

УДК 629.78

МОДИФИКАЦИЯ ТЕРМИНАЛЬНОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ С ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЫ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К “УСИЛЕННЫМ” ВОЗМУЩЕНИЯМ

© 2019 г. С. Н. Евдокимов², С. И. Климанов², А. Н. Корчагин¹, Е. А. Микрин²,
А. С. Самотохин¹, Ю. Г. Сихарулидзе^{1, *}, А. Г. Тучин¹

¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Россия

²Ракетно-космическая корпорация “Энергия” им. С.П. Королева, г. Королев, Россия

*sikh@kiam1.rssi.ru

Поступила в редакцию 14.03.2018 г.

После доработки 20.04.2018 г.

Принята к публикации 15.05.2018 г.

Рассматривается задача управления спуском возвращаемого аппарата с околоземной орбиты в условиях “усиленных” возмущений. Разработанный ранее терминальный алгоритм управления спуском существенно доработан для выполнения ограничений по точности посадки, перегрузке и расходу топлива. Предложен способ автоматического сдвига точки схода с орбиты, адаптации к фактическим условиям движения и модификации опорной зависимости угла крена, что обеспечило выполнение заданных ограничений при действии совокупности “усиленных” возмущающих факторов.

DOI: 10.1134/S0023420619030038

ВВЕДЕНИЕ

К разрабатываемым сейчас в России и США новым многоцелевым пилотируемым кораблям (возвращаемый аппарат — *ВА* и *Orion*) предъявляются повышенные требования по точности их приведения к месту посадки, снижению максимальной перегрузки и уменьшению расхода топлива. Для принятых аэродинамических форм с гиперзвуковым качеством порядка 0.3 эти требования могут быть выполнены при новом подходе к созданию алгоритма управления. Для *ВА* предлагается использовать модифицированный терминальный алгоритм управления спуском (ТАУС-М).

Для космического корабля *Orion* принят алгоритм PredGuid (Prediction & Guidance), который разрабатывается в Лаборатории им. Дрейпера на основе алгоритма управления КА *Аполлон* [1, 2]. В алгоритме PredGuid реализовано однопараметрическое управление (продольной дальностью), а боковой промах регулируется в допустимом коридоре. В перспективе предполагается перейти к двухпараметрическому управлению со сведением к нулю промахов в продольном и боковом направлениях одновременно.

Статистических данных по математическому моделированию возмущенных траекторий спуска КА *Orion* с околоземной орбиты пока нет. Опу-

бликованы только данные по математическому моделированию траекторий спуска КА *Orion* после возвращения от Луны, т.е. при входе в атмосферу Земли с околопараболической скоростью и движении по траектории с рикошетом. При стандартном составе возмущающих факторов, которые порождают вариации аэродинамического качества в пределах $\pm 10\%$, на стенде ANTARES (Advanced NASA Technology Architecture for Exploration Study) получена точность порядка 5 км на высоте раскрытия парашюта (7 км) [1, 2].

Для *ВА* с алгоритмом управления ТАУС и “ослабленным” (исходным) составе возмущений были получены следующие оценки путем математического моделирования: точность приведения порядка 1 км, максимальная перегрузка в пределах 3g, расход топлива не больше 140 кг [3]. “Усиленные” возмущения и уточненная математическая модель *ВА* потребовали пересмотра ограничений по точности приведения и максимальной перегрузке, а также существенной модификации исходной версии алгоритма ТАУС.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ

В исходной версии алгоритма ТАУС в задаче прогноза остающейся траектории с численным

интегрированием уравнений движения центра масс и углового движения по крену (4D-задача) используется управление скоростным углом крена. В задаче полного движения (6D-задача) скоростной угол крена пересчитывается в угол “инерциального” крена, который затем отрабатывается с помощью управляющих двигателей (УД). В модифицированной версии алгоритма управления ТАУС-М в обеих задачах управление осуществляется посредством скоростного угла крена, который вычисляется следующим образом.

Вектор навигационной воздушной скорости определяется по формуле

$$\mathbf{V}_{\text{воз}} = \mathbf{V}_{\text{абс}} - \boldsymbol{\omega}_3 \times \mathbf{r} - \mathbf{u}_1, \quad (1)$$

где $\mathbf{V}_{\text{абс}}$ — абсолютная (навигационная) скорость BA , $\boldsymbol{\omega}_3$ — вектор угловой скорости вращения Земли, $\mathbf{r}$ — (навигационный) радиус-вектор текущего положения BA , $\mathbf{u}_1$ — зональный ветер (вдоль параллели) в среднемесечной атмосфере (хранится БЦВМ). Формула (1) учитывает только вращение атмосферы и среднемесечный зональный ветер, т.е. не учитывает случайный зональный ветер и меридиональный (случайный) ветер.

Командный скоростной угол крена $\gamma_{\text{к воз}}$ — это требуемый угол между подъемной силой BA и мгновенной (оскулирующей) плоскостью движения. Подъемная сила $\mathbf{R}_{ya}$ является компонентой результирующей силы (т.е. суммы аэродинамической силы и тяги), направленной по оси Oy_a скоростной системы координат (ССК). Применительно к BA тяга УД существенно меньше аэродинамической силы, и ее можно не учитывать при формировании управления скоростным углом крена. Тяга УД учитывается только в уравнениях движения центра масс и угловом движении BA .

Векторы, входящие в формулу (1), определены в стартовой инерциальной системе координат (СИСК). Матрица $M_{\text{СИСК}}^{\text{ССКУ}}$ задает переход от стартовой к связанной системе координат управления (ССКУ) последовательными поворотами на углы тангажа ϑ , рыскания ψ и крена γ . Начало ССКУ находится в центре масс BA , ось Ox параллельна оси симметрии и направлена к теплозащитному экрану, ось Oy лежит в полуплоскости стабилизации I , ось Oz замыкает правую ортогональную систему координат (СК). С помощью этой матрицы векторы $\mathbf{V}_{\text{воз}}$ и $\mathbf{g}$ переводятся в ССКУ. Единичный вектор нормали к плоскости симметрии BA в ССКУ имеет компоненты $\mathbf{e}_z = (0, 0, 1)$. Тогда направление подъемной силы, которая лежит в плоскости симметрии BA , будет задаваться в ССКУ единичным вектором

$$\mathbf{e}_l = [\mathbf{e}_z \times \mathbf{V}_{\text{воз}}] / \|\mathbf{e}_z \times \mathbf{V}_{\text{воз}}\|.$$

Единичная нормаль к мгновенной (оскулирующей) плоскости движения в ССК определяется соотношением

$$\mathbf{e}_n = [\mathbf{V}_{\text{воз}} \times \mathbf{r}] / \|\mathbf{V}_{\text{воз}} \times \mathbf{r}\|,$$

а единичный вектор

$$\mathbf{e}_p = [\mathbf{e}_n \times \mathbf{V}_{\text{воз}}] / \|\mathbf{e}_n \times \mathbf{V}_{\text{воз}}\|$$

лежит в плоскости движения и ортогонален $\mathbf{V}_{\text{воз}}$. Отсюда косинус скоростного угла крена вычисляется по формуле $\cos \gamma_{\text{воз}} = (\mathbf{e}_p \cdot \mathbf{e}_l)$, синус скоростного угла крена есть

$$\sin \gamma_{\text{воз}} = \text{sign}(\mathbf{e}_n \cdot \mathbf{e}_l) \sqrt{1 - \cos^2 \gamma_{\text{воз}}}.$$

В случае $\gamma_{\text{воз}} > 0$ имеем правый крен (если смотреть в направлении вектора $\mathbf{V}_{\text{воз}}$), а при $\gamma_{\text{воз}} < 0$ имеем левый крен.

Управление движением BA по скоростному углу крена осуществляется с использованием зоны нечувствительности и сигнала ошибки, включающей комбинацию рассогласований по углу и угловой скорости.

2. СОСТАВ ВОЗМУЩАЮЩИХ ФАКТОРОВ

При проведении статистических испытаний рассматривается следующий состав возмущающих факторов: возмущенная атмосфера; ошибки начальной массы BA ; положения центра масс и моментов инерции; ошибки аэродинамических характеристик; ошибки аппаратуры спутниковой навигации (АСН) и инерциального измерительного прибора (ИИП); ошибки параметров движения при входе в атмосферу.

Возмущенная атмосфера. Возмущенная атмосфера, параметры которой существенно отклоняются от параметров стандартной атмосферы, является одним из основных возмущающих факторов в задаче спуска с орбиты. В статистических расчетах используется модель ЦНИИМаш, которая была разработана для проекта *Энергия-Буран*. В этой модели случайные составляющие вариаций параметров возмущенной атмосферы (плотности и ветра) описываются посредством канонических разложений, коэффициенты которых формируются датчиком псевдослучайных чисел, зависящих от номера варианта возмущений. Это позволяет повторять “плохие” варианты для детального анализа. Модель содержит сезонно-широтные и случайные вариации плотности, температуры и поля зонального ветра, а также случайный меридиональный ветер.

Для расчета остающейся прогнозной траектории в БЦВМ используется среднемесячная модель атмосферы Земли (“стандартная” атмосфера), а интегрирование “фактической” траектории движения *ВА* (6D-задача) осуществляется в возмущенной атмосфере Земли, которая соответствует некоторому месяцу и номеру заданного варианта возмущений. Для проведения статистического моделирования используется январская модель возмущенной атмосферы, которая задает экстремальные возмущения.

Ошибки начальной массы, положения центра масс и моментов инерции (МЦИХ). Ошибки МЦИХ включают вариации массы m , координат центра масс x_T, y_T, z_T , осевых моментов инерции I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} и центробежных моментов инерции I_{xy}, I_{yz}, I_{zx} . Каждая компонента имеет равномерное распределение, и все компоненты связаны корреляционной матрицей.

Ошибки аэродинамических характеристик (АДХ) задаются новой моделью. Коэффициенты C_x, m_z , аэродинамическое качество k и балансировочный угол атаки $\alpha_{\text{бал}}$ предполагаются независимыми величинами, ошибки которых складываются из двух составляющих. Первая составляющая имеет равномерное распределение, а вторая — нормальное распределение с нулевым математическим ожиданием.

Ошибки АСН. Моделируются только шумовые ошибки: случайные ошибки по координатам и скорости, а также медленно меняющиеся ошибки по координатам и скорости. АСН работает выше 80 км и ниже 40 км.

Систематические ошибки ИИП учитывают угловые погрешности установки и ухода чувствительных осей ИИП от номинального положения, отклонение нулевого сигнала акселерометра от паспортного значения, относительную погрешность масштабного коэффициента акселерометра, отклонение нулевого сигнала датчика угловых скоростей от паспортного значения и относительную погрешность его масштабного коэффициента.

Шумовые ошибки ИИП включают случайную составляющую погрешности измерений акселерометра и случайную составляющую погрешности измерений датчика угловой скорости.

Начальные навигационные ошибки содержат ошибку определения начальных орбитальных координат *ВА* (вдоль траектории, в радиальном направлении и по нормали к плоскости орбиты), ошибку определения компонент начальной скорости в орбитальной системе координат, ошибку

определения начальной ориентации (по углам тангажа, рыскания и крена).

3. ИСХОДНАЯ ВЕРСИЯ АЛГОРИТМА ТАУС

Впервые концепция двухпараметрического терминального алгоритма управления спуском *ВА* была предложена в [4] и включает три основных положения:

1. Процесс формирования управления движением является дискретным, т.е. многошаговым с фиксированной длительностью шага по времени.

2. На каждом шаге коррекции управления выбираются параметры командной зависимости угла крена по кажущейся скорости, которые обеспечивают сведение к нулю прогнозируемого промаха одновременно в продольном и в боковом направлениях.

3. Для коррекции управления численным методом вычисляются три прогнозные траектории от текущей точки до высоты ввода парашютной системы над заданной точкой приведения: одна с исходными параметрами и две с варьированными параметрами опорной зависимости угла крена.

Продольный промах, в основном, устраняется изменением эффективного аэродинамического качества на шаге коррекции управления. Эффективное качество — это проекция аэродинамического качества на вертикальную плоскость движения. Боковой промах, в основном, устраняется путем смещения момента переворота *ВА*, т.е. изменения знака угла крена при сохранении величины самого угла. Численный прогноз обеспечивает большую гибкость управления и не “привязывает” траекторию к номинальной.

Ранее было установлено [5], что для обеспечения требуемой точности приведения *ВА* к месту посадки при спуске с околоземной орбиты достаточно трех переворотов по крену. Это экономит расход топлива *ВА* на управление угловым движением. *Опорная* зависимость угла воздушного крена от кажущейся скорости $\gamma_{\text{оп}}(V_{\text{каж}})$ принята в виде кусочно-постоянной функции с одним “отворотом” и тремя “переворотами” (рис. 1). “Отворотом” называется ступенчатое изменение начального угла крена $\gamma_0 = 0$ до $+\gamma_{\text{оп}}$ (прямое управление) или до $-\gamma_{\text{оп}}$ (обратное или “зеркальное” управление). Выбор прямого или обратного управления зависит от необходимости бокового маневра *ВА*. “Переворотом” называется изменение знака угла крена при сохранении его величины. На рис. 1 используются следующие обозначения: $\gamma_{\text{оп}}$ — величина опорного угла крена; γ_0 — начальный угол крена при

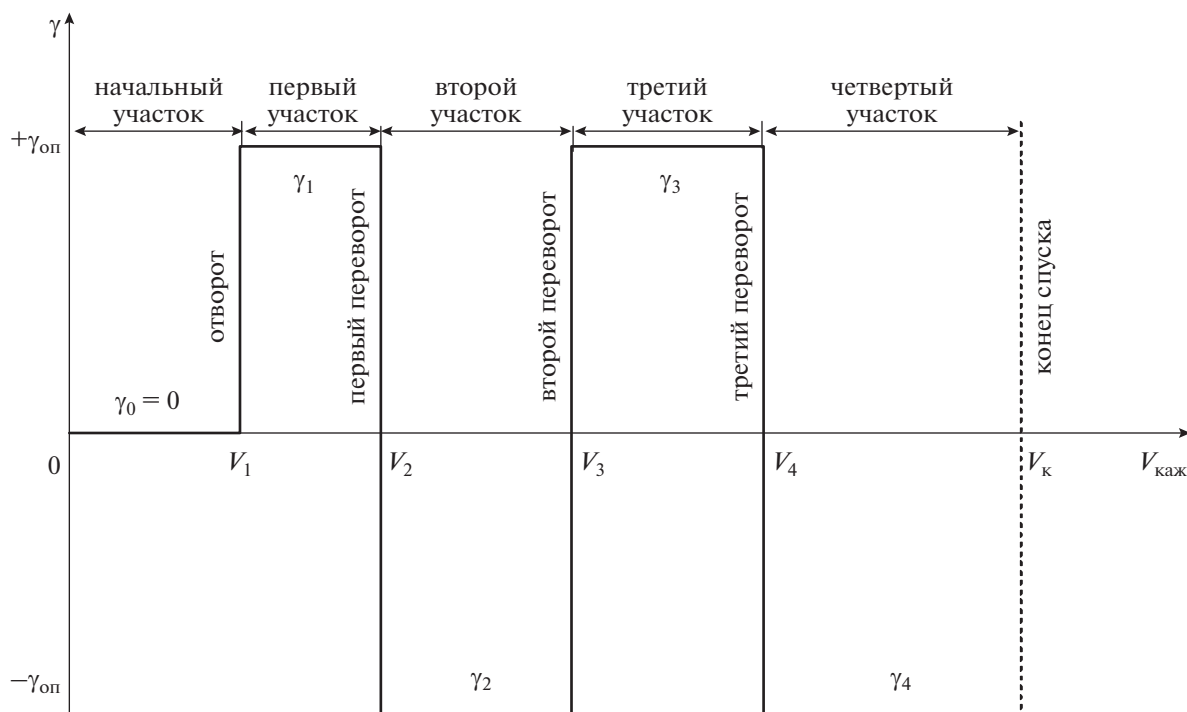


Рис. 1. Опорная зависимость скоростного угла крена.

входе BA в атмосферу; V_1 — кажущаяся скорость в момент отворота; V_2, V_3, V_4 — величины кажущейся скорости в моменты переворотов; V_k — конечная кажущаяся скорость на высоте раскрытия парашюта; $\gamma_1, \dots, \gamma_4$ — углы крена на соответствующих участках управления.

В ТАУС'е для коррекции двух параметров управления, модуля угла крена и кажущейся скорости в момент текущего переворота BA , численно интегрируются три прогнозные траектории с использованием модели движения центра масс и вращения по скоростному углу крена [5]. Для прогноза движения используются среднемесячная модель атмосферы и банк балансировочных АДХ, которые хранятся в БЦВМ. Входом в банк являются значения числа M и высоты h . Прогнозная траектория вычисляется от текущего положения до высоты раскрытия парашюта.

Алгоритм выбора параметров управления на i -шаге строится следующим образом. Сначала вычисляется опорная траектория с параметрами управления, которые были выбраны на предыдущем шаге (γ_{i-1} и $V_{\text{каж } i-1}$), и определяются продольный промах x_0 и боковой промах z_0 в посадочной системе координат (ПсСК) $O_{\text{ц}}x_{\text{ц}}y_{\text{ц}}z_{\text{ц}}$, связанной с целью. Затем вычисляется траектория с вариацией величины угла крена $\gamma_{i-1} + \delta\gamma$ (амплитудная модуляция) и $V_{\text{каж } i-1}$, где $\delta\gamma$ — пробный шаг по уг-

лу крена для расчета частных производных. При движении BA на первом и втором участках управления амплитудная модуляция осуществляется с углами $\gamma_1 + \delta\gamma, \gamma_2 - \delta\gamma, \gamma_3 + \delta\gamma$, а угол γ_4 при этом остается постоянным, что обеспечивает квазилинейную зависимость промаха от $\delta\gamma$. При движении BA на третьем участке управления амплитудная модуляция осуществляется с углами $\gamma_3 + \delta\gamma$ и $\gamma_4 - \delta\gamma$, что способствует повышению точности в конце траектории.

Пусть x_1 и z_1 соответственно продольный промах и боковой промах для траектории с вариацией величины угла крена при расчете второй прогнозной траектории.

Третья прогнозная траектория вычисляется с вариацией кажущейся скорости текущего переворота: γ_{i-1} и $V_{\text{каж } i-1} + \delta V$, где δV — пробный шаг по кажущейся скорости для расчета частных производных (фазовая модуляция). При движении BA на первом участке управления варьируется только V_2 , а остальные моменты переворотов не меняются и т.д. Варьируется только предстоящий переворот.

Обозначим через x_2 и z_2 соответственно продольный и боковой промахи для траектории с вариацией кажущейся скорости текущего переворота.

Методом конечных разностей определяются частные производные конечных параметров движения по параметрам управления:

$$\begin{aligned} \frac{\partial x}{\partial \gamma} &= \frac{x_1 - x_0}{\delta \gamma}, \quad \frac{\partial z}{\partial \gamma} = \frac{z_1 - z_0}{\delta \gamma}, \\ \frac{\partial x}{\partial V} &= \frac{x_2 - x_0}{\delta V}, \quad \frac{\partial z}{\partial V} = \frac{z_2 - z_0}{\delta V}. \end{aligned} \quad (2)$$

Далее рассматривается система двух алгебраических уравнений с коэффициентами (2) для вычисления поправок к параметрам управления на i -шаге:

$$\begin{aligned} x_0 + \frac{\partial x}{\partial \gamma} \Delta \gamma + \frac{\partial x}{\partial V} \Delta V &= 0, \\ z_0 + \frac{\partial z}{\partial \gamma} \Delta \gamma + \frac{\partial z}{\partial V} \Delta V &= 0. \end{aligned} \quad (3)$$

Найденные из решения системы (3) поправки для угла крена $\Delta \gamma$ и для величины кажущейся скорости очередного переворота по крену ΔV позволяют в линейном приближении скорректировать параметры управления на i -шаге:

$$\gamma_i = \gamma_{i-1} + \Delta \gamma, \quad V_{\text{каж } i} = V_{\text{каж } i-1} + \Delta V. \quad (4)$$

Выбранная управляющая функция (4) используется только на одном шаге длительностью 1 с, а затем параметры управления снова уточняются.

Чтобы последний (третий) переворот “не ушел” за конец траектории, используется следующий прием. При уточнении опорной зависимости угла крена на входе в атмосферу, когда вычисляется прогнозная траектория в среднемесячной атмосфере (вариант № 1), фиксируется конечная кажущаяся скорость V_k . После этого уточняется кажущаяся скорость третьего переворота по крену согласно условию

$$V_4 = V_k - \Delta V, \quad (5)$$

где ΔV — поправка, которая “отодвигает” последний переворот от конца траектории. По существу ΔV является настроенным параметром управления, который предназначен для блокирования “ухода” последнего переворота (5) за конец траектории.

4. АДАПТАЦИЯ К ФАКТИЧЕСКИМ УСЛОВИЯМ ДВИЖЕНИЯ

Алгоритм адаптации строится на основе сравнения измеренного кажущегося ускорения с расчетным, вычисленным с использованием навигационного вектора состояния и бортовых моделей атмосферы и АДХ. Адаптация к фактическим условиям движения позволяет повысить точность прогноза остающейся траектории и тем самым

точность коррекции управления. Разделить параметры возмущенной атмосферы (вариации плотности и ветер) и ошибки АДХ практически невозможно, так как они входят в уравнения движения в виде произведения. Поэтому поправка вводится сразу на общую ошибку, т.е. является интегральной.

Измеряются компоненты навигационного вектора кажущегося ускорения W_x, W_y, W_z в ССКУ и формируется вектор $\mathbf{W} = (W_x, W_y, W_z)$. Определяется проекция вектора $\mathbf{W}$ на единичный вектор воздушной скорости $\mathbf{V}_{\text{воз0}}$:

$$\mathbf{W}_V = -(\mathbf{W} \cdot \mathbf{V}_{\text{воз0}}) \mathbf{V}_{\text{воз0}}. \quad (6)$$

Составляющая (6) определяет вектор кажущегося ускорения под действием силы лобового сопротивления. Вторая составляющая вектора кажущегося ускорения обусловлена подъемной силой и ортогональна $\mathbf{W}_V$:

$$\mathbf{W}_{\text{пс}} = \mathbf{W} - \mathbf{W}_V. \quad (7)$$

С использованием навигационного числа M , которое является входом в бортовую таблицу АДХ вместе с навигационной высотой $h_{\text{нав}}$, определяются коэффициенты лобового сопротивления C_{xa} и подъемной силы C_{ya} , которые учитываются при прогнозе остающейся траектории.

Навигационные значения высоты $h_{\text{нав}}$ и воздушной скорости $V_{\text{нав}}$ позволяют с помощью бортовой модели среднемесячной атмосферы определить расчетные значения составляющих аэродинамического ускорения коллинеарного вектору скорости $\mathbf{W}_{V \text{ расч}}$ и по нормали к нему $\mathbf{W}_{\text{пс расч}}$.

Коэффициенты адаптации представляют собой отношение величин измеренных ускорений (6) и (7) к расчетным. Они учитывают одновременно отклонение параметров возмущенной атмосферы и ошибки АДХ от параметров бортовой среднемесячной атмосферы и бортовой модели АДХ. Раздельные коэффициенты адаптации вычисляются на каждом шаге коррекции управления по формулам

$$a_V = |\mathbf{W}_V| / |\mathbf{W}_{V \text{ расч}}| \quad \text{для коэффициента } C_{xa} \quad (8)$$

и

$$a_{\text{пс}} = |\mathbf{W}_{\text{пс}}| / |\mathbf{W}_{\text{пс расч}}| \quad \text{для коэффициента } C_{ya}. \quad (9)$$

Полученные коэффициенты адаптации (8) и (9) позволяют уточнить бортовую модель АДХ для текущего прогноза остающейся траектории:

$$C_{xa}^{\text{уточ}} = a_V C_{xa}^{\text{таб}}, \quad C_{ya}^{\text{уточ}} = a_{\text{пс}} C_{ya}^{\text{таб}}, \quad (10)$$

где $C_{xa}^{\text{таб}}, C_{ya}^{\text{таб}}$ — исходные табличные значения коэффициентов.

Для сглаживания навигационных измерений используется “скользящее” среднее по 200 последним измерениям коэффициентов (9) и (10). Расчет коэффициентов адаптации начинается с высоты 90 км, где проявляется влияние атмосферы, и продолжается по мере снижения *ВА*. Если траектория имеет участок подъема, то в прогнозе используются полученные для этой высоты коэффициенты. Если траектория монотонно снижается, то в прогнозе остающейся траектории снижения предполагается сохранение до высоты приведения последних вычисленных коэффициентов.

5. МОДИФИКАЦИЯ ПРОГНОЗНЫХ АДХ

“Усиленная” модель ошибок АДХ с разделением на равномерные и нормальные составляющие, а также других ошибок не позволяет построить алгоритм управления, который бы при спуске с орбиты обеспечивал высокую точность приведения (порядка 1 км) и малую перегрузку (порядка 3g), как рассматривалось в [5]. Физически это обусловлено следующими причинами.

Точка схода с орбиты выбирается на таком угловом расстоянии от точки посадки, чтобы *ВА* с номинальными АДХ мог в среднемесечной атмосфере реализовать требуемую дальность с заданной точностью и ограничением по перегрузке. Соответственно настраиваются параметры алгоритма управления (величина опорного угла крена и моменты переворотов по крену). Если же фактические АДХ существенно отличаются от номинальных, то возможны две ситуации. Когда случайные ошибки АДХ приводят к значительному уменьшению аэродинамического качества *ВА*, всегда находится совокупность других возмущающих факторов в рамках рассматриваемой модели возмущений, при которой *ВА* не может достигнуть заданной точки посадки даже в том случае, если вся подъемная сила направлена вверх, т.е. боковой промах *ВА* вообще не устраняется. Такая ситуация наблюдалась при моделировании исходной версии ТАУС’а, когда для прогноза остающейся траектории использовался банк номинальных АДХ. Маневренные возможности *ВА* в атмосфере не позволяли компенсировать уменьшение аэродинамического качества в совокупности с другими возмущениями. При этом большая часть возмущенных траекторий (не меньше 90–95%) достигала заданной точки посадки с требуемой точностью.

Когда случайные ошибки АДХ приводят к значительному увеличению аэродинамического качества *ВА*, то всегда находится совокупность других возмущающих факторов в рамках рассматри-

ваемой модели возмущений, при которой *ВА* значительно перелетает через заданную точку посадки, если угол крена не увеличивается существенно по модулю. В таких случаях ТАУС реагировал адекватно и “раскрывал” управление, что на большей части возмущенных траекторий приводило к увеличению перегрузки со значительным превышением допустимой величины $n_{\text{доп}}$.

Математическим моделированием было установлено, что основной причиной больших вариаций аэродинамического качества, которые могут приводить к значительному недолету или к увеличению максимальной перегрузки, является заданная в модели АДХ ошибка коэффициента момента тангажа Δm_z с равномерным распределением. Именно два фактора, величина ошибки Δm_z и равномерный закон ее распределения, являются причиной большого недолета или увеличенной перегрузки *ВА* при статистическом моделировании.

Большой недолет недопустим в случае ограниченных размеров районов посадки *ВА* на территории РФ, особенно расположенных вблизи южной границы государства. Большая перегрузка снижает комфортность спуска для экипажа, но не является столь критичным фактором, как большой недолет. Поэтому была рассмотрена возможность повышения точности приведения *ВА* к месту посадки за счет некоторого увеличения перегрузки, т.е. “размены” перегрузки на точность.

Чтобы исключить возможные недолеты, надо сдвинуть точку схода с орбиты вперед по движению *ВА*, т.е. уменьшить угловую дальность от точки схода до точки посадки. Алгоритм выбора точки схода приведен в [3].

Для выверенного сдвига вперед точки схода *ВА* с орбиты следует уменьшить величину балансирующего аэродинамического качества, которое используется в задаче движения центра масс при прогнозе остающейся траектории, в том числе при выборе точки схода *ВА* с орбиты. Построение “плохих” балансирующих характеристик реализовано путем введения поправки в коэффициент момента тангажа

$$\Delta m_z^{\text{прог}} = -0.004. \quad (11)$$

Эта поправка приводит к уменьшению величины балансирующего угла атаки и соответствующему уменьшению прогнозного аэродинамического качества. В результате выбираемая точка схода с орбиты сдвигается вперед по направлению движения *ВА*, и недолеты пропадают. Возникающие неизбежно перелеты устраняются увеличением модуля угла крена с одновременным увеличением перегрузки. Таким способом происходит

Таблица 1. Параметры модифицированного опорного управления с $k_\gamma = 0.7$

Участок управления	Первый	Второй	k_γ	Третий	Четвертый
Угол крена $\gamma_{оп}$, град	62 (отворот)	–62 (переворот)	–43	62 (переворот)	–62 (переворот)
Кажущаяся скорость, км/с	0.01	2.9	3.2–5.1	6.2	8.3

“размена” ошибки приведения (недолетов) на перегрузку.

Статистическим моделированием 100 возмущенных траекторий спуска с поправкой (11) установлено, что использование “плохих” АДХ в прогнозе позволяет уменьшить максимальный промах (недолет) с 4.8 до 3.3 км “ценой” увеличения максимальной перегрузки от 5.2g до 6.0g.

6. МОДИФИКАЦИЯ ОПОРНОЙ ЗАВИСИМОСТИ УГЛА КРЕНА ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ПЕРЕГРУЗКИ

Для снижения максимальной перегрузки предложен способ на основе модификации исходной опорной зависимости скоростного угла крена. Снижение перегрузки за счет выбора параметров опорной зависимости реализовано следующим образом. Предварительно рассматривается опорная функция командного скоростного угла крена с равными величинами угла на первом-четвертом участках управления $|\gamma_{опi}| = \text{const}$, $i = 1, \dots, 4$.

В модифицированной версии ТАУС-М при выборе опорной зависимости угла крена от кажущейся скорости допускается возможность различных по величине углов крена на участках управления. Это делает управление более “гибким”, хотя усложняет процесс выбора самой опорной зависимости из-за увеличения числа варьируемых параметров. Дополнительная “гибкость” используется для снижения максимальной перегрузки ВА за счет уменьшения модуля угла крена в области максимальной перегрузки. Эффективное качество (т.е. проекция аэродинамического качества на местную вертикальную плоскость) при этом увеличивается, и высота ВА снижается медленнее. В результате перегрузка уменьшается.

Проведенные статистические расчеты показали, что перегрузка может иметь два ярко выраженных экстремума (“пика”) или один экстремум при значениях кажущейся скорости в диапазоне $V_{каж} = 4.8–6.3$ км/с. Этот диапазон соответствует, в основном, второму участку управления, но может включать начало третьего участка управления.

Снижение максимальной перегрузки реализовано путем введения участка k_γ . Коэффициент k_γ

задает изменение модифицированной величины угла крена γ' относительно опорного значения $\gamma_{оп} \cdot k_\gamma = \gamma' / \gamma_{оп}$.

При $k_\gamma < 1$ модифицированный опорный угол меньше исходного, а при $k_\gamma > 1$ он больше исходного. В алгоритме k_γ используется значение $k_\gamma = 0.7$, т.е. опорный угол на интервале k_γ уменьшается в 1.4 раза.

Длительность интервала k_γ выбирается так, чтобы он не ухудшал точности приведения и по возможности не увеличивал расход топлива. В идеале этот интервал должен располагаться перед участком максимальной перегрузки, чтобы ее снизить. Выбраны следующие границы интервала k_γ по кажущейся скорости:

$$V_{каж \gamma} = 3.2–5.1 \text{ км/с.} \quad (12)$$

По статистике условие (12) предшествует диапазону достижения максимальных перегрузок $n_{\max}$. Параметры модифицированного опорного управления приведены в табл. 1.

Результаты статистических расчетов 100 возмущенных траекторий спуска ВА при использовании участка управления с $k_\gamma = 0.7$ и $\Delta m_z^{\text{прог}} = -0.004$ в прогнозе даны в табл. 2. Здесь приняты следующие обозначения: T – полное время движения от момента импульсного торможения на околоземной орбите высотой 500 км до спуска ВА на номинальную высоту ввода в действие парашютной системы ($h_{\text{пар}} = 4.5$ км плюс высота центра района

Таблица 2. Статистика 100 траекторий спуска с участком управления $k_\gamma = 0.7$

Параметры	МО	max	min	σ
T , с	2707	2742	2668	16
x , км	0.051	2.765	–1.281	0.606
z , км	0.165	1.220	–3.106	0.592
r , км	0.699	3.134	0.033	0.503
Δh , км	–0.001	0.030	–0.026	0.013
$n_{\max}$, g	3.93	5.05	3.18	0.45
$m_{\text{топ}}$, кг	83	138	44	17
L_Σ , км	17606	17608	17604	0.6

Таблица 3. Статистика с работой по одному УД в каждом направлении

Параметры	МО	max	min	σ
T , с	2707	2743	2668	17
x , км	0.008	2.406	-1.232	0.618
z , км	0.158	1.374	-3.262	0.619
r , км	0.734	3.345	0.065	0.495
Δh , км	0	0.030	-0.028	0.011
$n_{\max}$, g	3.86	4.98	3.16	0.37
$m_{\text{топ}}$, кг	53	82	33	9
L_{Σ} , км	17608	17610	17607	0.6

приземления), x , z , $r = \sqrt{x^2 + z^2}$ — соответственно продольный, боковой и суммарный промахи, Δh — ошибка по высоте в конце траектории, $n_{\max}$ — максимальная перегрузка по траектории, $m_{\text{топ}}$ — полный расход топлива управляющих двигателей, L_{Σ} — суммарная дальность по поверхности Земли от проекции точки импульсного схода ВА с орбиты до проекции точки приведения, МО — математическое ожидание, max — максимальная величина, min — минимальная величина, σ — среднее квадратичное отклонение.

7. СПОСОБ ЭКОНОМИИ ТОПЛИВА НА РЕАЛИЗАЦИЮ УГЛОВОГО ДВИЖЕНИЯ

Для управления угловым движением ВА используются 14 УД с одинаковой тягой. В канале крена используются 6 УД (по три в каждом направлении). В канале тангажа используются 4 УД (по два в каждом направлении), в канале рыскания аналогично. Принято, что в каждом канале одновременно включаются по два двигателя в одном направлении, что повышает эффективность управления ВА и обеспечивает “горячее” резервирование. Два двигателя канала крена находятся в “холодном” резерве. Управляющие двигатели включаются, когда сигнал рассогласования между фактическими угловыми параметрами и командными выходит за пределы зоны нечувствительности. Этот сигнал в общем случае складывается из рассогласования по углу и рассогласования по угловой скорости, умноженной на коэффициент усиления. Подбором предела зоны нечувствительности и коэффициента усиления можно минимизировать расход топлива на управление угловым движением ВА при одновременном выполнении требований по точности и перегрузке [6].

Рассмотрена возможность использования по одному двигателю в каждом направлении, т.е.

включать 6 УД вместо 12 УД, что позволяет существенно сэкономить топливо при условии выполнения требований по точности и перегрузке. Проведенное статистическое моделирование показало возможность и допустимость этого (см. табл. 3). Максимальная перегрузка не изменилась, максимальный промах увеличился всего на 0.2 км. Расход топлива снизился в среднем на 30 кг (36%), а максимальный расход уменьшился на 56 кг (40%).

На рис. 2 показан пример траектории с максимальной перегрузкой при управлении с одним УД в каждом направлении. Здесь h — высота, Δh — текущая ошибка по высоте (разность навигационной высоты и фактической), $m_{\text{топ}}$ — расход топлива на работу УД, n — перегрузка, γ_k — командный скоростной угол крена, $\gamma_{\text{нав}}$ — навигационный скоростной угол крена, t — время от момента схода с орбиты высотой 500 км. Видно, что участок k_{γ} приводит к разбиению одного высокого пика перегрузки на два меньшей величины и тем самым снижает максимальную перегрузку. Снижение эффективности углового управления вдвое не приводит к существенному запаздыванию в отслеживании командного скоростного угла крена, поэтому точность приведения не ухудшается.

Возможность экономии топлива путем использования 6 УД вместо 12 УД требует дополнительного анализа с учетом обеспечения надежности и безопасности спуска ВА.

8. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДОСТАТОЧНОГО ЧИСЛА ВОЗМУЩЕННЫХ ТРАЕКТОРИЙ В СТАТИСТИКЕ ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО ПРОГНОЗА ПАРАМЕТРОВ СПУСКА

При разработке алгоритма ТАУС-М на каждом шаге его модификации проводились расчеты 100 возмущенных траекторий как необходимый минимум для обоснования модификации. Кроме того, для принятия оперативных решений в реальной ситуации надо знать минимальное, но достаточное число возмущенных траекторий, которые следует вычислить в статистике для получения достоверных прогнозных оценок точности, перегрузки и расхода топлива.

При формировании состава возмущающих факторов каждого варианта траектории используется датчик псевдослучайных чисел, который по номеру варианта задает набор возмущений в рамках принятой модели ошибок. Такой подход позволяет многократно повторять “плохие” варианты при отработке алгоритма управления ВА, но ограничивает набор возмущающих факторов из-за ограничения числа траекторий. Для оценки достаточности расчета 100 вариантов траекторий

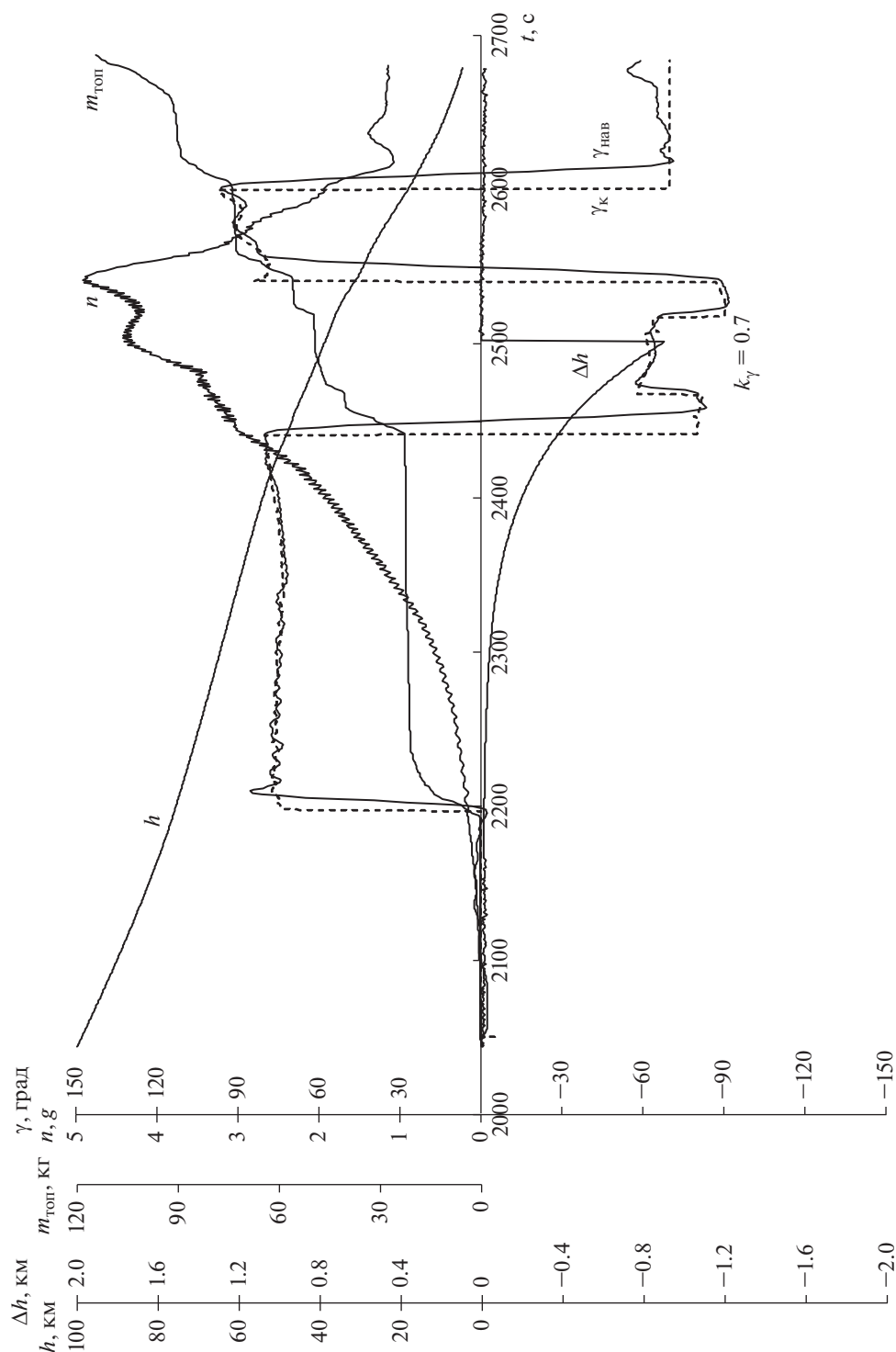
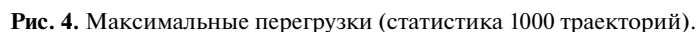


Рис. 2. Пример траектории при управлении с одним УД в каждом направлении (вариант № 28, максимальная перегрузка).

были проведены расчеты 1000 возмущенных траекторий с фиксацией статистических данных после каждой сотни. Результаты даны в табл. 4. Здесь “№ вар.” показывает номер возмущенной траектории, на которой имело место максималь-

ное значение данного параметра. Параметр “Нет решения” показывает суммарное число шагов коррекции управления, на которых отсутствует двухпараметрическое решение (так называемая “потеря” управления). Каждый шаг имеет дли-



Параметр	Величина	Количество траекторий в статистике									
		100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
Промах, км	МО	0.688	0.679	0.712	0.702	0.700	0.700	0.709	0.716	0.721	0.723
	max	3.134	3.669	3.669	3.669	3.669	3.669	3.669	4.877	4.877	5.212
	min	0.042	0.042	0.042	0.042	0.042	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008
	№ вар.	42	183	183	183	183	183	183	765	765	961
Перегрузка, g	МО	3.83	3.85	3.85	3.84	3.84	3.84	3.83	3.82	3.82	3.82
	max	4.95	4.95	4.95	4.95	4.95	4.95	4.95	4.95	4.95	4.95
	min	3.18	3.12	3.12	3.10	3.10	3.10	3.10	3.10	3.10	3.10
	№ вар.	28	28	28	28	28	28	28	28	28	28
Расход топлива, кг	МО	83	84	84	85	85	86	85	85	85	85
	max	133	133	136	136	136	136	136	136	136	136
	min	44	42	38	38	38	38	38	38	38	40
	№ вар.	62	62	254	254	254	254	254	254	254	254
Нет решения, с	МО	7	7	8	7	7	7	7	7	7	7
	max	124	126	129	129	138	138	138	191	191	191
	min	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	№ вар.	42	183	271	271	476	476	476	765	765	765

бования по точности приведения, максимальной перегрузке и расходу топлива. Модификация алгоритма включает “раздельную” адаптацию к фактическим условиям спуска, использование “плохих” прогнозных АДХ для гарантированного исключения больших недолетов и “размены” перегрузки на промах, а также введение участка с уменьшенной величиной угла крена для снижения пика перегрузки. Показана возможность использования 6 УД вместо 12 УД для управления угловым движением ВА. Это позволяет существенно уменьшить расход топлива при сохранении точности приведения и выполнении ограничения по перегрузке.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Rea J.R., Putnam Z.R.* A Comparison of Two Skip Entry Guidance Algorithms // AIAA. 2007.
2. *Rea J.R.* Orion Entry Flight Corridor Analysis // AIAA. 2008.
3. *Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н. и др.* Построение начальной области схода с орбиты для посадки в заданном районе // Изв. РАН. ТиСУ. 2017. № 2. С. 133–143.
4. *Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г.* Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975.
5. *Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н. и др.* Терминальный алгоритм управления продольным движением спускаемого аппарата с ограничением перегрузки // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. № 5. С. 102–118.
6. *Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н. и др.* Алгоритмы управления угловым движением спускаемого аппарата при возвращении от Луны // Изв. РАН. ТиСУ. 2017. № 3. С. 148–156.