СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖУЩИМИСЯ ОБЪЕКТАМИ

УДК 629.78

СПОСОБ СИТУАЦИОННОГО ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ СПУСКАЕМЫМ АППАРАТОМ НА РИКОШЕТИРУЮЩЕЙ ТРАЕКТОРИИ ВОЗВРАЩЕНИЯ ОТ ЛУНЫ

© 2022 г. А. С. Самотохин^{*a*}, Ю. Г. Сихарулидзе^{*a*,*}, А. Г. Тучин^{*a*}

^а ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

*e-mail: sikh@kiam1.rssi.ru

Поступила в редакцию 06.07.2021 г. После доработки 19.07.2021 г. Принята к публикации 27.09.2021 г.

Предлагается способ *ситуационной* адаптации для управления движением спускаемого аппарата, который при возвращении от Луны входит в атмосферу Земли с околопараболической скоростью со стороны южного полушария, применяет рикошетирующую траекторию с двумя погружениями в атмосферу, разделенными внеатмосферным (баллистическим) участком, и совершает посадку в ограниченном районе на территории юга Российской Федерации. Здесь под ситуационной понимается адаптация бортовой модели движения к фактическим возмущениям, действующим в каждой конкретной реализации траектории спуска. Способ двухпараметрического терминального управления использует раздельную адаптацию к ошибкам аэродинамических характеристик, плотности возмущенной атмосферы и ошибке навигационной высоты. Это позволяет обеспечить высокую точность приведения к месту посадки, ограничить перегрузку и расход топлива.

DOI: 10.31857/S0002338822010097

Введение. Задача возвращения спускаемого аппарата (СА) от Луны с посадкой в заданном районе, расположенном на юге территории Российской Федерации, требует высокой точности приведения из-за ограниченности места посадки. Вместе с точностью необходимо обеспечить допустимую перегрузку для пилотируемого СА с малым аэродинамическим качеством (порядка 0.3) и расход топлива в пределах располагаемого запаса. С учетом ограничения по перегрузке СА должен возвращаться от Луны со стороны южного полушария и входить в атмосферу Земли с околопараболической скоростью. Для возвращения в любую дату должна обеспечиваться дальность спуска (от точки входа в атмосферу до района посадки) в диапазоне 5000–10000 км. Такие дальности с аэродинамическим качеством 0.3 могут быть реализованы только посредством использования рикошетирующих траекторий спуска с двумя погружениями СА в атмосферу, разделенными внеатмосферным (баллистическим) участком. Эти траектории очень чувствительны к возмущениям и требуют применения высокоточных методов терминального управления.

Впервые способ двухпараметрического терминального управления применительно к рикошетирующим траекториям возвращения от Луны был предложен в [1]. При двухпараметрическом управлении на каждом шаге коррекции уточняются два параметра: величина угла крена и кажущаяся скорость очередного переворота СА по крену из условия одновременного устранения промаха в продольном и боковом направлениях. Для этого выполняются три численных прогноза остающейся части траектории спуска и определяются частные производные конечных параметров движения по параметрам управления. Затем в линейном приближении решается система двух уравнений для поправок к зависимости командного угла крена от кажущейся скорости. Расчет уточненных параметров управления выполняется в течение одного шага коррекции (сейчас длительностью 1 с) с прогнозом текущего вектора состояния (радиус-вектора и вектора скорости) на один шаг вперед для задания начальных условий прогноза. Другими словами на текущем шаге коррекции вычисляется "упрежденное" управление для следующего шага, которое будет применено через один шаг.

Способ двухпараметрического управления рассматривается только в качестве перспективы для создаваемого в США нового пилотируемого корабля Orion [2]. Используемый сейчас однопараметрический терминальный алгоритм управления PredGuid имеет в основе алгоритм управления корабля Apollo, но в отличие от него применяет численный прогноз остающейся траектории спуска вместо прогноза по приближенным конечным формулам. Единственный параметр управления (величина угла крена) корректируется для устранения продольного промаха. Боковой промах удерживается в пределах заданного коридора по аналогии с Apollo, поэтому число переворотов по крену не ограничено и расход топлива на управление угловым движением тоже.

Впервые исходный вариант терминального алгоритма управления спуском (ТАУС) в задаче возвращения от Луны по рикошетирующей траектории рассмотрен в [3] при идеальной навигации, т.е. без навигационных ошибок. Полученные результаты по точности приведения, перегрузкам и расходу топлива можно рассматривать в качестве первого приближения.

Модифицированный алгоритм ТАУС-М (М – модифицированный) в задаче возвращения с учетом навигационных ошибок и действия "усиленных" возмущений обеспечивает требуемую точность приведения (4 км) с вероятностью 97%, перегрузку до 6g с вероятностью 98% и расход топлива в пределах располагаемого запаса с вероятностью 100% [4].

При использовании высокоточного терминального алгоритма управления очень важное значение имеет адаптация к фактическим условиям движения, т.е. идентификация аэродинамических характеристик (АДХ) СА, возмущенной атмосферы и ошибки навигационной высоты, так как от них зависит точность прогноза остающейся траектории и правильный выбор командного управления. Если прогнозируемая траектория имеет перелет, то алгоритм "раскрывает" угол крена (увеличивает по модулю). Если траектория имеет недолет, то алгоритм уменьшает величину угла крена в пределе до нуля, но и этого может оказаться недостаточно. Поэтому в алгоритме ТАУС-М для создания запаса по дальности прогнозное аэродинамическое качество занижается путем сдвига коэффициента момента тангажа на величину $\Delta m_z = -0.004$ и использования эмпирического поправочного коэффициента 1.025 для прогнозного коэффициента лобового сопротивления. Балансировочный угол атаки прогнозных АДХ соответственно уменьшается на $\sim 2^{\circ}$, в результате чего прогнозное аэродинамическое качество снижается на 8.5%: с 0.319 до 0.292. За счет общего коэффициента адаптации $\Delta m_z = -0.004$ создается запас по дальности для всех вариантов возмущенных траекторий независимо от фактических действующих возмущений. Такой способ адаптации является общим. Как показали статистические испытания ТАУС-М [4], для 3% возмущенных траекторий такой запас является недостаточным, а в некоторых случаях он избыточен и может приводить к большим перегрузкам на участке второго погружения СА в атмосферу.

Пример возмущенной траектории с большим недолетом (-20 км) приведен на рис. 1 (вариант № 86). Такой недолет возник из-за сочетания сниженного на 10% фактического аэродинамического качества и увеличенной на 20% плотности атмосферы. Здесь γ_{κ} и γ_{ϕ} – командный и фактический углы крена, h – высота, Δh – ошибка навигационной высоты, n – перегрузка.

Пример траектории с большой перегрузкой (8.1g) показан на рис. 2 (вариант № 60). Такая перегрузка возникла на втором погружении в атмосферу из-за большого перелета, который появился на первом погружении вследствие сочетания увеличенного на 7% фактического аэродинамического качества и сниженной на 20% плотности атмосферы.

Разработанная новая версия алгоритма ТАУС-МС (МС – модифицированный, ситуационный) для СА является *ситуационной* и обеспечивает индивидуальную адаптацию прогнозных АДХ к фактическому аэродинамическому качеству СА на основе автономных измерений кажущегося ускорения (перегрузки) в связанных осях. Одновременно определяется относительная плотность атмосферы (относительно бортовой среднемесячной модели) и уточняется ошибка навигационной высоты.

По существу различаются три варианта аэродинамического качества СА.

Расчетное k_{pacy} , которое определяется при проектировании СА и используется в качестве эталона для сравнения.

Прогнозное k_{npor} , которое применяется при прогнозе оставшейся части траектории спуска и должно исключать недолеты, которые физически невозможно устранить.

Фактическое $k_{\text{фак}}$, которое реализуется случайным образом в рамках принятой модели возмущений для конкретной траектории при проведении статистических испытаний.

1. Постановка задачи. В качестве примера рассматриваются условия возвращения СА с окололунной орбиты до точки раскрытия парашюта на высоте 4.5 км в заданном районе с координатами центра полигона: широта 51.5° с.ш., долгота 55.9° в.д. Дата ухода с окололунной орбиты 19.04.2025. Выбор траектории возвращения на основе решения двухточечной краевой задачи при



Рис. 1. Параметры траектории с алгоритмом ТАУС-М (вариант № 86 из статистики 1000 псевдослучайных возмущенных траекторий): *a* – участок первого погружения, *б* – участок второго погружения

минимизации импульса перехода с окололунной круговой орбиты на отлетную гиперболическую траекторию выполнялся по алгоритму, описанному в [5]. Величина импульса составляет 838 м/с, время перелета – 4.38 сут. Высота условного перигея траектории возвращения равна 52.5 км (примерно середина коридора входа). Дальность спуска от точки первого входа СА в атмосферу на высоте ее условной границы (100 км) до точки посадки будет порядка 10000 км. Такая дальность является достаточной для возвращения от Луны в любую дату [5]. Наклонение подлетной плоскости составляет 57.78°, широта точки входа – 19.35° с.ш., долгота – 53.14° в.д, угол входа равен – 4.878°, скорость входа – 11005.4 м/с.

Рис. 2. Параметры траектории с алгоритмом ТАУС-М (вариант № 60 из статистики 1000 псевдослучайных возмущенных траекторий): *a* – участок первого погружения, *б* – участок второго погружения:

Используется модель полного движения CA, включающая движение центра масс и вращение относительно центра масс. Управление угловым движением осуществляется посредством управляющих двигателей (УД) в каналах тангажа, рыскания и крена. Продольное движение CA регулируется в основном величиной угла крена, а боковое движение — переворотами по углу крена, т.е. изменением знака угла крена при сохранении его величины. На первом погружении в атмосферу применяются два переворота, а на втором погружении — три переворота. Такое количество переворотов является минимально необходимым для обеспечения требуемой точности и позволяет уменьшить расход топлива, так как на каждый переворот с помощью УД требуется топливо.

На рис. 3 показана общая структура командных углов крена, а ниже даны параметры опорной зависимости командного угла крена от кажущейся скорости в виде кусочно-постоянных функций. В скобках приведены значения, полученные после уточнения опорной зависимости в точке первого входа СА в атмосферу на высоте 100 км.

На первом погружении

 $V_0 = 0.3 (0.11) \text{ km/c}, V_1 = 0.9 (1.17) \text{ km/c}, V_2 = 2.2 (2.52) \text{ km/c}, V_3 = 3.350 \text{ km/c}, \gamma_{\text{bx}} = 170^\circ, \gamma_0 = 0, \gamma_1 = -60^\circ (-72^\circ), \gamma_2 = 60^\circ (72^\circ), \gamma_3 = -30^\circ (-25^\circ);$

на втором погружении

 $V_1 = 0, V_2 = 2.900$ км/с, $V_3 = 6.000$ км/с, $V_4 = 7.700$ км/с, $\gamma_0 = 0, \gamma_1 = 45^\circ, \gamma_2 = -45^\circ, \gamma_3 = 45^\circ, \gamma_4 = -170^\circ, k_\gamma = 0.5$ (для "среза" пика *n*).

Здесь переменные γ_i , V_i задают значения углов крена на отрезках кусочно-постоянной функции и моментов переключения между ними (см. рис. 3).

Величина опорного угла крена на первом погружении в 60° выбрана из условия обеспечения больших возможностей по увеличению дальности при недолете. Величина опорного угла крена на втором погружении в 45° выбрана из условия сохранения равных возможностей по изменению дальности.

Модель возмущений включает следующие составляющие:

ошибки аэродинамических характеристик,

ошибки массы, моментов инерции и центровки (МЦИХ – масса, центровка, инерция, характеристики),

возмущенная атмосфера (вариации плотности и ветер),

навигационные ошибки (акселерометров, датчиков угловой скорости, начальной выставки измерительных осей и точности ее знания, аппаратуры спутниковой навигации),

ошибки работы управляющих двигателей (тяги, удельной тяги, запаздывание включения-вы-ключения).

В качестве возмущенной атмосферы для расчетов используется январская (экстремальная) модель атмосферы ЦНИИМаш, которая была разработана для программы "Энергия"—"Буран". Некоторые ошибки (АДХ, МЦИХ, др.) имеют две составляющие: с нормальным и равномерным распределением. Величины самих ошибок определяются датчиком псевдослучайных чисел и однозначно зависят от номера возмущенной траектории. Это позволяет многократно повторять "плохие" варианты с большим промахом, большой перегрузкой или большим расходом топлива и "рассматривать их под микроскопом". Статистические испытания принятых решений обосновываются расчетом 1000 возмущенных траекторий.

Основное предназначение *ситуационного* алгоритма ТАУС-МС состоит в гарантированной идентификации экстремальных сочетаний возмущений (сниженное аэродинамическое качество + повышенная плотность атмосферы + большая положительная ошибка по навигационной высоте или повышенное аэродинамическое качество + пониженная плотность атмосферы + большая отрицательная ошибка по навигационной высоте) и адекватной модификации управления для исключения возможности больших недолетов/перелетов и повышенной перегрузки. Средние и малые возмущения не столь опасны, так как даже предыдущая версия *общей* адаптации в алгоритме ТАУС-М успешно "справляется" с такими возмущениями.

Основные показатели рикошетирующей траектории спуска при возвращении от Луны (точность, перегрузка, расход топлива) формируются на участке первого погружения СА в атмосферу. Этот участок включает спуск СА до минимальной высоты (точки рикошета) и подъем до точки вылета за пределы условной границы атмосферы (100 км). Спуск СА до точки рикошета происходит за 60–70 с при интенсивном росте по времени перегрузки от нулевого значения до максимальной величины. Подъем от точки рикошета до точки вылета занимает 230–250 с при постепенном снижении перегрузки от максимальной величины до нуля. Максимальная перегрузка реализуется примерно за 6 с до пролета точки рикошета на высоте 55–57 км.

Наиболее важным для формирования рикошетирующей траектории является участок движения вблизи точки рикошета длительностью 50–70 с, на котором перегрузка превышает 2.5g. Сложность управления на этом участке обусловлена его скоротечностью.

Рис. 3. Структура командных углов крена на атмосферных участках спуска при возвращении от Луны: a – командный угол крена на участке первого погружения (первый участок спуска), δ – командный угол крена на участке второго погружения (третий участок спуска)

2. Адаптация к фактическим ошибкам АДХ+МЦИХ. В [4] описан способ раздельной адаптации, основанный на сравнении измеренного на борту вектора кажущегося ускорения $\vec{W} = (W_x, W_y, W_z)$ с расчетным вектором $\vec{W}^{\text{расч}} = (W_{x0}, W_{y0}, W_{z0})$, который вычисляется по бортовой модели АДХ, среднемесячной модели плотности атмосферы и навигационным параметрам движения.

Определяются две проекции измеренного вектора кажущегося ускорения: на единичный вектор навигационной возлушной скорости \vec{V}^0 :

$$\vec{W}_V = -(\vec{W} \cdot \vec{V}^0) \vec{V}^0, \qquad (2.1)$$

где скобки означают скалярное произведение векторов, и на нормаль к нему:

$$\vec{W}_{\rm n.c} = \vec{W} - \vec{W}_V.$$
 (2.2)

Первая проекция (2.1) определяет вектор кажущегося ускорения под действием силы лобового сопротивления. Вторая проекция (2.2) определяет вектор кажущегося ускорения под действием

подъемной силы. Соответствующие проекции расчетного вектора кажущегося ускорения $\vec{W}^{\text{paсч}}$ вычисляются с использованием бортовых моделей балансировочных АДХ и среднемесячной атмосферы, а также навигационной воздушной скорости.

На каждом шаге коррекции управления определяются два коэффициента адаптации:

$$a_V = |\vec{W}_V| / |\vec{W}_V^{\text{pacy}}| \tag{2.3}$$

для коэффициента лобового сопротивления C_{xa} и

$$a_{\rm n.c} = |\vec{W}_{\rm n.c}| / |\vec{W}_{\rm n.c}^{\rm pacy}| \tag{2.4}$$

для коэффициента подъемной силы C_{va} .

Раскрывая формулу (2.3), получим отношение измеренного ускорения лобового сопротивления к расчетному:

$$a_{V} = \left(\frac{C_{xa}\rho V^{2}S}{2m}\right)_{_{\rm H3M}} / \left(\frac{C_{xa}\rho V^{2}S}{2m}\right)_{_{\rm pac4}} \simeq \frac{(C_{xa}\rho)_{_{\rm H3M}}}{(C_{xa}\rho)_{_{\rm pac4}}}.$$
(2.5)

Здесь *S* – характерная площадь СА, р – плотность атмосферы.

Раскрывая (2.4), получим аналогично

$$a_{\rm nc} = \left(\frac{C_{ya}\rho V^2 S}{2m}\right)_{\rm \tiny H3M} / \left(\frac{C_{ya}\rho V^2 S}{2m}\right)_{\rm pacy} \simeq \frac{\left(C_{ya}\rho\right)_{\rm \tiny H3M}}{\left(C_{ya}\rho\right)_{\rm pacy}}.$$
(2.6)

В соотношениях (2.5) и (2.6) принято допущение $(V^2/m)_{\mu_{3M}} \approx (V^2/m)_{pacy}$ с учетом того, что воздушная скорость V и масса СА *m* известны достаточно точно. Отношение $a_{n,c} \kappa a_V$ определяет относительное аэродинамическое качество \tilde{k} т.е. отношение фактического (измеренного) аэродинамического качества $k_{\mu_{3M}}$ к расчетному аэродинамическому качеству k_{pacy} :

$$\frac{a_{\text{п.с}}}{a_V} = \frac{\left(C_{ya}\rho\right)_{\text{изм}}}{\left(C_{ya}\rho\right)_{\text{расч}}} \frac{\left(C_{xa}\rho\right)_{\text{расч}}}{\left(C_{xa}\rho\right)_{\text{изм}}} = \frac{\left(C_{ya}\rho\right)_{\text{изм}}}{\left(C_{xa}\rho\right)_{\text{изM}}} / \frac{\left(C_{ya}\rho\right)_{\text{расч}}}{\left(C_{xa}\rho\right)_{\text{расч}}} = \frac{k_{\text{изм}}}{k_{\text{расч}}} = \tilde{k}.$$
(2.7)

Хотя коэффициенты адаптации a_V и $a_{n.c}$ содержат ошибки, порождаемые ошибками АДХ, МЦИХ, возмущенной атмосферой и навигационной высоты Δh , их отношение (2.7) свободно от этих ошибок и определяет отношение измеренного (фактического) аэродинамического качества СА к расчетному (бортовому) аэродинамическому качеству.

Если $\tilde{k} < 1$, т.е. $k_{изм} < k_{расч}$, измеренное (фактическое) аэродинамическое качество меньше расчетного, что способствует *недолету*. Если $\tilde{k} = 1$, т.е. $k_{изм} = k_{расч}$, фактическое аэродинамическое качество равно расчетному, что способствует точному приведению СА в район посадки. Если $\tilde{k} > 1$, т.е. $k_{изм} > k_{расч}$, измеренное (фактическое) аэродинамическое качество больше расчетного, что способствует *перелету*.

Относительное аэродинамическое качество \tilde{k} по существу показывает итоговую ошибку АДХ+МЦИХ через отношение измеренного (фактического) аэродинамического качества СА к расчетному. Для каждого варианта возмущений относительное аэродинамическое качество \tilde{k} остается постоянным по всей траектории, так как ошибки АДХ+МЦИХ не меняются в процессе движения. Некоторые колебания \tilde{k} на участках с малой перегрузкой (т.е. малым скоростным напором) обусловлены колебаниями СА по углу атаки в условиях слабого демпфирования и ошиб-

ками навигационных измерений. Колебания СА по углу атаки приводят к тому, что уточнение бортовых АДХ по формуле (2.7) с использованием коэффициентов адаптации $a_V u a_{n.c}$ зависит от фазы колебаний. Возникающая при этом "раскачка" прогнозных АДХ является дополнительной помехой для работы алгоритма.

Чтобы исключить колебания коэффициентов $a_v(t)$ и $a_{n,c}(t)$, при их вычислении по формулам (2.5) и (2.6) в качестве расчетных применяются коэффициенты, соответствующие текущему навигационному углу атаки $\alpha_{\text{нав}}$, т.е. $C_{xa}(\alpha_{\text{нав}})$ и $C_{ya}(\alpha_{\text{нав}})$. Навигационный угол атаки $\alpha_{\text{нав}}$ определяется на основе текущего навигационного вектора состояния [6]. Плотность атмосферы $\rho_{\text{расч}}(h_{\text{нав}})$ соответствует бортовой среднемесячной модели.

В этом случае коэффициенты адаптации $a_{v}(t)$ и $a_{n,c}(t)$ практически не имеют колебательной составляющей, и относительное аэродинамическое качество $\tilde{k}(t)$, вычисляемое по формуле (2.7), тоже почти постоянно.

Из-за навигационных и методических ошибок функция $\tilde{k}(t)$ на участке спуска от точки входа до точки рикошета все же может иметь небольшие колебания. По своей природе относительное аэродинамическое качество \tilde{k} постоянно, так как оно зависит только от ошибок АДХ+МЦИХ, которые не меняются по всей траектории. Поэтому применяется сквозное осреднение относительного аэродинамического качества как среднее арифметическое мгновенных значений:

$$\tilde{k}_{\operatorname{cp} l} = \frac{1}{l} \sum_{i=1}^{l} \tilde{k}_{i}.$$

Путем несложных преобразований последнее соотношение может быть сведено к рекуррентной формуле

$$\tilde{k}_{\rm cp\,l} = \frac{1}{l} [(l-1)\,\tilde{k}_{\rm cp\,(l-1)} + \tilde{k}_l].$$
(2.8)

Здесь $\tilde{k}_{cp\,l}$ – осредненное значение на текущем шаге навигационных измерений, l – текущий шаг, $\tilde{k}_{cp\,(l-1)}$ – осредненное значение на предыдущем шаге, \tilde{k}_l – текущее измерение. Такое осреднение относительного аэродинамического качества (2.8) позволяет раньше идентифицировать его истинную величину и использовать в прогнозе.

Ошибку относительного аэродинамического качества (\tilde{k}) будем интерпретировать через изменение балансировочного угла атаки $\Delta \alpha$ из-за изменения коэффициента момента тангажа Δm_z . Для получения зависимости $\Delta m_z = f(\tilde{k})$ рассмотрим в линейном приближении вариацию аэродинамического качества k в окрестности балансировочного угла атаки α_{6an} :

$$k(\Delta \alpha) = k_{\text{pacy}} + \frac{\partial k}{\partial \alpha} \Delta \alpha.$$
(2.9)

С учетом (2.9) получим

$$\tilde{k} = \frac{k(\Delta \alpha)}{k_{\text{pacy}}} = 1 + \frac{1}{k_{\text{pacy}}} \frac{\partial k}{\partial \alpha} \Delta \alpha.$$
(2.10)

Из (2.10) определим Δα:

$$\Delta \alpha = k_{\text{pacy}}(\tilde{k} - 1) / \frac{\partial k}{\partial \alpha}.$$
(2.11)

Для коэффициента момента тангажа в линейном приближении имеем

$$\Delta m_z = -\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} \Delta \alpha. \tag{2.12}$$

С учетом (2.11) и (2.12) получим формулу, устанавливающую связь между \tilde{k} и Δm_{z} :

$$\Delta m_z = -\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} k_{\text{pacy}} (\tilde{k} - 1) / \frac{\partial k}{\partial \alpha}.$$
(2.13)

Гиперзвуковые коэффициенты в (2.13) при M > 10 и номинальных АДХ имеют значения: $\partial m_r / \partial \alpha = -0.0027$ град⁻¹, k = -0.319, $\partial k / \partial \alpha = -0.0134$ град⁻¹. Тогда

$$\Delta m_z = 0.0643(\tilde{k} - 1). \tag{2.14}$$

Если $\tilde{k} = 0.8$ (фактическое аэродинамическое качество на 20% меньше расчетного), то $\Delta m_z = -0.0129$. Если $\tilde{k} = 1$ (фактическое аэродинамическое качество равно расчетному), то $\Delta m_z = 0$. Если $\tilde{k} = 1.2$ (фактическое аэродинамическое качество на 20% больше расчетного), то $\Delta m_z = +0.0129$. Видно, что коэффициент адаптации Δm_z для расчета прогнозных АДХ может существенно отличаться от используемого в [3] *общего* коэффициента адаптации $\Delta m_z = -0.004$.

Формула (2.14) используется, если расчетные величины в (2.3)–(2.6) — это *номинальные* АДХ, соответствующие номинальному балансировочному углу атаки. Если в качестве расчетных применяются АДХ при *навигационном угле атаки*, то вычисление Δm_z проводится по формуле

$$\Delta m_z = 0.0643(k-1) + \delta m_z \left(\alpha_{6a\pi} - \Delta \alpha_{6a\pi}\right). \tag{2.15}$$

Здесь второе слагаемое учитывает дополнительный аэродинамический момент δm_z , который возникает из-за смещения фактического балансировочного угла атаки ($\Delta \alpha_{\text{бал}}$) от номинального $\alpha_{\text{бал}}$. Для определения смещения $\Delta \alpha_{\text{бал}}$ используется алгоритм, описанный в работе [6].

Прогнозные АДХ формируются с учетом коэффициента момента тангажа (2.14) или (2.15), поэтому они автоматически учитывают ошибки АДХ и МЦИХ.

Построенная адаптация TAУC-MC соответствует гиперзвуковой скорости движения CA с числом Маха больше 6, но формулы (2.14) и (2.15) сохраняют свою работоспособность вплоть до последнего участка спуска, т.е. до трансзвуковой скорости, и не требуют перенастройки.

Коэффициент \tilde{k} уточняется только в том случае, когда новое вычисленное значение относительного аэродинамического качества отличается от принятого больше, чем на 0.01. Последнее полученное значение \tilde{k} сохраняется до конца траектории спуска, т.е. и на участке второго погружения СА в атмосферу.

3. Идентификация относительной плотности. Вместо неизвестной относительной плотности $\xi = \rho/\rho_{cM}$, где ρ — фактическая плотность атмосферы, ρ_{cM} — бортовая среднемесячная плотность атмосферы, в прогнозе используется функция

$$\eta = 0.5(a_V + a_{\pi.c}) \tag{3.1}$$

или с учетом (2.5) и (2.6)

мущенной траектории.

$$\eta = 0.5(1 + \tilde{k}) \frac{(C_{xa})_{_{\rm H3M}}}{(C_{xa})_{_{\rm Dacy}}} \xi.$$
(3.2)

Если $\tilde{k} = 1$ и (C_{xa})_{изм} = (C_{xa})_{расч}, то имеем $\eta = \xi$. Если из-за ошибок АДХ+МЦИХ имеем (C_{xa})_{изм} > (C_{xa})_{расч}, то реально $\tilde{k} < 1$ и, наоборот, если (C_{xa})_{изм} < (C_{xa})_{расч}, то реально $\tilde{k} > 1$. Поэтому множитель перед ξ в формуле (3.2) близок к 1, т.е. функция η (3.1) должна примерно совпадать с ξ . Проведенный анализ экстремальных вариантов возмущенных траекторий показал, что на участке спуска до точки рикошета разница между η и ξ не превышает 3–6% в моменты коррекции управления. После точки рикошета начинает накапливаться ошибка навигационной высоты Δh , которая растет почти линейно по времени и может достигать ± 2 км на высоте 80 км, когда начинает работать аппаратура спутниковой навигации (АСН). Ошибка η следует ошибке Δh : при $\Delta h > 0$ функция η отклоняется вверх от ξ , а при $\Delta h < 0$ – вниз.

Близость ξ и η позволила в модифицированном алгоритме TAVC-MC рассматривать параметр η в качестве относительной плотности ξ на участке спуска до точки рикошета (т.е. до появления ошибок навигационной высоты Δh). Тем самым с использованием навигационных измерений и введения параметров (2.14) или (2.15) и (3.1) удалось в алгоритме TAVC-MC впервые разделить *ошибки относительного аэродинамического качества* (\tilde{k}) и *относительной плотности атмосферы* (ξ). Это позволило правильно идентифицировать условия движения для каждой воз-

Вариации плотности атмосферы в силу своей природы меняются медленно по времени (дальности), поэтому функция η не требует осреднения, чтобы "не потерять" длиннопериодическую волну.

При первом погружении СА в атмосферу логика адаптации включается, когда перегрузка достигает величины n = 0.05g (высота ~88 км), а выключается после пролета точки рикошета на минимальной высоте, когда начинает накапливаться ошибка навигационной высоты Δh .

При прогнозе остающейся траектории ниже достигнутой высоты на участке первого погружения и на участке второго погружения принимается $\eta = 1$, что соответствует плотности среднемесячной (бортовой) атмосферы.

При движении CA на участке второго погружения в атмосферу на высотах выше 60 км используется среднее значение функции η_{cp} , полученное на участке первого погружения. На высотах ниже 60 км значение η вычисляется по формуле

$$\eta = k_{\eta} \left[1 + (1 + (\eta_{cp} - 1)\frac{h}{60}) \right].$$

Здесь высота *h* задается в км, коэффициент $k_{\eta} = 1.1$, если $\eta_{cp} < 0.85$, и $k_{\eta} = 1$, если $\eta_{cp} \ge 0.85$. Тем самым при прогнозе плотность атмосферы на остающемся участке завышается.

4. Идентификация ошибки навигационной высоты. Идентификация ошибки навигационной высоты выполняется на участках траектории, где возможно накопление больших навигационных ошибок:

на восходящем участке траектории первого погружения в атмосферу,

на высотах от 70 до 37 км второго погружения в атмосферу.

Адаптация к ошибке навигационной высоты состоит в корректировке начального вектора состояния при бортовом прогнозе на величину высотной поправки Δh , для расчета которой используется следующий алгоритм.

Определяется величина номинального полного аэродинамического ускорения $\left| \vec{W}_{\Sigma}^{\text{pacy}} \right|$. С использованием измеренной величины полного аэродинамического ускорения $\left| \vec{W}_{\Sigma}^{\text{изм}} \right|$ вычисляется поправочный коэффициент β по формуле

$$\beta = \left| \vec{W}_{\Sigma}^{\text{M3M}} \right| / (\eta \left| \vec{W}_{\Sigma}^{\text{pacy}} \right|).$$

Здесь η – модельная относительная плотность атмосферы, задаваемая формулой (3.1).

С привлечением стандартной атмосферы CA-81 (ГОСТ 4401-81) находится поправка Δh , для которой выполняется условие

$$\beta = \rho(h + \Delta h) / \rho(h). \tag{4.1}$$

Эта поправка навигационной высоты нужна для уточнения начального вектора состояния при расчете прогноза. Алгоритм уточнения следующий. По текущему навигационному радиусвектору \vec{r} определяются текущие значения широты φ , долготы λ и высоты h. Полученная высота h корректируется на величину Δh , найденную из условия (4.1). Затем по значениям φ , λ , $h + \Delta h$ вычисляется скорректированный радиус-вектор $\vec{r}_{\text{кор}}$, который применяется для формирования начального вектора состояния при расчете текущего прогноза.

Использование описанного алгоритма для расчета поправки навигационной высоты Δh на отдельных траекториях порождает автоколебания командного угла крена на восходящей ветви первого погружения СА в атмосферу, что приводит к увеличению расхода топлива. Причиной являлось "пилообразное" изменение вычисляемой поправки Δh . Для устранения этого применяется следующий алгоритм.

На каждом такте навигационных измерений (длительностью 0.025 с) вычисляется мгновенное значение Δh_i из условия (4.1). Предполагается, что на интервале накоплений измерений поправка навигационной высоты Δh зависит линейно от времени:

$$\Delta h = at + b.$$

Коэффициенты а и b вычисляются из условия минимума функции

$$\sum_{i} \left(at_i + b - \Delta h_i\right)^2$$

методом наименьших квадратов и обновляются всякий раз при поступлении очередного "измерения" Δh_i .

В результате автоколебания командного угла крена были устранены, расход топлива уменьшился, а точность приведения улучшилась.

5. Управление при отсутствии двухпараметрического решения. Двухпараметрическое управление ТАУС-МС с одновременным устранением прогнозируемых промахов в продольном и боковом направлениях основано на подходе, описанном в [1]. Этот подход подразумевает на каждом шаге работы алгоритма управления выполнение трех численных прогнозов остающейся части траектории спуска и определение частных производных конечных параметров движения по параметрам управления. Затем в линейном приближении решается система двух уравнений для поправок к зависимости командного угла крена от кажущейся скорости. Однако такая система может не иметь решения ("вырождаться") в двух случаях.

В первом случае главный определитель системы двух линейных уравнений

$$\Delta = \begin{vmatrix} \frac{\partial x}{\partial \gamma} & \frac{\partial x}{\partial V_i} \\ \frac{\partial z}{\partial \gamma} & \frac{\partial z}{\partial V_i} \end{vmatrix}$$

для расчета поправок $\Delta\gamma$, ΔV обращается в нуль или близок к нулю. Здесь $\Delta\gamma$ – поправка к командному углу крена, ΔV – поправка к величине кажущейся скорости очередного переворота по крену. Физически это означает, что остающаяся прогнозная траектория становится практически нечувствительной к управлению. В таких случаях алгоритм сохраняет параметры управления, полученные на предыдущем шаге коррекции.

Во втором случае кажущаяся скорость V_i очередного прогнозного переворота по крену "уходит" за кажущуюся скорость V_{i+1} следующего за ним переворота на опорной зависимости угла крена. В такой ситуации допускается сдвиг кажущейся скорости момента переворота до некоторого предельного значения: $V_i \le V_{i+1} - \Delta V_{\text{доп}}$, где $\Delta V_{\text{доп}} -$ "буфер", выбираемый заранее (в общем случае разный на участках первого и второго погружений в атмосферу). При этом командный угол крена не ограничивается.

В отдельных случаях, когда командный угол крена γ_{κ} близок к нулю, а поправка $\Delta \gamma$ изменяет его знак, могут возникать автоколебания в окрестности угла $\gamma_{\kappa} = 0$, которые резко увеличивают расход топлива и промах. Для защиты от таких случаев была выполнена следующая доработка алгоритма ТАУС-МС.

Если после решения системы линейных уравнений величина поправки кажущейся скорости текущего переворота по крену ΔV оказывается такой, что нарушается условие $V_i + \Delta V < V_{i+1}$, то величина поправки ΔV вычисляется по формуле

$$\Delta V = 0.5(V_i + V_{i+1}) - V_i.$$
(5.1)

В этой ситуации величина поправки командного угла крена $\Delta \gamma$ выбирается из условия равенства нулю квадрата суммарного промаха $r^2 = x^2 + z^2$ при известном значении ΔV , вычисленном по формуле (5.1). Здесь x – продольный промах, z – боковой промах в посадочной системе координат.

В линейном приближении по формуле Тейлора имеем

$$r^{2}(\gamma + \Delta\gamma, V_{i} + \Delta V) = r^{2}(\gamma, V) + \frac{\partial(r^{2})}{\partial V}\Delta V + \frac{\partial(r^{2})}{\partial \gamma}\Delta\gamma, \qquad (5.2)$$

где

$$\frac{\partial(r^2)}{\partial \gamma} = 2x\frac{\partial x}{\partial \gamma} + 2z\frac{\partial z}{\partial \gamma}, \quad \frac{\partial(r^2)}{\partial V} = 2x\frac{\partial x}{\partial V} + 2z\frac{\partial z}{\partial V}$$

а $\frac{\partial x}{\partial \gamma}, \frac{\partial z}{\partial \gamma}, \frac{\partial x}{\partial V}, \frac{\partial z}{\partial V}$ – частные производные, которые использовались в системе линейных уравнений для поправок. Из условия равенства нулю (5.2) получим поправку командного угла крена в рассматриваемом случае:

$$\Delta \gamma = -\left[r^{2}(\gamma, V) + \frac{\partial(r^{2})}{\partial V} \Delta V\right] / \frac{\partial(r^{2})}{\partial \gamma}.$$

Если γ_{κ} и сумма $\gamma_{\kappa} + \Delta \gamma$ оказываются по разные стороны от 0 или $\pm \pi$, то новое значение для γ_{κ} вычисляется как $\gamma_{\kappa} = \gamma_0 \cdot \text{sign}(\gamma_{\kappa})$ при переходе через 0 или как $\gamma_{\kappa} = (\pi - \gamma_{\pi}) \cdot \text{sign}(\gamma_{\kappa})$ при переходе через $\pm \pi$. Здесь γ_0 и γ_{π} – константы, которые равны соответственно 5° и 10°.

6. Алгоритм ограничения перегрузки. Перед первым входом СА в атмосферу априорная опорная зависимость угла крена от кажущейся скорости уточняется из условия получения заданной перегрузки $n_{3aa} = 5.3g$ вблизи точки рикошета в предположении номинальных АДХ и среднемесячной атмосферы. Обычно максимальная перегрузка возникает за 5–6 с до точки рикошета и не превышает 5.8g. Командный угол входа $\gamma_{Bx} = 170^{\circ}$ фиксирован, а длительность участка движения с таким углом $V_0 = 0.3$ км/с в номинальных условиях обеспечивает заданную максимальную перегрузку. После участка входа "с пикированием" (для быстрого "зарывания" СА в атмосферу) вводится управление $\gamma_1 = 0$ для выравнивания траектории. При таком управлении на первом погружении СА в атмосферу перегрузка может иметь только один максимум ("пик" перегрузки). В алгоритме ТАУС-М максимальная перегрузка на первом погружении СА в атмосферу не контролировалась из-за быстротечности ее нарастания: время спуска до точки рикошета составляет 50–60 с, из которых ~30 с отводятся на адаптацию к фактическим условиям движения [4].

В алгоритме ТАУС-МС впервые введено регулирование максимальной перегрузки на участке первого погружения в атмосферу за счет корректировки параметров V_0 (момент изменения угла крена со 170° на 0) и V_1 (момент изменения угла крена с 0 до γ_1) [7]. Алгоритм регулирования включает в себя начальный блок, в котором до входа в атмосферу строится профиль прогнозируемой перегрузки при отсутствии возмущений и два блока для коррекции параметров V_0 и V_1 в ходе спуска. Первый из этих блоков вызывается в фиксированный момент времени после входа в атмосферу и может корректировать значения V_0 и V_1 на основе сравнения прогнозного профиля перегрузки, построенного до входа в атмосферу, с профилем перегрузки, полученным по ее измерениям. Второй блок вызывается после уточнения значения поправка Δm_z и может изменять значение V_1 в зависимости от прогнозируемой максимальной перегрузки.

Для алгоритма TAVC-MC максимальная перегрузка по всей траектории спуска обычно реализуется на первом погружении CA в атмосферу. Только на единичных траекториях максимальная перегрузка может оказаться на втором погружении. Для таких случаев разработан специальный алгоритм контроля и снижения максимальной перегрузки на втором погружении [7].

Физическая основа снижения перегрузки состоит в разбиении одного большого пика перегрузки на два пика меньшей высоты. Это реализуется посредством ввода так называемого "участка k_{γ} " [4]. Коэффициент k_{γ} определяет величину уменьшения модуля опорного командного угла крена на заданном интервале кажущейся скорости. За счет этого траектория "вспухает", и пик перегрузки разбивается на два: один на большой высоте при большой скорости, а второй на меньшей высоте при увеличенной плотности атмосферы. Был выбран рациональный коэффициент $k_{\gamma} = 0.5$, т.е. опорный угол командного крена уменьшается на этом участке в 2 раза. Если коэффициент k_{γ} уменьшить еще, то снизится эффективность компенсации бокового промаха, если его увеличить, то не будет возможности снижения перегрузки.

Участок k_{γ} , помимо самого коэффициента, имеет два параметра настройки: величина кажущейся скорости начала этого участка $V_{\gamma \text{ нач}}$ и его конца $V_{\gamma \text{ кон}}$ (или его длительности ΔV_{γ}). В отличие от [4], где по результатам прогноза перегрузки использовался постоянный сдвиг участка k_{γ} (протяженностью $\Delta V_{\gamma} = 2 \text{ км/с}$) влево по кажущейся скорости на 0.8 км/с от начального значения $V_{\gamma \text{ нач}} = 2.2 \text{ км/с}$, в ТАУС-МС применяется более гибкая логика, которая была представлена в [7].

Эта логика основана на коррекции значений $V_{\gamma \text{кон}}$ и $V_{\gamma \text{кон}}$ в случае, если прогнозируемая перегрузка превышает допустимое значение. На величину максимальной перегрузки влияет главным образом $V_{\gamma \text{нач}}$. Второй параметр выбирается таким образом, чтобы его значение совпадало с кажущейся скоростью, соответствующей пику перегрузки. В ТАУС-МС реализовано два блока,

Рис. 4. Параметры траектории с алгоритмом ТАУС-МС (вариант № 86 из статистики 1000 псевдослучайных возмущенных траекторий): a -участок первого погружения, $\delta -$ участок второго погружения

в которых возможна корректировка $V_{\gamma \text{нач}}$ и $V_{\gamma \text{кон}}$. Первый блок реализуется в виде итерационной процедуры по уточнению значений $V_{\gamma \text{ нач}}$ и $V_{\gamma \text{ кон}}$ на основе прогнозируемого значения максимальной перегрузки. Этот блок должен вызываться на внеатмосферном участке траектории после первого погружения в атмосферу. Второй блок вызывается в TAYC-MC на каждом такте вызова алгоритма при втором погружении в атмосферу до тех пор, пока не будет пройден первый пик перегрузки. Алгоритмически второй блок аналогичен первому, однако при каждом его вызове выполняется только одна итерация по уточнению $V_{\gamma \text{ нач}}$ и $V_{\gamma \text{ кон}}$.

Рис. 5. Параметры траектории с алгоритмом ТАУС-МС (вариант № 60 из статистики 1000 псевдослучайных возмущенных траекторий): a – участок первого погружения, δ – участок второго погружения

7. Блокировка автоколебаний. В условиях, когда эффективность управления существенно снижается, могут возникать автоколебания по углу крена. Такая ситуация обычно случается в конце участка первого погружения СА в атмосферу из-за низкой плотности и в конце участка второго погружения в атмосферу вследствие малой скорости движения. В условиях сниженной эффективности управления даже небольшие погрешности прогнозируемого промаха могут вызывать автоколебания по крену. Такие ситуации идентифицируются и блокируются путем сохранения командного угла крена.

Вторая причина возможных автоколебаний связана с переходом от двухпараметрического управления к однопараметрическому в конце участков первого и второго погружений в атмосферу,

Рис. 6. Конечные точки на высоте приведения

Рис. 7. Прогнозируемый промах в точке вылета

Рис. 8. Максимальные перегрузки

как было в алгоритме ТАУС-М. Автоколебания вызывают повышенный расход топлива и ухудшают точность приведения.

Для исключения "удара" на управление в алгоритме ТАУС-МС двухпараметрическое управление сохраняется на всей траектории спуска. В конце участка первого погружения СА в атмосферу в качестве параметров управления рассматриваются величина угла крена γ_3 этого участка и значение кажущейся скорости V_1 участка второго погружения в момент переключения угла крена с 0 на γ_1 (см. рис. 3).

В алгоритме ТАУС-М [4] было принято, что после третьего (последнего) переворота на втором погружении угол крена не меняется: $\gamma = -170^{\circ}$. В алгоритме ТАУС-МС последний угол крена "разморожен", т.е. двухпараметрическое управление сохраняется до конца с учетом всех ограничений на командный угол крена. Только в случае нарушения этих ограничений осуществляется переход на однопараметрическое управление из условия минимального промаха.

На рис. 4 показаны параметры движения для варианта № 86 с алгоритмом ТАУС-МС. Промах уменьшился с 20 до 1 км, а управление стало похожим на вариант № 1 (без ошибок АДХ+МЦИХ и со среднемесячной атмосферой).

На рис. 5 приведены параметры движения для варианта \mathbb{N} 60. Перегрузка снизилась с 8.1 до 5.1 *g*, а управление также стало похожим на вариант \mathbb{N} 1.

Рис. 9. Расход топлива

8. Результаты статистических испытаний алгоритма ТАУС-МС. Для проверки эффективности алгоритма ТАУС-МС выполнен большой объем статистических испытаний, которые показали следующее. После разработки алгоритмов раздельной адаптации к основным действующим возмущениям (ошибки АДХ+МЦИХ, возмущенная атмосфера, ошибка навигационной высоты) наиболее существенной для точности приведения оказалась ошибка знания начальной выставки осей чувствительности инерциального измерительного прибора (ИИП) относительно связанной системы координат. Статистическими расчетами установлено, что сама ошибка начальной выставки ИИП влияет на отдельные возмущенные траектории, но в статистике сказывается не сама ошибка, а точность ее знания.

Точность знания ошибки начальной выставки ИИП зависит от способа ее определения с помощью внешних датчиков (например, с использованием звездного датчика), а также от взаимного расположения ИИП и датчика. Если оба прибора конструктивно размещены на одной платформе, то ошибка знания начальной выставки ИИП минимальна (порядка 10 угл. мин). Если оба прибора конструктивно размещены на большом расстоянии, то ошибка знания

Параметры	МО	max	min	σ
Участок первого погружения				
<i>T</i> ₁ , c	292	518	226	33
<i>х</i> ₁ , км	2.966	40.523	-105.908	14.094
<i>z</i> ₁ , км	-8.490	13.476	-41.771	7.311
<i>r</i> ₁ , км	14.676	113.848	0.152	8.688
Δh_1 , км	0.017	1.983	-2.040	0.745
N _{н.р1} , с	0.2	72	0	2.3
$n_{\rm max1}, g$	5.32	6.02	4.60	0.24
$\Delta t(5g), c$	13	25	0	6
$\Delta t(6g)$, c	0	1	0	0.03
<i>m</i> _{топ1} , кг	56	85	41	5
$\theta_{{}_{B \mathrm{b} \mathrm{J} \mathrm{J} 1}}$, град	1.365	2.137	0.175	0.280
<i>V</i> _{выл1} , км/с	7.621	7.684	7.583	0.016
<i>V</i> _{каж1} , км/с	3.530	3.619	3.450	0.025
L ₁ , км	2411	4117	1891	255
Участок второго погружения				
<i>T</i> , c	1526	1582	1436	24
х, км	-0.015	2.194	-2.634	0.485
<i>z</i> , KM	0.002	2.019	-1.863	0.562
<i>г</i> , км	0.645	2.708	0.016	0.367
Δh , км	0.153	3.809	-3.104	1.235
N _{н.р} , с	0.3	72	0	2.8
n_{\max}, g	5.33	6.33	4.60	0.24
$\Delta t(5g)$, c	13	87	0	8
$\Delta t(6g), c$	0	14	0	0.4
<i>т</i> _{топ} , кг	165	237	104	19
<i>V_{каж}, км/с</i>	12.257	12.532	11.942	0.101
<i>L</i> _Σ , км	9577	9625	9513	15

Таблица. Результаты статистических испытаний 1000 траекторий ("упрежденное" управление, точность знания ±10 угл. мин)

начальной выставки будет существенно больше и зависит от многих факторов (нежесткость конструкции, перегрузка, нагрев и т.д.). При статистических испытаниях ТАУС-МС принята точность знания ошибки начальной выставки ±10 угл. мин с равномерным распределением. Сама ошибка начальной выставки рассматривалась в пределах ±25 угл. мин тоже с равномерным распределением. Расчетами установлено, что использование "упрежденного" управления, когда на текущем шаге коррекции (длительностью 1 с) формируется управление для следующего шага, практически не влияет на точность приведения с алгоритмом ТАУС-МС, перегрузку и расход топлива. При этом предполагается, что одного шага достаточно для проведения всех расчетов, связанных с коррекцией управления.

Результаты статистических испытаний алгоритма ТАУС-МС по расчету 1000 возмущенных траекторий приведены в таблице для "упрежденного" управления на 1 шаг коррекции при точности знания выставки ИИП ±10 угл. мин с равномерным распределением. Здесь МО – математическое ожидание, тах – максимальная величина, тіп – минимальная величина, σ – среднее квадратичное отклонение, нижним индексом 1 отмечены параметры на участке первого погружения, T – время движения, x – продольный промах, z – боковой промах, r – суммарный промах, Δh – ошибка навигационной высоты, $N_{\rm H,p}$ – число шагов коррекции с отсутствием двухпараметрического решения (индекс "н.р" – нет решения), $n_{\rm max}$ – максимальная перегрузка, $\Delta t(5)$ – длительность интервала с превышением перегрузки 5g, $\Delta t(6)$ – длительность интервала с превышением перегрузки 5g, $\Delta t(6)$ – длительность интервала с превышением перегрузки 5g, $\Delta t(6)$ – длительность интервала с превышением перегрузки 5g, $\Delta t(6)$ – длительность интервала с превышением перегрузки 5g, $\Delta t(6)$ – длительность интервала с превышением перегрузки 5g, $\Delta t(6)$ – длительность интервала с превышением перегрузки 5g, $\Delta t(6)$ – длительность интервала с превышением перегрузки 5g, $\Delta t(6)$ – длительность интервала с превы-

На рис. 6 показаны координаты конечных точек (x, z) в посадочной системе координат на высоте приведения 4.5 км. Номерами обозначены возмущенные траектории. Только в трех вариантах из 1000 промах достигает 2.7 км, а в подавляющем большинстве вариантов промах меньше 2 км. Прогнозируемый промах в точке вылета после первого погружения СА в атмосферу дан на рис. 7.

Максимальные перегрузки n_{max} в зависимости от кажущейся скорости V_n , при которой они достигаются, приведены на рис. 8. Только в одном варианте перегрузка достигает величины 6.33g, а в остальных вариантах перегрузка меньше 6g. Время действия перегрузок больше 5 и 6g меньше допустимого, согласно нормативам NASA-STD-3000 [8].

На рис. 9 показан суммарный расход топлива $m_{\text{топ}}$ в зависимости от промаха *r*. В одном варианте расход топлива достигает 237 кг, а в остальных вариантах расход меньше 225 кг.

Заключение. В разработанном алгоритме двухпараметрического терминального управления ТАУС-МС впервые разделены ошибки АДХ+МЦИХ и возмущенной атмосферы. Это позволило реализовать *ситуационную* (индивидуальную) адаптацию к действующим возмущениям для каждой рикошетирующей траектории возвращения от Луны. Алгоритм включает способ идентификации ошибки навигационной высоты, которая может достигать ± 2 км на первом погружении в атмосферу и ± 3 км на втором погружении. В основу ТАУС-МС положены детальный анализ движения СА в атмосфере при спуске до точки рикошета и использование автономных навигационной высоть качества к расчетному), определения относительной плотности атмосферы (отношение фактического качества к расчетному), определения относительной плотности) и вычисления ошибки навигационной высоты (разница между навигационной высотой и фактической). ТАУС-МС позволяет реализовать посадку СА на юге территории Российской Федерации с требуемой точностью (4 км), максимальной перегрузкой до 6g и приемлемым расходом топлива.

Алгоритм ТАУС-МС защищен патентом на изобретение [9].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975. 400 с.
- Rea J.R., Putnam Z.R. A Comparison of Two Skip Entry Guidance Algorithms // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. Hilton Head, South Carolina, USA, 2007. https://doi.org/10.2514/6.2007-6424
- 3. Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Самотохин А.С., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г., Тучин Д.А. Обеспечение посадки спускаемого аппарата на космодром "Восточный" после возвращения от Луны // Изв. РАН. ТиСУ. 2014. № 6. С. 136–152.

- 4. 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 // Космич. исслед. 2020. Т. 58. № 2. С. 149–164.
- 5. *Самотохин А.С., Сихарулидзе Ю.Г.* Анализ траекторий возвращения от Луны // Изв. РАН. ТиСУ. 2021. № 3. С. 142–153.
- 6. *Самотохин А.С.* Определение балансировочного угла атаки и высотной поправки в алгоритме TAУC-MC // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2020. № 108. 20 с. https://doi.org/10.20948/prepr-2020-108
- 7. *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
- 8. *Vernis P., Spreng F., Gellys G.* Accurate Skip-Entry Guidance for Low to Medium L/D Spacecrafts Return Missions Requiring High Range Capabilities // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf, Porland, Oregon, USA, 2011.

https://doi.org/10.2514/6.2011-6649.

9. *Сихарулидзе Ю.Г., Самотохин А.С., Тучин А.Г.* Способ ситуационного терминального управления спускаемым аппаратом в атмосфере Земли на рикошетирующей траектории возвращения от Луны // Патент России № 2752305. 2021. Бюл. № 21.