



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • [Электронная библиотека](#)

[Препринты ИПМ](#) • [Препринт № 86 за 2020 г.](#)



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

[А.С. Самотохин](#)

Алгоритм ограничения
перегрузки на
рикошетирующей
траектории возвращения от
Луны

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Самотохин А.С. Алгоритм ограничения перегрузки на рикошетирующей траектории возвращения от Луны // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2020. № 86. 21 с. <https://doi.org/10.20948/prepr-2020-86>
<https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2020-86>

**Ордена Ленина
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В.Келдыша
Российской академии наук**

А.С. Самотохин

**Алгоритм ограничения перегрузки
на рикошетирующей траектории
возвращения от Луны**

Москва — 2020

Самотохин А.С.

Алгоритм ограничения перегрузки на рикошетирующей траектории возвращения от Луны

Предложен алгоритм ограничения перегрузки, действующей на спускаемый аппарат в атмосфере Земли при возвращении от Луны по рикошетирующей траектории. Рассматриваются траектории спуска с дальностью около 10000 км и двумя погружениями в атмосферу. Разработан алгоритм, позволяющий обеспечить перегрузку не более 5.7g на первом и втором погружениях в атмосферу.

Ключевые слова: терминальное управление, спуск при возвращении от Луны, рикошетирующая траектория, ограничение перегрузки

Alexander Sergeevich Samotokhin

Load factor restriction algorithm at skip-up return trajectory from the Moon

Load factor restriction algorithm at skip-up return trajectory from the Moon is suggested. Reentry trajectories with range of 10000 km and two atmospheric phases are considered. The algorithm that provides load factor not more than 5.7g at both phases is developed.

Key words: terminal control, reentry at return from the Moon orbit, skip-up trajectory, restriction of load factor

Оглавление

Постановка задачи.....	3
Участок первого погружения в атмосферу.....	5
Участок второго погружения в атмосферу.....	10
Результаты моделирования	16
Заключение.....	20
Библиографический список.....	21

Постановка задачи

При спуске возвращаемого аппарата в земной атмосфере бортовые алгоритмы управления движением должны обеспечивать приведение аппарата в заданную точку посадки с требуемой точностью при допустимом уровне механических нагрузок на конструкцию аппарата.

Алгоритмы управления движением, рассматриваемые в настоящей работе, основаны на принципах адаптивного терминального управления, разработанных Д.Е. Охоцимским и его сотрудниками [1]. Коротко опишем эти принципы.

Для статически устойчивых возвращаемых аппаратов (ВА) с малым аэродинамическим качеством (около 0.3) управление при спуске осуществляется с помощью изменения угла скоростного крена γ , что обеспечивает отклонение вектора подъемной силы от вертикального направления. Опорное управление задается в виде кусочно-постоянной функции угла γ в зависимости от кажущейся скорости v_k . Моменты скачкообразного изменения знака угла крена в дальнейшем будем называть моментами переворота.

На каждом шаге работы алгоритма управления выполняются 3 прогноза оставшейся части траектории с использованием численного интегрирования уравнений движения центра масс. Первый прогноз выполняется с профилем командного угла крена, полученным на предыдущем шаге коррекции управления, а два последующих – с наложением вариации $\delta\gamma$ на модуль командного угла крена и вариации δv_k на момент ближайшего переворота. По результатам этих трех прогнозов вычисляются промахи в продольном Δx и поперечном Δz направлениях относительно требуемой точки посадки. Обозначим прогнозные промахи как Δx_i и Δz_i , где $i = 0, 1, 2$. Тогда в линейном приближении можно вычислить частные производные компонент конечного промаха от варьируемых параметров управления

$$\begin{aligned} \frac{\partial x}{\partial \gamma} &= \frac{\Delta x_1 - \Delta x_0}{\delta \gamma}, \quad \frac{\partial x}{\partial v_k} = \frac{\Delta x_2 - \Delta x_0}{\delta v_k}, \\ \frac{\partial z}{\partial \gamma} &= \frac{\Delta z_1 - \Delta z_0}{\delta \gamma}, \quad \frac{\partial z}{\partial v_k} = \frac{\Delta z_2 - \Delta z_0}{\delta v_k}. \end{aligned} \tag{1}$$

Поправки к текущему профилю управления $\Delta\gamma$ и Δv_k вычисляются путем решения системы двух линейных уравнений

$$\begin{aligned}\Delta x_0 + \frac{\partial x}{\partial \gamma} \Delta \gamma + \frac{\partial x}{\partial v_k} \Delta v_k &= 0, \\ \Delta z_0 + \frac{\partial z}{\partial \gamma} \Delta \gamma + \frac{\partial z}{\partial v_k} \Delta v_k &= 0.\end{aligned}\tag{2}$$

После вычисления поправок $\Delta \gamma$ и Δv_k опорная зависимость корректируется и аналогичная процедура повторяется на следующем шаге алгоритма управления. Таким образом реализуется двухпараметрическое управление движением.

Применение терминального управления требует использования алгоритмов адаптации к реальным условиям спуска. Объясняется это тем обстоятельством, что при выполнении прогнозов на борту аппарата используется математическая модель движения, параметры которой могут отличаться от тех, что имеют место в реальности. Поэтому уже в ходе полета требуется настройка параметров бортовой модели движения, которая бы учитывала целый ряд возмущающих факторов, включая возмущения аэродинамических характеристик ВА, параметров атмосферы, ошибок навигации и т.д. [2].

Рассмотрение конкретных алгоритмов адаптации к реальным условиям полёта выходит за рамки настоящей работы. Однако отметим, что применение двухпараметрической схемы управления в сочетании с эффективными алгоритмами адаптации позволяет обеспечить требуемую точность приведения аппарата к точке посадки, но в общем случае может приводить к превышению допустимого уровня перегрузки [3].

В настоящей работе рассматриваются траектории спуска при возвращении аппарата с лунной орбиты с последующей посадкой на юге территории России. В этом случае скорость аппарата при входе в атмосферу Земли близка к параболической. Для ограничения перегрузки практический интерес представляет схема возвращения от Луны с траекторией, проходящей через южное полушарие Земли [4] при дальности спуска около 10000 км. Траектория спуска при такой дальности является рикошетирующей с двумя погружениями в атмосферу Земли. На первом погружении происходит гашение начальной околопараболической скорости до значений, близких к круговой орбитальной скорости, и вылет аппарата за пределы атмосферы. Далее следует внеатмосферный участок и повторный вход в атмосферу Земли (см. Рис. 1).

Как будет показано далее, опорные профили управления на первом и втором погружениях в атмосферу существенно различаются. Поэтому алгоритм регулирования перегрузки на этих участках полета разный.

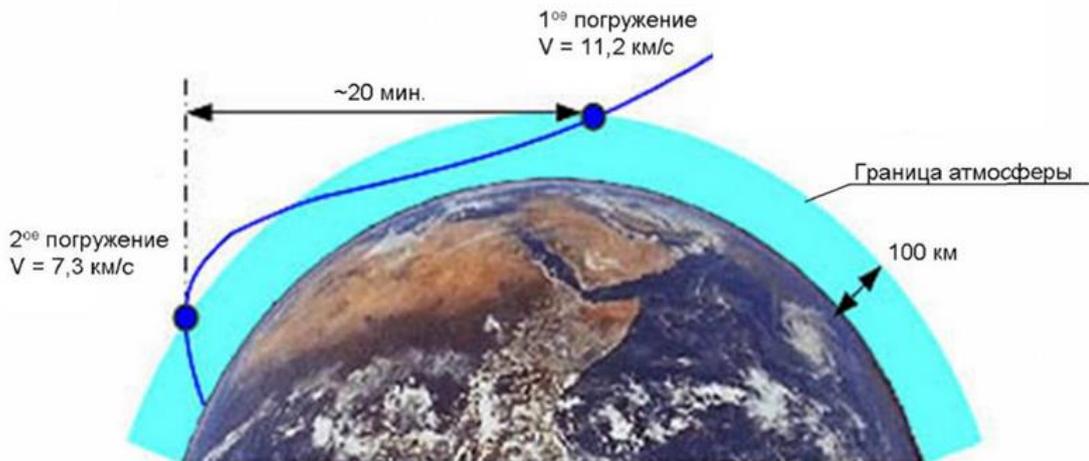


Рис. 1. Возвращение от Луны с 2 погружениями в атмосферу.

Участок первого погружения в атмосферу

На рис. 2 показан профиль опорного управления при первом погружении в атмосферу. На начальном отрезке спуска командный угол крена $\gamma_{вх}$ по модулю близок к 180 градусам. На этом отрезке подъемная сила направлена вниз, чтобы обеспечить захват аппарата атмосферой. При кажущейся скорости v_0 происходит изменение командного угла крена от $\gamma_{вх}$ до $\gamma_0=0$. При кажущейся скорости от v_0 до v_1 подъемная сила аппарата направлена вверх, чтобы ограничить максимальную перегрузку. Величины углов γ_1 , γ_2 и γ_3 , а также моменты переключения между ними v_2 и v_3 корректируются на каждом шаге алгоритма из условий обеспечения нулевого конечного промаха (см. формулы (1) и (2)).

На рис. 3 показан пример одной из траекторий спуска при наличии возмущений атмосферы, аэродинамических характеристик и навигационных ошибок. На рисунке показаны истинная высота над эллипсоидом (синий цвет), перегрузка (красный), командный и фактический углы крена (соответственно зелёный и сиреневый).

Как видно из рис. 3, максимум перегрузки реализуется при углах крена, близких к нулю, т.е. когда текущая кажущая скорость v_k удовлетворяет условию

$$v_0 \leq v_k \leq v_1. \quad (3)$$

Последующее управление не влияет на величину максимальной перегрузки.

Таким образом, задача регулирования максимальной перегрузки на этом участке сводится к выбору таких значений v_0 и v_1 , которые обеспечивали бы приемлемый уровень максимальной перегрузки.

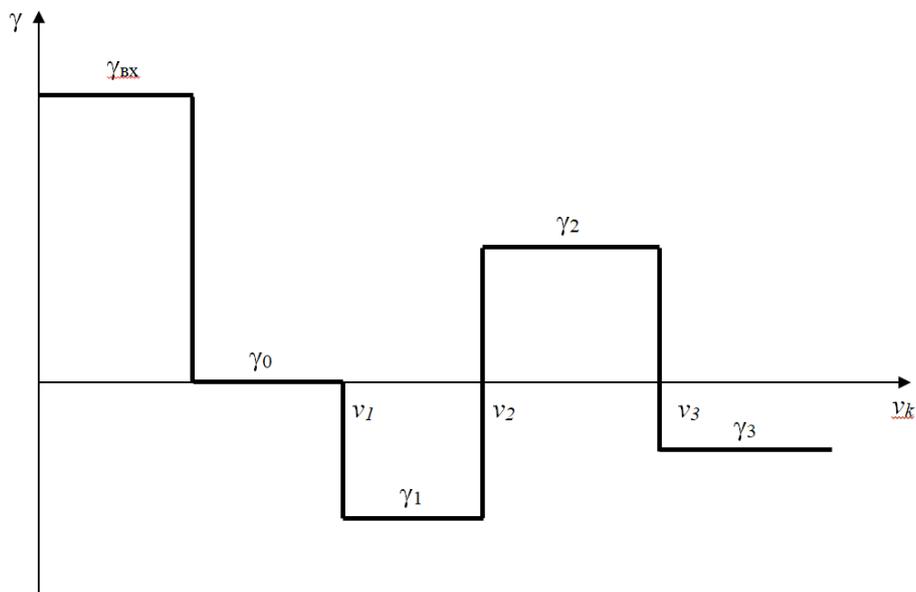


Рис. 2. Начальный профиль управления углом крена при первом погружении.

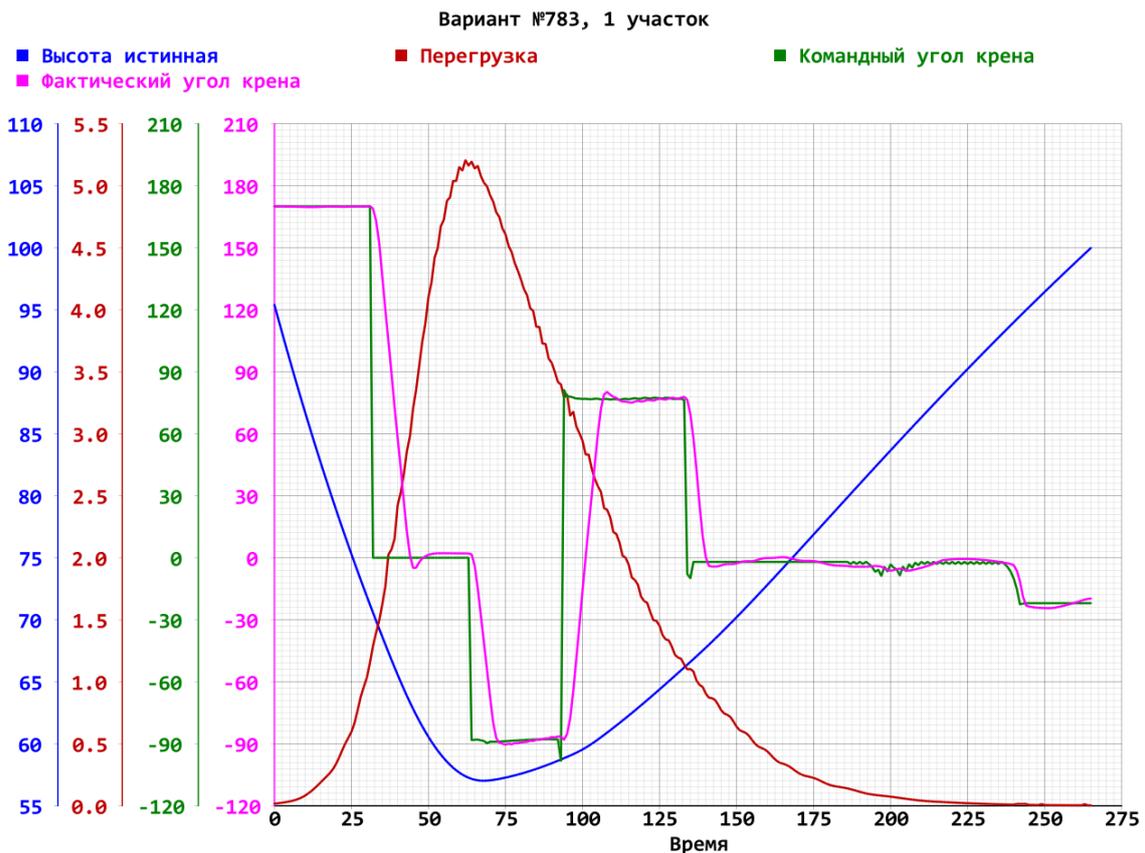


Рис. 3. Пример параметров траектории спуска при первом погружении в атмосферу (вариант возмущенной траектории №783).

На рис. 4 показан пример изменения фактического (синий цвет) и номинального балансировочного углов атаки на начальном участке спуска при наличии возмущений аэродинамических характеристик и атмосферы.

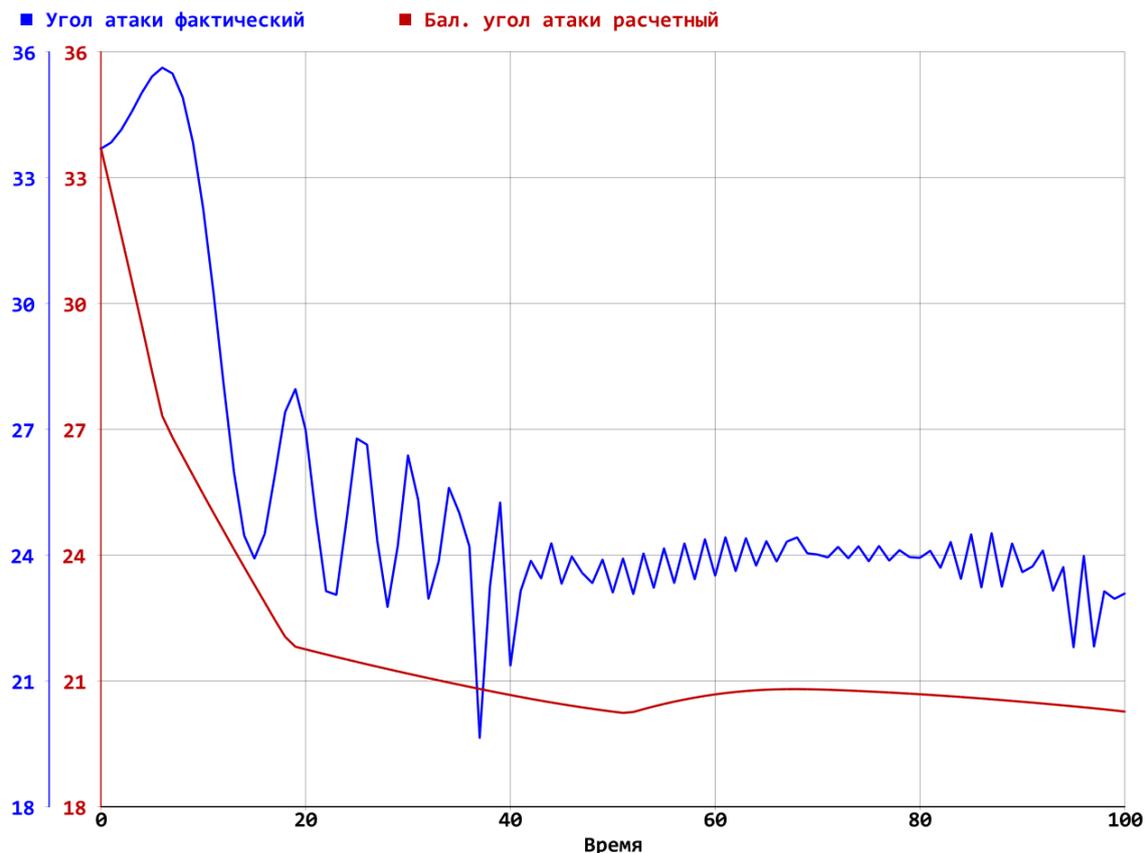


Рис. 4. Изменение фактического и номинального балансировочного углов атаки на первых 100 секундах спуска.

Как видно из рисунка, изменение фактического угла атаки носит колебательный характер, а фактический балансировочный угол атаки, относительно которого происходят колебания, заметно отличается от номинального балансировочного угла.

Поэтому настройка параметров v_0 и v_1 , выполняемая до начала спуска в атмосфере с использованием номинальных параметров земной атмосферы и аэродинамических характеристик аппарата, не является достаточно надежной и может приводить к превышению требуемой величины перегрузки. Статистические расчеты показали, что при предварительной настройке v_0 и v_1 до начала спуска с номинальными параметрами атмосферы и аэродинамики для предельной перегрузки 5.5g, фактическая перегрузка может превышать 6.1g.

С другой стороны, как показано на рис. 3, переключение командного угла крена от $\gamma_{вх}$ до $\gamma_0=0$ происходит уже на 26-й секунде спуска, еще до того, как фактический угол атаки совершает два полных колебания (см. рис. 4). Поэтому на столь коротком отрезке траектории не удастся надежно вычислить поправку Δm_z , которая бы учитывала возмущения аэродинамического момента вокруг оси z , и, следовательно, позволила бы разделить аэродинамические и атмосферные возмущения с помощью алгоритмов адаптации.

Далее приводится описание алгоритмов настройки параметров v_0 и v_1 , разработанных с учетом приведенных выше соображений. Эти алгоритмы включают в себя 3 взаимосвязанных блока:

- начальный блок, который выбирает значение параметров v_0 и v_1 до начала спуска;
- блок 1, который однократно корректирует значения параметров v_0 и v_1 на начальном участке траектории;
- блок 2, который корректирует значения параметра v_1 после того, как в алгоритме адаптации определена поправка Δm_z .

Описание работы каждого из блоков приведено ниже. В этих блоках используются 3 константы, для которых были выбраны следующие значения: $n_{\max 0}=5.3$, $t_{p0}=20$ с, $\Delta v_n=0.1$ км/с.

Начальный блок

При формировании начального профиля управления значение параметра v_0 выбирается из условия обеспечения максимальной перегрузки $n_{\max 0}=5.3$. Используется итерационная процедура, основанная на методе хорд. Параметр v_1 полагается равным $v_1 = v_n - \Delta v_n$, где v_n – момент достижения максимальной перегрузки при прогнозе траектории с номинальными параметрами атмосферы и аэродинамических характеристик.

После того как значения v_0 и v_1 определены, выполняются следующие действия.

1. Методом конечных разностей вычисляется частная производная $\partial n_{\max} / \partial v_0$. Вычисленное значение запоминается в памяти алгоритма.
2. На интервале времени t от 0 до t_{p0} строится зависимость прогнозируемой перегрузки n_p от времени t в виде квадратной параболы:

$$n_p(t) = a_p t^2 + b_p t + c_p. \quad (4)$$

Значения коэффициентов a_p , b_p , c_p вычисляются с помощью метода наименьших квадратов (МНК) по значениям прогнозируемой перегрузки и времени с шагом 0.5 с.

Блок 1

На каждом шаге работы навигационного алгоритма по значениям истинной перегрузки n_r и времени t с помощью МНК строится зависимость $n_r(t)$ в виде квадратной параболы.

$$n_r(t) = a_r t^2 + b_r t + c_r. \quad (5)$$

Отметим, что при построении функций $n_p(t)$ и $n_r(t)$ используется осреднение с помощью МНК. Необходимость использования такого осреднения обусловлена тем, что функция $n_p(t)$ строится при плавно

меняющемся балансировочном угле атаки, а функция $n_r(t)$ – по измеренным значениям перегрузки при колебательном изменении фактического угла атаки (см. рис. 4).

В алгоритме управления движением центра масс на первом шаге, когда значение времени превысит t_{p0} , вычисляется поправка Δv_0 с помощью следующих формул:

$$\begin{aligned} k &= n_r(t_{p0}) / n_p(t_{p0}), \\ n_e &= kn_{\max 0}, \\ \Delta v_0 &= \frac{n_{\max 0} - n_e}{\partial n_{\max} / \partial v_0}. \end{aligned} \quad (6)$$

Если значение Δv_0 оказывается положительным, то полагаем $\Delta v_0 = 0$.

После того, как значение Δv_0 вычислено, выполняется прогноз траектории со скорректированным значением параметра v_0 . По результатам этого прогноза вычисляется поправка Δv_1 таким образом, чтобы для нового значения v_1 выполнялось условие:

$$v_1 = v_n - \Delta v_n. \quad (7)$$

Как отмечалось выше, блок 1 срабатывает однократно после прохождения момента времени t_{p0} . После вычисления поправок Δv_0 и Δv_1 никаких других действий на этом такте работы штатного алгоритма не выполняется. Т.е. два дополнительных прогноза с вариациями модуля угла крена и момента переворота v_2 в этом случае отсутствуют.

Блок 2

Блок 2 корректирует значение параметра v_1 в зависимости от прогнозируемого значения максимальной перегрузки n_p на 1-м погружении.

Блок может срабатывать многократно, если выполняются следующие условия:

- в алгоритме адаптации была вычислена поправка Δm_z для аэродинамических характеристик;
- значение текущей кажущейся скорости v меньше, чем текущее значение параметра v_1 ;
- выполняется неравенство

$$|n_p - n_{\max 0}| \geq 0.3. \quad (8)$$

При одновременном выполнении перечисленных условий значение поправки Δv_1 выполняется по следующим правилам.

Если $n_p > n_{\max 0}$, то полагаем $\Delta v_1 = v_n - v_1$, где v_n – кажущаяся скорость, при которой достигается максимум перегрузки, v_1 – текущее значение параметра.

Т.е. в этом случае строится управление, при котором сохраняется нулевой угол крена вплоть до момента достижения максимальной перегрузки.

В случае $n_p < n_{\max 0}$ проводится дополнительная проверка. Если выполняется условие

$$v_n > v_1 - \Delta v_n, \quad (9)$$

то принимается

$$\Delta v_1 = v_n - 2\Delta v_n - v_1. \quad (10)$$

В противном случае

$$\Delta v_1 = -\Delta v_n. \quad (11)$$

Следовательно, если прогнозируемая перегрузка меньше, чем $n_{\max 0}$, длительность участка, на котором командный угол крена равен 0, сокращается.

Поясним логику алгоритма в последнем случае. Такая ситуация может иметь место, если реальное торможение происходит менее интенсивно, чем при номинальных параметрах атмосферы и аэродинамики. В этом случае нет опасности превышения перегрузки при первом погружении, однако это может приводить к менее интенсивному гашению скорости в ходе первого погружения и более высокой скорости при втором входе в атмосферу, и, как следствие, росту перегрузок на участке второго погружения.

Сокращение длительности участка с $\gamma_0=0$ будет приводить к некоторому росту перегрузки и более интенсивному торможению при первом погружении, т.е. к потенциальному снижению перегрузки на участке второго погружения. Использование аналогичного приема в блоке 1 является рискованным, поскольку в момент работы этого блока еще не определена поправка Δm_z и прогноз перегрузки может выполняться с большой ошибкой.

Поскольку в блоке 2 вычисление поправки Δv_1 выполняется по простым конечным формулам и не требует дополнительного прогноза (как в блоке 1), то при его срабатывании текущий шаг штатного алгоритма не прерывается. В нем производятся все те же действия, что и обычно: выполняются еще два прогноза с вариациями угла крена и момента переворота v_2 , а затем вычисляются поправки $\Delta \gamma$ и Δv из условия обеспечения нулевого конечного промаха. В общем случае после выполнения очередного шага получаем поправки Δv_1 , $\Delta \gamma$ и Δv , которые накладываются на текущий профиль управления с запаздыванием на 1 такт работы алгоритма.

Участок второго погружения в атмосферу

На участке второго погружения в атмосферу в зависимости от выбранного управления и начальных условий при входе в атмосферу могут возникать два локальных пика перегрузки. Первый из них обычно реализуется на высотах 45-

50 км, второй – на высотах около 30 км. Максимальная перегрузка может возникать как на первом, так и на втором пике. На рис. 5 и 6 приведены примеры двух траекторий с двумя локальными пиками перегрузки. На рис. 5 максимальная перегрузка имеет место на первом пике, а на рис. 6 – на втором.

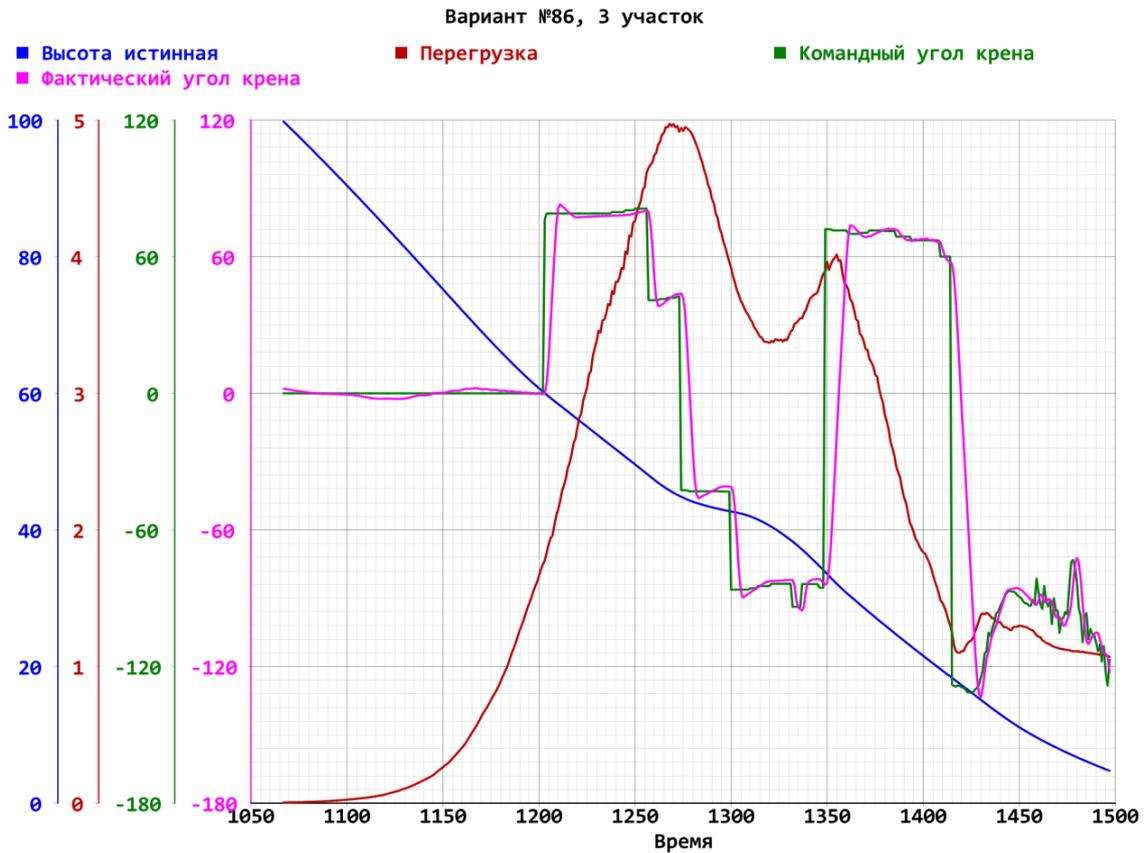


Рис. 5. Пример параметров траектории спуска при втором погружении в атмосферу с максимумом перегрузки на первом пике.

Как показывает статистическое моделирование, в большинстве случаев максимум перегрузки имеет место при первом погружении в атмосферу, когда скорости входа в нее близки ко 2-й космической скорости. Однако в отдельных случаях возможны ситуации, когда перегрузка при втором погружении оказывается больше, чем на первом. В частности, это имеет место тогда, когда торможение на первом погружении оказывается меньше ожидаемого или когда на первом погружении имеют место большие навигационные ошибки, приводящие к возможному перелету относительно точки посадки.

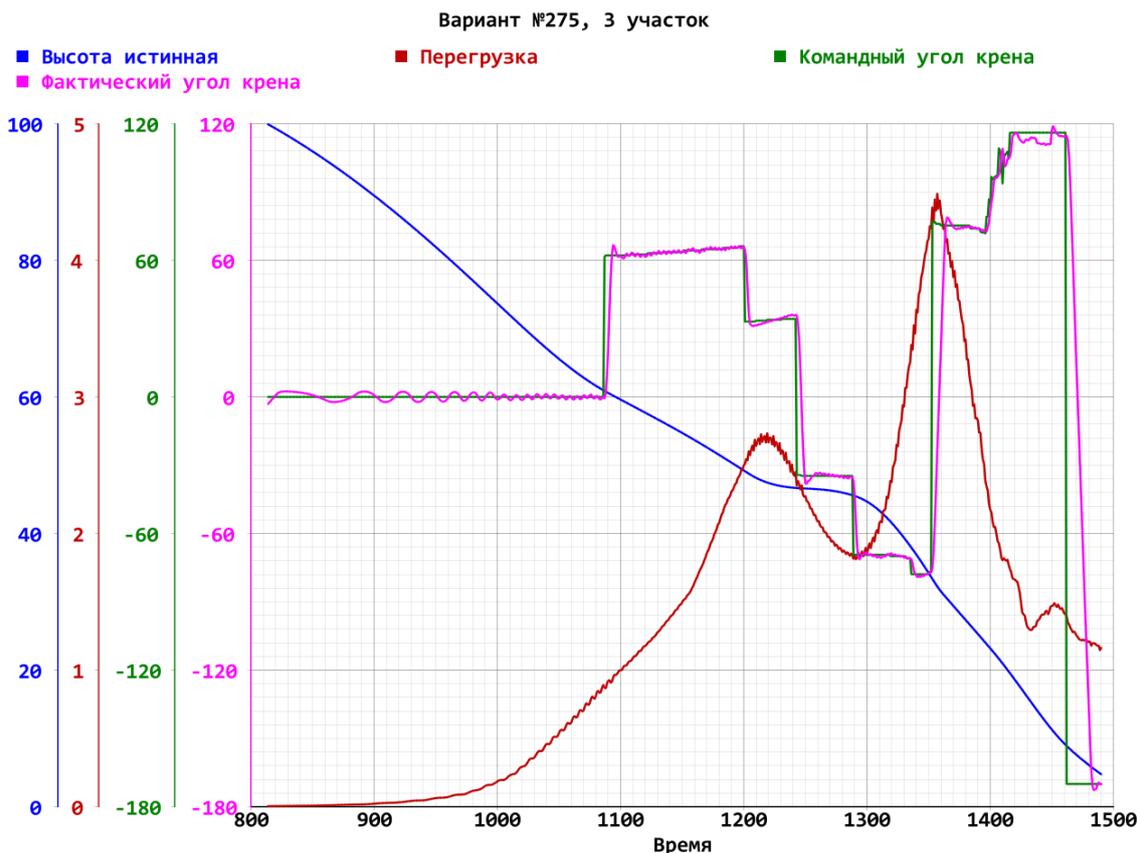


Рис. 6. Пример параметров траектории спуска при втором погружении в атмосферу с максимумом перегрузки на втором пике.

Алгоритмы управления максимальной перегрузкой на втором погружении в атмосферу, которые будут описаны далее, выполняют регулирование уровня перегрузки только на первом максимуме. Это обусловлено двумя причинами.

Во-первых, прогнозирование на борту аппарата величины перегрузки на втором пике является менее точным, чем прогнозирование перегрузки на первом. Это объясняется ошибками инерциальной навигации. Примерно до высоты 80 км аппарат может использовать аппаратуру спутниковой навигации, с помощью которой положение аппарата в пространстве определяется с точностью до нескольких десятков метров. На высотах примерно от 80 до 40 км аппарат окружен облаком плазмы, которое блокирует прохождение радиосигналов. На этих высотах связь с навигационными спутниками становится невозможной, и может использоваться только аппаратура инерциальной навигации. Как показывают статистические расчеты, из-за ошибок инерциальной навигации погрешность в определении высоты может достигать 3 км на высотах больше 40 км. Это, в свою очередь, приводит к большим ошибкам в прогнозировании перегрузки.

Во-вторых, любое изменение профиля управления с целью регулирования перегрузки в общем случае увеличивает величину промаха в конечной точке траектории. В случае, когда такие изменения вносятся на начальной фазе первого или второго погружений в атмосферу, штатный алгоритм приведения в

точку посадки, основанный на соотношениях (1) и (2), успевает компенсировать внесенные возмущения за счет коррекции управления на оставшейся части траектории. Попытки регулирования перегрузки на высотах около 30 км будут создавать возмущения, с которыми штатный алгоритм приведения в конечную точку справиться не успеет.

Наиболее простой и очевидный способ уменьшения перегрузки при втором погружении в атмосферу состоит в принудительном уменьшении модуля командного угла крена вблизи первого пика перегрузки (см. рис. 7).

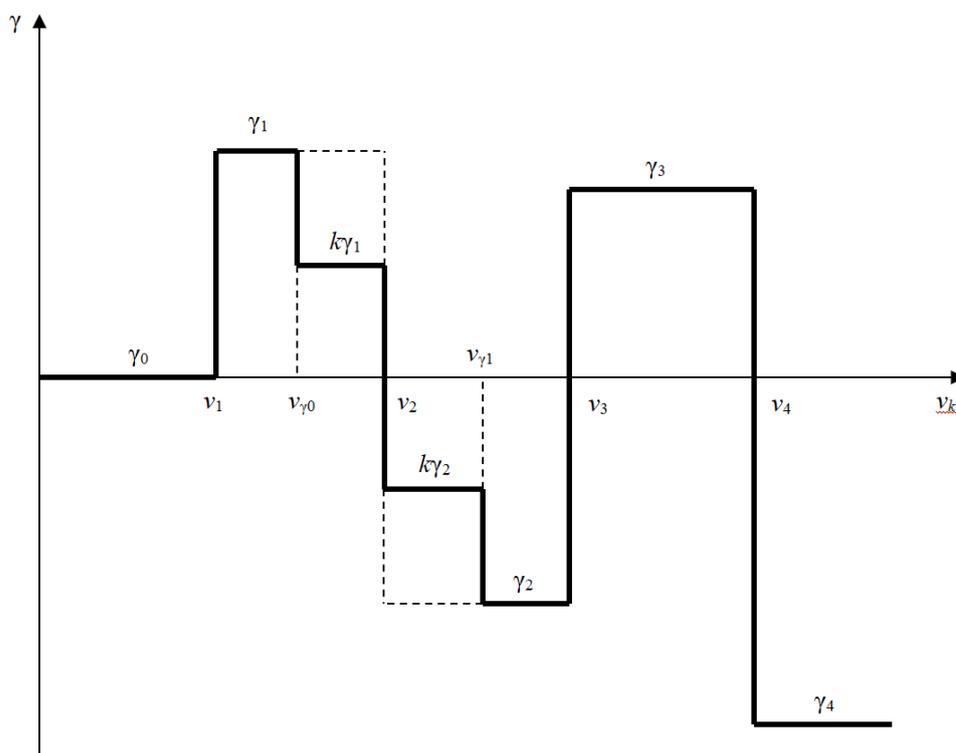


Рис. 7. Профиль управления командным углом крена при втором погружении в атмосферу.

Как показано на рисунке, в профиль управления вводится участок, на котором исходный угол крена умножается на положительный коэффициент k меньше 1. Начало и конец этого участка задаются параметрами $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$ соответственно.

Один из возможных способов использования такого профиля управления состоит в том, что параметры k , $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$ выбираются путем анализа результатов статистических расчетов и сохраняются неизменными вне зависимости от действующих возмущений. В результате проведенного анализа были приняты следующие значения этих параметров $k=0.5$, $v_{\gamma 0}=1.0$ км/с, и $v_{\gamma 1}=4.2$ км/с. Однако, как будет показано далее, хотя такой способ и обеспечивает приемлемые перегрузки для большинства вариантов возмущений, существуют отдельные варианты, в которых ограничения по перегрузке могут нарушаться.

Далее представлен алгоритм регулирования перегрузки, который основан на изменении параметров $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$ в зависимости от реальных условий полета. Этот алгоритм состоит из 2 блоков:

- начальный блок, который выбирает значение параметров $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$ на внеатмосферном участке траектории после первого погружения в атмосферу, но до начала второго;
- блок коррекции, который может корректировать значения параметров $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$ в ходе спуска до момента прохождения первого пика перегрузки.

При описании алгоритма далее используется константа $n_{\max}=5.8$. Также в обоих блоках используется глобальная переменная v_{pn} . Эта переменная назначается в начальном блоке, и затем используется в блоке коррекции.

Начальный блок

Блок выполняется при соблюдении следующих условий

$$\begin{aligned} n_p - n_{\max} &> 0.2, \\ v_n &< 4.0 \text{ км/с.} \end{aligned} \quad (12)$$

Здесь n_p – прогнозируемая максимальная перегрузка, v_n – кажущаяся скорость, при которой имеет место максимум перегрузки.

Если хотя бы одно из условий (12) нарушено, то никаких действий в блоке не выполняется и значения $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$ сохраняются неизменными (т.е. $v_{\gamma 0}=1.0$ км/с, и $v_{\gamma 1}=4.2$ км/с), а переменная v_{pn} обнуляется.

В противном случае выполняется следующая последовательность действий.

1. Назначаются следующие переменные:

$$\begin{aligned} n_{last} &= n_p, \\ v_{\gamma last} &= v_{\gamma 0}, \\ \delta v_{\gamma} &= -0.1(n_p - n_{\max}). \end{aligned} \quad (12)$$

2. Переменная δv_{γ} ограничивается по модулю:

$$\delta v_{\gamma} = 0.5 \text{sign}(\delta v_{\gamma}), \text{ если } |\delta v_{\gamma}| > 0.5. \quad (13)$$

3. Дальнейшие действия выполняются внутри цикла, пока соблюдаются следующие условия:

$$n_p - n_{\max} > 0.2 \text{ и } v_{\gamma 0} + \delta v_{\gamma} > v_1. \quad (14)$$

Внутри цикла выполняются следующие действия.

3.1. Переменная δv_γ ограничивается

$$\delta v_\gamma = v_1 - v_{\gamma 0}, \text{ если } v_{\gamma 0} + \delta v_\gamma < v_1. \quad (15)$$

3.2. К текущему значению параметра $v_{\gamma 0}$ добавляется δv_γ :

$$v_{\gamma 0} = v_{\gamma 0} + \delta v_\gamma. \quad (16)$$

3.3. Выполняется прогноз оставшейся части траектории, по результатам которого происходит обновление переменных n_p и v_n .

3.4. Проводится проверка условия

$$v_n < v_1. \quad (17)$$

Если это условие выполняется, то полагаем $k=1$, и работа блока на этом завершается.

3.5. Новое значение переменной δv_γ вычисляется по формуле

$$\delta v_\gamma = (v_{\gamma 0} - v_{last}) \frac{n_{max} - n_{last}}{n_p - n_{last}}. \quad (18)$$

3.6. Значение δv_γ ограничивается по модулю согласно (13).

3.7. Переменные n_{last} и $v_{\gamma last}$ обновляются по формулам (12).

4. По завершении цикла параметрам $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$ присваиваются следующие значения:

$$\begin{aligned} v_{\gamma 0} &= v_{\gamma last}, \\ v_{\gamma 1} &= v_{pn} = v_n. \end{aligned} \quad (19)$$

Блок коррекции

Действия, выполняемые в блоке коррекции параметров $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$, аналогичны тем, что выполняются в начальном блоке. Отличие состоит лишь в том, что в этом блоке отсутствует итерационная процедура с повторными прогнозами оставшейся части траектории. Корректировка значений $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$ выполняется на основании одной итерации.

Блок коррекции выполняется, если текущая кажущаяся скорость v_k не превышает величины v_{pn} , установленной в начальном блоке. В противном случае значения $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$ не меняются и используется стандартная схема коррекции профиля управления с использованием трех прогнозов и коррекцией управления в результате решения системы (2).

Если же $v_k < v_{pn}$, то последовательно выполняются следующие операции.

1. Выполняется прогноз от текущей точки до момента, соответствующего кажущейся скорости v_{pn} . По результатам этого прогноза определяются n_p –

прогнозируемая максимальная перегрузка, v_n – кажущаяся скорость, при которой имеет место максимум перегрузки.

2. Переменным n_{last} , $v_{\gamma last}$ и δv_{γ} присваиваются значения по формулам (12).
3. Значение δv_{γ} ограничивается по модулю согласно (13).
4. Выполняется проверка соблюдения условий

$$n_p - n_{max} > 0 \text{ и } v_{\gamma 0} + \delta v_{\gamma} > v_1. \quad (20)$$

Если хотя бы одно из условий (21) не выполнено, то происходит переход к шагу 5. В противном случае выполняются операции, аналогичные тем, что выполнялись внутри цикла начального блока.

- 4.1. Переменная δv_{γ} ограничивается согласно (15).
- 4.2. К текущему значению параметра $v_{\gamma 0}$ добавляется поправка δv_{γ} по формуле (16).
- 4.3. Выполняется прогноз оставшейся части траектории со скорректированным значением параметра $v_{\gamma 0}$, по результатам которого происходит обновление переменных n_p и v_n .
- 4.4. По формуле (18) вычисляется поправка δv_{γ} , которая затем ограничивается согласно (13).
5. Новые значения параметров $v_{\gamma 0}$ и $v_{\gamma 1}$ назначаются по формулам

$$\begin{aligned} v_{\gamma 0} &= v_{\gamma 0} + \delta v_{\gamma}, \\ v_{\gamma 1} &= v_n. \end{aligned} \quad (21)$$

6. Выполняется прогноз от текущей точки траектории до момента, соответствующего кажущейся скорости v_n . Далее используется стандартная схема коррекции профиля управления с использованием трех прогнозов и коррекцией управления в результате решения системы (2). При этом корректируется только управление для участка траектории, где кажущаяся скорость превышает v_n .

Результаты моделирования

Работоспособность предложенных алгоритмов проверялась путем статистического моделирования. Использовались две модификации алгоритма.

Модификация А. В этой модификации значения параметров v_0 и v_1 на первом погружении в атмосферу выбирались до начала спуска по алгоритму, который был описан в разделе «Начальный блок» для первого погружения. В процессе спуска эти параметры не изменялись. На втором погружении для параметров профиля управления использовались постоянные значения $k=0.5$, $v_{\gamma 0}=1.0$ км/с и $v_{\gamma 1}=4.2$ км/с, которые также не менялись в ходе спуска.

Модификация Б. В этой модификации использовались алгоритмы регулирования перегрузки, описанные ранее в настоящей работе. Как уже

отмечалось, эти алгоритмы допускают изменение в ходе спуска параметров v_0 и v_1 на первом погружении и параметров k , $v_{\gamma 0}$, $v_{\gamma 1}$ – на втором.

Для обеих модификаций моделировалось по 1000 траекторий с возмущениями аэродинамических, массово-центровочных и инерциальных характеристик аппарата, а также с возмущениями атмосферы и навигационными ошибками. При расчетах использовались модели возмущений, описанные в работе [3].

Далее в таблицах приведены статистические параметры, иллюстрирующие эффективность предложенных алгоритмов. В этих таблицах используются следующие обозначения.

- Мод. – модификация алгоритма управления (А или Б);
 MIN, MAX – минимальное и максимальное значение параметра, полученное в статистической выборке;
 MO – математическое ожидание;
 СКО – среднее квадратическое отклонение.

Таблица 1

Максимальная перегрузка на первом погружении

Мод.	MIN	MAX	MO	СКО
А	4.596	6.015	5.324	0.236
Б	4.735	5.708	5.180	0.160

В Таблице 1 приведены данные, характеризующие максимальную перегрузку на первом погружении в атмосферу. Как видно из этой таблицы, использование представленных алгоритмов (модификация Б) позволило уменьшить уровень перегрузок и почти в 1.5 раза уменьшить их возможный разброс.

Таблица 2

Максимальная перегрузка на полной траектории спуска

Мод.	MIN	MAX	MO	СКО
А	4.596	6.218	5.328	0.239
Б	4.735	5.708	5.180	0.169

В Таблице 2 приведены аналогичные данные по всей траектории спуска, включая первое и второе погружения в атмосферу. Как видно из этой таблицы, использование алгоритмов, представленных в настоящей работе, существенно изменило характер распределения перегрузок на втором погружении в атмосферу. Если при использовании модификации А наихудший вариант имел

место на втором погружении, то при модификации Б перегрузки на втором погружении не вышли за те пределы, которые имели место на первом.

Проиллюстрируем последний факт с помощью двух рисунков. На рис. 8 представлено распределение максимальной перегрузки при использовании модификации А. Вертикальная ось на этом рисунке соответствует перегрузке, а горизонтальная – кажущейся скорости, при которой реализуется максимальная перегрузка.

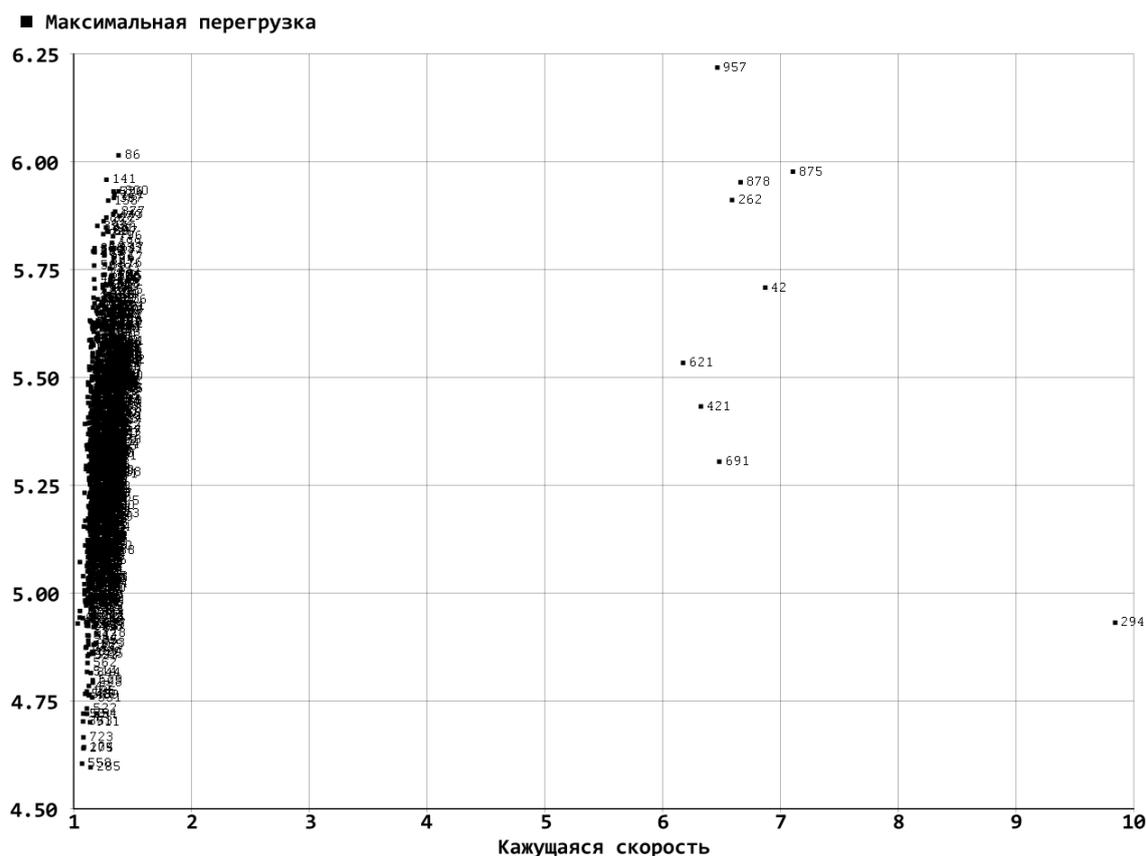


Рис. 8. Распределение максимальных перегрузок в зависимости от кажущейся скорости при использовании модификации А алгоритма управления.

На рис. 9 представлено аналогичное распределение при использовании модификации Б алгоритма управления. Видно, что существенно сократилось число вариантов, в которых максимальная перегрузка реализуется на втором погружении, и снизился уровень перегрузок.

При анализе воздействия перегрузок на конструкцию аппарата и его экипаж кроме уровня максимальной перегрузки следует принимать во внимание длительность её воздействия. Согласно [5] допускается превышение перегрузки 5.0 в течение 75 с и превышение перегрузки 6.0 в течение 50 с.

В Таблице 3 приведены данные по времени воздействия перегрузки, превышающей уровень 5.0.

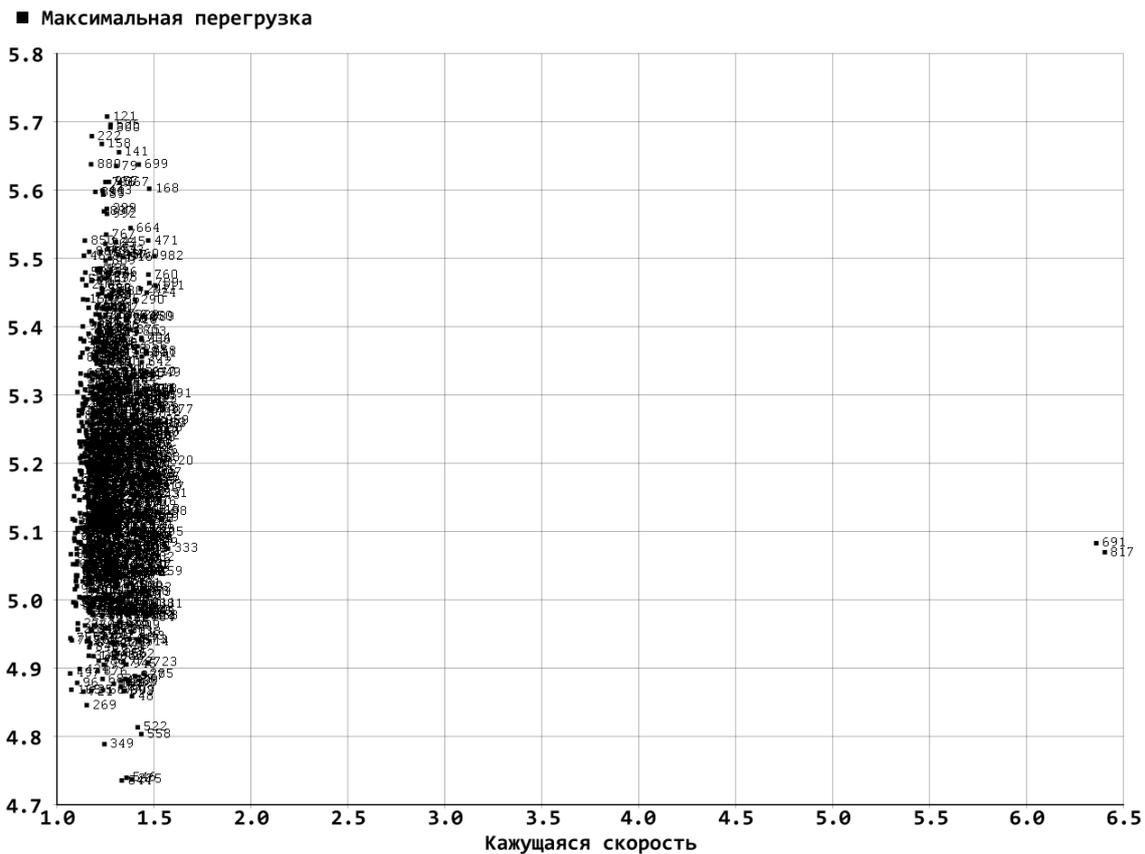


Рис. 9. Распределение максимальных перегрузок в зависимости от кажущейся скорости при использовании модификации Б алгоритмов управления.

Таблица 3

**Длительность воздействия перегрузки, превышающей 5.0
(в секундах)**

Мод.	MIN	MAX	МО	СКО
А	0	82.6	12.8	7.6
Б	0	23.2	9.8	6.0

Как видно, из Таблицы 3, использование алгоритмов, представленных в настоящей работе, позволило существенно уменьшить не только уровень максимальных перегрузок, но и длительность воздействия перегрузки, превышающей уровень 5.0.

Отметим, что при использовании модификации А имели место отдельные варианты, в которых наблюдалось превышение перегрузки 6.0 при максимальном времени воздействия 10.4 с. При использовании модификации Б ни в одном из моделируемых вариантов превышения перегрузки 6.0 не наблюдалось.

Оценим влияние перехода от модификации А к модификации Б на точность приведения аппарата к требуемой точке посадки. Как отмечалось

ранее, любая модификация профиля управления является возмущающим фактором по отношению к штатному алгоритму приведения в конечную точку. В Таблице 4 показаны статистические характеристики точности приведения аппарата в конечную точку.

Таблица 4

**Точность приведения аппарата
в требуемую точку посадки (км)**

Мод.	MIN	MAX	МО	СКО
А	0.009	3.286	0.699	0.393
Б	0.005	2.609	0.750	0.407

Как видно из представленных результатов, хотя математическое ожидание и среднее квадратичное отклонение несколько увеличились в модификации Б по сравнению с модификацией А, такое ухудшение можно считать приемлемым.

Заключение

Представленный в настоящей работе алгоритм регулирования перегрузки позволяет снизить уровень перегрузок и длительность их воздействия на конструкцию без существенного ухудшения точности приведения аппарата к требуемой точке посадки.

Библиографический список

- [1] Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М: Наука, 1975.
- [2] Терминальный алгоритм управления спуском с околоземной орбиты для посадки КА в заданном районе / Ю.Г.Сихарулидзе [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2018. № 46. 27 с. doi:10.20948/prepr-2018-46 URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2018-46>.
- [3] Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Самотохин А.С., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г. Модификация терминального алгоритма управления спуском при возвращении от Луны применительно к “усиленным” возмущениям // Космические исследования, 2020, том 58, № 2, с. 149-164.
- [4] Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Обеспечение посадки спускаемого аппарата на космодром “Восточный” после возвращения от Луны // Известия РАН. Теория и системы управления, 2014, № 6, с. 136–152.
- [5] Vernis P., Spreng F., Gellys G. Accurate Skip-Entry Guidance for low to medium L/D spacecrafts return missions requiring high range capabilities // AIAA 2011- 6649, 2011.