



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 46 за 2018 г.



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

Сихарулидзе Ю.Г., Корчагин А.Н.,
Самотохин А.С., Тучин А.Г.

Терминальный алгоритм
управления спуском с
околоземной орбиты для
посадки КА в заданном
районе

Рекомендуемая форма библиографической ссылки: 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](https://doi.org/10.20948/prepr-2018-46)
URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2018-46>

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

**Ю.Г. Сихарулидзе, А.Н. Корчагин, А.С. Самотохин,
А.Г. Тучин**

**Терминальный алгоритм управления
спуском с околоземной орбиты
для посадки КА в заданном районе**

Москва — 2018

Ю.Г. Сихарулидзе, А.Н. Корчагин, А.С. Самотохин, А.Г. Тучин

Терминальный алгоритм управления спуском с околоземной орбиты для посадки КА в заданном районе

Рассматривается задача управления спуском возвращаемого аппарата с околоземной орбиты при действии существенных возмущающих факторов. Предложен способ автоматического сдвига точки схода с орбиты, адаптации к фактическим условиям движения и модификации опорной зависимости угла крена для выполнения заданных ограничений по точности посадки, перегрузке и расходу топлива. Обеспечивается посадка в ограниченном районе на территории Российской Федерации.

Ключевые слова: терминальное управление, спуск с околоземной орбиты, адаптация, снижение перегрузки и расхода топлива, посадка в ограниченном районе.

Yury Georgievich Sikharulidze Andrey Nikolaevich Korchagin, Alexander Sergeevich Samotokhin, Andrey Georgievich Tuchin

Terminal Control Algorithm for Descent from Near-Earth Orbit with Landing in Given Region

The reentry vehicle control for descent from near-Earth orbit under significant disturbances is considered. The method of automatically shift of de-orbit point as well as adaptation to real motion conditions and modification of reference roll function to satisfy given restrictions on landing accuracy, load factor and propellant consumption are suggested. The landing within restricted region of Russian Federation is provided.

Key words: terminal control, descent from near-Earth orbit, adaptation, load factor and propellant reduce, landing within restricted region

Постановка задачи

Рассматривается задача спуска космического аппарата (КА) с круговой орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ) посредством импульсного торможения скорости, т.е. мгновенного уменьшения круговой скорости $V_{кр}$ на величину $\Delta V_{тор}$, которая обеспечивает требуемый угол входа на высоте условной границы сферической атмосферы. Условная граница атмосферы принята на высоте $h_{атм}=100$ км относительно сферической Земли со средним радиусом $R_3=6371$ км. С момента приложения тормозного импульса скорости уравнения движения КА интегрируются в нецентральной поле сжатой Земли и соответственно «сжатой» атмосфере. Поэтому фактический угол входа $\theta_{вх}$ несколько отличается от величины, которая была использована для вычисления тормозного импульса скорости по формуле

$$\Delta V_{тор} = V_{кр} \left[1 - \frac{\sqrt{2(\tilde{r} - 1)}}{\sqrt{\left(\frac{\tilde{r}}{\cos \theta_{вх}}\right)^2 - 1}} \right]. \quad (1)$$

Здесь $\tilde{r} = r_{кр} / r_{атм}$ – относительный радиус начальной орбиты, $r_{кр}$ – радиус начальной орбиты, $r_{атм} = 6471$ км – радиус условной границы сферической атмосферы Земли, $\theta_{вх}$ – заданный угол входа в атмосферу.

На рис. 1 показаны величины тормозного импульса скорости для схода с круговых орбит высотой 350, 400, 450 и 500 км при углах входа в атмосферу от -1.2° до -1.9° . В случае схода с круговой орбиты высотой 500 км и углов входа в рассматриваемом диапазоне величина тормозного импульса меняется в пределах от 130 до 151 м/с. Угол входа -1.5° является номинальным, а углы со значениями -1.2° и -1.9° рассматриваются дополнительно.

В момент приложения тормозного импульса КА ориентирован против вектора круговой скорости, т.е. начальный угол тангажа КА в стартовой инерциальной системе координат (СИСК) равен 180° . Предполагается, что в процессе спуска до высоты разделения со служебным отсеком $h_{раз}=140$ км КА сохраняет эту ориентацию, а затем угол тангажа линейно изменяется от 180° до некоторого значения, которое соответствует балансировочному углу атаки при входе в атмосферу ($\alpha_{бал} \approx 38^\circ$).

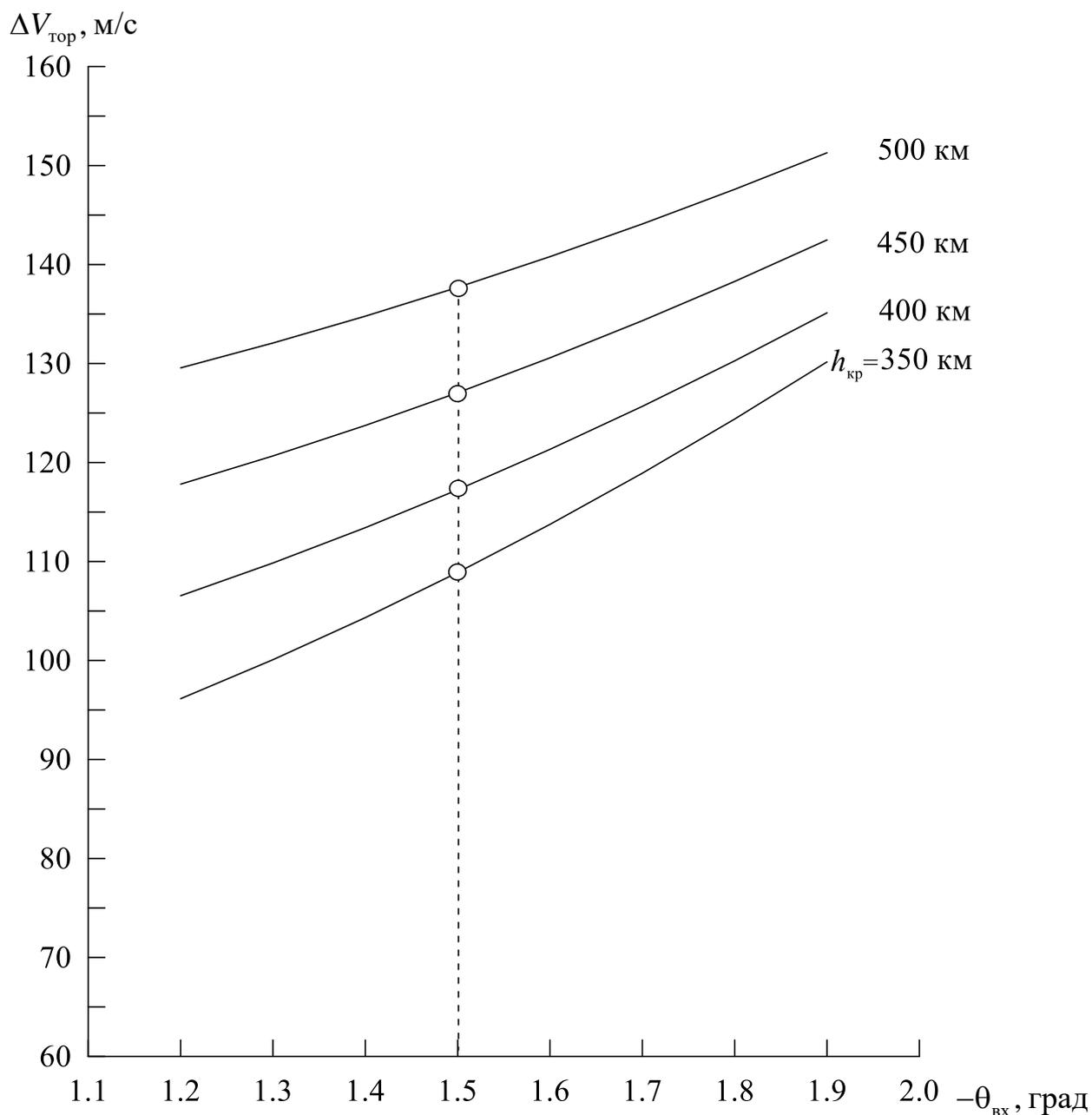


Рис. 1. Тормозной импульс скорости для схода с круговой орбиты

Импульсное торможение против вектора круговой скорости обеспечивает максимальный по величине угол входа в атмосферу, который определяет, в основном, траекторию спуска в атмосфере. Следовательно, при заданном угле входа такое торможение требует минимального импульса скорости, т.е. минимального расхода топлива на сход с околоземной орбиты. Кроме того, такой маневр в линейном приближении оказывается «нечувствительным» к малым ошибкам в величине импульса скорости и ошибкам его ориентации в плоскости движения [1].

На рис. 2 построены скорости входа КА в атмосферу при спуске с круговых орбит в диапазоне высот $h_{\text{кр}} = 350, \dots, 500$ км. В рассматриваемом диапазоне углов входа $\theta_{\text{вх}} = -1.2^\circ, \dots, -1.9^\circ$ величина скорости входа меняется

несущественно: от 20 до 30 м/с (в зависимости от высоты орбиты) – в то время как сама скорость входа достигает порядка 8 км/с. Отсюда понятно решающее значение угла входа на траекторию спуска в атмосфере.

Номинальный угол входа равен -1.5° . Угол $\theta_{\text{вх}}=-1.2^\circ$ соответствует пологому входу в атмосферу, а угол $\theta_{\text{вх}}=-1.9^\circ$ соответствует крутому входу. При сходе КА с орбиты угловые дальности $\Phi_{\text{вх}}$ от точки схода до точки входа (т.е. дальности внеатмосферного участка) для рассматриваемых углов входа будут различаться существенно (рис. 3). При сходе с круговой орбиты высотой 500 км и угле входа -1.2° дальность по поверхности Земли примерно на 1000 км больше, чем при номинальном угле входа -1.5° , а при угле входа -1.9° примерно на 1200 км меньше. Отсюда следует, что точка схода КА с орбиты должна выбираться с учетом заданного угла входа для уменьшения потребного маневра в атмосфере.

Если необходимо сформировать траекторию спуска с углом входа -1.2° или -1.9° , то точка схода с ОИСЗ должна быть сдвинута соответственно назад или вперед для компенсации изменения дальности внеатмосферного участка при фиксированной точке посадки.

Решение краевой задача по выбору точки схода с орбиты рассмотрено в [2]. Исходными данными являются координаты точки посадки, угол входа в атмосферу, высота и наклонение круговой орбиты. Рассматривается траектория спуска, трасса которой проходит вблизи заданной точки посадки.

Построен алгоритм численного решения по определению координат точки схода с использованием аналитического решения модельной задачи в качестве начального приближения. Алгоритм сходится за 2-4 итерации. При этом возможны траектории двух типов: с подлетом КА к месту посадки на восходящей ветви трассы или на нисходящей ветви. В первом случае трасса не пересекает широту точки посадки, а во втором случае пересекает.

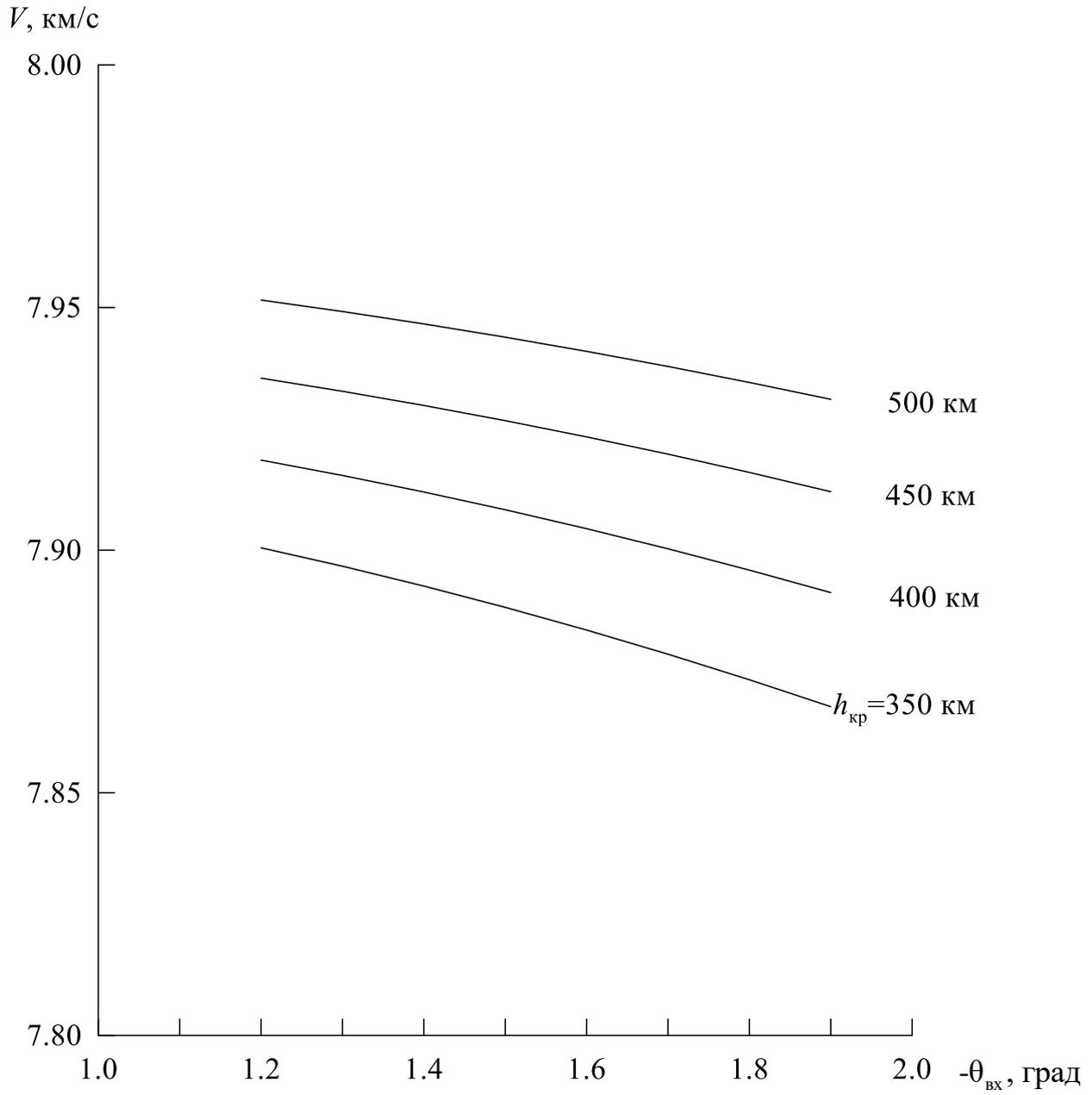


Рис. 2. Скорость входа при спуске с круговой орбиты

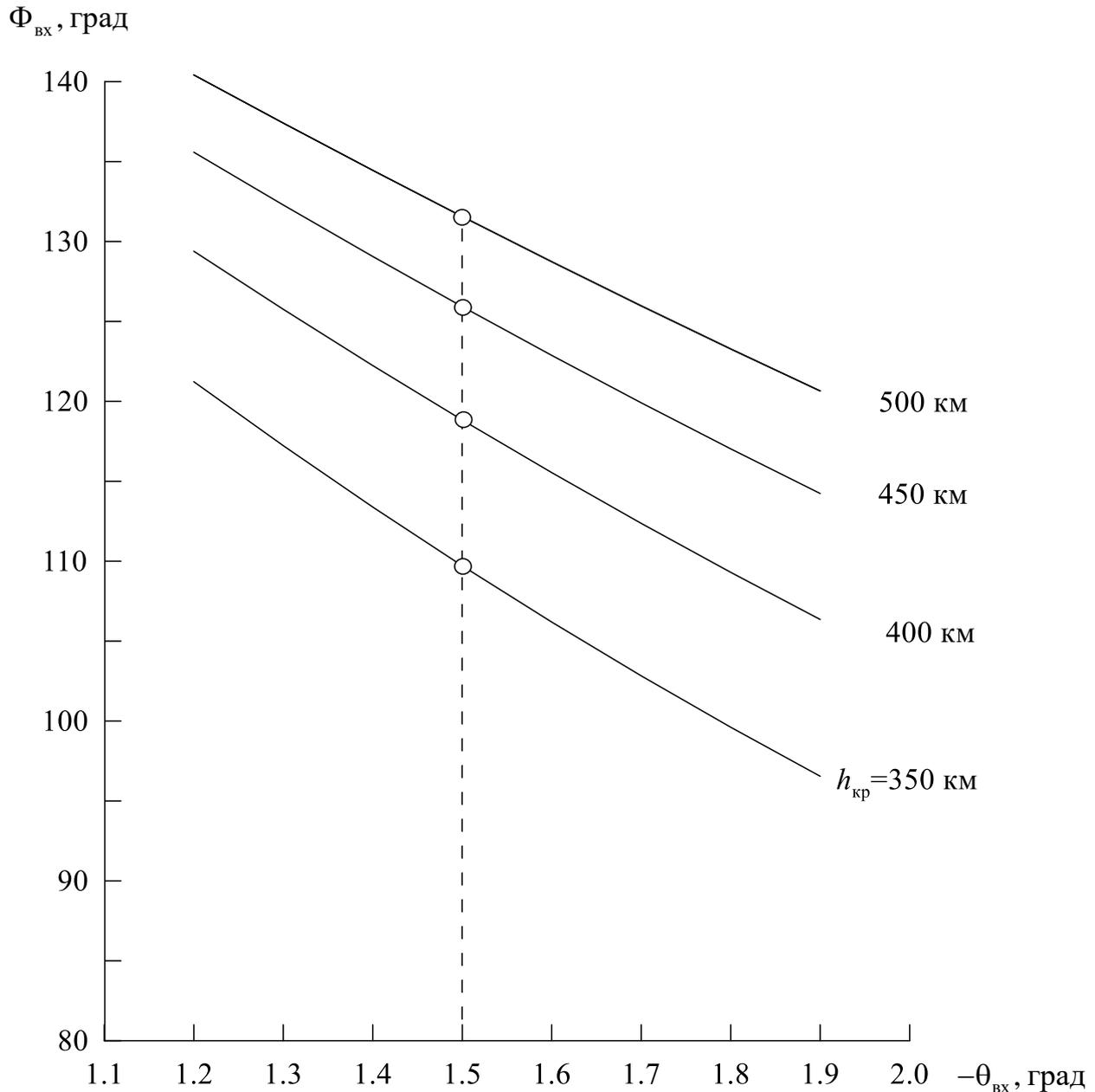


Рис. 3. Угловые дальности участка спуска при импульсном торможении

Управление посредством скоростного угла крена

В модифицированной версии терминального алгоритма управления спуском (ТАУС-М) используется скоростной угол крена $\gamma_{воз}$, т.е. выполняется вращение КА относительно вектора навигационной воздушной скорости

$$\mathbf{V}_{air} = \mathbf{V}_{abs} - \boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{r} - \mathbf{u}_1. \quad (2)$$

Здесь \mathbf{V}_{abs} – абсолютная (навигационная) скорость КА, $\boldsymbol{\omega}_E$ – вектор угловой скорости вращения Земли, \mathbf{r} – (навигационный) радиус-вектор текущего положения ВА, \mathbf{u}_1 – зональный ветер (вдоль параллели) в среднемесячной атмосфере (хранится в бортовой цифровой вычислительной машине – БЦВМ).

Формула (1) учитывает только вращение атмосферы Земли и среднемесячный зональный ветер, т.е. не учитывает случайную компоненту зонального ветра и меридиональный ветер, который также является случайным.

Командный скоростной угол крена γ_k – это требуемый угол между подъемной силой КА 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). Тяга управляющих двигателей (УД) существенно меньше аэродинамической силы, и ее можно не учитывать при формировании управления скоростным углом крена. Она учитывается только в уравнениях движения центра масс и угловом движении КА.

Векторы, входящие в формулу (2), определены в СИСК (стартовой инерциальной системе координат). Матрица $M_{СИСК}^{ССКУ}$ задает переход от стартовой к связанной системе координат управления (ССКУ) последовательными поворотами на углы тангажа ϑ , рыскания ψ и крена γ . (Начало ССКУ совпадает с центром масс КА, ось Ox параллельна оси симметрии и направлена к теплозащитному экрану, ось Oy направлена в полуплоскости стабилизации I, ось Oz замыкает правую ортогональную систему). С помощью этой матрицы векторы $\mathbf{V}_{воз}$ и \mathbf{r} переводятся в связанную систему координат управления. Единичный вектор нормали к плоскости симметрии КА в ССКУ имеет компоненты $\mathbf{e}_z = (0, 0, 1)$. Тогда направление подъемной силы, которая лежит в плоскости симметрии КА, будет задаваться в ССКУ единичным вектором

$$\mathbf{e}_l = [\mathbf{e}_z \times \mathbf{V}_{air}] / \|\mathbf{e}_z \times \mathbf{V}_{air}\|. \quad (3)$$

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

$$\mathbf{e}_n = [\mathbf{V}_{air} \times \mathbf{r}] / \|\mathbf{V}_{air} \times \mathbf{r}\|, \quad (4)$$

а единичный вектор

$$\mathbf{e}_p = [\mathbf{e}_n \times \mathbf{V}_{air}] / \|\mathbf{e}_n \times \mathbf{V}_{air}\| \quad (5)$$

лежит в плоскости движения и ортогонален $\mathbf{V}_{воз}$. Отсюда косинус скоростного угла крена вычисляется по формуле

$$\cos \gamma_{air} = (\mathbf{e}_p \cdot \mathbf{e}_l), \quad (6)$$

а синус угла воздушного крена есть

$$\sin \gamma_{\text{air}} = \text{sign}(\mathbf{e}_p \cdot \mathbf{e}_l) \sqrt{1 - \cos^2 \gamma_{\text{air}}}. \quad (7)$$

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

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

Состав возмущающих факторов

При проведении статистических испытаний рассматривается следующий состав возмущающих факторов:

- возмущенная атмосфера,
- ошибки начальной массы КА, 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 бортовой цифровой вычислительной машине (БЦВМ) используется среднемесячная модель атмосферы Земли («стандартная» атмосфера), а интегрирование «фактической» траектории движения КА (задача 6D) осуществляется в возмущенной атмосфере Земли, которая соответствует некоторому месяцу и номеру заданного варианта возмущений. Для проведения статистического моделирования используется январская модель возмущенной атмосферы, которая является экстремальной.

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 следующей моделью. Коэффициенты осевой силы C_x и момента тангажа m_z , а также 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, т.е. вне зоны плазмы.

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 (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).

Концепция ТАУС-М

Впервые концепция двухпараметрического терминального алгоритма управления спуском КА была предложена в [3] 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 интегрируются 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 КА, т.е. изменения знака угла крена при сохранении величины самого угла. Численный прогноз обеспечивает большую гибкость управления и не «привязывает» формируемую траекторию к номинальной.

Ранее было установлено [4], что для обеспечения требуемой точности приведения КА к месту посадки при спуске с околоземной орбиты достаточно трех переворотов по крену. Это экономит расход топлива КА на управление угловым движением. *Опорная* зависимость угла воздушного крена от кажущейся скорости $\gamma_{оп}(V_{каж})$ принята в виде кусочно-постоянной функции с одним «отворотом» и тремя «переворотами» (рис. 4). «Отворотом» называется ступенчатое изменение начального угла крена $\gamma_0=0$ до $+\gamma_{оп}$ (прямое управление) или до $-\gamma_{оп}$ (обратное или «зеркальное» управление). Выбор прямого или обратного управления зависит от необходимости бокового маневра КА. «Переворотом» называется изменение знака угла крена при сохранении его величины. На рис. 4 используются следующие обозначения: $\gamma_{оп}$ – величина опорного угла крена; γ_0 – начальный угол крена при входе КА 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-М для коррекции двух параметров управления (модуля угла крена и кажущейся скорости в момент текущего переворота КА) численно интегрируются три прогнозные траектории с использованием модели 4D движения центра масс (3D) и вращения по углу скоростного крена [4]. Для прогноза движения используется среднемесячная модель атмосферы и банк балансировочных аэродинамических характеристик (АДХ), которые хранятся в БЦВМ.

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

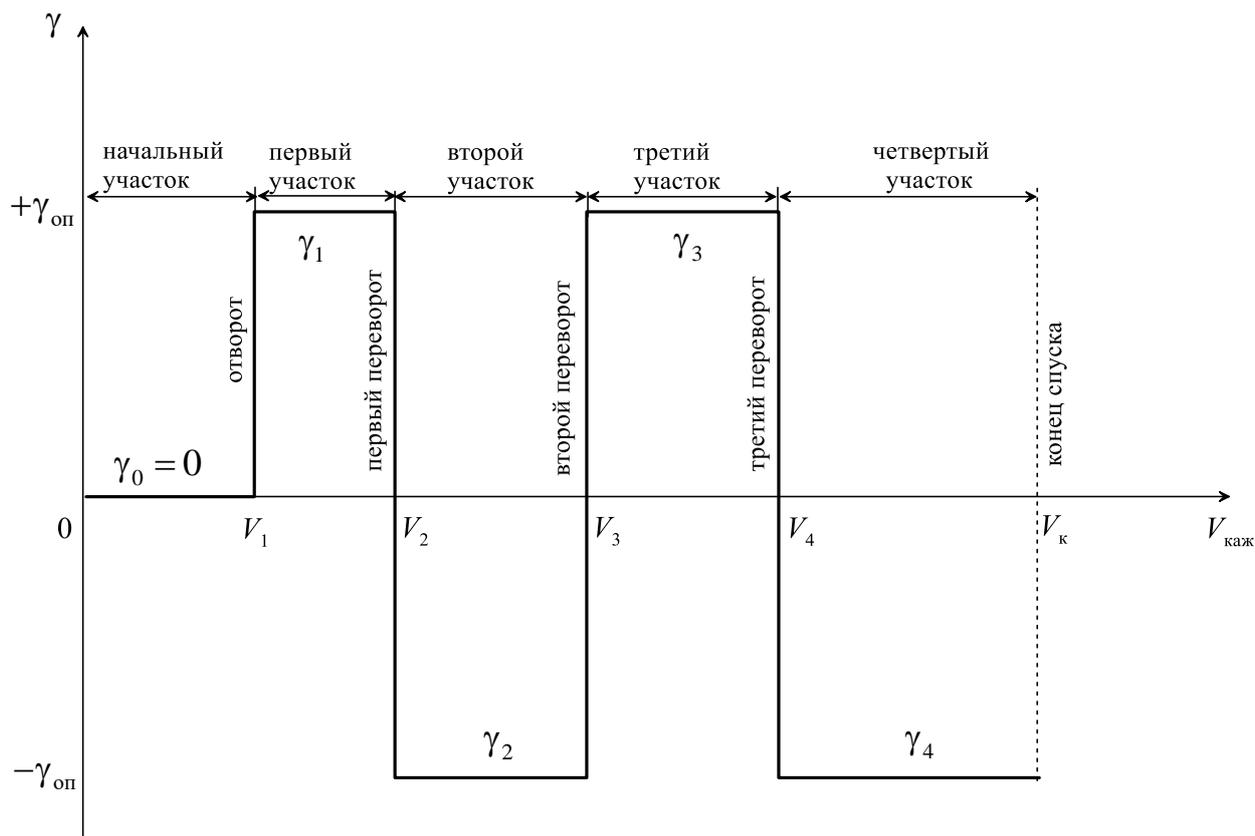


Рис. 4. Опорная зависимость скоростного угла крена

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 КА 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:

$$\frac{\partial x}{\partial \gamma} = \frac{x_1 - x_0}{\delta \gamma}, \quad \frac{\partial z}{\partial \gamma} = \frac{z_1 - z_0}{\delta \gamma}, \quad \frac{\partial x}{\partial V} = \frac{x_2 - x_0}{\delta V}, \quad \frac{\partial z}{\partial V} = \frac{z_2 - z_0}{\delta V}. \quad (8)$$

Далее рассматривается система двух алгебраических уравнений с коэффициентами (7) для вычисления поправок к параметрам управления на i -ом шаге:

$$\begin{aligned}x_0 + \frac{\partial x}{\partial \gamma} \Delta \gamma + \frac{\partial x}{\partial V} \Delta V &= 0, \\z_0 + \frac{\partial z}{\partial \gamma} \Delta \gamma + \frac{\partial z}{\partial V} \Delta V &= 0.\end{aligned}\tag{9}$$

Найденные из решения системы (9) 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 -ом шаге:

$$\gamma_i = \gamma_{i-1} + \Delta \gamma, \quad V_{\text{каж } i} = V_{\text{каж } i-1} + \Delta V.\tag{10}$$

Выбранная управляющая функция (9) используется только на одном шаге длительностью 1 с, а затем параметры управление 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

$$V_4 = V_k - \Delta V,\tag{11}$$

где ΔV – поправка, которая «отодвигает» последний переворот от конца траектории. По существу ΔV является настроечным параметром управления, который предназначен для блокирования «ухода» последнего переворота (11) за конец траектории.

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 ССК и формируется вектор $\mathbf{W}=(W_x, W_y, W_z)$. Определяется проекция вектора \mathbf{W} на единичный вектор воздушной скорости $\mathbf{V}_{\text{воз0}}$:

$$\mathbf{W}_V = -(\mathbf{W} \cdot \mathbf{V}_{\text{воз0}}) \mathbf{V}_{\text{воз0}}. \quad (12)$$

Составляющая (12) определяет вектор кажущегося ускорения под действием силы лобового сопротивления. Вторая составляющая вектора кажущегося ускорения обусловлена подъемной силой и ортогональна \mathbf{W}_V :

$$\mathbf{W}_{i\bar{n}} = \mathbf{W} - \mathbf{W}_V. \quad (13)$$

С использованием навигационного числа M и навигационной высоты $h_{\text{нав}}$, которые являются входом в бортовую таблицу АДХ, определяются коэффициенты лобового сопротивления C_{xa} и подъемной силы C_{ya} , которые используются при прогнозе остающейся траектории.

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

Коэффициенты адаптации представляют собой отношение величин измеренных ускорений (12) и (13) 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

$$a_V = |\mathbf{W}_V| / |\mathbf{W}_{V \text{ расч}}| \quad \text{для коэффициента } C_{xa} \quad (14)$$

и

$$a_{\text{пс}} = |\mathbf{W}_{\text{пс}}| / |\mathbf{W}_{\text{пс расч}}| \quad \text{для коэффициента } C_{ya}. \quad (15)$$

Полученные коэффициенты адаптации (14) и (15) позволяют уточнить бортовую модель АДХ для текущего прогноза остающейся траектории:

$$C_{xa}^{\text{уточ}} = a_V C_{xa}^{\text{таб}}, \quad C_{ya}^{\text{уточ}} = a_{\text{пс}} C_{ya}^{\text{таб}}, \quad (16)$$

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 (14) и (15). Расчет коэффициентов адаптации начинается с высоты 90 км, где проявляется влияние атмосферы, и продолжается по мере снижения КА. Если траектория имеет участок подъема, то при прогнозе используются полученные для этой высоты коэффициенты. Если траектория монотонно снижается, то при прогнозе остающейся траектории снижения предполагается сохранение последних вычисленных коэффициентов до высоты приведения.

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 [4]. Физически это обусловлено следующими причинами.

Точка схода с орбиты выбирается на таком угловом расстоянии от точки посадки, чтобы КА с номинальными АДХ мог в среднемесячной 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 КА, всегда находится совокупность других возмущающих факторов в рамках рассматриваемой модели возмущений, при которой КА не может достигнуть заданной точки посадки даже в том случае, если вся подъемная сила направлена вверх, т.е. боковой промах КА вообще не устраняется. Такая ситуация наблюдалась, когда для прогноза остающейся траектории использовался банк номинальных АДХ. Маневренные возможности КА 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 КА, то всегда находится совокупность других возмущающих факторов в рамках рассматриваемой модели возмущений, при которой КА значительно перелетает через заданную точку посадки, если угол крена не увеличивается существенно по модулю. В таких случаях алгоритм управления реагирует адекватно и «раскрывает» управление, что на большей части возмущенных траекторий приводит 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 КА при статистическом моделировании.

Большой недолет недопустим в случае ограниченных размеров районов посадки КА на территории России, особенно расположенных вблизи южной

границы государства. Большая перегрузка снижает комфортность спуска для экипажа, но не является столь критичным фактором, как большой недолет. Поэтому была исследована возможность повышения точности приведения КА к месту посадки за счет некоторого увеличения перегрузки, т.е. «размены» перегрузки на точность.

Чтобы исключить возможность недолетов, надо сдвинуть точку схода вперед по движению КА, т.е. уменьшить угловую дальность от точки схода до точки посадки. Алгоритм выбора точки схода приведен в [2].

Для выверенного сдвига вперед точки схода КА 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 КА с орбиты. Построение «плохих» балансирующих характеристик реализовано путем введения поправки в коэффициент момента тангажа

$$\Delta m_z^{\text{прог}} = -0.004. \quad (17)$$

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 КА, и недолеты пропадают. Возникающие неизбежно перелеты устраняются увеличением модуля угла крена с одновременным увеличением перегрузки. Таким способом происходит «размена» ошибки приведения (недолета) на перегрузку.

Статистическим моделированием 100 возмущенных траекторий спуска с поправкой (17) установлено, что использование «плохих» АДХ в прогнозе позволяет уменьшить максимальный промах (недолет) с 4.8 км до 3.3 км «ценой» увеличения максимальной перегрузки от 5.2g до 6.0g .

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 угла крена с равными величинами угла на первом-четвертом участках управления $|\gamma_{oni}| = \text{const}, i=1, \dots, 4$.

В 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 КА 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 КА снижается медленнее. В результате перегрузка уменьшается.

Проведенные статистические расчеты показали, что перегрузка может иметь два ярко выраженных экстремума («пики») или один экстремум при значениях кажущейся скорости в диапазоне $V_{\text{каж}}=4.8-6.3$ 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 $\gamma_{\text{оп}}$:

$$k_\gamma = \frac{\gamma'}{\gamma_{\text{оп}}} \quad (18)$$

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:

$$V_{\text{каж } \gamma} = 3.2 - 5.1 \text{ км/с.} \quad (19)$$

По статистике условие (19) предшествует диапазону достижения максимальных перегрузок n_{max} . Параметры модифицированного опорного управления приведены в табл.1.

Таблица 1

Параметры модифицированного опорного управления с $k_\gamma = 0.7$

Участок управления	Первый	Второй	k_γ	Третий	Четвертый
Угол крена $\gamma_{\text{оп}}$, 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

Результаты статистических расчетов 100 возмущенных траекторий спуска КА 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 КА на номинальную высоту ввода в действие парашютной системы ($h_{\text{пар}} = 4.5$ км плюс высота центра района 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 КА с орбиты до проекции точки приведения, МО – математическое ожидание, max – максимальная величина, min – минимальная величина, σ – среднее квадратичное отклонение.

На рис. 5 показан пример с максимальным расходом топлива (вариант №62). Видно, что участок управления k_{γ} «срезает» второй пик перегрузки. В момент возобновления работы АСН ошибка по навигационной высоте составляет $\Delta h = -0.6$ км.

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

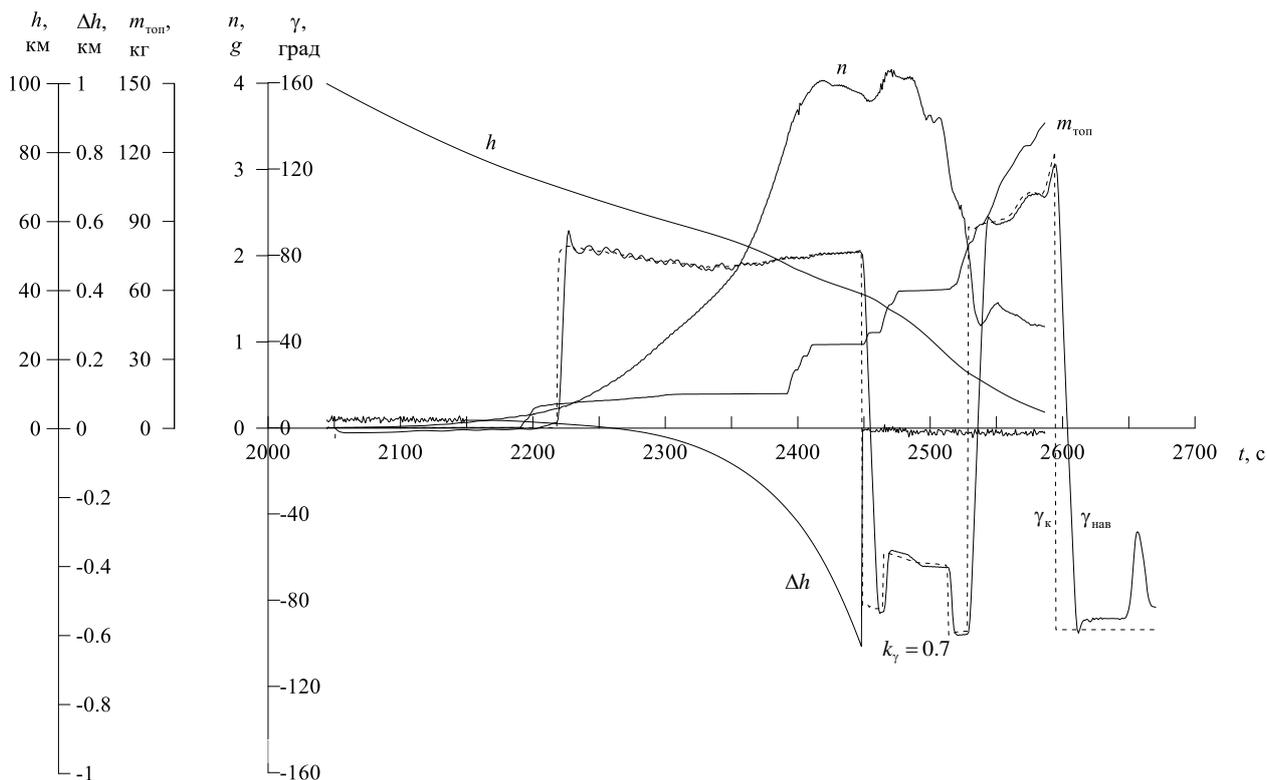


Рис. 5. Параметры траектории с максимальным расходом топлива (вариант №62)

Способ экономии топлива на реализацию углового движения

Для управления угловым движением КА 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. Это повышает эффективность управления КА 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 КА при одновременном выполнении требований по точности и перегрузке [5].

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

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

На рис. 6 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 КА.

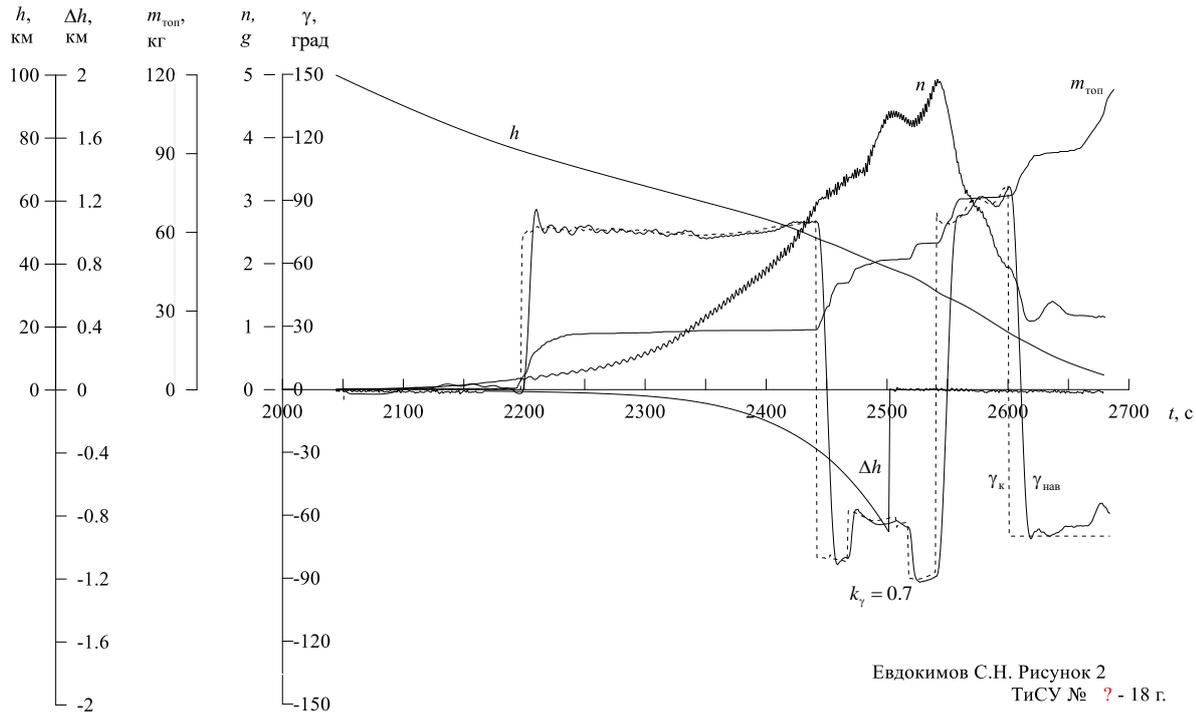


Рис. 6. Пример траектории при управлении с одним УД в каждом направлении (вариант №28, максимальная перегрузка)

Определение достаточного числа возмущенных траекторий в статистике для оперативного прогноза параметров спуска

Рассматривается район посадки КА, расположенный на территории Российской Федерации, на широте около 51° с.ш.

При разработке алгоритма ТАУС-М на каждом шаге его модификации проводились расчеты 100 возмущенных траекторий спуска как необходимый минимум для принятия рассматриваемой модификации. Кроме того, для обеспечения оперативных решений в реальной ситуации надо знать минимальное, но достаточное число возмущенных траекторий, которые следует вычислить в статистике для получения достоверных оценок ожидаемой 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 КА, но ограничивает набор возмущающих факторов из-за ограничения числа траекторий. Для оценки достаточности расчета 100 вариантов траекторий были проведены расчеты 1000 возмущенных траекторий с фиксацией статистических данных после каждой сотни. Результаты даны в табл. 4. Здесь «№ вар.» показывает номер варианта возмущенной траектории, на которой имело место максимальное значение данного параметра. Параметр

«Нет решения» показывает суммарное число шагов коррекции управления, на которых отсутствует двухпараметрическое решение (так называемая «потеря» управления). Каждый шаг имеет длительность 1 с, поэтому данный параметр имеет размерность «секунда».

Как следует из представленных статистических результатов, средние и максимальные величины перегрузки и расхода топлива практически не зависят от числа возмущенных траекторий в статистике. Средние значения промаха и количества шагов коррекции, на которых решение отсутствует, также не зависят от числа возмущенных траекторий спуска в статистике. Максимальный промах вместе с максимальным количеством шагов, на которых решение отсутствует, имеет место на единичных выпадающих траекториях и увеличивается примерно в 1.5 раза при увеличении числа траекторий в статистике от 100 до 1000. В целом, можно сделать вывод о том, что статистика 100 возмущенных траекторий достаточно полно, качественно и достоверно описывает ожидаемый промах, перегрузку и расход топлива.

Таблица 4

Статистические данные при вариации числа возмущенных траекторий

Параметр	Величина	Количество траекторий в статистике				
		100	200	300	400	500
Промач, км	МО	0.688	0.679	0.712	0.702	0.700
	max	3.134	3.669	3.669	3.669	3.669
	min	0.042	0.042	0.042	0.042	0.042
	№ вар.	42	183	183	183	183
Перегрузка, g	МО	3.83	3.85	3.85	3.84	3.84
	max	4.95	4.95	4.95	4.95	4.95
	min	3.18	3.12	3.12	3.10	3.10
	№ вар.	28	28	28	28	28
Расход топлива, кг	МО	83	84	84	85	85
	max	133	133	136	136	136
	min	44	42	38	38	38
	№ вар.	62	62	254	254	254
Нет решения, с	МО	7	7	8	7	7
	max	124	126	129	129	138
	min	0	0	0	0	0
	№ вар.	42	183	271	271	476

Таблица 4 (продолжение)

Статистические данные при вариации числа возмущенных траекторий

Параметр	Величина	Количество траекторий в статистике				
		600	700	800	900	1000
Промаях, км	МО	0.700	0.709	0.716	0.721	0.723
	max	3.669	3.669	4.877	4.877	5.212
	min	0.008	0.008	0.008	0.008	0.008
	№ вар.	183	183	765	765	961
Перегрузка, g	МО	3.84	3.83	3.82	3.82	3.82
	max	4.95	4.95	4.95	4.95	4.95
	min	3.10	3.10	3.10	3.10	3.10
	№ вар.	28	28	28	28	28
Расход топлива, кг	МО	86	85	85	85	85
	max	136	136	136	136	136
	min	38	38	38	38	40
	№ вар.	254	254	254	254	254
Нет решения, с	МО	7	7	7	7	7
	max	138	138	191	191	191
	min	0	0	0	0	0
	№ вар.	476	476	765	765	765

Если вычислительные ресурсы и располагаемое время при проведении оперативных работ позволят, то количество возмущенных траекторий может быть увеличено вплоть до 1000 вариантов или даже сверх этого. Следует подчеркнуть, что для повышения достоверности прогноза важнее повышать точность математической модели КА и модели возмущающих факторов, чем увеличивать количество траекторий в статистике.

На рис. 7 показаны конечные точки 1000 траекторий на высоте ввода в действие парашютной системы. Номера соответствуют вариантам возмущенной траектории. Допустимый промах с учетом ветрового сноса составляет 3.1 км. Если проводить предпосадочное зондирование поля ветров до высоты 5 км с оперативной коррекцией точки цели, то допустимый промах увеличивается до 7 км. Подавляющее большинство траекторий (свыше 99%) имеют точность порядка 3.1 км. Остальные траектории имеют точность около 5 км.

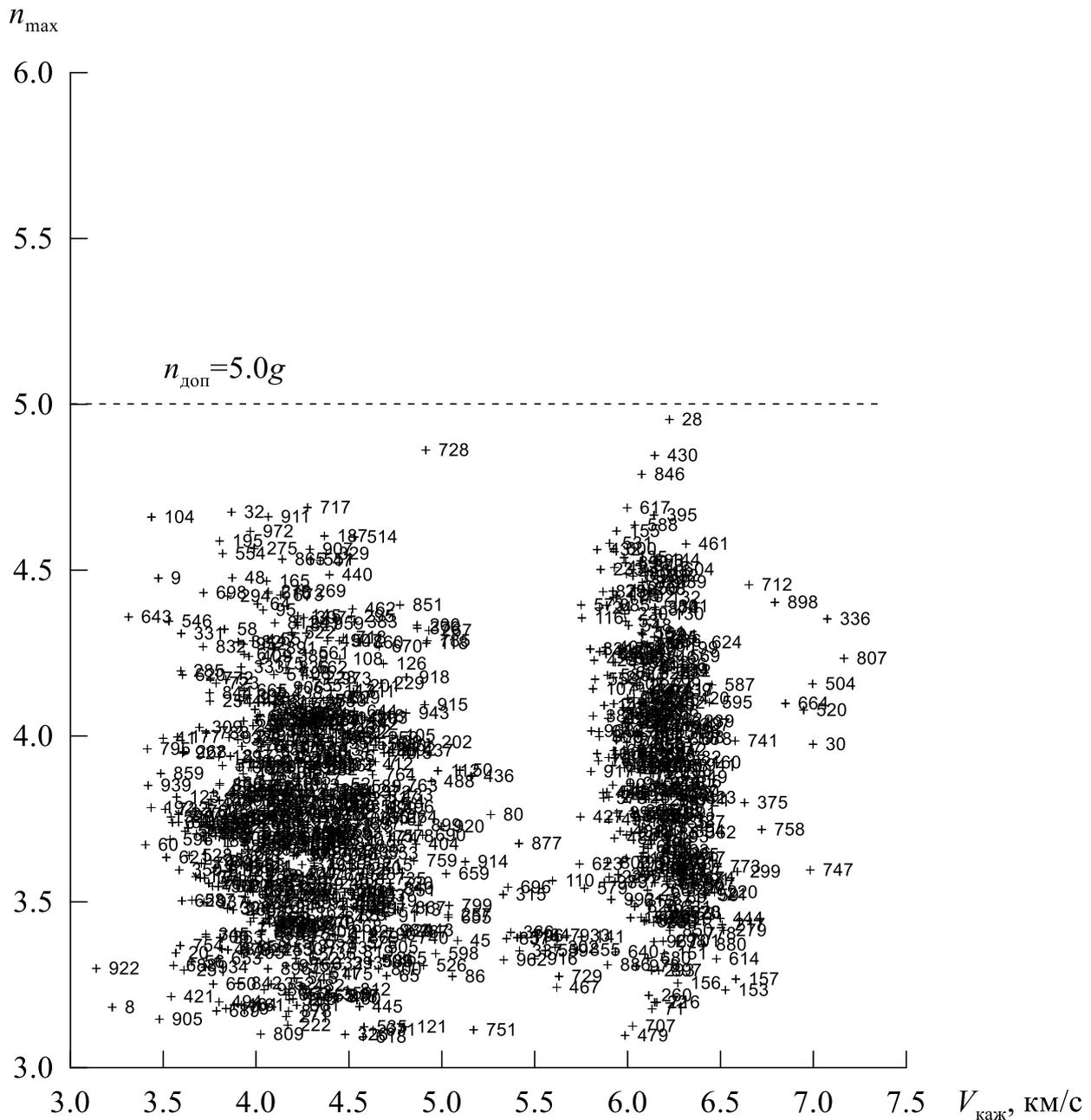


Рис. 8. Максимальные перегрузки (статистика 1000 траекторий)

Расход топлива $m_{\text{топ}}$ в зависимости от промаха γ дан на рис. 9. Такой рисунок наглядно демонстрирует не только фактический расход топлива, но и достигнутую точность приведения. Максимальный расход топлива меньше 140 кг, т.е. ограничение по расходу топлива (порядка 180 кг) выполняется с «запасом». Видно, что подавляющее большинство возмущенных траекторий имеет точность приведения в пределах 3 км даже без зондирования атмосферы в точке приведения (что позволило бы сделать поправку на ветер).

уменьшенной величиной угла крена для снижения пика перегрузки. Показана возможность использования 6 УД вместо 12 УД для управления угловым движением КА. Это позволяет существенно уменьшить расход топлива при сохранении точности приведения и выполнении ограничения по перегрузке.

Библиографический список

- [1] Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. // М.: Бином. 2011.
- [2] Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Сихарулидзе Ю.Г., Тучин А.Г. Построение начальной области схода с орбиты для посадки в заданном районе // Изв. РАН. ТиСУ. 2017. №2. С. 133-143.
- [3] Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М: Наука, 1975.
- [4] Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Сихарулидзе Ю.Г. Терминальный алгоритм управления продольным движением спускаемого аппарата с ограничением перегрузки // Изв. РАН. ТиСУ. 2012. №5. С. 102-118.
- [5] Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н., Микрин Е.А., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления угловым движением спускаемого аппарата при возвращении от Луны // Изв. РАН. ТиСУ. 2017. №3. С. 148-156.

Оглавление

Постановка задачи.....	3
Управление посредством скоростного угла крена.....	7
Состав возмущающих факторов.....	9
Концепция ТАУС-М.....	10
Адаптация к фактическим условиям движения.....	13
Модификация прогнозных АДХ.....	15
Модификация опорной зависимости угла крена для снижения перегрузки.....	16
Способ экономии топлива на реализацию углового движения.....	19
Определение достаточного числа возмущенных траекторий в статистике для оперативного прогноза параметров спуска.....	21
Выводы.....	26
Библиографический список.....	27