

УДК 533.6.011:536.24:629.7.023.222

© 2006 г. Н.А. АНФИМОВ, А.Н. РУМЫНСКИЙ

ПРОБЛЕМЫ ТЕПЛОБМЕНА И ТЕПЛОЗАЩИТЫ СПУСКАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МАРСИАНСКОЙ БЕСПИЛОТНОЙ ЭКСПЕДИЦИИ

Рассмотрены вопросы теплообмена и теплозащиты орбитально-посадочного марсианского аппарата, спускаемого на поверхность планеты. Дан укрупненный сценарий экспедиции, приведено несколько возможных аэродинамических форм-кандидатов аппаратов. Рассмотрено несколько схем спуска на поверхность планеты. В качестве основной схемы спуска принята схема с промежуточным выводом на орбиту искусственного спутника Марса с помощью аэродинамического торможения в атмосфере. Спуск на поверхность планеты осуществляется с орбиты спутника. Такая схема спуска требует многоразовой теплозащиты. Проведены расчеты конвективных и радиационных тепловых потоков в характерных точках поверхности аппарата выбранной формы. Для этой формы определен необходимый вес теплозащиты из неразрушаемого многоразового материала ТЗМК-10, которым был защищен орбитальный корабль “Буря”.

Ключевые слова: марсианская экспедиция, спускаемый аппарат, теплозащита, теплообмен.

1. Журнал МЖГ о проблемах аэрогазодинамики и теплообмена в ракетно-космической технике. Сорокалетие со дня основания журнала “Механика жидкости и газа” (серия “Известия АН СССР”) – это повод отметить большую роль, которую сыграл журнал в создании теоретических основ для набиравшей силу и развивавшейся в нашей стране ракетно-космической техники и космонавтики.

Подобная прикладная направленность журнала была предопределена тем, что его главным редактором был выдающийся ученый в области аэромеханики и космических исследований академик Георгий Иванович Петров. Уже с 1953 г. Г.И. Петров вместе с возглавляемой им лабораторией № 4 НИИ-1 ГКАТ (ныне Исследовательский центр имени М.В. Келдыша) подключается С.П. Королевым к работам по созданию головных частей баллистических ракет дальнего действия и вскоре становится неформальным лидером по комплексной проблеме входа в атмосферу этих аппаратов. По понятным причинам эта научно-техническая проблема, связанная с доставкой ядерных зарядов к “месту назначения”, в то время не могла освещаться в открытой литературе и в течение долгих лет фундаментальные научные достижения, связанные с этой проблемой, публиковались лишь в научно-технических отчетах и в специальных изданиях с ограниченным тиражом.

Георгий Иванович начинает приглашать для сотрудничества с новым журналом научных работников, проводящих исследования, связанные с отмеченной комплексной научно-технической проблемой. В результате журнал начинает публиковать статьи по отдельным частным научным задачам, имеющим фундаментальный характер, но которые вносят вклад в решение общей комплексной проблемы.

В качестве примера приведем статью одного из авторов [1], опубликованную в самом первом номере МЖГ и посвященную, казалось бы, абстрактной задаче о влиянии на конвективный теплообмен тела с высокоскоростным газовым потоком ддува или отсо-

са газа через поверхность тела. На самом деле с помощью приведенной в этой статье аппроксимационной формулы можно оценивать изменение теплообмена при уносе теплозащитного материала сложного состава с поверхности спускаемого аппарата при входе в плотные слои атмосферы.

В результате повышенного внимания редакции МЖГ к статьям, так или иначе связанным с прикладными проблемами ракетно-космической техники, журнал стал популярным среди исследователей, работающих или собирающихся работать в этой отрасли техники. В результате только за первые 10 лет существования журнала МЖГ в нем было опубликовано несколько сот научных статей такого рода. В качестве примера в списке литературы приведены работы, внесшие заметный вклад в создание теоретических основ ракетно-космической техники в части аэрогазодинамики и теплообмена [1–40], хотя, по справедливости, список таких работ должен быть гораздо более широким. В приведенном списке – исследования распределения конвективного теплообмена вдоль поверхности тел различной формы, с учетом разнообразных препятствий, в том числе поперечных струй, и с учетом пространственного характера внешнего течения; процессы взаимодействия пограничного слоя с внешним гиперзвуковым потоком и падающими на тело скачками уплотнения; влияние неравновесных процессов на картину обтекания тел гиперзвуковым потоком и теплопередачу; процессы теплообмена в отрывных зонах на поверхности рассматриваемых тел; вопросы перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный; механизмы уноса массы теплозащитных материалов различного состава в высокотемпературном газовом потоке; теория лучистого теплообмена между высокотемпературным ударным слоем перед затупленным телом и его поверхностью, в том числе при уносе с поверхности теплозащитных материалов. Этот список можно продолжить.

Конечно, открытые публикации статей по вопросам аэрогазодинамики и теплообмена при входе в атмосферу высокоскоростных спускаемых аппаратов стали появляться и в других научных журналах, как академических, так и ведомственных. С каждым годом таких публикаций становилось все больше и больше. Однако несомненно, что именно журналу “Механика жидкости и газа” принадлежит ведущая роль в создании “информационного прорыва” в освещении фундаментальных основ аэрогазодинамики и теплообмена в современной ракетно-космической технике.

2. Укрупненный сценарий марсианской беспилотной экспедиции. В последние годы вновь возродился повышенный научно-технический интерес к исследованию Марса посредством межпланетных марсианских экспедиций с возвращаемым на Землю аппаратом. Актуальность данного направления связана, в первую очередь, с повышенным интересом международного научного сообщества и прежде всего американских ученых и специалистов к исследованиям на новом уровне ближайших к Земле тел Солнечной системы – Луны и Марса. Такая программа была провозглашена в январе 2004 г. в известном заявлении президента США Джорджа Буша о его видении предстоящих исследований космоса и конкретизирована в выступлениях нового администратора НАСА Майкла Гриффина. В России в утвержденной в прошлом году Федеральной космической программе на 2006–2015 годы предусмотрена реализация проекта “Фобос-грунт” по доставке на Землю вещества спутника Марса Фобоса (запуск в 2009 г.), а в дальнейшем намечена подготовка к реализации проекта “Марс-грунт” с доставкой на Землю вещества Марса.

Экспедиция по доставке на Землю марсианского грунта – одна из значимых беспилотных экспедиций к Марсу. Реализация такой марсианской экспедиции требует решения целого ряда сложных научно-технических проблем, среди которых не последнее место занимает проблема обеспечения спускаемого аппарата надежной тепловой защитой, обеспечивающей нормальный температурный режим работы всех систем корабля. Решение этой проблемы невозможно без привязки к общему сценарию космической экспедиции и конкретным аэродинамическим формам и схемам спуска аппарата на по-

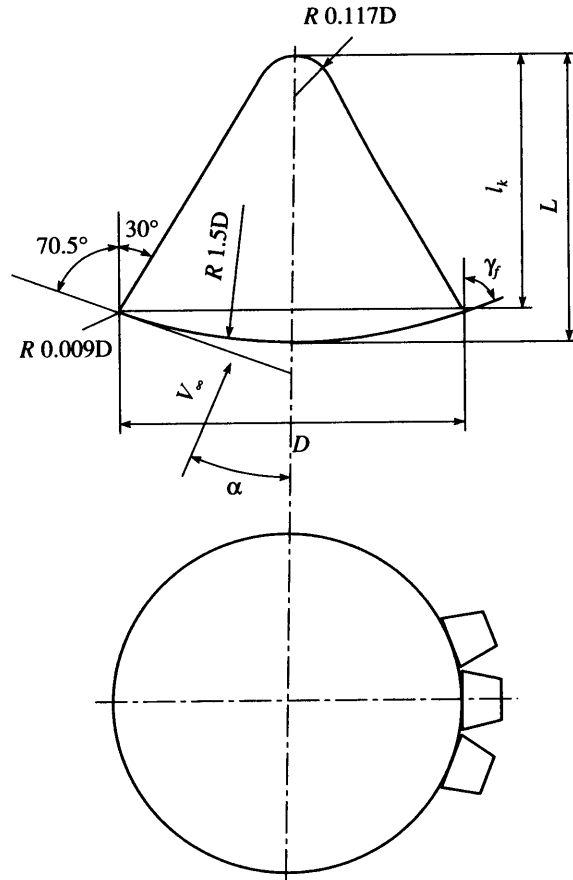
верхность планеты. Без этого можно исследовать лишь методические вопросы, разрабатывать или уточнять методики расчета теплообмена и теплозащиты.

В настоящей работе методические вопросы подробно не рассматриваются. Основное внимание уделено изложению результатов расчетов теплообмена и необходимого веса теплозащиты марсианского спускаемого аппарата, входящего в состав беспилотной космической экспедиции за образцами марсианского грунта. Расчеты проведены по программе теплообмена и теплозащиты аппаратов, спускаемых в атмосфере Земли и других планет Солнечной системы, основанной на расчетной схеме, изложенной в [41]. Эта схема со времени ее разработки не претерпела принципиальных изменений. По мере получения более достоверных данных в нее вносились уточнения. В частности, внесены изменения, связанные с учетом совместного влияния вдува продуктов разрушения теплозащиты в пограничный слой и конечной каталитической активности поверхности. Уточнены величины лучистой составляющей теплового потока при неравновесном протекании физико-химических процессов в ударном слое. Введен в программу ряд новых данных по параметрам планетных атмосфер и др. Перечисленные уточнения не вносят существенных поправок в получаемые по программе количественные результаты (в пределах 10%). В последние годы по этой программе были проведены расчеты теплообмена и теплозащиты аппаратов, спускаемых в атмосферах Марса и Венеры, а также аппаратов, входящих в атмосферу Земли с гиперболическими скоростями [42–45].

Примерный сценарий межпланетной экспедиции за образцами марсианского грунта выглядит следующим образом. Межпланетный космический аппарат запускается с орбиты искусственного спутника Земли в астрономическое стартовое окно, совершает перелет по маршруту Земля–Марс по энергетически оптимальной траектории и осуществляет мягкую посадку в заданную географическую точку на поверхности планеты. После проведения запланированных исследований с поверхности планеты стартует взлетная ракета (с образцами марсианского грунта), затем осуществляется (по энергетически оптимальной траектории) перелет по маршруту Марс–Земля. Возвращаемый на Землю аппарат с образцами марсианского грунта входит в атмосферу с гиперболической скоростью, тормозится и совершает посадку в выбранном районе поверхности Земли.

Предполагается, что экспедиция по доставке грунта с Марса может быть осуществлена на основе использования серийных ракеты-носителя “Протон” и разгонного блока “ДМ”, выводящих на отлетную траекторию к Марсу орбитально-посадочный аппарат массой приблизительно 5000 кг.

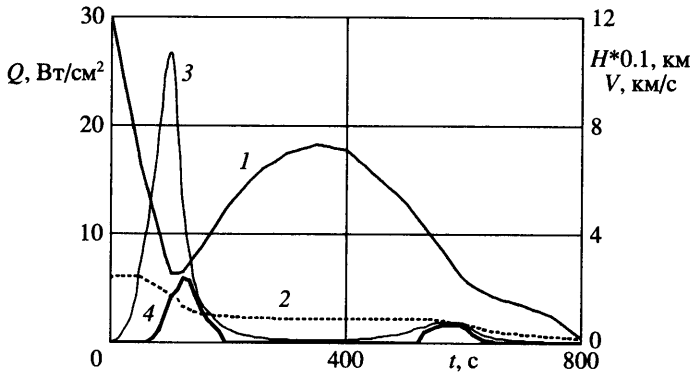
Был проведен анализ трех форм марсианских спускаемых аппаратов из класса сегментально-конических: классическая сегментально-коническая форма, форма с увеличенным лобовым щитом и форма с аэродинамическими щитками. Максимальный диаметр всех трех форм определяется размерами обтекателя ракеты-носителя “Протон” и равен $D_{\max} = 4.26$ м. Первые две формы рассмотрены в [42], третья форма с аэродинамическими щитками – в [46, 47]. В результате проведенного анализа для дальнейших исследований по оптимизации теплозащиты был выбран аппарат с аэродинамическими щитками (фиг. 1). Это орбитально-посадочный аппарат, т.е. он позволяет обеспечить решение всех возложенных на полет задач, как на участке межпланетного перелета, так и на участке движения в атмосфере. Боковая поверхность этого аппарата состоит из 12 створок. В орбитальном полете они все открыты. На девяти из них расположены солнечные преобразователи и необходимые астроприборы. При движении в атмосфере Марса эти створки закрываются, а три силовые створки обеспечивают аппарату необходимое аэродинамическое качество. В качестве основной схемы спуска принята схема с промежуточным выводом на орбиту искусственного спутника Марса с помощью аэродинамического торможения в атмосфере. Аппарат, пронизывая атмосферу, снижает подлетную гиперболическую скорость до орбитальной. Спуск на поверхность осуществляется с орбиты искусственного спутника. Подобная схема спуска была реализо-



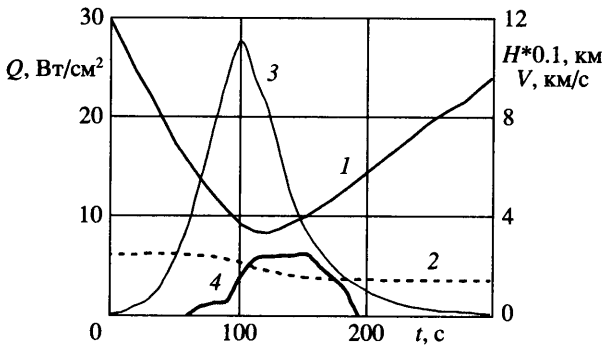
Фиг. 1. Эскиз марсианского спускаемого аппарата сегментально-конической формы с балансировочными щитками: D – диаметр миделева сечения, R – радиусы скругления указанных элементов, $\lambda_k = l_k/D = 0.749$, $\gamma_f = 70.5^\circ$ – угол между осью аппарата и щитком

вана при возвращении отечественных космических аппаратов “Зонд-6, 7, 8” в 1968–70 гг. после облета Луны. До настоящего времени она уникальна: больше ни один космический аппарат пока не спускался по такой схеме. При этой схеме спуска теплозащита работает дважды: во время аэроторможения при выходе на орбиту спутника и при спуске на поверхность планеты с этой орбиты, поэтому теплозащита должна быть многократно (по крайней мере двухразовой). В данной работе предполагается использовать многократный плиточный теплозащитный материал ТЗМК-10, которым был защищен многократный орбитальный корабль “Буран”.

3. Результаты расчетов теплообмена и теплозащиты марсианского аппарата. Для сравнительного анализа расчеты теплообмена и массы необходимой теплозащиты проводились как при прямой посадке аппарата с подлетной траектории, так и при посадке с промежуточным выходом на орбиту спутника. Рассмотрены три варианта входа аппарата в атмосферу Марса: 1) вход с гиперболической скоростью ($V \approx 6.1$ км/с); 2) вход с гиперболической скоростью ($V \approx 6.1$ км/с) с последующим выходом на орбиту спутника Марса после аэродинамического торможения; 3) спуск с орбиты спутника Марса ($V = 3.6$ км/с). Во всех вариантах аппарат движется под углом атаки 20° .



Фиг. 2. Зависимость высоты (1), скорости (2), конвективного (3) и лучистого (4) тепловых потоков в критической точке от времени (t) при прямом спуске с подлетной траектории

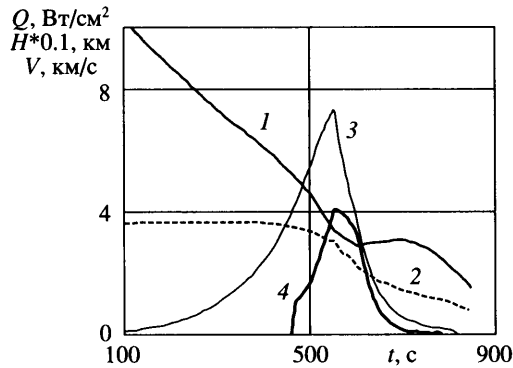


Фиг. 3. Зависимость высоты (1), скорости (2), конвективного (3) и лучистого (4) тепловых потоков в критической точке от времени при входе в атмосферу с выходом на орбиту спутника Марса, используя аэродинамическое торможение

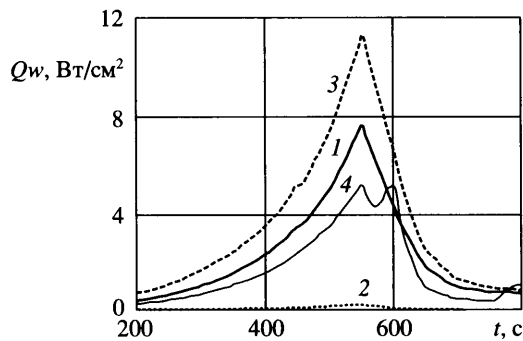
На фигурах 2–4 приведены параметры траекторий и значения конвективного теплового потока (Q_c) к “горячей” стенке в окрестности критической точки, а также лучистого теплового потока (Q_r) из нагретого ударного слоя. Из приведенных данных следует, что при спуске с орбиты спутника Марса лучистый тепловой поток сравним по величине с конвективным тепловым потоком. При входе в атмосферу Марса с гиперболической скоростью уровень радиационного теплового потока Q_r значительно ниже конвективного.

На фиг. 5 приведены значения конвективного теплового потока в характерных точках поверхности. Максимальные потоки реализуются на наветренной кромке лобового щита, где они примерно в 1.5 раза превышают уровень теплового потока в критической точке. Боковая поверхность находится в аэродинамической тени, поэтому тепловой поток в этой зоне существенно меньше и не превышает 0.1 Вт/см^2 .

Щитки находятся в сверхзвуковой области, поэтому дополнительный разгон газа на них вследствие растекания будет приводить к снижению теплового потока. В силу этого можно считать, что тепловые потоки на щитках будут такие же, как на лобовом щите вблизи подветренной кромки. Следовательно, можно принять, что толщина теплозащиты на щитках и на подветренной кромке одинакова.



Фиг. 4. Зависимость высоты (1), скорости (2), конвективного (3) и лучистого (4) тепловых потоков в критической точке от времени при спуске с орбиты спутника Марса



Фиг. 5. Зависимость конвективного теплового потока в передней (1) и в задней (2) критических точках, на наветренной (3) и подветренной (4) кромках от времени при спуске с орбиты спутника Марса

Расчет прогрева теплозащитного покрытия проводился в предположении, что силовая оболочка аппарата выполнена из алюминиевого сплава толщиной 1 мм. Толщина теплозащитного покрытия выбиралась из условия, что температура силовой оболочки в момент посадки на поверхность Марса не превышает 150°C . При выходе на орбиту спутника Марса с использованием аэродинамического торможения толщина теплозащитного покрытия выбиралась из условия, что температура силовой оболочки в момент достижения высоты 100 км также не превышает допустимой величины: 150°C . При этом максимальная температура поверхности теплозащиты в районе наветренной кромки лобового щита составляет $\approx 1600\text{ K}$. При спуске с орбиты температура поверхности не превышает 1300 K .

В таблице для различных схем посадки на поверхность Марса приведены величины необходимых толщин теплозащиты, выполненной из материала ТЗМК-10, в характерных точках поверхности, а также массы теплозащиты лобового щита (включая аэродинамические щитки) M_0 и суммарная масса M_{Σ} .

Из этих данных следует, что при выбранных траекториях при спуске с орбиты спутника Марса требуется ббльшая толщина теплозащиты, чем при спуске с подлетной траектории. Это связано с тем, что траектория спуска с орбиты более “длинная”, и аппарат дольше подвергается тепловым нагрузкам.

Вариант посадки на поверхность Марса	δ , мм				M_{Σ} кг	M_0 , кг
	критическая точка	наветренная кромка	подветренная кромка	задняя критическая точка		
Прямая	15	18	12	0.5	40	38
С промежуточным выводом на орбиту	18	20	16	0.5	48	46

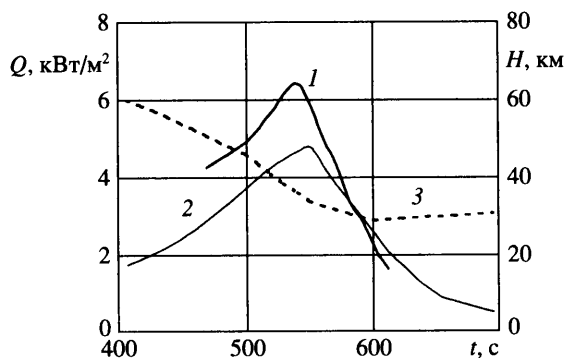
Таким образом, для тепловой защиты аппарата сегментально-конической конфигурации с аэродинамическими щитками достаточно 50 кг неразрушаемого материала ТЗМК-10. При этом основная масса материала используется для защиты лобового щита.

Следует подчеркнуть, что приведенные в таблице массы тепловой защиты являются расчетными. Как правило, в процессе проектно-конструкторской разработки тепловой защиты возникает необходимость в дополнительных массовых затратах, что приводит к увеличению массы тепловой защиты примерно в 1.5 раза по сравнению с расчетной. Кроме того, требуется тепловая защита парашютного контейнера, защитного кожуха и др. В силу изложенного, рекомендуется в массовой сводке аппарата принять массу тепловой защиты из ТЗМК-10, равной 100 кг. При выполнении тепловой защиты из уносимого материала (типа ТПП-02), согласно расчетам, это число возрастает более чем в 3 раза. Тем не менее переход на уносимый материал возможен, так как он в несколько раз дешевле материала ТЗМК-10.

Величины лучистого и конвективного тепловых потоков на наветренной образующей боковой поверхности аппарата приведены на фиг. 6 (спуск с орбиты). Видно, что лучистый тепловой поток на наветренной образующей боковой поверхности спускаемого аппарата превосходит конвективный на наиболее теплонпряженной части траектории спуска с орбиты (фиг. 6). На всех фигурах приведен лучистый тепловой поток от ударного слоя, падающий на поверхность аппарата. Поглощенный теплозащитой лучистый поток меньше и он определяется умножением падающего потока на поглощательную способность поверхности теплозащиты.

Роль лучистой составляющей теплового потока при спуске с орбиты существенно выше, чем при прямом входе в атмосферу с межпланетной траектории. Это обусловлено уменьшением скорости аппарата и соответственно уменьшением температуры в ударном слое до 2000...3000 К. Главными излучателями при таких температурах и давлении $P \geq 0.1$ атм являются молекулы CO_2 и СО. Излучение от этих молекул в инфракрасном диапазоне вызвано главным образом переходами между колебательными уровнями. Кроме того, возрастание давления в ударном слое приводит к уширению молекулярных излучающих линий и соответственно к возрастанию радиационного теплового потока к поверхности. Роль излучения особенно велика при теплообмене на боковой поверхности (большие излучающие объемы, низкие температуры и, следовательно, низкая степень диссоциации CO_2 , а также относительно малые величины конвективных потоков (фиг. 6)).

Заключение. Рассмотрены вопросы теплообмена и теплозащиты орбитально-посадочного марсианского космического аппарата. Такой аппарат позволяет обеспечить решение возлагаемых на него задач как на участке движения в атмосфере, так и на участке межпланетного перелета. Это позволяет осуществить однокорабельную космическую экспедицию для доставки образцов марсианского грунта. До настоящего времени рассматривались варианты с двумя аппаратами – перелетным и посадочным. При этом пер-



Фиг. 6. Лучистый (1) и конвективный (2) тепловые потоки на наветренной образующей боковой поверхности и высота полета (3) при спуске с орбиты спутника Марса

вый аппарат выводится на орбиту спутника, второй, предназначенный для посадки на поверхность планеты, стартует на второй ракете-носителе. Это приводит к необходимости запуска двух ракет вместо одной и к значительному увеличению стоимости экспедиции.

В качестве основной схемы спуска принята схема с выводом на орбиту спутника с помощью аэродинамического торможения с последующим спуском на поверхность планеты с этой орбиты в атмосфере. Похожая схема спуска была реализована в 1968–1970 гг. при возвращении отечественных космических аппаратов “Зонд-6, 7, 8” после облета Луны. Использование аэродинамического торможения дает значительный энергетический выигрыш по сравнению с традиционным выходом на орбиту с помощью тормозных двигателей, так как он позволяет значительно снизить количество ракетного топлива, доставляемого к планете для торможения аппарата.

В соответствии с рассмотренной в данной работе схемой посадки аппарат дважды пронизывает атмосферу: при выходе на орбиту спутника и при посадке на поверхность планеты. Такой аппарат нуждается в многоразовой тепловой защите. В работе использован многоразовый плиточный теплозащитный материал ТЗМК-10, которым был защищен многоразовый орбитальный корабль “Буран”.

Проведенные расчеты теплообмена и теплозащиты показали, что для защиты рассмотренного аппарата с учетом конструктивно-технологических особенностей системы тепловой защиты достаточно 100 кг неразрушаемого многоразового материала ТЗМК-10 (стартовый вес аппарата 5000 кг). Установлено, что при спуске аппарата с орбиты спутника на поверхность планеты большую роль приобретает радиационная составляющая суммарного теплового потока, особенно на боковой поверхности, где лучистый поток почти в 1.5 раза превосходит конвективный.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Анфимов Н.А. Тепло- и массообмен в окрестности критической точки при вдуве и отсосе различных газов через поверхность тела // Изв. АН СССР. МЖГ. 1966. № 1. С. 22–31.
2. Мурзинов И.Н. Ламинарный пограничный слой на сфере в гиперзвуковом потоке равновесного диссоциирующего воздуха // Изв. АН СССР. МЖГ. 1966. № 2. С. 184–188.
3. Землянский Б.А. Метод локального подобия для трехмерного ламинарного пограничного слоя с градиентом давления // Изв. АН СССР. МЖГ. 1966. № 4. С. 70–75.
4. Лунев В.В., Румынский А.Н. Развитие пограничного слоя в потоке газа с распределенной по линиям тока энthalпией торможения // Изв. АН СССР. МЖГ. 1966. № 5. С. 30–35.
5. Авдеевский В.С., Медведев К.И. Физические особенности течения в области отрыва при трехмерном взаимодействии пограничного слоя с ударной волной // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 1. С. 25–33.

6. *Лунев В.В.* Метод среднемассовых величин для пограничного слоя во внешнем потоке с поперечной неоднородностью // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 1. С. 127–133.
7. *Биберман Л.М., Воробьев В.С., Лагарьков А.Н., Стулов В.П., Теленин Г.Ф., Шапиро Е.Г., Якубов И.Т.* Течение воздуха за фронтом силовой ударной волны с учетом неравновесной ионизации и излучения // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 6. С. 46–57.
8. *Ермак Ю.Н., Нейланд В.Я.* К расчету теплопередачи на лобовой поверхности затупленного тела в гиперзвуковом потоке // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 6. С. 153–156.
9. *Анфимов Н.А., Шари В.П.* Решение системы уравнений движения селективно излучающего газа в ударном слое // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 3. С. 18–25.
10. *Авдудевский В.С., Иванов А.В.* Течение разреженного газа вблизи передней критической точки затупленного тела при гиперзвуковых скоростях // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 3. С. 26–34.
11. *Поляков В.И., Румынский А.Н.* Лучистый теплообмен в плоскопараллельном слое излучающего, поглощающего и рассеивающего газа при произвольной индикатрисе рассеяния // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 3. С. 166–169.
12. *Овсянников В.М., Тирский Г.А.* Разрушение осесимметричного тела вращения из материала сложного химического состава в потоке частично ионизованного воздуха // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 5. С. 100–110.
13. *Румынский А.Н., Черешнева Н.В.* Экспериментальное определение излучательных способностей высокотемпературных газовых потоков // Изв. АН СССР. МЖГ. 1968. № 6. С. 149–154.
14. *Землянский Б.А., Лунев В.В., Магомедов К.М.* Влияние формы носка на гиперзвуковое обтекание тонких притупленных тел под углом атаки // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 3. С. 192–197.
15. *Лосев С.А., Полянский В.А.* Влияние колебательной релаксации молекул на характеристики диссоциирующего воздуха за фронтом сильной ударной волны // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 4. С. 84–90.
16. *Боровой В.Я., Рыжкова М.В.* Теплообмен на поверхности полуконуса при больших сверхзвуковых скоростях // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 4. С. 137–142.
17. *Нейланд В.Я.* К асимптотической теории расчета тепловых расчетов около угловой точки тела // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 5. С. 53–60.
18. *Антонец А.В., Красильников А.В.* Расчет нестационарных характеристик тонких притупленных тел при пространственном их обтекании гиперзвуковым потоком газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 5. С. 141–146.
19. *Стулов В.П., Турчак Л.И.* Неравновесные химические реакции в ударном слое при обтекании сферы смесью углекислого газа, азота и аргона // Изв. АН СССР. МЖГ. 1969. № 5. С. 147–150.
20. *Воронкин В.Г.* О распределении давления на притупленных конусах при неравновесном обтекании // Изв. АН СССР. МЖГ. 1970. № 1. С. 161–164.
21. *Землянский Б.А.* О положении критической точки при пространственном гиперзвуковом обтекании сегментальных тел // Изв. АН СССР. МЖГ. 1970. № 1. С. 164–168.
22. *Нейланд В.Я.* Распространение возмущений вверх по течению при взаимодействии гиперзвукового потока с пограничным слоем // Изв. АН СССР. МЖГ. 1970. № 4. С. 40–49.
23. *Лагутин В.И., Левчук Д.Г., Шманенков В.Н.* Экспериментальное исследование обтекания гиперзвуковым потоком колеблющегося тела с юбкой // Изв. АН СССР. МЖГ. 1970. № 5. С. 189–191.
24. *Авдудевский В.С., Медведев К.И., Полянский М.Н.* Взаимодействие сверхзвукового потока с поперечной струей, вдуваемой через круглое отверстие в пластине // Изв. АН СССР. МЖГ. 1970. № 5. С. 193–197.
25. *Апштейн Э.Э., Ефимова Л.Г., Тирский Г.А.* Интенсивное разрушение стекловидного тела под действием излучения // Изв. АН СССР. МЖГ. 1971. № 2. С. 131–134.
26. *Карасев А.Б., Кондранин Т.В.* Лучистый теплообмен в окрестности критической точки при наличии вдува в пограничный слой продуктов уноса массы // Изв. АН СССР. МЖГ. 1971. № 5. С. 21–30.
27. *Георг Э.Б., Рулев Ю.К., Сипачев Г.Ф., Якушин М.И.* Экспериментальное исследование пограничного слоя на разрушающихся образцах при совместном воздействии конвективного и лучистого тепловых потоков // Изв. АН СССР. МЖГ. 1972. № 2. С. 25–29.
28. *Струминский В.В., Харитонов А.М., Черных В.В.* Экспериментальное исследование перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при сверхзвуковых скоростях // Изв. АН СССР. МЖГ. 1972. № 2. С. 30–34.

29. Биберман Л.М., Бронин С.Я., Лагарьков А.Н. Радиционно-конвективный теплообмен при гиперзвуковом обтекании затупленного тела // Изв. АН СССР. МЖГ. 1972. № 5. С. 112–123.
30. Горский В.В., Полежаев Ю.В. Тепло- и массообмен на поверхности стеклографитовых материалов в высокотемпературном газовом потоке. Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. 1972. № 6. С. 71–87.
31. Головачев Ю.П. Исследование конвективного и радиационного нагрева при гиперзвуковом обтекании затупленных тел // Изв. АН СССР. МЖГ. 1972. № 6. С. 169–172.
32. Авдеевский В.С., Крюков В.Н., Осипов Ю.А., Солнцев В.П. Исследование течения в зонах отрыва турбулентного пограничного слоя перед дозвуковой струей, вдуваемой через круглое сопло // Изв. АН СССР. МЖГ. 1973. № 3. С. 34–41.
33. Воронкин В.Г., Яхлаков Ю.В. Экспериментальное исследование теплообмена в окрестности критической точки при неравновесных физико-химических превращениях и определение константы скорости рекомбинации азота // Изв. АН СССР. МЖГ. 1973. № 3. С. 128–135.
34. Залогин Г.Н., Лунев В.В. О модели вязкого неравновесного ударного слоя с тонкой ударной волной // Изв. АН СССР. МЖГ. 1973. № 5. С. 175–178.
35. Бачманова Н.С., Лапыгин В.И., Липницкий Ю.М. Исследование сверхзвукового обтекания круговых конусов на больших углах атаки // Изв. АН СССР. МЖГ. 1973. № 6. С. 79–84.
36. Боровой В.Я., Рыжкова М.В. Теплообмен и течение газа при взаимодействии ламинарного пограничного слоя с ударной волной, образующейся вблизи цилиндрического препятствия // Изв. АН СССР. МЖГ. 1974. № 1. С. 78–87.
37. Залогин Г.Н. О влиянии неравновесного излучения на обтекание затупленных тел разреженным газом // Изв. АН СССР. МЖГ. 1974. № 6. С. 81–87.
38. Румынский А.Н., Сенкевич М.В. Влияние пульсации потока большой амплитуды на теплообмен // Изв. АН СССР. МЖГ. 1975. № 2. С. 169–172.
39. Афонина Н.Е., Громов В.Г. Численное исследование теплообмена в критической точке сферы, обтекаемой гиперзвуковым потоком углекислого газа // Изв. АН СССР. МЖГ. 1975. № 1. С. 117–120.
40. Бабаков А.В., Белоцерковский О.М., Северинов Л.И. Численное исследование течения вязкого теплопроводного газа у тупого тела конечных размеров // Изв. АН СССР. МЖГ. 1975. № 3. С. 112–123.
41. Анфимов Н.А., Румынский А.Н. Лучисто-конвективный теплообмен космических аппаратов, спускаемых на поверхность Земли и других планет Солнечной системы // Проблемы механики и теплообмена в космической технике / Под ред. О.М. Белоцерковского. М.: Машиностроение, 1982. С. 54–81.
42. Rumynsky A.N., Murzinov I.N., Ivanov N.M., Gubanov E.I., Kazakov M.N., Pugachev V.A., Sobolevsky V.G. Heat transfer and thermal protection of the vehicle being descent on to the Mars surface // Proc. 3rd Europ. Symp. Aerothermodynamics for Space Vehicles. 1998. ESTEC SP-426. The Netherlands, Noordwijk, 1999. P. 163–170.
43. Murzinov I.N., Rumynsky A.N., Vlasov V.I., Zalogin G.N., Knotko V.B. Earth entry of the vehicle with the Mars ground samples // Proc. 4th Europ. Symp. Aerothermodynamics for Space Vehicles, CIRA, Capua, Italy, 2001. The Netherlands: Europ. Space Agency, 2002. P. 289–293.
44. Rumynsky A.N., Murzinov I.N., Ivanov N.M., Kazakov M.N., Sobolevsky V.G., Finchenko V.S. Comparative multidisciplinary analysis of vehicles intended for descent on to the Earth surface with the Mars ground samples // Proc. 4th Europ. Symp. Aerothermodynamics for Space Vehicles, CIRA, Capua, Italy, 2001. The Netherlands: Europ. Space Agency, 2002. P. 361–364.
45. Anfimov N.A., Murzinov I.N., Rumynsky A.N. Problems of heat transfer and thermal protection of vehicles entering into Earth atmosphere with superorbital velocities after flights to the Moon and planets // Proc. 5th Sino-Russian Hypersonic Flow Conf. 2002, Shanghai, China. P. 140–147.
46. Румынский А.Н., Иванов Н.М., Казаков М.Н., Соболевский В.Г. Аэротермобаллистический анализ спускаемых космических аппаратов марсианской беспилотной экспедиции // Тр. Междунар. научно-практической конф. “Третьи Окуневские чтения”. 2002. Т. 1. СПб: БГТУ, 2003. С. 156–167.
47. Анфимов Н.А. Космическая наука: исследования в ЦНИИМАШ // Земля и Вселенная. 2005. № 5. С. 3–14.