму, массу и аэродинамические характеристики

$$\sigma = \frac{C_x \cdot F_{мид.}}{m \cdot g} \quad (1.2).$$

Конвективно-лучистый фактор является одним из главных, необратимо воздействующих на систему тепловой защиты. Его поражающая способность проявляется в интенсивном нагреве поверхности тепловой защиты и ее термо-газодинамическом разрушении, сопровождающемся комплексом физико-химических процессов.

При анализе процессов, реализуемых в такой сложной термо-газодинамической системе, записывается уравнение баланса плотности тепловых потоков на разрушающейся поверхности.³

Для общего случая такое уравнение может быть представлено в виде:

$$q_{конв} + q_{луч} - q_{изл} - q_{\lambda} - q_{вод} - q_{хим} - q_{пл} - q_{исп} = 0 \quad (1.3).$$

где $q_{конв}$ - плотность конвективного теплового потока в непроницаемую стенку, представляемого процессами конвективного теплообмена. Его величина рассчитывается с использованием модифицированного закона Ньютона в виде:

³ Здесь и в дальнейшем рассматриваются непрозрачные теплозащитные материалы, разрушающиеся без уноса массы в твёрдой фазе.

$$q_{\text{кон}} = \left(\frac{\alpha}{C_P} \right)_0 \cdot (I_e - I_w) \quad (1.4),$$

где $\left(\frac{\alpha}{C_P} \right)_0$ - параметр теплообмена; I_e - энтальпия восстановления; I_w - энтальпия газа в пограничном слое при температуре стенки;

$q_{\text{луч}}$ - плотность лучистого теплового потока, излучаемого ударным (сжатым) слоем. Определяется, главным образом, расчетом с применением основных положений радиационной газовой динамики /1, 7/.

$q_{\text{изл}}$ - плотность теплового потока, излучаемого поверхностью КЛА в окружающее пространство. В общем случае описывается законом излучения Стефана – Больцмана в виде:

$$q_{\text{изл}} = \varepsilon_w \cdot \sigma \cdot T_w^4 \quad (1.5),$$

где ε_w - интегральный коэффициент излучения материала стенки (степень черноты поверхности теплозащитного материала) при температуре поверхности T_w ;

σ - постоянная излучения Стефана-Больцмана;

q_λ - плотность теплового потока, поступающего в стенку посредством теплопроводности. Определяется законом теплопроводности Фурье в виде:

$$q_\lambda = -\lambda \cdot \left. \frac{dT}{dy} \right|_w \quad (1.6).$$

В работе /8/ показано, что в случае квазистационарного разрушения теплозащитного материала, плотность теплового потока, поступающего в стенку, может быть представлена в виде:

$$q_\lambda = \dot{m}_w (I_w - I_{\text{исх}}) \quad (1.7),$$

где I_w – удельная энтальпия теплозащитного материала при температуре поверхности, $I_{\text{исх}}$ - удельная энтальпия исходного теплозащитного материала при $T_{\text{нач}}$;

$q_{\text{вд}}$ – плотность теплового потока, блокированная вдувом газовой фазы в пограничный слой /9/.

$$q_{\text{вд}} = \gamma \cdot \dot{m}_w (I_e - I_{w,\text{газ}}) \quad (1.8)$$

γ – параметр вдува /5/, \dot{m}_w - скорость уноса массы ТЗМ в газовой фазе; $I_{w,\text{газ}}$ – энтальпия газа при температуре поверхности T_w .

- $q_{\text{хим}}$ - плотность теплового потока, обусловленная процессом деструкции связующего, а также комплексом химических реакций, протекающих как в объеме ТЗМ, так

и на разрушающейся поверхности.

$$q_{хим} = \dot{m}_w \cdot (1-k) \cdot I_{хим} \quad (1.9).$$

$I_{хим}$ – энтальпия газовой фазы, образовавшейся в результате протекания комплекса химических реакций; k – коксовое число ТЗМ

- $q_{пл}$ - плотность теплового потока, затраченного на процесс плавления основы ТЗМ (наполнитель стеклоткань) на разрушающейся поверхности (при способности ТЗМ изменять свое агрегатное состояние).

$$q_{пл} = \dot{m}_w \cdot \varphi \cdot I_{пл} \quad (1.10).$$

$\dot{m}_{исх}$ - скорость уноса массы исходного ТЗМ, φ – доля наполнителя в исходном ТЗМ, $I_{пл}$ – энтальпия фазового перехода – плавления;

- $q_{исп}$ - тепловой поток, затраченный на процесс испарения коксового остатка (жидкой и твердой фазы) на разрушающейся поверхности.

$$q_{исп} = \dot{m}_w \cdot k \cdot I_{исп} \quad (1.11),$$

где k – коксовое число ТЗМ, $I_{исп}$ – энтальпия испарения коксового остатка.

Все указанные процессы, происходящие на поверхности ТЗМ, представляют в общем случае механизм его разрушения при аэродинамическом нагреве.

Используя уравнение баланса тепловых потоков (1.3) с учетом соотношений (1.4)...(1.11), можно получить зависимость для расчета в первом приближении скорости уноса массы тепловой защиты, которая реализуется в соответствующей точке поверхности аппарата в данный момент времени при его полете по траектории спуска. Такая зависимость имеет вид:

$$\dot{m}_w = \frac{\left(\frac{\alpha}{C_p} \right)_0 (I_e - I_{w,газ}) + q_{луч} - \varepsilon_w \sigma T_w^4}{(I_w - I_{исх}) + \gamma (I_e - I_{w,газ}) + (1-k) I_{хим} + \varphi I_{пл} + k I_{исп}} \quad (1.12).$$

На первом этапе развития ракетно-космической техники изучение механизма разрушения ТЗМ, как правило, проводились экспериментально, на газодинамических стендах в условиях стационарного теплового воздействия конвективного или лучистого, реже – совместного, конвективно-лучистого /7/.

При проектировании и создании спускаемых космических аппаратов следующего поколения требуется более глубокое изучение поведения новых классов ТЗМ в условиях теплового как конвективного и лучистого, так и суммарного, лучисто-конвективного воздействия. Эти условия должны соответствовать реальным траекторным, т.е. условиям

нестационарного лучисто-конвективного воздействия, например, таким, которые представлены на рисунке 8 в виде графических зависимостей $q_{кон} = f(\tau)$, а также $q_{луч} = f(\tau)$.

Поэтому сегодня ставится задача изучения механизма разрушения новых типов ТЗМ в условиях изменяющегося во времени теплового воздействия – конвективного, лучистого и совместного, конвективно-лучистого. Один из способов решения такой задачи анализируется ниже.

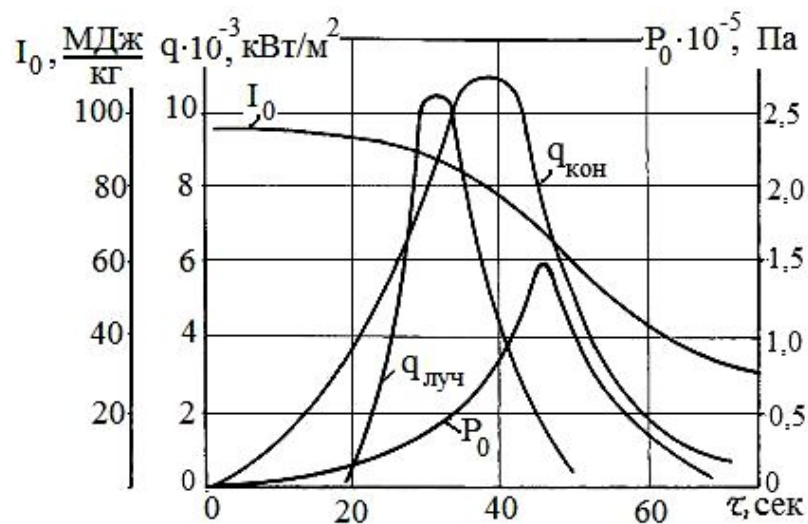


Рис. 8. Расчетные траекторные параметры, сопутствующие входу одного из возможных вариантов космического спускаемого аппарата в плотные слои атмосферы планеты «Венера».

I_0 – изменение энтальпии торможения, $q_{кон}$ – изменение плотности конвективного теплового потока, $q_{луч}$ – изменение плотности лучистого теплового потока, P_0 – изменение давления торможения.

2. Система программированного изменения на стенде КЛ-2 конвективно-лучистых тепловых потоков.

Такая система разработана в МАИ. Она включает две независимых подсистемы:

- программированного изменения плотности конвективного теплового потока (конвективная часть стенда, см. рис.5);
- программированного изменения плотности лучистого теплового потока (лучистая часть стенда, см. рис.5);

Изменение во времени плотности конвективного теплового потока по заданному, необходимому закону осуществляется путем перемещения электродугового нагревателя газа (ЭДНГ), (плазмотрона) относительно торцевой поверхности исследуемого образца ТЗМ,

расположенного в неподвижной рабочей модели. Конвективная часть стенда приведена на рисунке 9.

При этом регулируемые параметры являются: расстояние от среза сопла ЭДНГ до рабочей модели и скорость изменения этого расстояния.

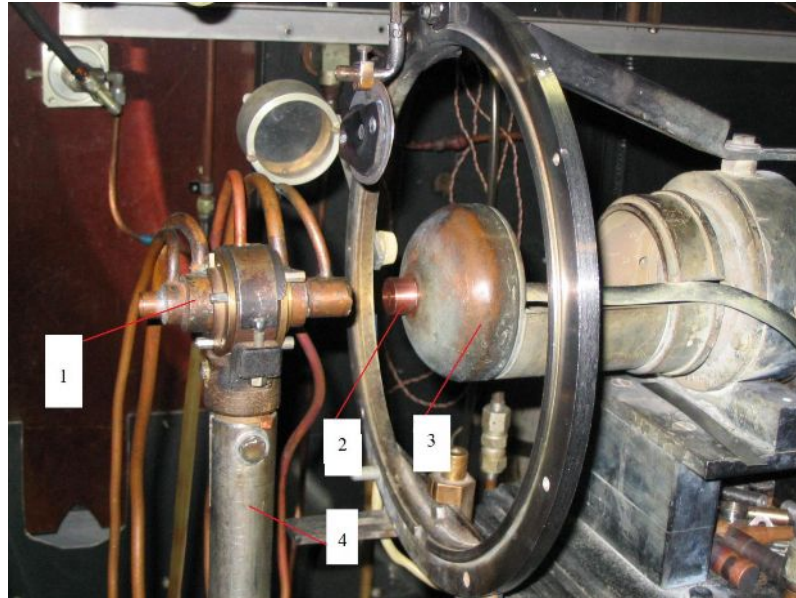


Рис. 9. Конвективная часть стенда.

1 – плазмотрон на перемещающейся стойке, 2 – исследуемый образец ТЗМ или калориметр выдвинутые из модели, 3 – охлаждаемая неподвижная модель, 4 – пилон монтажа плазмотрона и его перемещения.

Реализация этой задачи осуществляется при наличии двух характеристик:

- заданного закона изменения конвективного теплового потока по времени, т.е. закона изменения плотности конвективного теплового потока на траектории спуска конкретного аппарата, ($q_{кон,тр} = f(\tau)$) – расчетная характеристика, задаваемая разработчиком КЛА;

- известного распределения плотности стационарного конвективного теплового потока по продольной оси струи плазмотрона ($q_{кон,ст} = f(l)$) - рабочая характеристика стенда, определяемая экспериментально.

Изменение во времени плотности лучистого теплового потока по заданному, необходимому закону осуществляется путем программированного поворота пластин жалюзи (см. рис 10). При этом регулируемые параметрами являются: угол поворота жалюзи и скорость изменения этого угла.

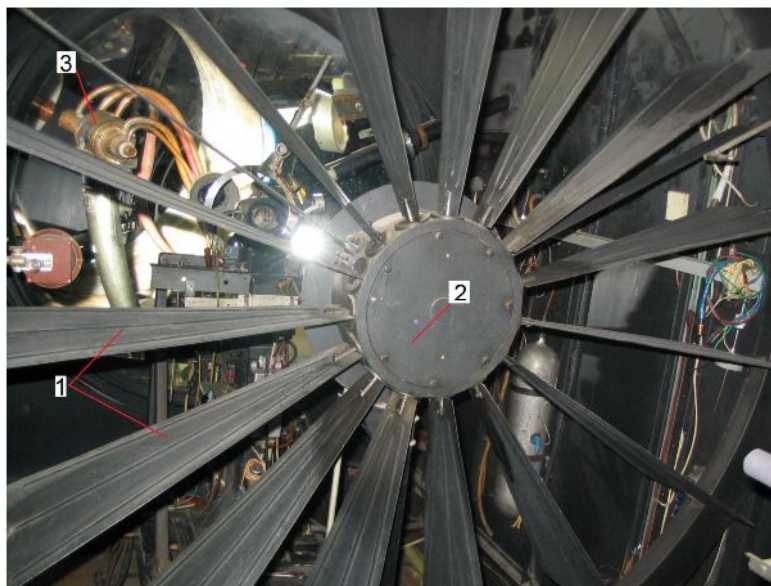


Рис. 10. Общий вид жалюзи с механизмом поворота.
 1 – пластины жалюзи, 2 – механизм поворота жалюзи по заданному закону, 3 – плазмотрон в зеркале сферического рефлектора.

Реализация задачи изменения во времени плотности лучистого теплового потока осуществляется с использованием двух характеристик:

- заданного закона изменения лучистого теплового потока по времени, т.е. закона изменения плотности лучистого теплового потока на траектории полета спускаемого аппарата, ($q_{луч, mp} = f(\tau)$) – расчетная характеристика КЛА, задаваемая разработчиком;
- известного распределения плотности стационарного лучистого теплового потока в зависимости от угла φ поворота жалюзи ($q_{луч, ст} = f(\varphi)$) - рабочая характеристика стенда, определяемая экспериментально.

2.1. Система программированного изменения во времени плотности конвективного теплового потока.

Две указанные выше характеристики конвективной части стенда позволяют рассчитать как изменение расстояния от среза сопла плазмотрона до рабочей модели, так и скорость перемещения ЭДНГ в данный момент времени.

Таким образом, для воспроизведения на стенде траекторного закона изменения плотности конвективного теплового потока $q_{кон, mp} = f(\tau)$, параметрами, подлежащими регулированию, являлись:

- расстояние от среза сопла ЭДНГ до модели L (рис. 11);
- скорость изменения этого расстояния $dL/d\tau$.

На стенде процесс регулирования указанных параметров осуществляется с помощью специально разработанной гибкой электромеханической системы, представленной на рис. 11. Принцип работы этой системы построен на перемещении ЭДНГ относительно торцевой поверхности образца ТЗМ, установленного в модели (см. рис.9). Такой принцип диктовался тем, что торец поверхности образца ТЗМ в ходе эксперимента при конвективно-лучистом воздействии, должен постоянно находиться в фокальном пятне сферического контротражателя. Выполнение этого условия является обязательным для обеспечения управляемой стабильной работы лучистого теплообмена.

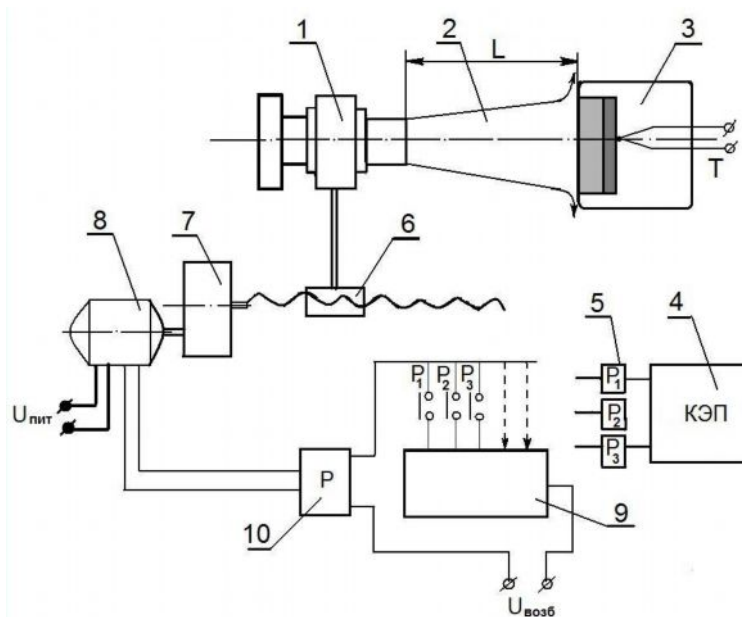


Рис.11. Схема системы перемещения плазматрона для воспроизведения изменяемого во времени конвективного теплового потока.

- 1 – ЭДНГ (плазматрон), 2 – струя плазматрона, 3 - модель с образцом ТЗМ,
 4 –электрический преобразователь команд, КЭП, 5 – реле,
 6 – каретка с винтовой парой, 7 – механический редуктор, 8 – электродвигатель,
 9 - магазин регулируемых электросопротивлений,
 10 - реле обратного хода.

Система работает следующим образом. ЭДНГ 1 устанавливается на каретке с винтовой парой 6, которая перемещается по направляющим с помощью электродвигателя постоянного тока 8 и механического редуктора 7 со сменными шестернями. Перемещение ЭДНГ с переменной скоростью во времени достигалось путем изменения числа оборотов двигателя. В свою очередь, этот процесс реализовался за счет регулирования напряжения, подаваемого на обмотку возбуждения электродвигателя 8. Последнее осуществлялось за счет введения в электрическую цепь питания дополнительных регулируемых сопротивлений 9. Необходимое электросопротивление из магазина 9 включалось в цепь последовательно с

помощью контактов реле 5, программа работы которого задавалась электрическим преобразователем команд 4 или компьютером. В программе предусмотрены также команды для специального тормозного устройства, установленного на валу электродвигателя 8. Реверс движения ЭДНГ производится за счет изменения полярности напряжения, подаваемого на обмотку возбуждения через контакты реле 10.

Для того, чтобы время выхода на необходимую скорость вращения якоря двигателя было минимальным и не зависело от нагрузки на валу, в системе использовался электродвигатель значительно большей мощности, чем это необходимо для передвигания каретки с ЭДНГ. Напряжение возбуждения $U_{возб}$ электродвигателя выбиралось из условия максимальной скорости перемещения ЭДНГ с целью обеспечения необходимого реализуемого закона изменения теплового потока. Поскольку точность воспроизведения заданного закона изменения конвективного теплового потока однозначно определяется точностью перемещения ЭДНГ, то контроль над его перемещением осуществлялся с помощью специального разработанного устройства, которое по мере перемещения плазматрона выдавало электрический сигнал, пропорциональный изменению расстояния от среза сопла ЭДНГ до поверхности образца ТЗМ. Этот сигнал регистрировался в ходе эксперимента на осциллографе, а затем сравнивался с расчетным законом изменения указанного расстояния.

Подбор величин скоростей перемещения ЭДНГ на участке L проводился эмпирически при постоянном напряжении $U_{возб}$ путем подключения дополнительных электросопротивлений из магазина 9 в цепь питания электродвигателя.

Работу данной системы на стенде КЛ-2 продемонстрируем на примере воспроизведения заданного расчетного закона изменения плотности конвективного теплового потока по времени ($q_{кон, тр} = f(\tau)$) для передней критической точки обтекателя головной части ракеты, стартуемой вертикально. Графическое изменение закона $q_{кон, тр} = f(\tau)$ для передней критической точки обтекателя приведено на рисунке 12 сплошной линией (задается разработчиком КЛА).

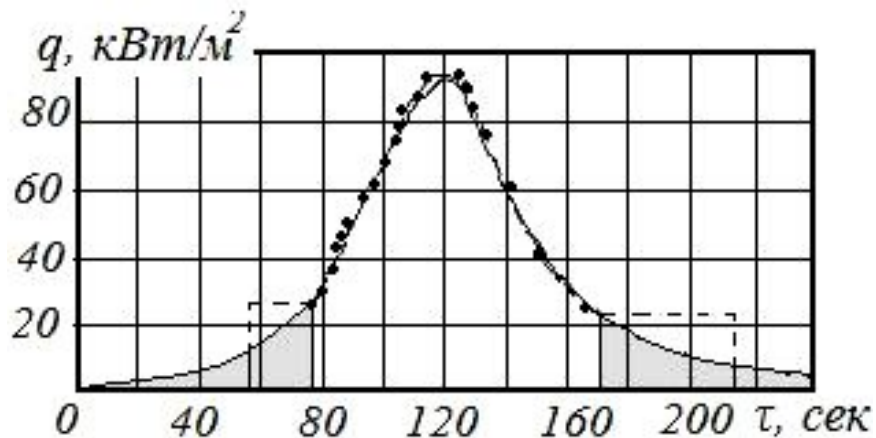


Рис. 12. Воспроизведённое на стенде КЛ-2 изменение во времени плотности конвективного теплового потока в передней критической точке обтекателя головной части ракеты, стартующей вертикально.

Линия – рассчитанный закон $q_{кон, тр} = f(\tau)$ на траектории полета, точки и пунктир – воспроизведение этого закона на стенде

Алгоритм воспроизведения на стенде закона $q_{кон, тр} = f(\tau)$ сводился к следующему. По заданному расчетному закону изменения конвективного теплового потока по времени $q_{кон, тр} = f(\tau)$ (рис. 12 сплошная линия) и известному из эксперимента распределению конвективного теплового потока вдоль оси струи ЭДНГ $q_{кон, ст} = f(l)$ (см. рис. 13 «а» - прямой ход, «б» - обратный ход) рассчитывалось изменение во времени расстояния от среза сопла ЭДНГ до рабочей модели (рис. 14 сплошная линия).

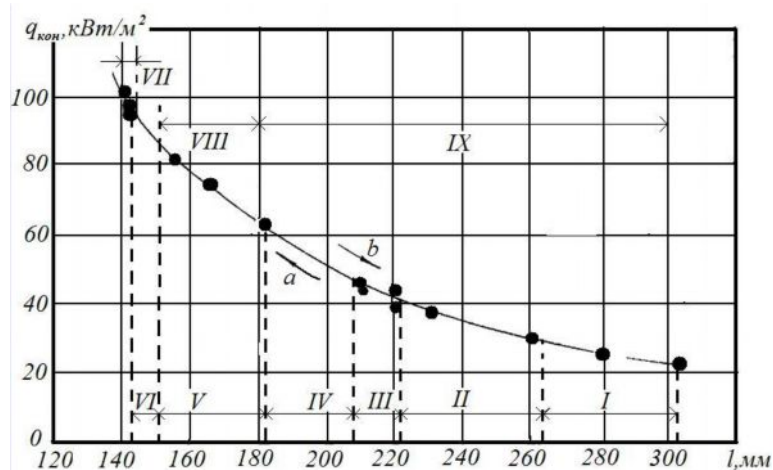


Рис. 13. Изменение плотности конвективного теплового потока по продольной оси струи плазмотрона.

Реверс плазмотрона: а) - при приближении плазмотрона к образцу (прямой ход), б – при удалении плазмотрона от образца (обратный ход), точки – значения $q_{кон}$, полученные путем калориметрирования струи плазмотрона при реверсивном его перемещении.

Далее, используя представленные на рис. 14 данные, рассчитывалась скорость перемещения ЭДНГ в каждый момент времени как для восходящей, так и для нисходящей ветви. Исходя из полученных значений скоростей перемещения, длина пути перемещения ЭДНГ разбивалась на девять участков (I...IX), в пределах которых скорость перемещения принималась постоянной величиной (см. рис.13). Участок с плавным изменением теплового потока в области максимума расчетной зависимости $q_{кон, тр} = f(\tau)$ (рис. 12, сплошная кривая) заменялся участком с постоянным значением теплового потока, равным $q_{кон, тр} = q_{тр, max} = const$ (рис. 12, пунктирная кривая).

Результаты реализации на стенде данного алгоритма представлены на рисунке 12 точками, аппроксимированными пунктирной кривой.

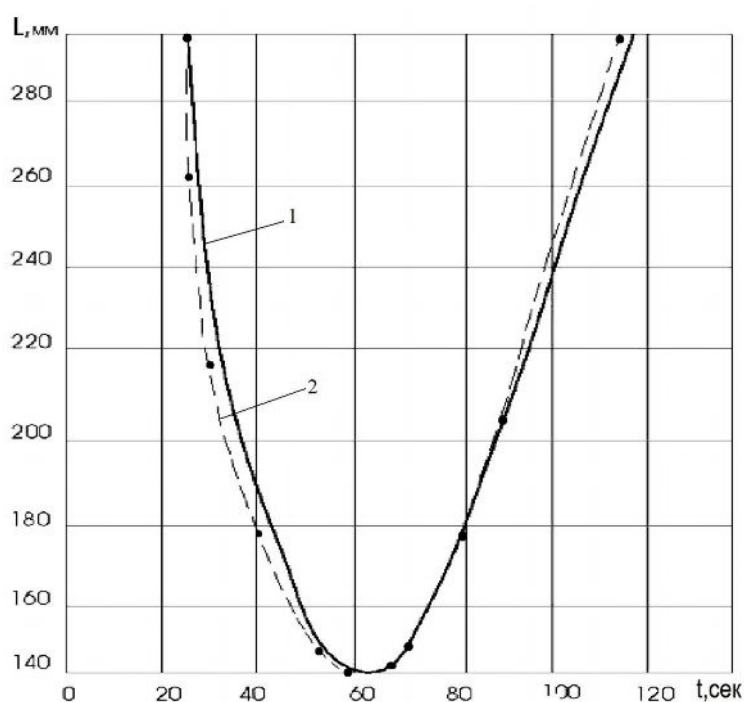


Рис. 14. Воспроизведённый на стенде закон изменения во времени расстояния L (см. рис. 11) при реверсивном движении плазмотрона.

1 – расчетная зависимость, 2 - воспроизведенная на стенде зависимость,

2.2. Система программированного изменения во времени плотности лучистого теплового потока.

На стенде система программированного изменения во времени плотности лучистого теплового потока разрабатывалась на принципе угла поворота пластин жалюзи в ходе эксперимента (рис. 10). При этом закон изменения угла поворота жалюзи достигался путем программированного изменения электросопротивления в цепи обмотки возбуждения электродвигателя, привода жалюзи. Обратная связь осуществлялась с помощью специально

разработанного устройства по электрическому сигналу, соответствующему углу поворота жалюзи в данный момент времени.

Как и в случае конвективной части стенда для реализации закона изменения во времени плотности лучистого теплового потока использовались две зависимости:

- расчетная траекторная зависимость изменения лучистого потока по времени $q_{луч,тр} = f(\tau)$ (см., например, рис. 8);

- экспериментальная зависимость плотности лучистого потока в фокальном пятне контротражателя от угла поворота жалюзи, $q_{луч,ст} = f(\varphi)$.

Первая из указанных зависимостей представлялась разработчиками КЛА.

Вторая - получалась экспериментально на стенде путем калориметрирования изменения лучистого теплового потока в зависимости от угла поворота жалюзи. При этом использовались специально разработанные датчики лучистых тепловых потоков, которые устанавливались в фокусе контротражателя. Результаты экспериментальных исследований представлены на рисунке 15.

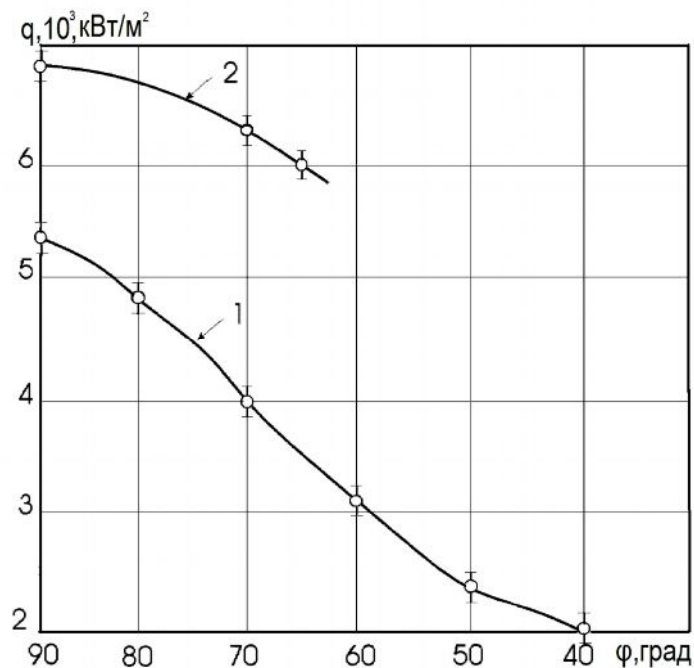


Рис. 15. Изменение плотности лучистого теплового потока от угла поворота пластин жалюзи.

1, 2 – влияния миделя плазмотрона (эффект затенения) на величину плотности лучистого теплового потока, 1 – расстояние от среза сопла плазмотрона до фокального пятна, $L_1 = 29$ мм, 2 – расстояние от среза сопла плазмотрона до фокального пятна, $L_2 = 98$ мм.

В эксперименте учитывался эффект затенения калориметров элементами конструкции стенда и, в частности, максимальной площадью сечения (миделем) плазмотрона. Эффект проявлялся в том, что в зависимости от расположения среза сопла ЭДНГ (сечения миделя) относительно торца тепловоспринимающей поверхности калориметра наблюдается разное снижение уровня плотности лучистого теплового потока, обусловленное эффектом затенения. С целью сведения к минимуму эффекта затенения лучистого теплового потока на стенде КЛ-2 разработан плазмотрон малого размера длиной 100мм и максимальным сечением (миделем) $\sim \Phi 50$ мм.

Результат влияния затенения миделем плазмотрона на величину изменения плотности лучистого теплового потока также представлен на рисунке 15.

Так как изменение лучистого теплового потока во времени на стенде строилось на принципе степени раскрытия жалюзи, т.е. за счет угла их поворота, то регулируемые параметрами в эксперименте являлись:

- угол поворота жалюзи φ ;
- скорость изменения этого угла $d\varphi/d\tau$.

Работу системы программированного изменения во времени плотности лучистого теплового потока на стенде КЛ-2 продемонстрируем на примере воспроизведения заданного закона изменения плотности лучистого теплового потока по времени ($q_{луч, mp} = f(\tau)$) для передней критической точки одного из возможных вариантов космического спускаемого аппарата, входящего в атмосферу Земли со скоростью, близкой ко 2-ой космической. Графическое изменение закона $q_{луч, mp} = f(\tau)$ приведено на рисунке 16 кривой 1

Алгоритм воспроизведения на стенде закона $q_{луч, mp} = f(\tau)$ сводился к следующему.

По заданному расчетному закону изменения лучистого теплового потока по времени $q_{луч, mp} = f(\tau)$ (рис. 16, кр. 1), и экспериментальной зависимости лучистого теплового потока в фокальном пятне от угла поворота жалюзи $q_{луч, cm} = f(\varphi)$ (рис. 15, кр.1) разрабатывалась программа последовательного регулирования электросопротивлений (позиция 9 рис.11) в цепи обмотки возбуждения электродвигателя. Обратная связь осуществлялась по сигналу, выдаваемому специальным устройством в зависимости от угла поворота жалюзи в данный момент времени. Результат реализации данного алгоритма на стенде представлен на рисунке 16 крив. 2.

Результаты реализации общей программы воспроизведения на стенде законов изменения во времени конвективного ($q_{кон, mp} = f(\tau)$), лучистого ($q_{луч, mp} = \varphi(\tau)$) и совместного (суммарного) ($q_{сум} = S(\tau)$) тепловых потоков приведены на рисунке 16.

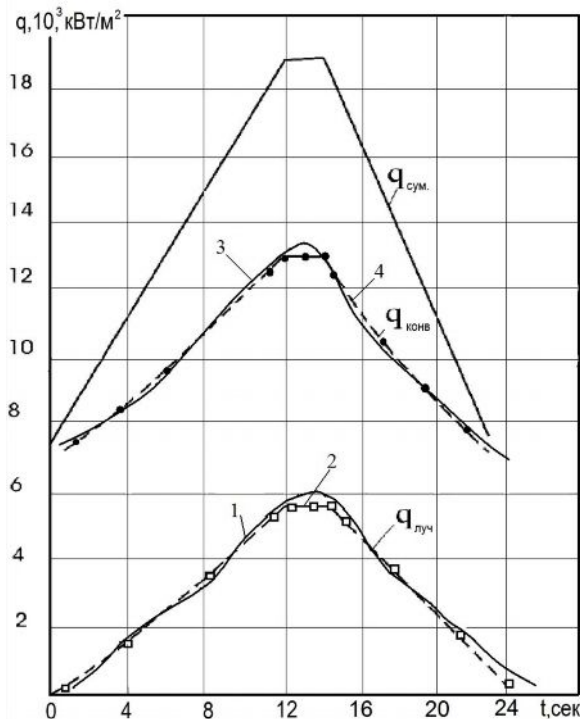


Рис. 16. Воспроизведение на стенде КЛ-2 изменяемого во времени конвективного, лучистого и суммарного, конвективно-лучистого тепловых потоков для одного из возможных вариантов входа спускаемого аппарата в плотные слои атмосферы планеты «Венера».

Радиус спускаемого аппарата $R_0 = 1$ м. 1 – расчетный траекторный закон изменения лучистого теплового потока, 2 – воспроизведенный на стенде закон изменения лучистого теплового потока, 3 – расчетный траекторный закон изменения конвективного теплового потока, 4 – воспроизведенный на стенде закон изменения конвективного теплового потока.

Следует отметить, что при отработке на стенде программы воспроизведения конвективных и лучистых тепловых потоков, соответствующих траекторным, наибольшие трудности возникали при моделировании участка траектории в зоне максимумов потоков. Не смотря на высокую чувствительность (гибкость) разработанной электромеханической системы, так и не удалось добиться плавного перехода с явно выраженными максимумами восходящей ветви в нисходящую ветвь законов изменения во времени конвективного ($q_{кон,тр} = f(\tau)$) и лучистого ($q_{луч,тр} = \varphi(\tau)$) тепловых потоков. Это указывает на тот факт, что гибкость разработанной электромеханической системы все еще недостаточно высокая.

По результатам данных, полученных экспериментально, проведен анализ суммарной погрешности воспроизведения на стенде изменяющихся во времени конвективных и лучистых тепловых потоков. Анализ результатов эксперимента показал, что погрешность перемещения ЭДНГ и раскрытия жалюзи определяются следующими факторами:

- нестабильностью источников тока;

- инерцией движущихся узлов электромеханической системы;
- наличием переходных процессов в электромеханической системе;
- неточностью задания программы изменения регулируемых электросопротивлений;
- изменением параметров электрической схемы в ходе эксперимента.

Все указанные возможные погрешности тщательно контролировались в процессе выполнения программы. Например, питание электромеханических систем производилось от стабилизированных источников тока, а подаваемое напряжение питания контролировалось перед каждым экспериментом.

Это позволило достигнуть минимальной относительной погрешности воспроизведения плотностей тепловых потоков, которая по оценкам составила 2...5%. Наибольшая погрешность относится к зоне максимумов тепловых потоков.

Таким образом, в результате проведенной работы максимальное значение суммарного конвективно - лучистого теплового потока на стенде КЛ-2 составляло 19100 кВт/м^2 , при этом на долю конвективной составляющей приходится 13300 кВт/м^2 , на долю лучистой составляющей - 5800 кВт/м^2 .

Заключение.

По результатам работы можно сделать следующие выводы.

1. Разработан и реализован алгоритм экспериментального воспроизведения на газодинамическом стенде КЛ-2 траекторных законов изменения во времени конвективного и лучистого тепловых потоков для космических спускаемых аппаратов, входящих в атмосферу Земли со скоростью, превышающей 2-ю космическую. По оценкам относительная погрешность воспроизведения тепловых потоков составляет 2...5%.
2. Предложенные алгоритмы позволяют воспроизводить на стенде КЛ-2 траекторные законы изменения конвективного и лучистого тепловых потоков космических аппаратов, входящих в атмосферы других планет Солнечной системы.

Библиографический список.

1. А.А.Коньков, В.Я. Нейланд, В.М. Николаев «Проблемы лучистого теплообмена в гиперзвуковой аэродинамике». Обзор. Журнал «Теплофизика высоких температур» АН СССР, 1969, №1, 140с.

2. Буй М.В., Румынский А.Н. «О форме тел с минимальной потерей массы под воздействием лучисто-конвективного нагрева». В кн. «Динамика излучающего газа». Тезисы доклада 4-ой Всесоюзной конференции. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР, 1980, с.30-31.
3. Белоцерковский О.М., Румынский А.Н., Фомин В.Н. «Обтекание и нагрев затупленных тел излучающим газом». В кн. «Динамика излучающего газа». Тезисы доклада 3-й Всесоюзной конференции. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР, 1977, с. 53.
4. Hoshizaki H., Wilson K.H. "Convective and radiative heat transfer during superorbital entry". AIAA J., 1967, v. 5, № 1, p. 25-35.
5. Никитин П.В. «Тепловая защита». Учебник высшей школы. М.: Изд-во МАИ, 2006. – 512с.
6. И.А. Аношко, В.С. Ермаченко, А.А. Смольский. «Моделирование натуральных условий полета космических аппаратов в атмосферах Земли и других планет при гиперзвуковых скоростях». – «Информатика» АН Беларусь, №3, 2007, с.26 – 33
7. Анфимов Н.А., Шари В.П. «Решение системы уравнений движения селективно-излучающего газа в ударном слое». – Изв. АН СССР. Сер. МЖГ, №3, с. 18-25.
8. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. «Тепловая защита». Под редакцией А.В. Лыкова. М.: «Энергия», 1976, 392 с.
9. Анфимов Н.А., Альтов В.В. «Теплообмен, трение и массообмен в ламинарном многокомпонентном пограничном слое при вдуве инородных газов». Жур. «Теплофизика высоких температур». 1965, № 3, с. 409-420.

Сведения об авторах.

Никитин Петр Васильевич . Московский авиационный институт. Профессор. Доктор технических наук. Заслуженный деятель науки РФ. тел. (499) 158 49 30, E-mail: pn280837@yandex.ru.

Сотник Евгений Викторович. Московский авиационный институт. Заместитель декана, СНС. тел. (499) 158 47 55, E-mail: pn280837@yandex.ru.