

УДК 629.78+531.55

## ТЕПЛОВОЙ АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИЙ ВОЗВРАЩЕНИЯ ОТ ЛУНЫ С НЕСКОЛЬКИМИ ВХОДАМИ В АТМОСФЕРУ ДЛЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ КАПСУЛЫ И АППАРАТОВ СКОЛЬЗЯЩЕГО СПУСКА

© 2021 г. В. В. Леонов<sup>1,\*</sup>, Д. А. Гришко<sup>1</sup>, М. А. Айрапетян<sup>1</sup>, О. С. Швыркина<sup>1</sup>, Г. А. Никитин<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

\*lv-05@mail.ru

Поступила в редакцию 25.03.2020 г.

После доработки 28.07.2020 г.

Принята к публикации 17.09.2020 г.

В статье исследуется схема возвращения спускаемого аппарата от Луны с несколькими промежуточными прохождениями земной атмосферы перед совершением посадки. Показаны особенности поведения таких траекторий вблизи Земли для баллистической капсулы и аппаратов скользящего спуска, обладающих малым аэродинамическим качеством (0.3–0.5). Использование атмосферы в качестве естественного способа торможения позволяет уменьшить инерционные и тепловые нагрузки по сравнению с прямым входом с околопараболической скоростью. Однако уменьшение величин нагрузок сопровождается увеличением продолжительности их воздействия. Даже в случае одного промежуточного прохождения атмосферы это приводит к выгоранию заметно большей (по сравнению с прямым входом) массы теплозащитного покрытия, являющегося ключевым фактором обеспечения безопасности спуска. В статье показано, что использование траекторий с одним промежуточным прохождением атмосферы позволяет изменить характер уноса теплозащитного покрытия, состоящего из наполнителя и связующего. При прямом входе с околопараболической скоростью происходит разрушение наполнителя, сопровождаемое изменением формы аппарата. При использовании схемы с предварительным атмосферным торможением основная масса унесенного вещества приходится на связующее, что приближает режим спуска к многократно отработанному на практике сходу с низкой околоземной орбиты.

DOI: 10.31857/S0023420621030079

### ВВЕДЕНИЕ

В ближайшие годы ожидается дальнейшее развитие космических программ [1–5], связанных с изучением Луны. Речь идет, прежде всего, о программах *Чаньэ* (КНР), *Artemis* (США), *Луна* (Россия). В декабре 2020 года успешно завершена миссия *Чаньэ-5* по доставке на Землю лунного грунта, следующая запланирована на 2023 г. Первая миссия *Artemis*, включающая беспилотный облет Луны, ожидается в конце 2021 г. Запуск и мягкая посадка в приполярной области Луны аппарата *Луна-25* запланированы на конец 2021 года. Существуют перспективы появления долговременных программ освоения Луны [6–8], которые будут предусматривать создание и поддержание функционирования лунной базы [9–16], а также доставку различных грузов и пилотируемых модулей на Землю. В случае полной реализации данных программ ожидается значительное увеличение грузооборота между Землей и Луной, что делает весьма перспективными работы, направленные на оптимизацию траекторий перелета [17–22] и на исследование возможностей повышения “комфортно-

сти” спуска посадочного модуля при возвращении на Землю.

Классические траектории возвращения [23] с Луны характеризуются околопараболическими скоростями входа в атмосферу, что приводит к возникновению интенсивных тепловых потоков, действующих на спускаемый аппарат (СА). Это предъявляет высокие требования к материалам, из которых изготовлена его теплозащита (например, температура теплозащитного экрана *Apollo-11* достигала около 2600°C). Кроме того, в случае пилотируемого СА при таких траекториях экипаж испытывает большие инерционные перегрузки (до 6.5–7 единиц) [24].

Земная атмосфера представляет собой естественный способ торможения межпланетных модулей различных геометрических форм. Одним из способов уменьшения тепловых и инерционных перегрузок при возвращении от Луны является выбор траекторий с несколькими входами в атмосферу: получающаяся после ее первого прохождения орбита представляет собой эллипс, апогей которого быстро понижается при повторных вхо-

дах в атмосферу. Эта идея была выдвинута еще на заре космической эры и даже была реализована в советских беспилотных миссиях конца 60-х *Зонд-6, 7, 8* в которых возвращаемый модуль при подлете к Земле с условным перигеем около 45 км за счет аэродинамического качества отлетал до высоты примерно 200 км и далее выполнял посадку. Советские миссии серии *Луна* и американские миссии *Apollo* не использовали атмосферный рикошет, а свертывание этих программ привело к недостаточному изучению особенностей таких траекторий.

Целью данной работы является определение границы применимости атмосферного рикошета в задаче возвращения от Луны в контексте допустимых тепловых нагрузок, действующих на СА и приводящих к уносу теплозащитного покрытия. Задачами работы являются:

а) оценка траекторных параметров СА типа “баллистическая капсула” и *Союз/Apollo* при нескольких проходах атмосферы перед совершением посадки;

б) сравнение тепловых и инерционных нагрузок, действующих на СА при использовании траекторий с несколькими входами в атмосферу;

в) сравнительный анализ характера уноса теплозащитного покрытия при использовании траекторий прямого входа и траекторий с промежуточными прохождениями атмосферы.

Объектом исследования в конечном итоге выступают аппараты скользящего спуска типа *Союз* и *Apollo* (аэродинамическое качество на гиперзвуке, т.е. при числе Маха  $\geq 6$ , равно 0.3–0.5), совершающие вход в атмосферу при балансирующих углах атаки  $23^\circ$  и  $33^\circ$  соответственно с нулевым углом аэродинамического крена. Последнее обстоятельство обеспечивает максимальное использование подъемной силы при спуске для конкретного угла атаки. Вместе с тем, наибольшее аэродинамическое качество для данных СА достигается при углах атаки, примерно равных  $36^\circ$  и  $52^\circ$  соответственно.

Предметом исследования является двойственный тепловой эффект, упомянутый в монографии В.А. Ярошевского [25] и возникающий при реализации траекторий с несколькими входами в атмосферу. С одной стороны, за счет более пологой траектории СА должен испытывать меньшие тепловые нагрузки. К тому же его скорость уменьшается постепенно на каждом атмосферном участке, а не гасится, как при прямой посадке, практически до нуля за 7–12 мин. С другой стороны, эти меньшие тепловые нагрузки суммарно действуют на более продолжительном временном интервале, что может привести к выгоранию теплозащитного покрытия и к разрушению СА. Таким образом, эффективность схемы с атмосферным рикошетом можно оценивать только в тесной

связи с тепловыми процессами, сопровождающими движение в различных по плотности слоях атмосферы.

При движении аппаратов скользящего спуска сила лобового сопротивления стремится затормозить СА, что должно приводить к его падению на Землю, а подъемная сила выталкивает его вверх, сохраняя, тем самым, заметный запас его скорости. Поэтому результаты исследования упомянутого выше двойственного теплового эффекта будут более наглядными для СА, на которые действует только сила лобового сопротивления. Как будет показано далее, они будут характерны и для СА скользящего спуска.

## 1. МНОГОКРАТНЫЙ ВХОД В АТМОСФЕРУ В СЛУЧАЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ КАПСУЛЫ

Самым простым представителем модуля для перевозки грузов является возвращаемая баллистическая капсула (БК), не обладающая подъемной силой при движении в атмосфере. Капсулы, как правило, имеют форму сферы (например, “Блон-М”) или конуса со сферическим затуплением (например, “Радуга”). В задаче возвращения от Луны большое значение имеет точность исполнения маневров: как формирующих траекторию перелета к Земле, так и корректирующих впоследствии эту траекторию. Ошибки исполнения импульсов скорости могут быть не настолько грубыми, чтобы БК не попала в Землю, но достаточными для создания режима нерасчетного спуска.

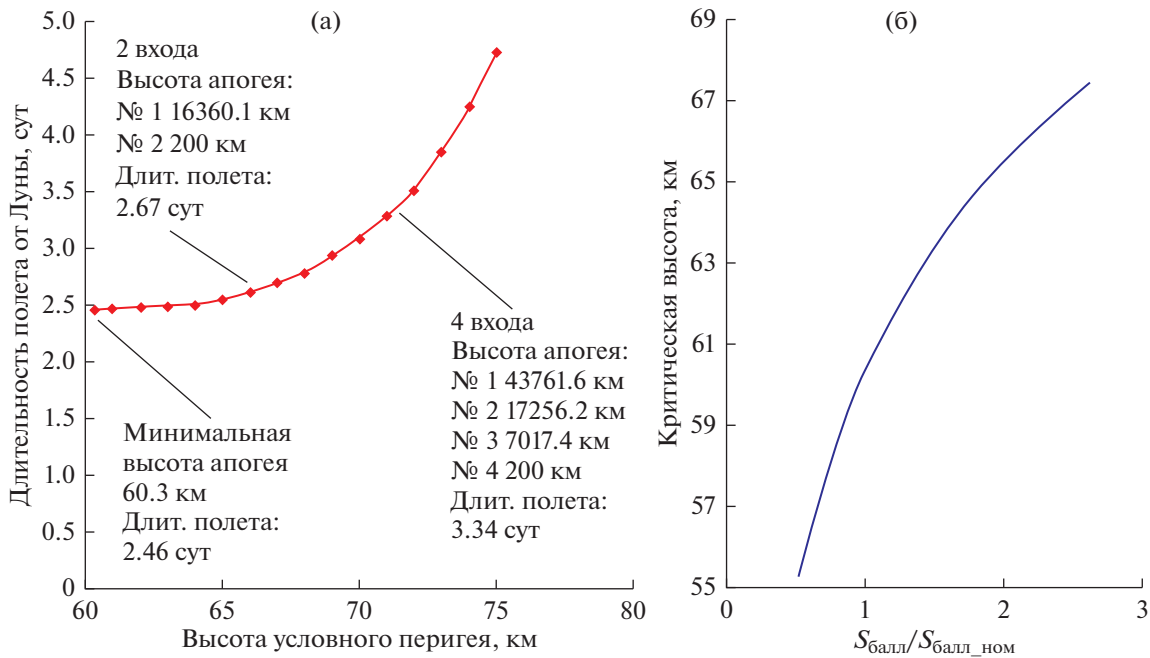
### 1.1. Особенности движения БК

Для оценки параметров входа в атмосферу принималось, что в начальный момент времени БК, двигаясь от Луны, пересекает границу остаточной атмосферы на высоте 1500 км над поверхностью Земли. При этом, при формировании начальных условий движения вблизи Луны рассматривались различные высоты условного перигея подлетной траектории к Земле. С учетом того, что торможение о верхние слои атмосферы происходит с большими скоростями на малом промежутке времени, для оценок можно воспользоваться наиболее простой математической моделью, описывающей движение в центральном гравитационном поле в одной плоскости при неподвижной атмосфере:

$$\dot{v}_x = -\frac{\mu_E}{r^3} x - C_{xa} \frac{\rho v^2}{2m} S_m \frac{v_x}{v}; \quad (1)$$

$$\dot{v}_y = -\frac{\mu_E}{r^3} y - C_{ya} \frac{\rho v^2}{2m} S_m \frac{v_y}{v}. \quad (2)$$

Здесь  $r = \sqrt{x^2 + y^2}$  – модуль радиус-вектора БК,  $\mu_E = 398600.4418 \text{ км}^3/\text{с}^2$  – геоцентрическая посто-



**Рис. 1.** а – зависимость между высотой условного перигея подлетной траектории и длительностью полета от Луны к Земле до момента достижения высоты апогея 200 км; б – зависимость между возможным отклонением баллистического коэффициента от номинального значения и критической высотой условного перигея.

янная,  $v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2}$  – модуль скорости БК,  $C_{xa}$  – коэффициент силы аэродинамического сопротивления (для БК на гиперзвуке принимался равным 0.87 [26], что также согласуется с результатами продувок в программном пакете SolidWorks),  $\rho$  – плотность атмосферы, рассчитываемая по ГОСТ Р 25645.166–2004 (высоты 120–1500 км) и ГОСТ 4401-81 (высоты 0–120 км),  $S_m$  – площадь сечения мидела возвращаемого модуля. Форма рассматриваемой БК принималась близкой к сфере, ее баллистический коэффициент ( $S_{балл} = C_{xa} S_m / m$ ) примерно равен  $0.0019 \text{ м}^2/\text{кг}$ .

В зависимости от выбранной высоты условного перигея торможение возвращаемого модуля об атмосферу будет происходить с разной интенсивностью, так как функция плотности от высоты не является линейной. Это приведет к разным высотам апогея эллипса, получившегося после первого прохождения атмосферы: чем выше перигей подлетной траектории, тем выше окажется и апогей сформированного эллипса. БК будет оставаться на околоземной орбите до тех пор, пока при очередном прохождении области перигея ее апогей также не окажется в плотных слоях атмосферы. При торможении об атмосферу апогей опускается в несколько раз быстрее перигея. Если на предыдущем витке высота апогея составила 200 км, то с учетом низкой высоты перигея во время следующего прохождения атмосферы БК упадет на Землю.

Анализ результатов расчета показал, что существует такая критическая высота условного перигея, при которой апогей орбиты, сформированной после первого прохождения через атмосферу, сразу достигает значения 200 км и БК неизбежно падает на Землю при повторном входе. На рис. 1а показана продолжительность полета БК от Луны к Земле при различной высоте условного перигея подлетной траектории. Видно, что для рассматриваемой БК эта критическая высота условного перигея примерно равна 60.3 км. Такой траектории соответствуют наименьшее время полета от Луны и наибольшие пиковые тепловые нагрузки, которые должен выдержать возвращаемый модуль. С ростом высоты условного перигея БК совершает несколько промежуточных входов в атмосферу перед тем как выйти на высоту апогея 200 км. При этом, при первом прохождении атмосферы высота расчетного перигея практически не отличается от высоты условного, а в процессе совершения нескольких оборотов вокруг Земли перигей понижается всего на несколько километров.

По мере увеличения высоты условного перигея подлетной траектории время выхода на высоту апогея 200 км растет неравномерно. Изменение высоты условного перигея с 60.3 на 66 км приводит к повторному прохождению атмосферы перед началом финального спуска с орбиты, а увеличение этой высоты еще на 5–7 км позволяет получить количество промежуточных входов, равное четырем. При дальнейшем увеличении высо-

ты условного перигея траектории до 75–80 км можно получить многократные входы в атмосферу, что приводит к резкому возрастанию длительности полета, а также к тому, что на первых витках СА уходит далеко за высоту геостационарной орбиты.

В случае перевозки грузов, масса БК может отличаться от величины, принятой в расчетах. Это будет приводить к другим значениям баллистического коэффициента  $S_{\text{балл}}$  и разной интенсивности торможения БК. Следовательно, изменится критическая высота условного перигея подлетной траектории, при которой БК сразу выходит на высоту апогея 200 км после первого промежуточного прохождения атмосферы. Зависимость между этой критической высотой и возможным отклонением баллистического коэффициента от номинального значения ( $S_{\text{балл\_ном}}$ ) приведена на рис. 1б.

### 1.2. Особенности расчета тепловых потоков на атмосферном участке траектории

При гиперзвуковом обтекании затупления СА в виде участка сферической поверхности между фронтом отошедшей головной ударной волны и обтекаемой поверхностью возникает так называемый ударный слой с достаточно высокими значениями давления и температуры воздуха (рис. 2) [27, 28]. Это приводит к интенсивному конвективному и радиационному теплообмену на обтекаемой поверхности даже в условиях полета на большой высоте в разреженных слоях атмосферы [29, 30]. Для баллистических спускаемых аппаратов сферической формы существует ряд эмпирических зависимостей, позволяющих с достаточной точностью оценить тепловые нагрузки, приходящие на переднюю полусферу, то есть на самую теплонагруженную часть аппарата [28, 31, 32].

Плотность конвективного теплового потока в критической точке (рис. 2), то есть точке полного торможения набегающего потока, сферического затупления при ламинарном обтекании может быть получена из следующей зависимости (по приведенным далее формулам значения получаются немного завышенными, что позволяет получить оценку сверху):

$$q_{w,l} = \frac{1.318 \cdot 10^5}{\sqrt{R}} \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^{0.5} \left( \frac{V}{V_1} \right)^{3.25} \left[ \frac{\text{кВт}}{\text{м}^2} \right], \quad (3)$$

где  $R$  – радиус сферы,  $\rho$  и  $\rho_0$  – плотность атмосферы на высоте полета и у поверхности Земли,  $V$  и  $V_1$  – текущая скорость полета и первая космическая скорость соответственно. Аналогично для турбулентного режима:

$$q_{w,t} = 1.15 \cdot 10^6 \frac{\rho^{0.8}}{R^{0.2}} \left( \frac{V}{V_1} \right)^{3.19} \left[ \frac{\text{кВт}}{\text{м}^2} \right]. \quad (4)$$

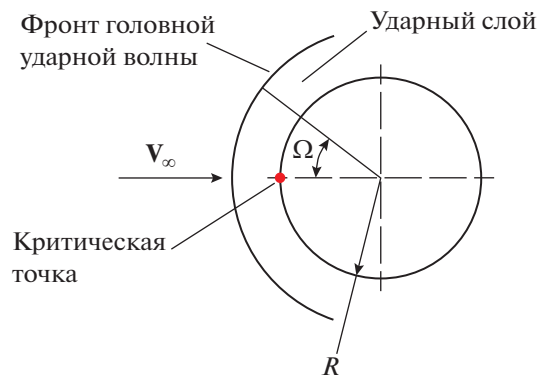


Рис. 2. Расчетная схема к вычислению распределения плотности конвективного теплового потока по передней полусфере.

Для аппаратов, входящих в плотные слои атмосферы со скоростью, близкой к параболической, необходимо кроме конвективных тепловых потоков также учитывать и радиационный (лучевой) нагрев от сжимаемого слоя газа в ударной волне:

$$q_{w,r} = 7.845 \cdot R \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right) \left( \frac{V}{1000} \right)^8 \left[ \frac{\text{кВт}}{\text{м}^2} \right]. \quad (5)$$

Распределение плотности конвективного теплового потока, передаваемого поверхности СА от ударного слоя, зависит от режима ее обтекания. Для сферической поверхности при ламинарном режиме обтекания плотность теплового потока максимальна в передней критической точке, соответствующей направлению набегающего воздушного потока, и монотонно убывает в тангенциальных направлениях. При двумерной постановке задачи это распределение можно описать следующим соотношением [31]

$$q_{w,l}(\Omega) = q_{w,l}^0 \cos^2 \Omega, \quad (6)$$

где  $q_{w,l}^0$  – ламинарный конвективный тепловой поток при нулевом угле атаки (в передней критической точке),  $\Omega$  – угол между нормалью к полусфере в некоторой точке и направлением вектора скоростного напора (рис. 2). В случае перехода ламинарного режима в турбулентный изменение интенсивности теплообмена вдоль образующей поверхности затупления, как правило, немонотонно и может быть записано в следующем виде [31]

$$q_{w,t}(\Omega) = 1.04 q_{w,t}^0 (\cos^2 \Omega - \cos^4 \Omega), \quad (7)$$

где  $q_{w,t}^0$  – турбулентный конвективный тепловой поток при нулевом угле атаки. При этом, плотность теплового потока в передней критической точке может и не быть наибольшей [27, 31], следовательно, наибольшая интенсивность разрушения теплозащиты также может быть не в этой точке

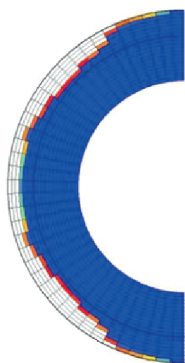


Рис. 3. Изменение формы лобовой полусферы сферической БК при прямом входе в плотные слои атмосферы.

(рис. 3). Критерием, оценивающим переход от ламинарного течения в пограничном слое к турбулентному, является число Рейнольдса  $Re = \rho VR/\mu$ . Здесь  $\mu$  – коэффициент динамической вязкости. За значение числа Рейнольдса, определяющего границу режимов обтекания, принято  $Re = 10^6$ . При превышении этого значения течение становится турбулентным.

Для предварительной приближенной оценки ожидаемого уровня температуры на внешней поверхности можно использовать допущение об ее идеальной теплоизоляции, то есть пренебречь отводом теплоты с поверхности внутрь покрытия. Тогда получим формулу

$$\bar{T} = (q/(\epsilon\sigma_0))^{0.25},$$

определяющую так называемую мгновенную равновесную температуру поверхности. Здесь  $q$  – плотность подводимого теплового потока,  $\epsilon$  – коэффициент собственного излучения поверхности,  $\sigma_0 = 5.67 \cdot 10^{-8}$  Вт/(м<sup>2</sup> К<sup>4</sup>) – постоянная Стефана–Больцмана.

Одним из наиболее эффективных и распространенных способов защиты СА от набегающих высокотемпературных тепловых потоков является применение абляционных теплозащитных покрытий (ТЗП). Разрушаясь в процессе спуска аппарата, они препятствуют подводу тепловых потоков к его поверхности [28, 32]. В данном случае энергия внешнего теплового потока расходуется на плавление, испарение и сублимацию компонентов слоя материала. Как правило, абляционная теплозащита представляет собой композиционный материал, состоящий из тугоплавкого или термостойкого **наполнителя** (стеклянное, асбестовое, угольное волокно или ткани) и **связующего** (эпоксидная, фенольная смола) [33]. Очень высокие абляционные характеристики имеют углерод-углеродные композиционные материалы, которые применяются для наиболее теплонагруженных элементов конструкции: носков головных обтека-

телей и передних кромок крыльев [28, 34]. В качестве наполнителя выступают углеродные волокна, ленты и ткани, а связующим могут быть коксы пеков, синтетических смол или пироуглерод.

Как правило, связующее имеет гораздо меньшую температуру разрушения по сравнению с наполнителем, поэтому оно начинает разрушаться первым. Образующийся в процессе его испарения и сублимации газ дополнительно блокирует подводимый тепловой поток за счет эффекта вдува. Разрушение связующего обычно не приводит к изменению геометрии аппарата. Скорость разрушения наполнителя зависит от механизма разрушения и может идти как практически параллельно с разрушением связующего, так и после его значительного выгорания.

Для оценки массы унесенного материала абляционного теплозащитного покрытия удобно воспользоваться формулой [28]:

$$\dot{m}_w = \frac{q_{w,\Sigma}}{\gamma(I_0 - I_w) + I_p} \left[ \frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \text{с}} \right], \quad (8)$$

где  $\dot{m}_w$  – скорость уноса массы ТЗП,  $\gamma$  – параметр вдува,  $I_0$  – энтальпия торможения потока,  $I_w$  – энтальпия на поверхности аппарата,  $I_p$  – энтальпия разрушения или термодеструкции полимера.

Параметр вдува можно определить по формуле

$$\gamma = 0.6 \left( \frac{I_w}{I_0} \right)^{0.03} \left( \frac{\mu_e}{\mu_w} \right)^{0.03}, \quad (9)$$

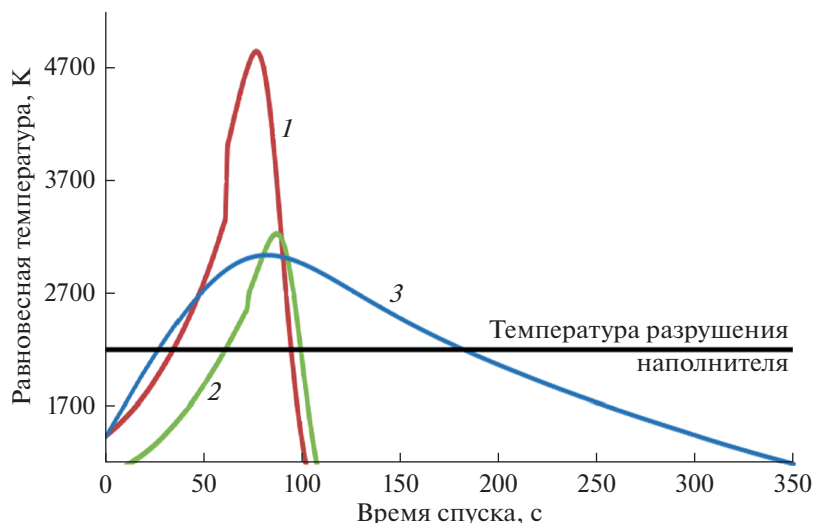
где  $\mu_e$  и  $\mu_w$  – соответственно средняя молярная масса компонентов набегающего потока и компонентов газа вдува.

Приведенная выше модель разрушения ТЗП не учитывает эрозионное воздействие набегающего воздушного потока и эффекты, связанные с коксованием и блокировкой вдува. Для рассматриваемого в работе полимерного композиционного теплозащитного материала принято, что средняя температура разрушения или термодеструкции наполнителя равна 2200 К, связующего – 1200 К, энтальпия разрушения материала – 2000 кДж/кг. При тепловом расчете за высоту входа в атмосферу принята высота 100 км.

### 1.3. Анализ тепловых нагрузок, действующих на БК

Прежде чем говорить о предлагаемом спуске с многократным погружением в атмосферу, рассмотрим штатный вариант посадки. В отличие от аппаратов типа *Союз* и *Apollo* баллистические аппараты при спуске (особенно с околопараболической скоростью) резко “ныряют” в атмосферу и не способны планировать, что приводит к большим тепловым и инерционным нагрузкам, действующим на аппарат. Для рассматриваемой БК





**Рис. 4.** Изменение равновесной температуры в критической точке БК в зависимости от времени без учета разрушения ТЗП: 1 — прямой вход с околопараболической скоростью; 2 — прямой вход с местной околокруговой скоростью с высоты 400 км (угол входа  $-1.5^\circ$ ); 3 — торможение в атмосфере за первый вход с околопараболической скоростью (условный перигей 60.3 км) с последующим выходом на эллипс с высотой апогея 200 км; результаты приведены для участка первого прохождения через атмосферу, на котором наблюдается интенсивное разрушение ТЗП.

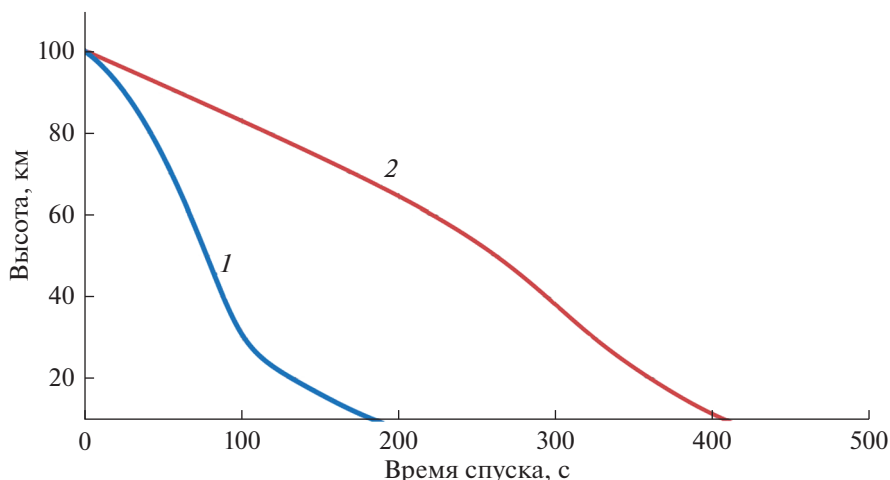
при прямом (однократном) входе масса унесенной теплозащиты составит 349 кг. Причем, если рассчитать значение равновесной температуры на передней полусфере без учета разрушения ТЗП, то она будет значительно (в 2.2 раза) превышать температуру разрушения наполнителя ТЗП, т.е. 2200 К (рис. 4). Если учесть реальное разрушение теплозащиты, столь интенсивный нагрев приведет к тому, что за счет абляции температура на поверхности не превысит температуру разрушения. Однако процесс спуска будет сопровождаться изменением формы аппарата (рис. 3) за счет активного уноса ТЗП, в том числе, наполнителя.

Предварительное торможение БК при помощи мощной двигательной установки до скорости, близкой к местной круговой на высоте 400 км, позволит уменьшить массу уносимого ТЗП до 136 кг по сравнению с ранее приведенным значением 349 кг для прямого входа с околопараболической скоростью. Соответственно уменьшаются масса и толщина всего пакета теплозащиты. В этом случае температура будет не так сильно и меньше по времени превышать температуру разрушения наполнителя (рис. 4), следовательно, основную часть массы унесенного ТЗП составит связующее, что не приводит к значительному изменению формы аппарата. Аналогичная картина наблюдается и при спуске аппарата типа *Союз*, где средние потери массы для лобового щита составляют примерно 9 кг с квадратного метра, а толщина покрытия уменьшается всего на несколько миллиметров.

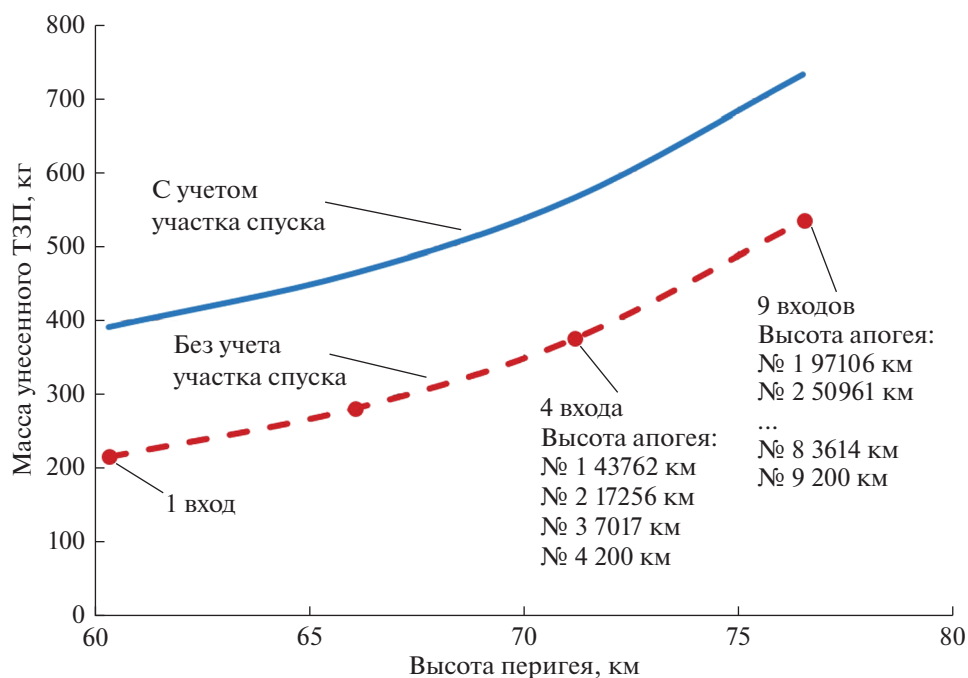
Для описанной выше траектории с атмосферным рикошетом (высота условного перигея 60.3 км с последующим выходом на эллипс с апо-

геем высотой 200 км) масса абляционного ТЗП, унесенного с передней полусферы БК за время первого прохождения атмосферы, составит около 215 кг. По сравнению с классической схемой спуска с околокруговой орбиты высотой 400 км (рис. 5) дальнейший спуск БК с эллиптической орбиты  $66.5 \times 200$  км, как правило, приводит к более пологой траектории. Она характеризуется большей протяженностью, что приводит к менее интенсивному нагреву, но к большей его продолжительности. Унос ТЗП составит примерно 175 кг, а суммарная его величина за все время спуска (с учетом одного промежуточного погружения) — 390 кг. Аналогичная ситуация будет возникать и при высоте перигея подлетной траектории, превышающей значение 60.3 км. Таким образом, схема с прямым параболическим входом, проигрывая по инерционным перегрузкам, оказывается более выгодной с позиции теплозащиты (349 кг против 390 кг при одном «нырке»).

При увеличении количества входов в атмосферу БК за непродолжительное время прохождения области перигея последовательно снижает скорость. Это обеспечивает от входа к входу меньшие по интенсивности тепловые потоки, а, следовательно, и меньшую температуру нагрева поверхности. Однако при этом тепловое воздействие по-прежнему имеет большую продолжительность. Основную часть унесенного ТЗП в этом случае составляет связующее. На рис. 6 в зависимости от высоты условного перигея подлетной траектории показано изменение суммарной массы абляционного ТЗП, унесенного с передней полусферы БК в процессе ее многократного торможения в верхних слоях атмосферы.



**Рис. 5.** Траектория спуска БК: (1) при прямом входе с круговой орбиты высотой 400 км; (2) на заключительном этапе спуска после одного промежуточного прохождения атмосферы с высотой условного перигея подлетной траектории 60.3 км.



**Рис. 6.** Изменение массы унесенного ТЗП в зависимости от высоты условного перигея подлетной траектории при многократном погружении в атмосферу для двух вариантов: без учета участка спуска, т.е. с выходом после торможения на эллипс с высотой апогея 200 км и с учетом участков финального спуска и посадки.

Из приведенных выше графиков видно, что при последовательном гашении скорости БК в атмосфере за счет многократного входа с последующим спуском суммарный унос ТЗП будет больше, чем при прямом спуске, но в основном за счет связующего из-за меньших по интенсивности тепловых потоков. Это обстоятельство ограничивает возможность применения ряда материалов в составе ТЗП, например, абботекстолитов, характеризующихся из-за хрупкости волокна существенным уменьшением эрозионной стойкости при удалении связующего [28].

## 2. МНОГОКРАТНЫЙ ВХОД В АТМОСФЕРУ В СЛУЧАЕ АППАРАТОВ СКОЛЬЗЯЩЕГО СПУСКА

### 2.1. Математическая модель движения СА с малым аэродинамическим качеством

У аппаратов скользящего спуска центр масс смещен относительно оси симметрии в продольной плоскости, благодаря чему в потоке СА летит под некоторым балансировочным углом атаки и обладает подъемной силой. Управление СА осуществляется посредством изменения направле-

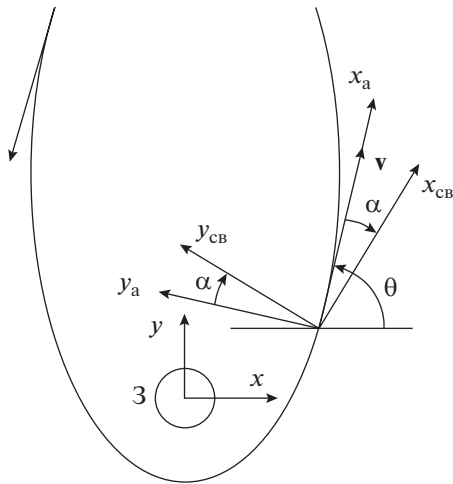


Рис. 7. Схема трех систем координат, используемых для описания движения СА: неподвижная (основная) с осями  $x, y$ ; скоростная с осями  $x_a, y_a$ ; связанная с СА с осями  $x_{cb}, y_{cb}$ .

ния подъемной силы, что достигается поворотами аппарата по аэродинамическому крену. В данной статье предполагается, что этот угол крена равен нулю, таким образом, СА максимально использует подъемную силу при заданном угле атаки.

При спуске модуля, обладающего большой подъемной силой, может возникнуть явление атмосферного рикошета, степень которого определяется сочетанием балансирующего угла атаки СА, его скорости и высоты условного перигея. Математическая модель движения, используемая в работе, имеет вид:

$$\dot{V}_x = -\frac{\mu_E}{r^3} x + F_x^{\text{сопр}}/m; \quad (10)$$

$$\dot{V}_y = -\frac{\mu_E}{r^3} y + F_y^{\text{сопр}}/m, \quad (11)$$

где  $\begin{bmatrix} F_x^{\text{сопр}} \\ F_y^{\text{сопр}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta \\ \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -X_a \\ -Y_a \end{bmatrix}$ . Здесь  $F_x^{\text{сопр}}$  и  $F_y^{\text{сопр}}$  – проекции силы аэродинамического сопротивления на неподвижные оси  $x$  и  $y$  соответственно (рис. 7);  $\theta$  – угол, который вектор скорости СА составляет с неподвижной осью  $x$ ;  $\alpha$  – угол атаки (между вектором скорости и продольной осью СА, угол скольжения равен нулю);

$X_a = C_{xa}(\alpha) \frac{\rho V^2}{2} S_m$  – сила лобового сопротивления;  $Y_a = C_{ya}(\alpha) \frac{\rho V^2}{2} S_m$  – подъемная сила.

Функции  $C_x(\alpha)$  и  $C_y(\alpha)$  взяты из работы В.Е. Миненко [35], они в целом согласуются с результатами продувок СА в программном пакете SolidWorks.

## 2.2. Влияние атмосферы на движение СА скользящего типа

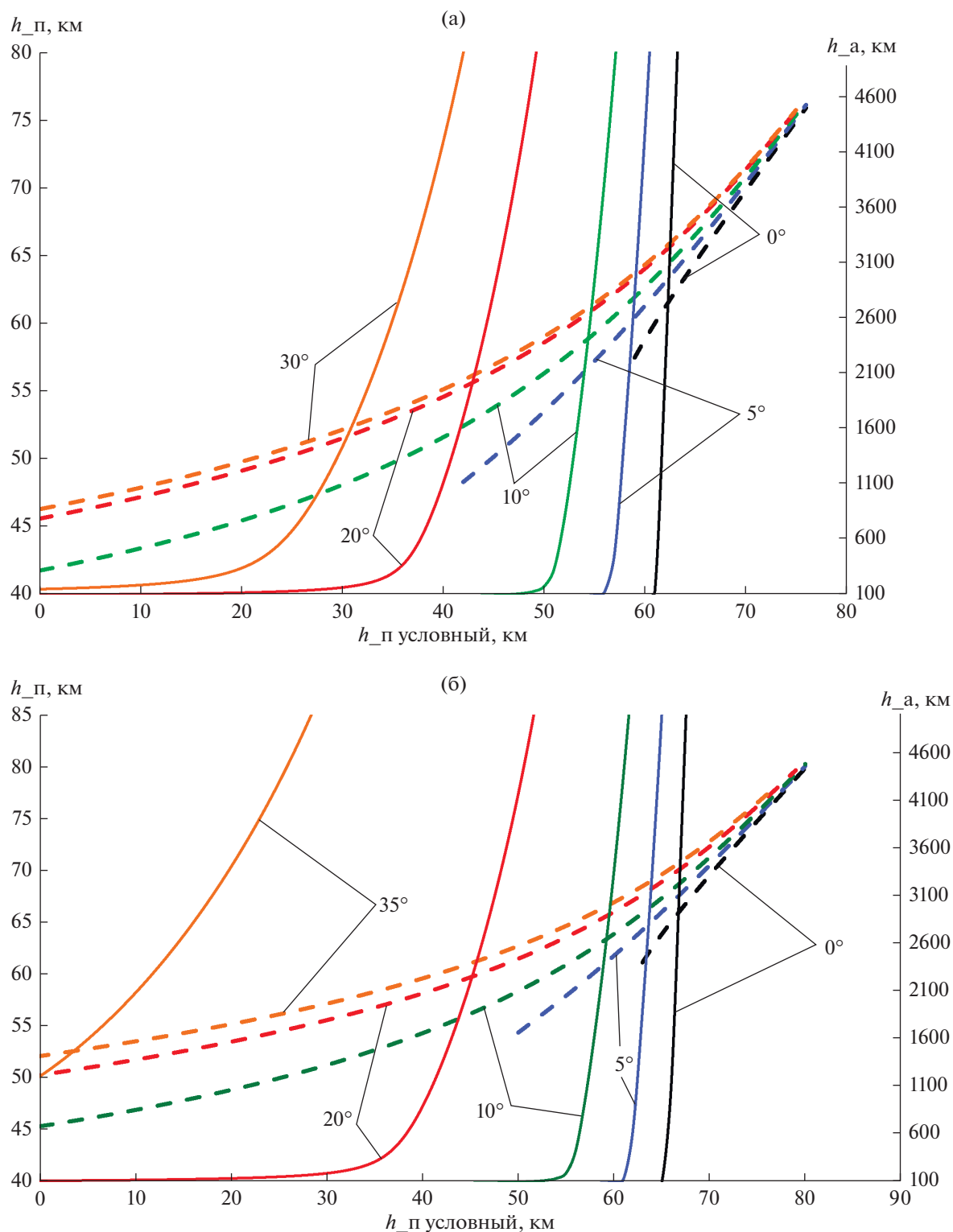
Как и в случае с БК, условный перигей подлетной траектории СА находится в плотных слоях атмосферы. При нулевом угле атаки (нет подъемной силы) СА ведет себя как БК: под действием силы лобового сопротивления скорость СА в области перигея уменьшается, что приводит к незначительному (несколько километров) его понижению по сравнению с прицельным значением (рис. 8). Например, при высоте условного перигея 60 км реальный перигей получается равным примерно 58 км.

При ненулевом угле атаки на атмосферном участке траектории СА одновременно имеют место два эффекта: с одной стороны, сила лобового сопротивления тормозит СА, что должно приводить к понижению перигея; с другой стороны, подъемная сила “выталкивает” его за пределы земной атмосферы. Наличие угла атаки начинает сказываться при высотах, меньших примерно 75–77 км для СА типа *Союз* и меньших 80 км для СА типа *Apollo*, – здесь высоты условного и расчетного перигея еще совпадают для всех углов атаки (рис. 8). Уже при угле атаки в несколько градусов эффект от подъемной силы начинает преобладать над эффектом от силы лобового сопротивления. Это приводит к тому, что для большинства точек на рис. 8а и 8б высота расчетного перигея заметно превышает высоту условного. С ростом величины угла атаки допустимые значения высоты условного перигея уменьшаются и для углов атаки больших  $10^\circ$  даже могут принимать “отрицательные” значения. Чем меньше высота условного перигея подлетной траектории, тем сильнее СА тормозится при спуске, но одновременно с этим увеличивается и подъемная сила, что вызывает показанное на рис. 8 поднятие фактического перигея и, в значительной степени, повышение апогея траектории, получающейся после выхода из атмосферы. При нулевом угле атаки апогей полученной траектории может увеличиваться лишь за счет поднятия условного перигея, что соответствует более слабому торможению СА. При наличии подъемной силы существует возможность поднимать апогей траектории еще и за счет увеличения угла атаки.

Как следует из рис. 8а, для СА типа *Союз* при  $\alpha = 20^\circ$  рациональный коридор для значений высоты условного перигея составляет 30–60 км. В этом случае высоты перигея и апогея полученной траектории принимают значения 50–65 и 150–16600 км соответственно. Наименьшая перегрузка (рис. 9а) наблюдается на правой границе указанного коридора и составляет 2 единицы, на левой границе коридора перегрузка равна 7.5 единицам.

Для СА типа *Apollo* при  $\alpha = 35^\circ$  рациональный коридор для значений высоты условного перигея





**Рис. 8.** а – зависимость фактических высот перигея (пунктирные линии) и апогея (сплошные линии) траектории после первого прохождения атмосферы от высоты условного перигея при разных углах атаки для СА типа *Soyuz*. б – зависимость фактических высот перигея (пунктирные линии) и апогея (сплошные линии) траектории после первого прохождения атмосферы от высоты условного перигея при разных углах атаки для СА типа *Apollo*.

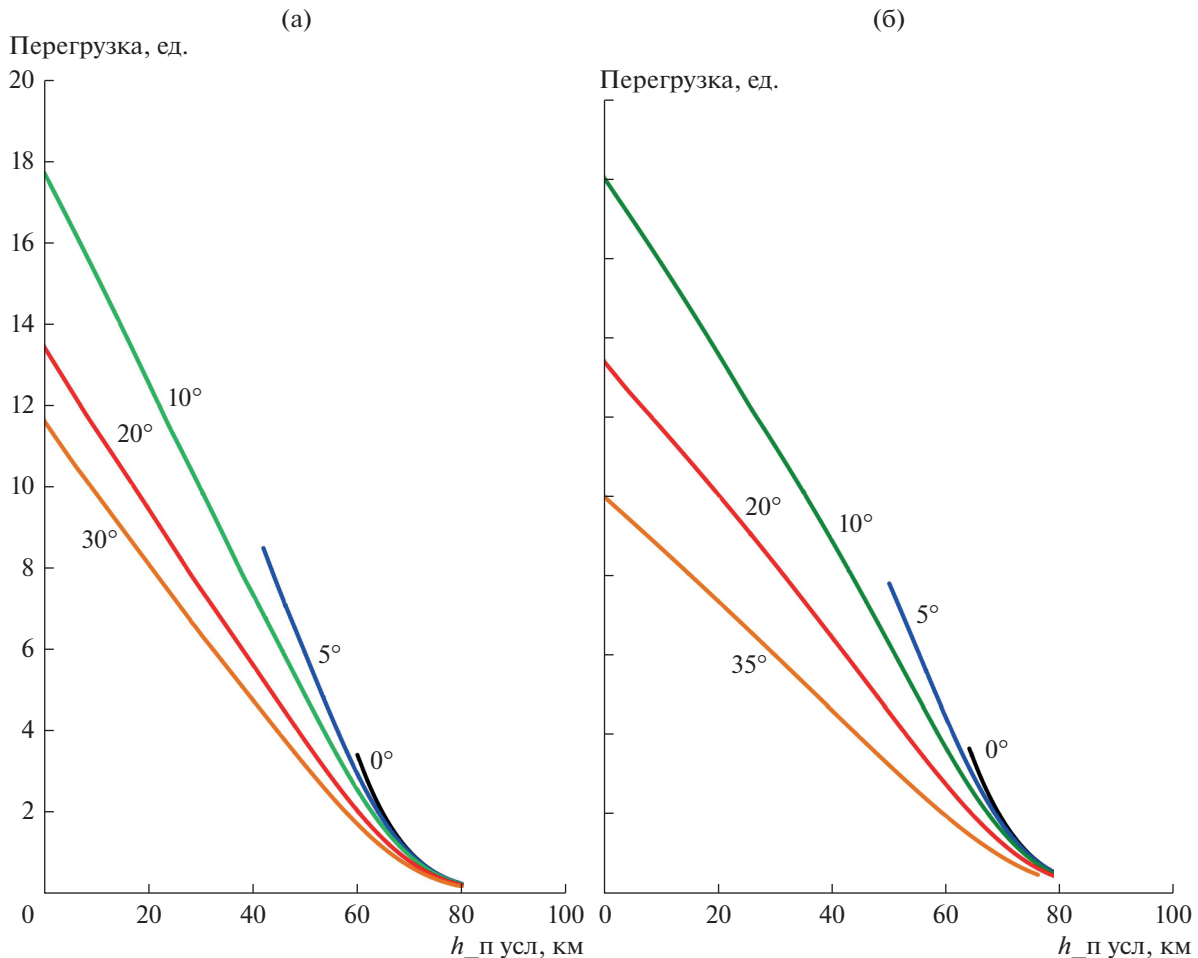


Рис. 9. Зависимость перегрузки от высоты условного перигея при разных углах атаки: а – СА типа *Союз*, б – СА типа *Apollo*.

составляет 20–60 км. В этом случае высоты перигея и апогея получившейся траектории принимают значения 55–67 и 3400–25800 км соответственно. Наименьшая перегрузка (рис. 9б) наблюдается на правой границе указанного коридора и составляет 1.9 единицы, на левой границе коридора перегрузка равна 7.4 единицам.

### 2.3. Анализ тепловых нагрузок, действующих на СА скользящего спуска

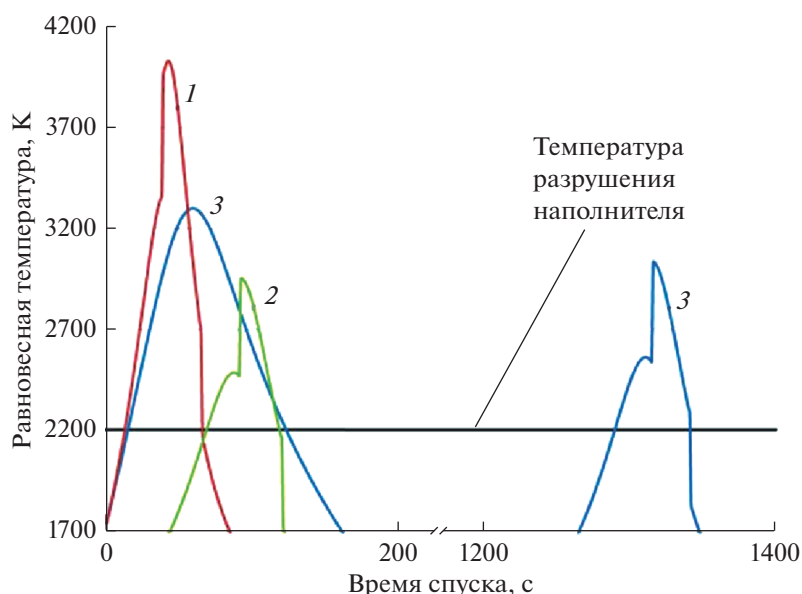
Аппараты скользящего спуска, как правило (СА семейства *Союз* и *Apollo*), имеют сегментально-коническую или “фарообразную” форму, основной тепловой поток для которой приходит на донный сферический сегмент, покрытый лобовой теплозащитой. Поэтому в первом приближении при тепловом анализе данных аппаратов можно ограничиться рассмотрением только лобовой теплозащиты, для которой применимы приведенные ранее соотношения [28].

На рис. 10 приведены кривые изменения равновесной температуры в критической точке для аппарата скользящего спуска, по геометрическим и массовым характеристикам соответствующего СА

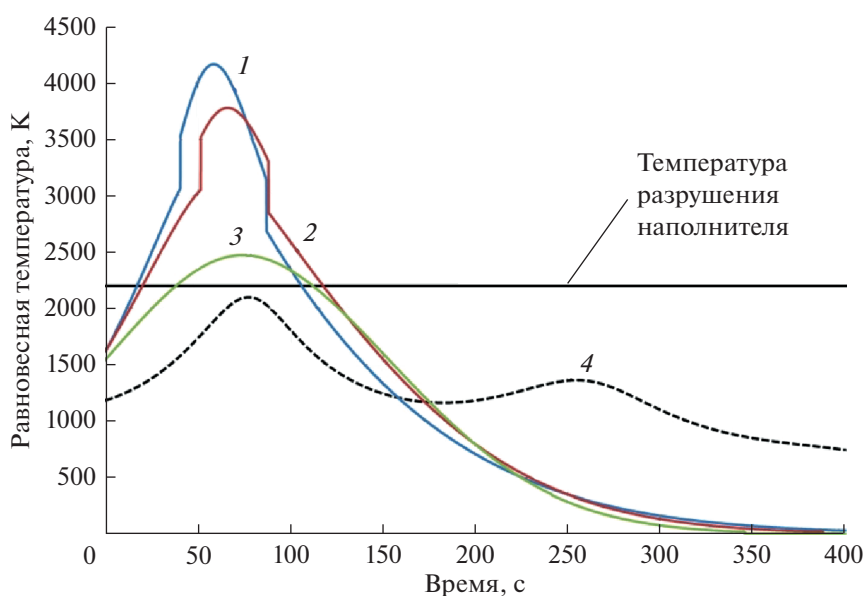
семейства *Союз*. Видно, что выводы, сделанные для БК, верны и для аппаратов скользящего спуска. Реализация спуска с многократным входом позволяет снизить интенсивность тепловых нагрузок, но увеличивает суммарное время нагрева. При прямом входе с околопараболической скоростью СА подвергается нагреву (в равновесной постановке задачи) свыше 2200 К в течение примерно 42 с, теряя при этом 58 кг ТЗП. Спускаясь за два входа, он теряет уже более 110 кг, будучи нагретым более 130 с. Для сравнения, при спуске с круговой орбиты высотой 400 км он теряет 24 кг ТЗП.

Повышение высоты расчетного перигея, до которой “ныряет” аппарат, позволит еще больше снизить максимальное значение равновесной температуры. Например, при погружении до высоты 75 км она составит порядка 2800 К, но апогей орбиты после первого входа превысит 100000 км, а общее время возвращения составит чуть менее 6 сут (с момента отлета с орбиты вокруг Луны).

При моделировании движения и тепловых процессов у СА типа *Apollo* просматриваются аналогичные *Союзу* зависимости (рис. 11). Однако большее по сравнению с *Союзом* аэродинамиче-



**Рис. 10.** Изменение равновесной температуры в критической точке аппарата типа *Союз* в зависимости от времени без учета разрушения ТЗП (результаты приведены только для интервалов времени, где наблюдается интенсивное разрушение ТЗП): 1 – прямой вход со околопараболической скоростью (угол входа  $-6^\circ$ ); 2 – прямой вход с местной околокруговой скоростью с высоты 400 км (угол входа  $-1.5^\circ$ ); 3 – вход с околопараболической скоростью с одним “нырком” в атмосферу (расчетная высота перигея при первом входе равна 56 км, высота апогея сформированного атмосферой эллипса равна 200 км).



**Рис. 11.** Изменение равновесной температуры в критической точке аппарата типа *Apollo* в зависимости от времени без учета разрушения ТЗП при погружении до высот: 1 – 25 км, 2 – 45 км, 3 – 75 км; 4 – траектория прямого входа с низкой околоземной орбиты с углом входа  $-2^\circ$ . Результаты приведены только для первого погружения с околопараболической скоростью, за начало отсчета взято время пересечения отметки с высотой 100 км.

ское качество позволяет еще сильнее уменьшить максимальную равновесную температуру в критической точке. Это позволяет приблизиться к рабочей границе наполнителя рассмотренного ТЗП. Пунктирной линией на рис. 11 для сравне-

ния показано изменение равновесной температуры при спуске СА типа *Apollo* с низкой опорной орбиты. Видно, что при сохранении ламинарного режима обтекания не происходит разрушения наполнителя, разрушается только связующее. Вме-

сте с тем, как показали дополнительные расчеты, в результате перехода к турбулентному режиму течения на короткий промежуток времени температура может повышаться примерно до 3000 К.

В статье рассмотрена равновесная постановка задачи, которая дает оценки “сверху” для протекающих тепловых процессов. Учет перераспределения и накопления тепла в ТЗП в процессе его прогрева, то есть теплоемкости, приведет к снижению максимального уровня температур. Наличие внеатмосферных участков движения СА позволит за счет процессов теплообмена охладить теплозащиту перед следующим входом в атмосферу. Кроме того, представляется целесообразным изучить возможность применения анизотропного материала ТЗП [36, 37], например, пирографита. Такой материал имеет заметно более высокий коэффициент теплопроводности в тангенциальном направлении по отношению к поверхности покрытия по сравнению с нормальным направлением. Предполагается, что использование анизотропного материала приведет к снижению уровня температуры поверхности в зоне максимума плотности теплового потока за счет перераспределения тепловой энергии в ТЗП в тангенциальном направлении.

## ВЫВОДЫ

1. Проектирование спускаемого аппарата, в том числе для миссий возвращения с Луны, является комплексной задачей и требует анализа взаимного влияния траекторных параметров, инерционных и тепловых нагрузок, а также характеристик теплозащиты.

2. Вход в атмосферу с малой высотой условного перигея (20–30 км) для аппаратов скользящего спуска с балансировочным углом атаки около 20° приводит к получению околорысевой орбиты при минимальном времени полета от Луны. Однако при первом промежуточном прохождении атмосферы СА должен выдерживать значительные тепловые и инерционные нагрузки.

3. Увеличение высоты условного перигея и/или величины балансировочного угла атаки приводит к получению эллиптической орбиты, которая быстро деградирует с уменьшением эксцентриситета, так как ее перигей находится в плотных слоях атмосферы. При высоте условного перигея 40–60 км уменьшается интенсивность инерционных и тепловых нагрузок, приходящих на аппарат, но при этом заметно увеличивается их общая продолжительность, а также количество пересечений радиационных поясов Земли.

4. Увеличение продолжительности воздействия высокотемпературных тепловых потоков приводит к увеличению массы уносимого ТЗП, но

при этом из-за меньших температур основная доля “потерянной” массы приходится на связующее.

5. Унос связующего ухудшает свойства ТЗП, что необходимо учитывать при многократном тепловом нагружении аппарата, особенно при финальном спуске на Землю. Отдельного исследования требует изучение стойкости материалов ТЗП к многократному высокотемпературному нагреву на атмосферном участке и охлаждению на орбитальном.

6. Траектории, приводящие к значительному увеличению общего времени полета и многократному пересечению радиационных поясов Земли, плохо подходят для пилотируемых экспедиций, но при этом вполне эффективны для грузовых аппаратов.

Работа выполнена за счет гранта Российского научного фонда (проект № 17-79-10450)

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Jin S., Arivazhagan S., Araki H.* New results and questions of lunar exploration from SELENE, Chang'E-1, Chandrayaan-1 and LRO/LCROSS // *Advances in Space research.* 2013. V. 2 № 52. P. 285–305. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.11.022>
2. *Wang Q., Liu J.* A Chang'e-4 mission concept and vision of future Chinese lunar exploration activities // *Acta Astronautica.* 2016. V. 127. P. 678–683. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.06.024>
3. *Grabois M.R.* Apollo: Learning from the past, for the future // *Acta Astronautica.* 2011. V. 68. P. 1353–1360. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.08.010>
4. *Казмерчук П.В., Мартынов М.Б. и др.* Космический аппарат *Луна-25* – основа новых исследований Луны // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина.* 2016. Т. 4. № 34. С. 9–19.
5. *Смирнов В.М., Юшкова О.В. и др.* Проект *Луна-Глоб*: радиолокационное зондирование грунта Луны // *Радиотехника и электроника.* 2013. Т. 58. № 9. С. 926–934.
6. *Bonnet R.M.* How might we approach a major lunar programme? // *Advances in Space Research.* 1996. V. 18. Is. 11. P. 7–13. [https://doi.org/10.1016/0273-1177\(96\)00082-8](https://doi.org/10.1016/0273-1177(96)00082-8)
7. *Flahaut J., Carpenter J.* Regions of interest for future exploration missions to the lunar South Pole // *Planetary and Space Science.* 2020. V. 180. № 104750. <https://doi.org/10.1016/j.pss.2019.104750>
8. *Иванов М.А., Базилевский А.Т. и др.* Фундаментальные проблемы изучения Луны, технические средства подходов к их решению и потенциальные регионы исследования // *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы.* 2017. Т. 51. № 6. С. 473–486.
9. *Bonneville R.* A truly international lunar base as the next logical step for human spaceflight // *Advances in Space Research.* 2018. V. 61. Is. 12. P. 2983–2988. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2018.03.035>

10. *Burke J.D.* Lunar resources: Evaluation and development for use in a lunar base program // *Acta Astronautica*. 1992. V. 26. Is. 1. P. 11–13.  
[https://doi.org/10.1016/0094-5765\(92\)90137-8](https://doi.org/10.1016/0094-5765(92)90137-8)
11. *Duke M.B., Blair B.R., Diaz J.* Lunar resource utilization: Implications for commerce and exploration // *Advances in Space Research*. 2003. V. 31. Is. 11. P. 2413–2419.  
[https://doi.org/10.1016/S0273-1177\(03\)00550-7](https://doi.org/10.1016/S0273-1177(03)00550-7)
12. *Zhou C., Chen R. et al.* In-situ construction method for lunar habitation: Chinese Super Mason // *Automation in Construction*. 2019. V. 104. P. 66–79.  
<https://doi.org/10.1016/j.autcon.2019.03.024>
13. *Sherwood B.* Principles for a practical Moon base // *Acta Astronautica*. 2019. V. 160. P. 116–124.  
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.04.018>
14. *Kondyurina I., Kondyurin A. et al.* Polymerisation of composite materials in space environment for development of a Moon base // *Advances in Space Research*. 2006. V. 37. Is. 1. P. 109–115.  
<https://doi.org/10.1016/j.asr.2005.05.031>
15. *Schlüter L., Cowley A.* Review of techniques for In-Situ oxygen extraction on the moon // *Planetary and Space Science*. 2020. V. 181. № 104753.  
<https://doi.org/10.1016/j.pss.2019.104753>
16. *Савиных В.П., Васильев В.П. и др.* К вопросу о создании лунной базы // *Известия высших учебных заведений. Геодезия и аэрофотосъемка*. 2014. № 2. С. 3–10.
17. *Folta D.C., Woodard M., Howell K. et al.* Applications of multi-body dynamical environments: The ARTEMIS transfer trajectory design // *Acta Astronautica*. 2012. V. 73. P. 237–249.  
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.11.007>
18. *Гордиенко Е.С., Худорожков П.А., Симонов А.В.* Оптимизация траекторий возвращения с Луны для доставки грунта в заданный район на поверхности Земли // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2019. Т. 3. № 45. С. 20–27.
19. *Гордиенко Е.С., Ивашкин В.В.* Использование трехимпульсного перехода для выведения космического аппарата на высокие орбиты искусственного спутника Луны // *Космич. исслед.* 2017. Т. 55. № 3. С. 207–217. (*Cosmic Research*. P. 196–206).
20. *Белоусов С.В., Ивашкин В.В.* Траектории перелета на геостационарную орбиту при использовании гравитационного поля Луны. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2017. № 41.
21. *Murtazin R.* Rendezvous missions: From ISS to lunar space station // *Acta Astronautica*. 2014. V. 101. P. 151–156.  
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.04.018>
22. *Муртазин Р.Ф.* Транспортная космическая система “Рывок” для обеспечения лунных миссий с использованием гибридной схемы торможения // *Полет*. 2019. № 6. С. 7–15.
23. *Егоров В.А., Гусев Л.И.* Динамика перелетов между Землей и Луной. М.: Наука, 1980.
24. Сводная таблица по миссиям *Apollo 7-17*. URL: [https://history.nasa.gov/SP-4029/Apollo\\_18-40\\_Entry\\_Splashdown\\_and\\_Recovery.htm](https://history.nasa.gov/SP-4029/Apollo_18-40_Entry_Splashdown_and_Recovery.htm) (дата обращения: 01.03.2020)
25. *Ярошевский В.А.* Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988.
26. *Черный Г.Г.* Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М.: Физматлит, 1959.
27. *Алифанов О.М., Вабищевич П.Н., Михайлов В.В. и др.* Основы идентификации и проектирования тепловых процессов и систем. М.: Логос, 2001.
28. *Никитин П.В.* Тепловая защита. М.: Изд-во МАИ, 2006.
29. *Суржиков С.Т.* Расчетное исследование аэродинамики гиперзвукового обтекания затупленных тел на примере анализа экспериментальных данных. М.: Институт прикладной механики РАН, 2011.
30. *Рыжов Ю.А., Никитченко Ю.А., Попов С.А.* Гибридная модель гиперзвукового течения // *Известия вузов. Авиационная техника*. 2015. № 1. С. 26–30.
31. *Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике* / Под ред. В.С. Авдуевского, В.К. Кошкина. М.: Машиностроение, 1992.
32. *Duffa G.* Ablative thermal protection systems modeling. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2013. P. 431.
33. *Clyne T.W., Derek H.* An introduction to composite materials. Cambridge university press. 2019.
34. *Космические аппараты* / Под общ. ред. К.П. Феоктистова. М.: Воениздат, 1983.
35. *Миненко В.Е., Агафонов Д.Н., Якушев А.Г.* Проектный анализ аэродинамических схем спускаемых аппаратов капсульной формы численным методом по ньютоновской теории обтекания // *Аэрокосмический научный журнал*. 2015. № 4. С. 1–14.
36. *Зарубин В.С., Леонов В.В., Зарубин В.С. (мл.)* Нагрев анизотропного слоя теплоизоляционного покрытия при гиперзвуковом обтекании сферического затупления // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2019. № 1. С. 73–80.
37. *Зарубин В.С., Зарубин В.С. (мл.), Леонов В.В.* Неравномерный нагрев поверхности анизотропного шарового слоя // *Тепловые процессы в технике*. 2019. Т. 11. № 3. С. 115–123.