

03, март 2016

УДК 629.7.023.225

Тепловая защита в космической технике

*Айрапетян М. А., студент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Горячева В.Н., к.х.н., доцент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Химии»
fn@bmstu.ru*

При проектировании ракетно-космической техники возникают много новых и сложных задач, приводящих, в конечном счете, к необычным техническим решениям и появлению оригинальных конструкций. Одной из таких задач является обеспечение защиты ракетно-космических аппаратов от температурного воздействия во время полетов. От успехов ее решения зависит сохранность материальной части ракет, ракетных двигателей, космических аппаратов различного класса и назначения.

Именно из-за возникшей необходимости решать эту задачу развивается на современном этапе наука о передаче тепла - теплопередача, разрабатываются новые огнеупорные, жаропрочные и абляционные материалы, совершенствуются практические методы отвода тепла от нагретых тел.

Если тело не имеет внутренних источников тепла, то его температура будет определяться условиями той окружающей среды, в которой оно находится. Поэтому попытаемся прежде всего понять, каковы эти условия в космосе.

Из физики известно, что температура характеризуется скоростью теплового движения частиц тела, среды (или системы): чем больше эта скорость, тем выше температура. На Земле при комнатной температуре молекулы воздуха движутся со скоростью около 500 м/с, испытывая при этом до 5 млрд. столкновений в 1 с между собой. По мере уменьшения плотности воздуха его молекулы сталкиваются между собой все реже, их скорость, а, следовательно, и температура становятся все выше.

В атмосфере Земли происходят более сложные процессы, и температура ее слоев, как это следует из таблицы 1, не прямо пропорциональна плотности воздуха (или

концентрации его частиц).

Таблица 1

Зависимость параметров атмосферы от высоты

Высота, км;	Давление, кгс/см ²	Температура, °С	Концентрация частиц, см ³	Состав воздуха
0	1	+15	$2,5 \cdot 10^{18}$	N ₂ , O ₂ , Ar
11	0,2	-56	$4,5 \cdot 10^{18}$	N ₂ , O ₂ (O ₃), Ar
20	$5 \cdot 10^{-2}$	-56	$2 \cdot 10^{18}$	То же
30	10^{-3}	-42	$4 \cdot 10^{17}$	То же
46	10^{-4}	0	$3 \cdot 10^{16}$	То же
64	10^{-5}	-33	10^{15}	N ₂ , O ₂ , Ar
79	10^{-6}	-85	10^{14}	То же
102	10^{-8}	-60	10^{12}	N ₂ , O ₂ , O
200	10^{-10}	+630	10^{10}	N ₂ , N, O, O+
800	10^{-13}	+3040	10^6	O, O+, H
6500	10^{-16}	$10^3 - 10^4$	10^3	H, H+
Выше 22000	10^{-17}	$10^3 - 10^5$	$10^1 - 10^2$	H+, He++

До высоты 11 км температура уменьшается и остается далее постоянной до высот 11–25 км. Это связано с тем, что на этих высотах сильное влияние на состояние частиц оказывает конвекционное и лучистое равновесие движущихся воздушных масс. Поглощение атмосферным озоном энергии солнечного излучения в ультрафиолетовой части спектра приводит к повышению температуры вплоть до высоты порядка 50 км. При больших высотах (до 80 км) в связи с уменьшением концентрации озона происходит некоторое снижение температуры частиц воздуха, а при еще больших высотах наблюдается возрастание температуры из-за диссоциации и ионизации кислорода под действием ультрафиолетового излучения Солнца. На высоте 200 км, где плотность воздуха сравнительно мала, а скорости движения частиц велики, их температура составляет уже свыше 600 °С, на высоте 800 км — более 3000 °С.

Следовательно, при конструировании космических аппаратов специалистам приходится решать проблему, связанную с защитой материальной части от перегрева. Причина этого, однако, не связана с высокой кинетической температурой молекул воздуха. Она обусловлена тем, что в космическом пространстве есть источники тепла, подогревающие размещенные в нем тела. Наиболее мощный из них — солнце. За 1 ч оно посылает примерно 1200 ккал на площадку размером 1 м², расположенную перпендикулярно к его лучам. Плотность солнечного теплового потока зависит от расстояния до Солнца. Для Меркурия, например, она составляет 8000 ккал/м²ч, для Марса — 525 ккал/м²ч, для Юпитера — 45 ккал/м²ч, для Плутона — 0,6 ккал/м²ч.

При космических полетах на сравнительно небольшой высоте может быть

заметным аэродинамический нагрев частей конструкции аппаратов.

На рис. 1 приведена плотность теплового потока, поступающего на пластинку, движущуюся на разных расстояниях от поверхности Земли с первой космической скоростью. Нетрудно видеть, что уже на высоте 200 км плотность потока аэродинамического нагрева становится на порядок меньше плотности солнечного потока и далее быстро уменьшается с ростом высоты.

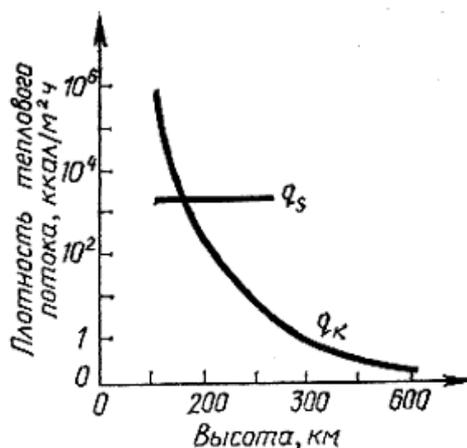


Рис. 1. Зависимость плотности аэродинамического теплового потока, поступающего на пластинку, в зависимости от высоты над поверхностью Земли

Тепловой режим космических аппаратов в существенной степени определяется и их внутренними источниками тепла. На борту этих аппаратов размещаются различные приборы, энергетические установки, средства контроля и информации и пр., выделяющие при своей работе тепловую энергию, которая весьма различается для каждого конкретного случая и зависит от класса и назначения аппарата. На американском космическом корабле «Джемини», например, тепловыделение только бортовой аппаратуры составляло порядка 500–600 ккал/ч. А ведь для пилотируемого корабля конструкторам необходимо еще позаботиться и об отводе тепла, выделяемого организмом космонавта. Величина этого тепла колеблется в достаточно широком диапазоне, составляя примерно 230 ккал/ч в период бодрствования и 70 ккал/ч во время сна космонавта. С развитием космонавтики космические аппараты стали иметь все большее количество приборов на борту, увеличивается и число членов экипажа. Все это привело к увеличению количества тепла, выделяющегося в гермоотсеках, а значит, и к усложнению и без того сложной проблемы терморегулирования.

Итак, из сказанного можно, казалось бы, сделать вывод о том, что космос «горячий», и конструктор, следовательно, должен принять меры к тому, чтобы предохранить космический аппарат от разрушающего действия высоких температур.

Однако, если взять пластинку и разместить ее в космическом пространстве так, чтобы на нее не поступали никакие тепловые потоки (например, поместить ее вдали от светил, планет и т.д.), то ее температура с течением времени окажется близкой к абсолютному нулю и составит всего 4 К. Этот эксперимент наглядно показывает, что космос еще и «холодный».

Парадокс объясняется довольно просто. Из-за малой плотности «космического воздуха» его молекулы очень редко соударяются с помещенным в его среде телом и в результате, несмотря на свою высокую температуру, не могут передать ему такое количество энергии, какое необходимо для заметного повышения его температуры. Специалисты по этому поводу говорят, что в космосе мала передача тепла за счет естественной конвекции.

Таким образом, конструкторы ракетно-космической техники стоят перед довольно сложной задачей - одновременно защитить аппарат и от перегрева, и от переохлаждения.

Однако, наибольшая температура корпуса космического аппарата достигается именно при его входе в атмосферу, поэтому теплозащита аппарата именно в момент входа в атмосферу является наиболее важной и сложной задачей. Решением этой проблемы стало применение абляционных материалов.

Абляционные материалы являются одним из главнейших составляющих теплозащиты космических аппаратов. Их действие основано на абляции - сложном энергоемком процессе уноса вещества с поверхности твердого тела потоком горячего газа.

В общей форме абляция может быть описана следующим уравнением:

$$q_k + q_R = G_{\Sigma} \Delta H_{пл} + \varepsilon \sigma T_w^4 + q_{вд} + G_w \Delta H_w + q_{\lambda},$$

где q_k - конвективный тепловой поток к поверхности материала;

q_R - радиационный тепловой поток;

G_{Σ} - суммарный унос массы в результате пиролиза поверхности, выделения газообразных продуктов и растекания расплава;

$\Delta H_{пл}$ - энтальпия плавления;

G_w - унос продуктов пиролиза;

ΔH_w - энтальпия физ.-хим. превращений;

ε - коэффициент черноты;

σ - постоянная Стефана-Больцмана;

T_w - абсолютная температура поверхности;

$q_{вд}$ - тепло, отводимое в результате вдува газообразных продуктов пиролиза;

q_λ - тепловой поток к защищаемой поверхности.

На рис. 2 представлена схема тепло- и массообмена в комбинированном абляционном материале.

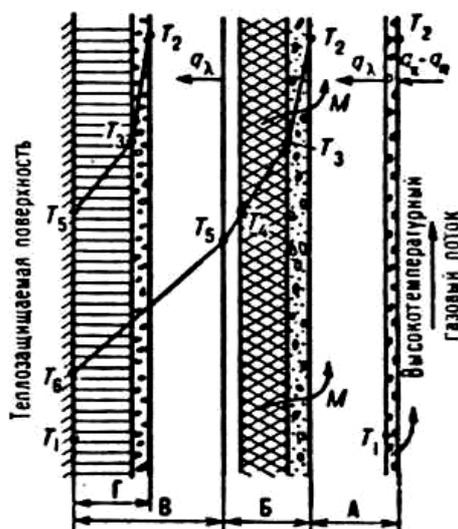


Рис. 2. Схема тепло- и массообмена в комбинированном абляционном материале:

А - уносимый слой; Б - зона абляции; В - неизменный материал; Г - пример возможного достижения зоной Б теплозащищаемой стенки; q_k - конвективный тепловой поток к поверхности материала; q_R - радиационный тепловой поток; T_1 - начальная температура; T_2 - температура кипения; T_3 - температура плавления, T_4 - температура начала "коксования"; T_5 - температура начала термического разложения; T_6 - температура теплозащищаемой стенки в момент времени, соответствующий указанному положению зоны Б; М - направление движения уносимой массы

Различают следующие виды абляционных материалов: разлагающиеся (политетрафторэтилен, полиэтилен и др.), сублимирующиеся (например, графит при температурах около 3800 °С, давлениях до 10 МПа и отсутствии окисляющего агента), плавящиеся (кварц, пенокерамика и др.).

Наиболее распространены армированные органические и кремнийорганические материалы, абляция которых характеризуется совокупностью нескольких одновременно протекающих процессов, как показано на рис. 2. В начальный момент на поверхности образуется пленка расплава и начинается нагрев нижележащих слоев, возникает зона абляции, т.е. плавления и пиролиза с образованием твердого, обычно пористого углеродного остатка. С течением времени эта зона смещается в сторону защищаемой поверхности, толщина слоя неизменного абляционного материала уменьшается, а температура возрастает. После окончания воздействия высокотемпературного газового

потока зона абляции может достигнуть защищаемой поверхности, что допустимо лишь по истечении расчетного времени работы изделия.

Абляционные материалы могут быть твердыми (на основе терморезистивных синтетических смол и линейных полимеров) и эластичными (на основе нитрильного этилен-пропиленового, синтетического изо-пренового каучука и др.). Армирование материалов волокнистыми наполнителями существенно улучшает их абляционные свойства (табл. 2, 3).

Таблица 2

Абляция полимеров в дозвуковом газовом потоке
(испытания на кислородно-ацетиленовой горелке)

Полимер	Линейная скорость уноса массы, мм/с	Время достижения 200 °С на обратной стороне образца
Полипропилен	0,597	9,1
Полиэтилен	0,673	9,4
Политетрафторэтилен	0,523	11,8
Кремнийорганический полимер	0,378	14,5
Фенольная смола	0,157	37,0

Таблица 3

Абляция фенольных пластиков при содержании наполнителя около 60%

Наполнитель	Линейная скорость уноса массы, мм/с	Время достижения 200 °С на обратной стороне образца
Стеклоткань	0,112	48,0
Асбестовый войлок	0,081	54,3
Графитовая ткань	0,030	37,0
Кремнеземная ткань	0,028	-

Первыми известными абляционными материалами были метеориты. Эти термически разрушающиеся тела впервые показали принципиальную возможность тепловой защиты сверхзвуковых летательных аппаратов. В связи с этим были начаты исследования с целью определения структуры и состава метеоритов. Полученные данные оказались очень интересными, хотя практически дали немного. Очевидно, что каменные и железные метеоритные материалы непригодны для создания искусственных теплозащитных систем ввиду их весьма высокой плотности и низкой надежности. Поэтому были начаты исследования с целью изучения свойств различных абляционных материалов. Для защиты и тепловой изоляции металлических конструкций, подвергающихся воздействию выхлопных газов ракетного двигателя, использовали

различные методы. Обнаружилось, что определенные армированные пластмассы и керамика проявляют значительную стойкость при кратковременном воздействии сверхвысоких температур. Кроме того, выяснилось, что высокая температура окружающей среды локализуется главным образом в тонком поверхностном слое абляционных материалов. Очевидно, что такие теплозащитные материалы могли бы применяться для тепловой защиты космических аппаратов, возвращаемых на землю, и систем ракетных двигателей. В последующие годы были исследованы тысячи различных материалов, композиций и конструкций методом их многократных испытаний при высоких температурах. Имитация условий окружающей среды зачастую оказывалась недоступной в лабораторных условиях. Тем не менее был достигнут необходимый температурный интервал условий испытания, и было получено много ценных сведений о свойствах различных материалов. Композиции на основе пластмасс оказались наиболее приемлемыми, так как сочетали уникальные свойства индивидуальных компонентов. Кроме того, оказалось возможным регулировать содержание отдельных компонентов в составе композиций и таким образом обеспечивать необходимые свойства, удовлетворяющие определенным требованиям эксплуатации.

В настоящее время существует два фактора, ограничивающих применение теплозащитных пластмасс. Во-первых, термическая эффективность и работоспособность абляционных пластмасс снижается при высоких напряжениях, возникающих при воздействии окружающей среды. Во-вторых, полезный срок службы абляционных материалов сильно ограничен во времени. В общем случае оптимальным является срок службы, исчисляемый минутами или секундами, причем работоспособность абляционных материалов снижается по мере увеличения длительности экспозиции.

Рассмотрим применение теплозащиты пилотируемых космических кораблей на примере аппаратов первого поколения (Восток и Меркурий).

При создании «Востока» конструкторы исходили из решений, дающих максимальную надежность. Поэтому форму спускаемого аппарата выбрали в виде шара (рис. 3). Неравномерность распределения веса обеспечивала эффект «ваньки-встаньки», когда спускаемый аппарат самостоятельно, без какого-либо управления, устанавливался в правильное положение. А теплозащита наносилась на всю поверхность спускаемого аппарата. При торможении о плотные слои атмосферы воздействие на поверхность шара было неравномерным, поэтому слой теплозащиты имел различную толщину.

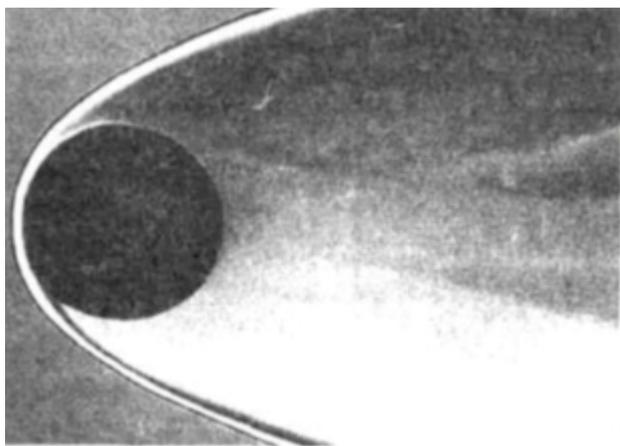


Рис. 3. Слева: обтекание сферы на гиперзвуковой скорости (в аэродинамической трубе), справа: неравномерно обгоревший спускаемый аппарат «Восток-1»

Коническая форма «Меркурия» означала, что теплозащита потребуется только снизу (рис. 4). С одной стороны, это экономило вес, с другой стороны, неверная ориентация корабля при входе в плотные слои атмосферы означала высокую вероятность его разрушения. На верхней части корабля стоял специальный аэродинамический спойлер, который должен был перевернуть «Меркурий» кормой вперед.

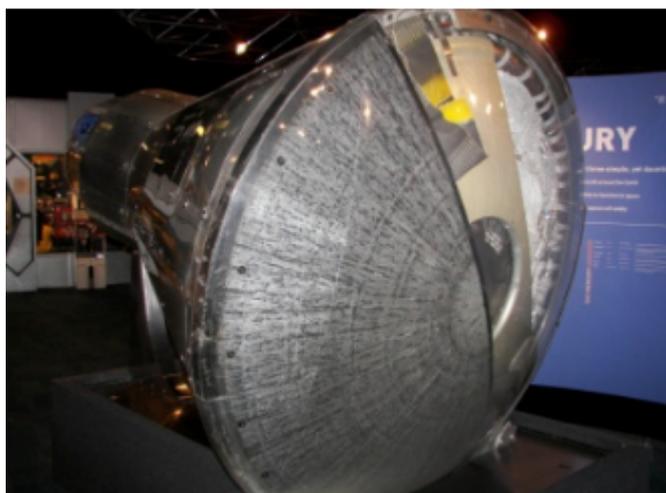
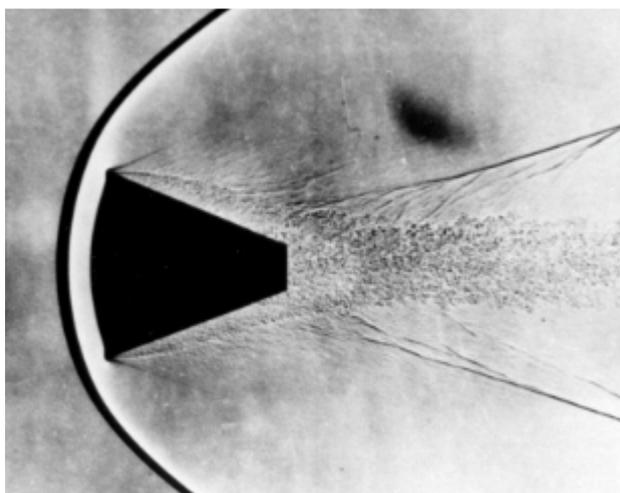


Рис. 4. Слева: конус на гиперзвуковой скорости в аэродинамической трубе, справа: теплозащита «Меркурия» после посадки.

Что любопытно, материал теплозащиты был схожим — на «Востоке» пропитанная смолой асбестовая ткань, на «Меркурии» — стекловолокно и резина. В обоих случаях тканеподобный материал с наполнителем сгорал послойно, а наполнитель испарялся, создавая дополнительный слой теплозащиты.

В заключение следует отметить, что ракетно-космическая промышленность находится на стадии развития. Впереди еще много новых и сложных задач, решение

которых неминуемо приведет к появлению оригинальных технических решений, в том числе и в области тепловой защиты. Ученые уже успешно тестируют различные виды новых абляционных материалов и другие новые технологии, связанные с тепловой защитой, большинство этих разработок являются секретными. С развитием тепловой защиты будут повышаться возможности космических аппаратов, а значит, будут открыты новые возможности освоения космоса человечеством.

Список литературы

- [1]. Салахутдинов Г.М.. Тепловая защита в космической технике. М.: Знание, 1982. 64 с.
- [2]. Камалов В.С. Производство космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1982. 280 с.
- [3]. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б.. Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392 с.
- [4]. Дубинкер Ю.Б., Донской А.А. Эластомерные теплозащитные материалы. Обзор. М.: Машиностроение, 1969. 81 с.
- [5]. Бичер Н., Розенсвейг Р.Е. Ракетная техника // Журнал Американского ракетного общества (рус. пер.). 1961. № 4. С. 81-90.
- [6]. Муди Генри. Теплозащитная система с переменной плотностью волокон: пат. 2293718 Российская Федерация. 2007. Бюл. № 5. 22 с.
- [7]. Цаплин С.В., Большев С.А., Романов А.Е. Теплообмен в космосе. Самара: Самарский университет, 2013. 53 с.
- [8]. Горский В.В. Оленичева А.А. Реш В.Г. Определение физических свойств углеродных материалов по результатам абляционных экспериментов, проведенных в струях газодинамических установок // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 10. DOI: 10.7463/1015.0814845.