

УДК 629.78

МОДИФИКАЦИЯ ТЕРМИНАЛЬНОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ ПРИ ВОЗВРАЩЕНИИ ОТ ЛУНЫ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К “УСИЛЕННЫМ” ВОЗМУЩЕНИЯМ

© 2020 г. С. Н. Евдокимов², С. И. Климанов², А. Н. Корчагин¹, Е. А. Микрин²,
А. С. Самотохин¹, Ю. Г. Сихарулидзе^{1, *}, А. Г. Тучин¹

¹ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва, Россия

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

*sikh@kiam1.rssi.ru

Поступила в редакцию 19.12.2018 г.

После доработки 15.03.2019 г.

Принята к публикации 25.04.2019 г.

Рассматривается задача приведения в заданный район посадки возвращаемого от Луны аппарата в условиях действия “усиленных” возмущающих факторов. Разработанный ранее терминальный алгоритм управления спуском с околоземной орбиты существенно доработан применительно к рикошетирующим траекториям с двумя погружениями в атмосферу Земли для выполнения заданных ограничений по точности посадки, перегрузке и расходу топлива. Модифицированная версия алгоритма включает “раздельную” логику адаптации к фактическим условиям движения с измерением компонент кажущегося ускорения. Достоверность полученных результатов подтверждена большим объемом статистических испытаний.

DOI: 10.31857/S002342062002003X

ВВЕДЕНИЕ

Рассматривается задача возвращения от Луны аппарата в апреле 2025 г. Траектория возвращения начинается с момента импульсного ухода с окололунной круговой орбиты высотой 100 км и заканчивается на высоте 4.5 км в районе посадки. Величина импульса скорости минимизируется и равна 840 м/с. Возвращаемый аппарат (ВА) входит в атмосферу Земли со стороны Южного полушария. Скорость входа 11005 м/с, угол входа -4.88° (высота условного перигея 52.5 км). Наклонение плоскости подлетной траектории 57.8° . В качестве примера принят район посадки радиусом 8 км с координатами центра: широта 51° с.ш., долгота 56° в.д. Посадка совершается на территории России в пределах ограниченного района, расположенного вблизи южной границы. Это накладывает дополнительные требования по точности и безопасности приземления ВА. Важной составляющей безопасности является максимальная перегрузка и время ее действия, что определяет комфортность спуска для экипажа. Управление движением центра масс ВА осуществляется посредством его вращения на угол крена вокруг вектора воздушной скорости для выполнения продольных и боковых маневров. ВА является статически устойчивым по тангажу и рысканию и статически нейтральным по скоростному углу крена. Это обеспечивает его автомати-

ческую балансировку на некотором угле атаки, и с использованием модифицированного терминального алгоритма управления спуском (ТАУС-М) позволяет устранять прогнозируемый промах одновременно в продольном и боковом направлениях [1]. Угловое движение ВА по крену, тангажу и рысканию осуществляется с помощью управляющих двигателей (УД), которые одновременно с созданием необходимого управляющего момента порождают возмущающую силу, воздействующую на траекторию центра масс. Работа УД требует расхода топлива, запас которого задан, что тоже накладывает свое ограничение на алгоритм управления ТАУС-М.

Дальность спуска от точки входа в атмосферу до цели (центра района посадки) близка к 10000 км. Для реализации такой дальности необходимо использовать рикошетирующую траекторию с двумя погружениями ВА в атмосферу Земли. Такая траектория имеет три разных участка. При первом погружении (первый участок) скорость ВА гасится от околопараболической до околокруговой. Затем ВА вылетает за пределы условной границы атмосферы на высоте 100 км и совершает движение по баллистической неуправляемой траектории (второй участок). После этого ВА вторично входит в атмосферу (третий участок) и гасит скорость до посадочной (порядка 120 м/с). На такой траектории

возникают большой нагрев и перегрузки, она имеет повышенную чувствительность к действию возмущающих факторов. Отсюда следуют высокие требования к алгоритму управления.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Модель возмущающих факторов включает следующие составляющие [1]: начальные ошибки при первом входе в атмосферу, возмущенная атмосфера, ошибки начальной массы, положения центра масс и моментов инерции (МЦИХ), ошибки аэродинамических характеристик (АДХ), ошибки инерциального измерительного прибора (ИИП) и аппаратуры спутниковой навигации (АСН), ошибки при работе УД (запаздывание включения-выключения) и др.

Используется январская модель возмущенной атмосферы, разработанной для проекта “Энергия”–“Бурянь”.

Предполагается, что измерения АСН недоступны на высотах 40–80 км, где используются только автономные измерения ИИП.

При проведении статистических испытаний конкретная совокупность возмущающих факторов задается датчиком псевдослучайных векторов, компоненты которого однозначно определяются номером возмущенной траектории. Это позволяет многократно повторять “плохие” варианты для их детального анализа в процессе разработки ТАУС-М. Часть ошибок имеет нормальное распределение с нулевым математическим ожиданием и заданным среднеквадратичным отклонением, а другие ошибки имеют равномерное распределение в заданных пределах.

ТАУС-М является дискретным алгоритмом, который с шагом 1 с корректирует параметры управления: величину командного угла крена γ_k для оставшейся траектории и кажущуюся скорость ближайшего переворота по крену V_i [1]. Два параметра управления позволяют одновременно устранять продольный и боковой промахи [2], чем ТАУС-М отличается от всех известных алгоритмов управления спуском. Чтобы скорректировать управление, численным интегрированием определяются три прогнозные траектории ВА от текущего положения до спуска на высоту 4.5 км. Одна – с управлением, полученным на предыдущем шаге коррекции, и две – с варьированными поочередно параметрами управления γ_k и V_i . Затем в линейном приближении определяются поправки к предыдущему управлению из условия попадания в заданную точку прицеливания [1].

Требуемая точность приведения ВА к месту посадки зависит от возможности уточнения поля ветров на участке парашютного спуска и оперативной коррекции точки прицеливания. Если такая возможность существует, то требуемая точность

приведения ВА равна радиусу района приземления, т.е. 8 км в рассматриваемом примере. Если такая возможность не существует, а максимальный (3σ) снос на парашютном участке составляет 4 км, то требуемая точность приведения будет 4 км.

Максимальная допустимая перегрузка задана на уровне $5g$, но допускается некоторое превышение этой величины при условии минимизации времени превышения. В расчетах приняты следующие нормативы допустимых времен превышения в зависимости от величины перегрузки [3]:

$$\begin{array}{ll} \text{перегрузка, } g & 5 \quad 6 \quad 7, \\ \text{предельное время, с} & 75 \quad 50 \quad 36. \end{array} \quad (1)$$

При проведении статистических расчетов контролируется выполнение условий (1).

Предполагается, что запас топлива ВА на работу УД составляет 250 кг.

ОПОРНАЯ ЗАВИСИМОСТЬ УГЛА КРЕНА

Опорная зависимость командного угла крена γ_k от кажущейся скорости $V_{\text{каж}}$ формируется в виде кусочно-постоянной функции (рис. 1а, 1б). Значения углов и моменты переворотов (отворотов) V_i ($i = 0, \dots, 4$) подбираются эмпирически из условия выполнения требований по точности, перегрузке, расходу топлива и нагреву при входе ВА в атмосферу Земли после возвращения от Луны. Используются модель среднемесячной атмосферы и номинальные параметры ВА. Каждый шаг в процессе выбора опорной зависимости командного угла крена от кажущейся скорости проверяется статистическими испытаниями ста возмущенных траекторий с принятой моделью возмущающих факторов.

При выборе опорной зависимости для участка первого погружения ВА в атмосферу выполняется один отворот и два переворота по углу крена (рис. 1а). Такое число переворотов ВА является минимальным необходимым для достижения требуемой точности. Всякое увеличение числа переворотов увеличивает расход топлива, усложняет форму опорной зависимости и ее выбор из-за увеличения числа определяемых параметров.

Начальный угол крена $\gamma_{\text{вх}}$ при первом входе ВА в атмосферу, равный 170° , выбирается из условия быстрого “захвата” его атмосферой, а кажущаяся скорость V_0 – из условия выхода на заданную перегрузку ($n_{\text{зад}} = 5.5g$) в конце участка движения с углом крена $\gamma_0 = 0$. Углы крена $\gamma_1 = -60^\circ$ и $\gamma_2 = +60^\circ$ выбраны из условия сохранения достаточной маневренности ВА по недолету для парирования “усиленных” возмущений. Угол крена на вылете из атмосферы $\gamma_3 = -30^\circ$ должен способствовать увеличению угла вылета ВА в конце первого участка для уменьшения недолета. Большой не-

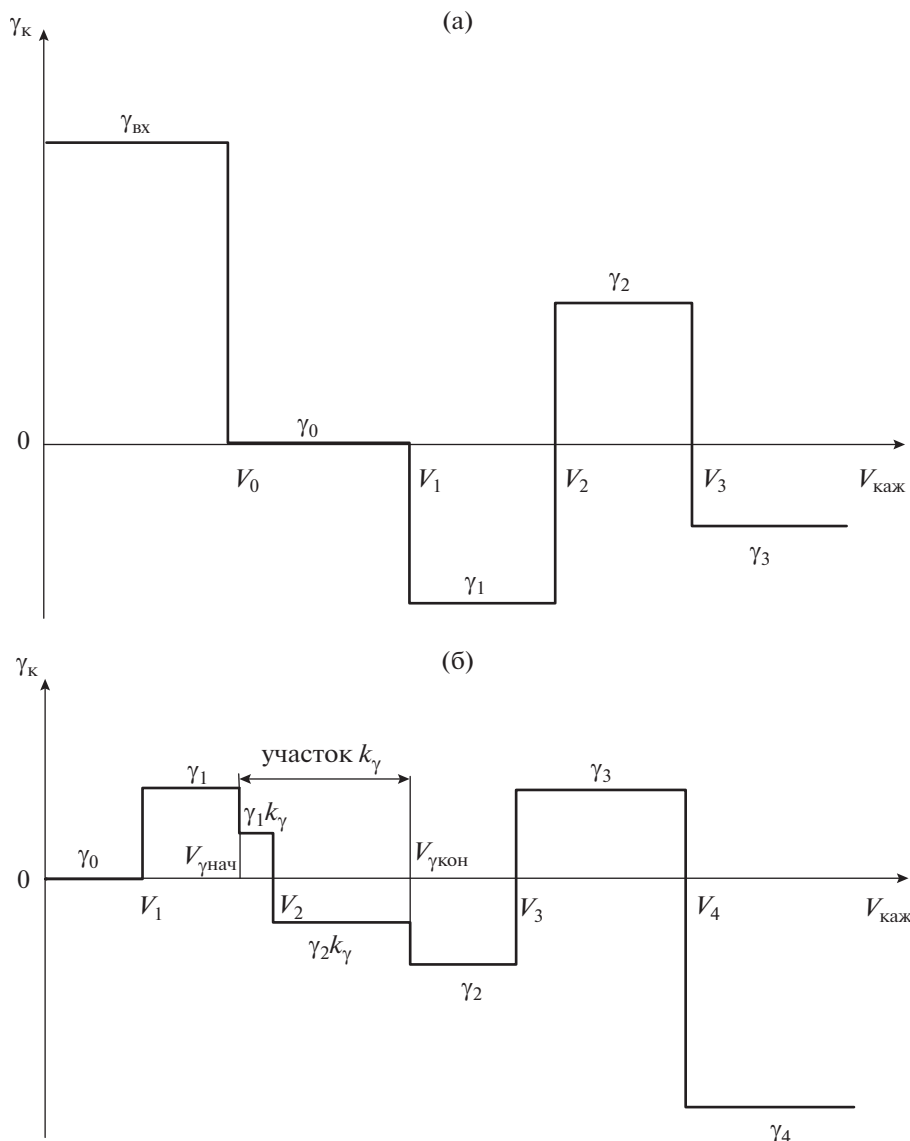


Рис. 1. Опорные углы воздушного крена на атмосферных участках спуска: а) первый участок, б) второй участок.

долет устранить невозможно, а большой перелет можно “разменять” на перегрузку.

На участке второго входа ВА в атмосферу (рис. 1б) величина углов $\gamma_1, \gamma_2, \gamma_3$ (45°) выбрана из условия равных возможностей для компенсации недолетов, когда эта величина уменьшается, и перелетов, когда эта величина увеличивается. Конечный угол крена ($\gamma_4 = -170^\circ$) увеличивает крутизну траектории в конце спуска и тем самым уменьшает рассеивание. Чтобы избежать “закручивания” на конечном участке спуска, вертикальная плоскость отсчета командного угла скоростного крена “замораживается” при угле наклона траектории больше $|80^\circ|$.

На участке первого погружения выбраны следующие узловые (опорные) точки по кажущейся ско-

рости: $V_0 = 0.30$ км/с, $V_1 = 0.90$ км/с, $V_2 = 2.20$ км/с, $V_3 = 3.35$ км/с, а на втором погружении $V_1 = 0.50$ км/с, $V_2 = 2.90$ км/с, $V_3 = 6.0$ км/с, $V_4 = 7.70$ км/с.

На участке первого погружения максимальная перегрузка реализуется в начале входа при кажущейся скорости 1.1–1.5 км/с, а ее величина дозируется выбором V_0 и заданной перегрузкой $n_{зал}$. Около 94% траекторий имеют максимальную перегрузку на участке первого погружения и только 6% траекторий имеют максимальную перегрузку в конце участка второго погружения при кажущейся скорости порядка 6.5–9.5 км/с. Хотя количество траекторий с максимальной перегрузкой на участке второго погружения мало, перегрузка на этих траекториях часто превышает перегрузку на участке первого погружения из-за большого

“раскрытия” управления с целью компенсации перелета. Для ограничения перегрузок используется так называемый участок управления с k_γ , на котором величина опорного угла крена умножается на коэффициент $k_\gamma < 1$. Сейчас принято $k_\gamma = 0.5$, что обеспечивает сохранение управляемости ВА по боку. Участок управления с k_γ вводится по кажущейся скорости участка второго погружения ВА в атмосферу от $V_{\text{нач}} = 2.2$ км/с до $V_{\text{кон}} = 4.2$ км/с (рис. 1б). Для подавляющего большинства траекторий это обеспечивает снижение максимальной перегрузки путем разбиения одного высокого пика перегрузки на два более низких. Но на отдельных выпадающих траекториях оказалось, что участок управления с k_γ вводится слишком поздно для эффективного снижения пика перегрузки. Поэтому была сделана следующая доработка алгоритма.

На участке второго погружения при расчете прогнозных траекторий для коррекции управления движением одновременно определяется величина максимальной прогнозируемой перегрузки $n_{\text{max}}^{\text{прог}}$ и прогнозное время $t_n^{\text{прог}}$ ее достижения. Если окажется, что $n_{\text{max}}^{\text{прог}} > 7g$, то участок k_γ сдвигается вперед на $\Delta V_{\text{каж}} = -0.7$ км/с. При этом имеем $V_{\text{нач}} = 1.5$ км/с и $V_{\text{кон}} = 3.5$ км/с.

ВЫБОР ЗНАКА ПРОБНЫХ ШАГОВ ПО УГЛУ КРЕНА И КАЖУЩЕЙСЯ СКОРОСТИ

Дополнительная модификация ТАУС-М касается выбора знака пробных шагов при численном расчете частных производных компонент промаха в продольном и боковом направлениях.

Численными расчетами установлено, что выбором знака пробных шагов по углу крена $\delta\gamma$ и кажущейся скорости $\delta V_{\text{каж}}$ можно улучшить точность частных производных $\partial x/\partial\gamma$, $\partial z/\partial\gamma$, $\partial x/\partial V$, $\partial z/\partial V$, которые используются для оперативной коррекции управления.

Знак пробных шагов $\delta\gamma$ и $\delta V_{\text{каж}}$ выбирается в зависимости от прогнозируемого конечного промаха в продольном направлении x и в боковом направлении z . В основу положены следующие физические свойства. Если при расчете опорной прогнозной траектории с параметрами управления, которые были выбраны на предыдущем шаге коррекции, окажется, что $x > 0$ (перелет), то шаг делается в сторону увеличения $|\gamma|$ для “раскрытия” управления. Если окажется, что $x < 0$ (недолет), то шаг делается в сторону уменьшения $|\gamma|$ для “сжатия” управления (рис. 2а).

Пусть $\Delta\gamma$ — величина пробного шага для расчета производных по углу крена, ΔV — величина пробного шага для расчета производных по кажущейся скорости, γ_{i-1} и V_{i-1} — командный угол крена и кажущаяся скорость очередного переворота по

крону, вычисленные на предыдущем $(i - 1)$ -шаге коррекции, x_1 и z_1 — прогнозные промахи соответственно в продольном и боковом направлениях, полученные при расчете опорной траектории на i -шаге коррекции с управлением, выбранным на предыдущем шаге. Тогда пробный шаг по углу крена определяется соотношением

$$\delta\gamma_i = (\text{sign}x_1)(\text{sign}\gamma_{i-1})\Delta\gamma.$$

Если для опорной прогнозной траектории с управлением γ_{i-1} и V_{i-1} имеем $z > 0$ (промах вправо), то момент переворота по крену должен сдвигаться таким образом, чтобы увеличить время движения с углом крена $\gamma < 0$. Если $z < 0$ (промах влево), то момент переворота по крену должен сдвигаться таким образом, чтобы увеличить время движения с углом крена $\gamma > 0$ (рис. 2б). Поэтому пробный шаг по кажущейся скорости вычисляется по формуле

$$\delta V_i = (\text{sign}z_1)(\text{sign}\gamma_{i-1})\Delta V.$$

При таком выборе знака пробных шагов они выполняются в сторону уменьшения прогнозируемого промаха по x и z , что повышает точность вычисления частных производных $\partial x/\partial\gamma$, $\partial z/\partial\gamma$, $\partial x/\partial V$, $\partial z/\partial V$ и выбора управления.

АЛГОРИТМ “РАЗДЕЛЬНОЙ” АДАПТАЦИИ

Для терминальных алгоритмов управления движением адаптация к фактическим возмущениям является чрезвычайно важным элементом [4]. В алгоритме ТАУС-М используется так называемый алгоритм “раздельной” адаптации к фактическим условиям движения на основе навигационных измерений компонент кажущегося ускорения. Измеренные компоненты кажущегося ускорения W_x , W_y , W_z в связанной системе координат управления (ССКУ) определяют вектор кажущегося ускорения $\mathbf{W} = (W_x, W_y, W_z)$. Этот вектор сравнивается с расчетным вектором кажущегося ускорения, который вычисляется с использованием навигационного вектора состояния и бортовых моделей атмосферы и аэродинамических характеристик (АДХ). Поправка вводится сразу на общую ошибку возмущенной атмосферы (вариации плотности и ветер) и АДХ, так как разделить эти ошибки практически не удастся. Как показали предварительные статистические испытания, именно ошибки АДХ (в первую очередь) и возмущенная атмосфера Земли являются основными возмущающими факторами.

Разработанный алгоритм раздельной адаптации включает следующие шаги. Определяется проекция *измеренного* вектора \mathbf{W} на единичный вектор навигационной воздушной скорости \mathbf{V}° :

$$\mathbf{W}_V = -(\mathbf{W} \cdot \mathbf{V}^\circ) \cdot \mathbf{V}^\circ. \quad (2)$$

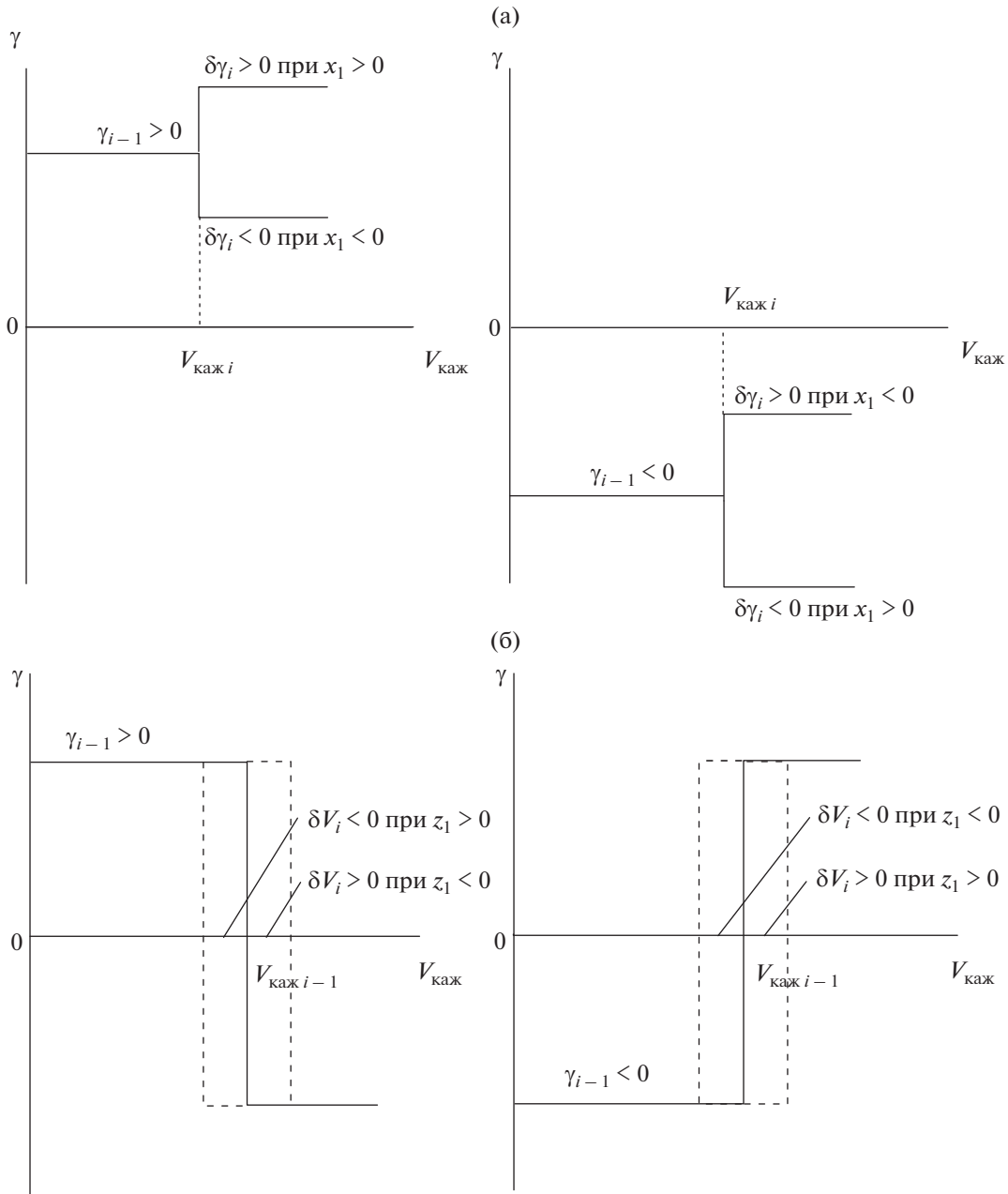


Рис. 2. Выбор знака пробных шагов по углу крена и кажущейся скорости: а) по углу крена, б) по кажущейся скорости.

Эта составляющая (2) определяет вектор кажущегося ускорения под действием силы лобового сопротивления. Ортогональная к нему составляющая вектора кажущегося ускорения порождается подъемной силой и вычисляется по формуле

$$\mathbf{W}_{\text{пс}} = \mathbf{W} - \mathbf{W}_V. \quad (3)$$

Соотношения (2) и (3) определяют две компоненты измеренного вектора кажущегося ускорения, порождаемые силой лобового сопротивления и подъемной силой.

Соответствующие компоненты расчетного вектора кажущегося ускорения вычисляются в борто-

вой цифровой вычислительной машине (БЦВМ) следующим образом. С использованием навигационного числа \mathbf{M} и навигационной высоты $h_{\text{нав}}$, по бортовой модели номинальных балансировочных АДХ определяются коэффициенты лобового сопротивления C_{xa} и подъемной силы C_{ya} .

Полученные номинальные аэродинамические коэффициенты C_{xa} и C_{ya} , а также навигационная высота $h_{\text{нав}}$ и навигационная воздушная скорость $V_{\text{нав}}$ позволяют с помощью бортовой модели среднемесячной атмосферы вычислить расчетные величины составляющих аэродинамического уско-

рения по вектору скорости $|\mathbf{W}_V|_{\text{расч}}$ и по нормали к нему $|\mathbf{W}_{\text{пс}}|_{\text{расч}}$.

Коэффициенты адаптации представляют собой отношение измеренных величин ускорений к расчетным и учитывают одновременно отклонение параметров возмущенной (“фактической”) атмосферы и ошибки АДХ от параметров бортовой среднемесячной атмосферы и бортовой модели АДХ.

Раздельные коэффициенты адаптации вычисляются на каждом шаге коррекции управления по формулам

$$a_V = |\mathbf{W}_V| / |\mathbf{W}_V|_{\text{расч}} \text{ для коэффициента } C_{xa} \quad (4)$$

и

$$a_{\text{пс}} = |\mathbf{W}_{\text{пс}}| / |\mathbf{W}_{\text{пс}}|_{\text{расч}} \text{ для коэффициента } C_{ya}. \quad (5)$$

Вычисленные коэффициенты адаптации (4) и (5) используются для уточнения бортовой модели АДХ при текущем прогнозе остающейся траектории:

$$C_{xa}^{\text{уточ}} = a_V C_{xa}^{\text{таб}}, \quad C_{ya}^{\text{уточ}} = a_{\text{пс}} C_{ya}^{\text{таб}}, \quad (6)$$

где $C_{xa}^{\text{таб}}$, $C_{ya}^{\text{таб}}$ – исходные табличные значения коэффициентов. Формулы (6) одновременно учитываются ошибки АДХ и атмосферы.

Для сглаживания навигационных измерений применяется “скользящее” среднее по 100 последним измерениям.

Выше описан алгоритм адаптации, который применяется в задаче спуска ВА с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ) [1]. Задача возвращения от Луны имеет свою специфику, обусловленную околопараболической скоростью входа ВА в атмосферу и использованием рикошетирующих траекторий с большой дальностью (5000, ..., 10000 км), т.е. траекторий с промежуточным вылетом ВА за пределы условной границы атмосферы (на высоте 100 км). Такие траектории очень чувствительны к возмущениям, которые могут породить большие промахи и перегрузки [5]. Отсюда возникают повышенные требования к алгоритму адаптации как ключевому элементу ТАУС-М.

Задача адаптации усложняется тем, что на участке первого погружения в атмосферу, где отсутствуют измерения АСН (т.е. на высотах 80–40 км), возникает ошибка определения навигационной высоты $\Delta h = h_{\text{нав}} - h_{\text{факт}}$. Здесь $h_{\text{нав}}$ – навигационная высота, $h_{\text{факт}}$ – фактическая высота. Из статистических расчетов следует, что на участке первого погружения ВА в атмосферу ошибка навигационной высоты может достигать ± 2 км.

Предварительные статистические испытания показали, что в условиях “усиленных” аэродинамических и других возмущений исходная версия ТАУС [1] не обеспечивает в задаче возвращения

ВА от Луны выполнение заданных требований по точности приведения и перегрузке. На некоторых вариантах возмущений происходит так называемая “потеря” управления, т.е. двухпараметрическая задача не имеет решения, что порождает большие недолеты или большие перегрузки. Отсюда возникла необходимость дополнительной модификации алгоритма ТАУС, т.е. перехода к ТАУС-М, для реализации рикошетирующих траекторий возвращения от Луны при “усиленных” возмущениях.

В основном, эта модификация коснулась алгоритмов адаптации к фактическим условиям движения.

Раскроем формулу (4):

$$a_V = |\mathbf{W}_V| / |\mathbf{W}_V|_{\text{расч}} = \left(\frac{C_{xa} \rho V^2 S}{2m} \right)_{\text{изм}} / \left(\frac{C_{xa} \rho V^2 S}{2m} \right)_{\text{расч}} \approx \frac{(C_{xa} \rho)_{\text{изм}}}{(C_{xa} \rho)_{\text{расч}}}. \quad (7)$$

Здесь принято допущение $(V^2/m)_{\text{изм}} \approx (V^2/m)_{\text{расч}}$ с учетом того, что скорость и масса известны достаточно точно, а S – характерная площадь.

Величину $(C_{xa} \rho)_{\text{изм}}$ будем называть измеренным коэффициентом эффективного сопротивления, а величину $(C_{xa} \rho)_{\text{расч}}$ – расчетным коэффициентом эффективного сопротивления.

Аналогично можно представить условие (5):

$$a_{\text{пс}} = |\mathbf{W}_{\text{пс}}| / |\mathbf{W}_{\text{пс}}|_{\text{расч}} = \left(\frac{C_{ya} \rho V^2 S}{2m} \right)_{\text{изм}} / \left(\frac{C_{ya} \rho V^2 S}{2m} \right)_{\text{расч}} \approx \frac{(C_{ya} \rho)_{\text{изм}}}{(C_{ya} \rho)_{\text{расч}}}. \quad (8)$$

Величину $(C_{ya} \rho)_{\text{изм}}$ будем называть измеренным коэффициентом эффективной подъемной силы, а величину $(C_{ya} \rho)_{\text{расч}}$ – расчетным коэффициентом эффективной подъемной силы.

Величины измеренных коэффициентов эффективного сопротивления $(C_{xa} \rho)_{\text{изм}}$ и эффективной подъемной силы $(C_{ya} \rho)_{\text{изм}}$ содержат ошибки АДХ, соответствующие номеру возмущенного состояния (т.е. номеру варианта возмущений), и фактическую плотность возмущенной атмосферы, которая тоже соответствует этому номеру варианта возмущений.

Величины расчетных коэффициентов эффективного сопротивления $(C_{xa} \rho)_{\text{расч}}$ и эффективной подъемной силы $(C_{ya} \rho)_{\text{расч}}$ содержат ошибку определения высоты Δh , которая обусловлена автономной инерциальной навигацией при движении ВА на высотах 80–40 км. Эта ошибка, которая может достигать величины ± 2 км, порождает соответствующую ошибку при определении плотности атмосферу $\rho_{\text{расч}}$ по навигационной высоте $h_{\text{нав}}$.

С учетом (7) и (8) рассмотрим отношение

$$\begin{aligned} \frac{a_{\text{пс}}}{a_{\text{У}}} &= \frac{(C_{\text{уа}}\rho)_{\text{изм}}}{(C_{\text{уа}}\rho)_{\text{расч}}} \frac{(C_{\text{ха}}\rho)_{\text{расч}}}{(C_{\text{ха}}\rho)_{\text{изм}}} = \\ &= \frac{(C_{\text{уа}}\rho)_{\text{изм}}}{(C_{\text{ха}}\rho)_{\text{изм}}} \Big/ \frac{(C_{\text{уа}}\rho)_{\text{расч}}}{(C_{\text{ха}}\rho)_{\text{расч}}} = \frac{k_{\text{изм}}}{k_{\text{расч}}}, \end{aligned} \quad (9)$$

так как в (9)

$$k_{\text{изм}} = (C_{\text{уа}}\rho)_{\text{изм}} / (C_{\text{ха}}\rho)_{\text{изм}} \quad (10)$$

– измеренное (фактическое) аэродинамическое качество ВА и

$$k_{\text{расч}} = (C_{\text{уа}}\rho)_{\text{расч}} / (C_{\text{ха}}\rho)_{\text{расч}} \quad (11)$$

– расчетное аэродинамическое качество ВА.

Отношение (10) к (11) с учетом (7) и (8) дает

$$\bar{k} = \frac{k_{\text{изм}}}{k_{\text{расч}}} = \frac{a_{\text{пс}}}{a_{\text{У}}} \quad (12)$$

– относительное аэродинамическое качество ВА.

Если коэффициенты адаптации $a_{\text{У}}$ и $a_{\text{пс}}$ включают ошибки, порождаемые ошибкой навигационной высоты Δh , возмущенной атмосферой и ошибками АДХ, МЦИХ и др., то их отношение (12) свободно от этих ошибок. По существу (12) определяет отношение измеренного (фактического) аэродинамического качества ВА к расчетному (бортовому) аэродинамическому качеству.

Расчетное аэродинамическое качество ВА $k_{\text{расч}}$ в (12) определяется балансировочными АДХ, вычисленными с поправкой $\Delta m_z = -0.004$ или без поправки ($\Delta m_z = 0$). В первом случае имеем “заниженные” АДХ ($C_{\text{ха}}^{\text{зан}}$ и $C_{\text{уа}}^{\text{зан}}$), которые соответствуют заниженному аэродинамическому качеству. Во втором случае имеем номинальные АДХ ($C_{\text{ха}}^{\text{ном}}$ и $C_{\text{уа}}^{\text{ном}}$), которые соответствуют номинальному аэродинамическому качеству.

Если в таблице прогнозных АДХ, которая используется для расчета остающейся траектории и выбора управления, стоят заниженные АДХ и при расчете коэффициентов адаптации используются заниженные АДХ, то прогнозные коэффициенты с учетом адаптации вычисляются по формулам

$$C_{\text{ха прог}} = C_{\text{ха}}^{\text{зан}} \cdot a_{\text{У}} = C_{\text{ха}}^{\text{зан}} \frac{(C_{\text{ха}}\rho)_{\text{изм}}}{C_{\text{ха}}^{\text{зан}} \rho_{\text{см}}} = \frac{(C_{\text{ха}}\rho)_{\text{изм}}}{\rho_{\text{см}}} \quad (13)$$

и

$$C_{\text{уа прог}} = C_{\text{уа}}^{\text{зан}} \cdot a_{\text{пс}} = C_{\text{уа}}^{\text{зан}} \frac{(C_{\text{уа}}\rho)_{\text{изм}}}{C_{\text{уа}}^{\text{зан}} \rho_{\text{см}}} = \frac{(C_{\text{уа}}\rho)_{\text{изм}}}{\rho_{\text{см}}} \quad (14)$$

Здесь $\rho_{\text{см}}$ – плотность среднемесячной атмосферы. Формулы (13) и (14) не содержат заниженных АДХ, а только измеренные коэффициенты эффективных аэродинамических сил. Поэтому про-

гнозная траектория вычисляется без запаса энергии на компенсацию возмущений.

Когда для определения коэффициентов адаптации используются номинальные АДХ (при $\Delta m_z = 0$), а для прогноза применяются заниженные балансировочные АДХ (при $\Delta m_z = -0.004$), то прогнозные аэродинамические коэффициенты с учетом адаптации вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} C_{\text{ха прог}} &= C_{\text{ха}}^{\text{зан}} \cdot a_{\text{У}} = \\ &= C_{\text{ха}}^{\text{зан}} \frac{(C_{\text{ха}}\rho)_{\text{изм}}}{C_{\text{ха}}^{\text{ном}} \rho_{\text{см}}} = \frac{C_{\text{ха}}^{\text{зан}}}{C_{\text{ха}}^{\text{ном}}} \frac{(C_{\text{ха}}\rho)_{\text{изм}}}{\rho_{\text{см}}} \end{aligned} \quad (15)$$

и

$$\begin{aligned} C_{\text{уа прог}} &= C_{\text{уа}}^{\text{зан}} \cdot a_{\text{пс}} = \\ &= C_{\text{уа}}^{\text{зан}} \frac{(C_{\text{уа}}\rho)_{\text{изм}}}{C_{\text{уа}}^{\text{ном}} \rho_{\text{см}}} = \frac{C_{\text{уа}}^{\text{зан}}}{C_{\text{уа}}^{\text{ном}}} \frac{(C_{\text{уа}}\rho)_{\text{изм}}}{\rho_{\text{см}}} \end{aligned} \quad (16)$$

В этом случае множители $C_{\text{ха}}^{\text{зан}} / C_{\text{ха}}^{\text{ном}}$ и $C_{\text{уа}}^{\text{зан}} / C_{\text{уа}}^{\text{ном}}$ обеспечивают необходимый запас энергии. Такой запас позволяет минимизировать недолеты, которые физически невозможно устранить за счет алгоритма управления. Возникающие при этом перелеты можно компенсировать, “раскрывая” управление и соответственно увеличивая максимальную перегрузку n_{max} . Тем самым осуществляется “размена” промаха на перегрузку.

Если $\bar{k} < 1$, т.е. $k_{\text{изм}} < k_{\text{расч}}$, измеренное (фактическое) аэродинамическое качество меньше расчетного, что способствует недолету.

Если $\bar{k} = 1$, т.е. $k_{\text{изм}} = k_{\text{расч}}$, фактическое аэродинамическое качество равно расчетному, что способствует точному приведению ВА в район посадки.

Если $\bar{k} > 1$, т.е. $k_{\text{изм}} > k_{\text{расч}}$, измеренное (фактическое) аэродинамическое качество больше расчетного, что способствует перелету.

Коэффициент \bar{k} (относительное аэродинамическое качество ВА) по существу показывает итоговую ошибку АДХ через отношение измеренного (фактического) аэродинамического качества ВА к расчетному, которое вычисляется с использованием бортовой модели АДХ и навигационных параметров движения. Относительное аэродинамическое качество \bar{k} не зависит от ошибки по высоте Δh и вариаций плотности атмосферы. Для каждого варианта возмущений относительное аэродинамическое качество \bar{k} остается постоянным на всей траектории, так как ошибки АДХ не меняются в процессе движения. Некоторые колебания \bar{k} на участках с малой перегрузкой (т.е. малым скоростным напором) обусловлены колебаниями угла атаки в условиях слабого демпфирования и ошибками навигационных измерений. Оценка \bar{k}

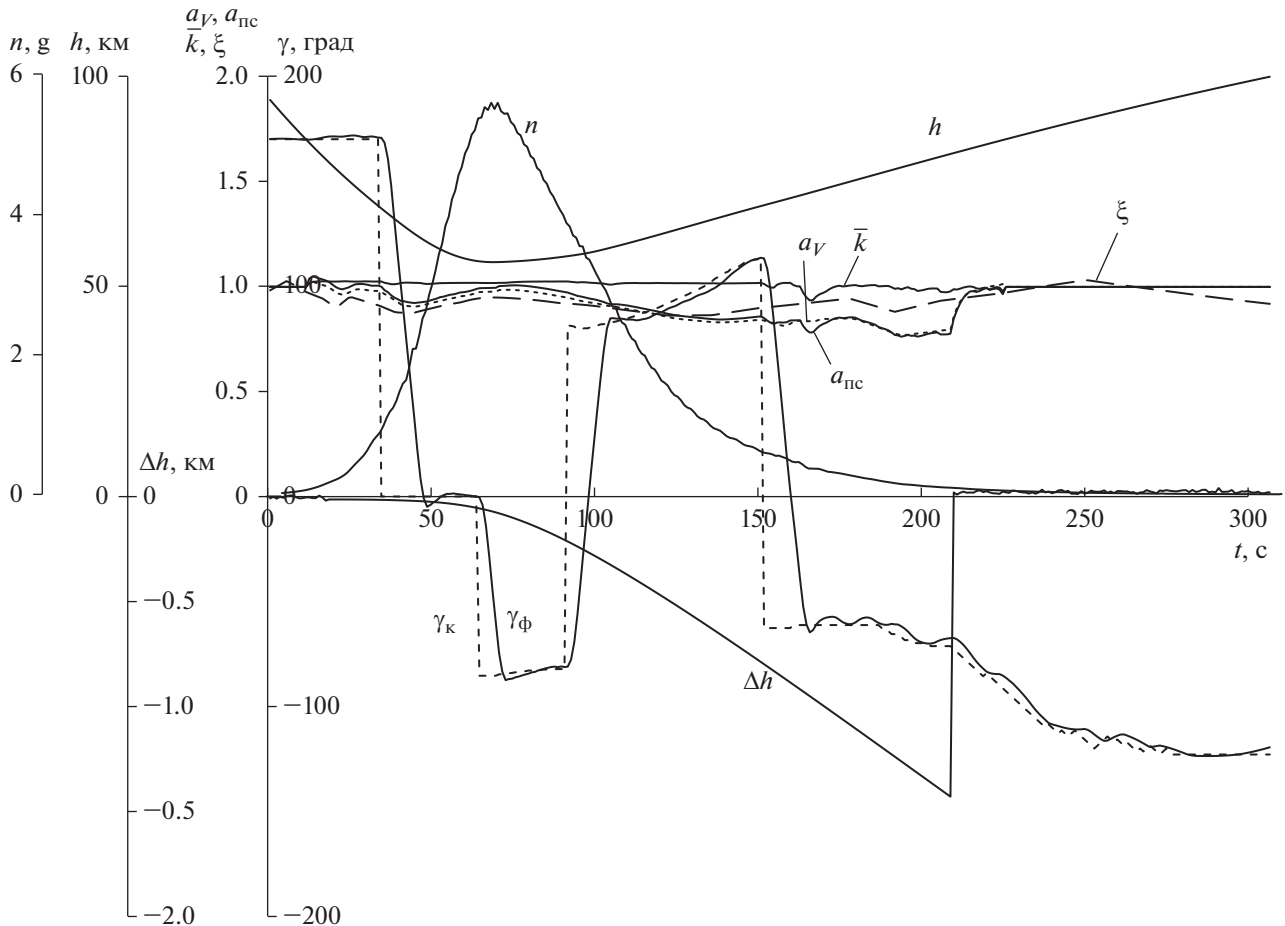


Рис. 3. Коэффициенты адаптации a_v , a_{pc} и относительная плотность атмосферы ξ на участке первого погружения (вариант № 49).

в процессе полета позволяет учесть суммарные ошибки АДХ, которые приводят к изменению фактического аэродинамического качества ВА.

Численные расчеты траекторий спуска показали, что коэффициенты адаптации a_v и a_{pc} , в основном, отслеживают вариации плотности атмосферы

$$\xi = \rho / \rho_{ст}, \quad (17)$$

и навигационную ошибку по высоте Δh (рис. 3). В формуле (17) ρ — фактическая (возмущенная) плотность атмосферы, $\rho_{ст}$ — “стандартная” (среднемесячная) плотность атмосферы.

Установленная физическая связь измеряемых коэффициентов адаптации a_v и a_{pc} , а также вычисляемого с использованием этих коэффициентов относительного аэродинамического качества \bar{k} с основными действующими возмущениями (ошибками АДХ и возмущенной атмосферой) положена в основу концепции модифицированного алгоритма отдельной адаптации для рикошетирующих траекторий возвращения от Луны.

Отделить ошибку по высоте Δh от остальных ошибок при вычислении коэффициентов адаптации

a_v и a_{pc} практически невозможно. Однако при построении алгоритма адаптации можно принять во внимание тот факт, что ошибка Δh проявляется только после прохождения минимальной высоты рикошетирующей, т.е. на восходящей ветви траектории первого погружения (рис. 3). Поэтому на нисходящей ветви траектории первого погружения, когда перегрузка растет от нуля до максимальной величины и формируется траектория в целом, измерения коэффициентов a_v и a_{pc} “свободны” от навигационной ошибки по высоте Δh . Этот факт также учтен при построении модифицированного алгоритма отдельной адаптации.

На третьем участке спуска, т.е. на втором погружении ВА в атмосферу, при прогнозе остающейся траектории предполагается линейное изменение коэффициентов адаптации от текущего измеренного значения до значения 1 на высоте $h = 0$.

На участке первого погружения ВА в атмосферу по мере снижения высоты и поступления измерений вектора кажущегося ускорения заполняется таблица коэффициентов адаптации с шагом 1 км. Измерения накапливаются с высоты 90 км, а

Таблица 1. Статистические испытания с разным составом возмущений

Параметры		Варианты возмущений		
		полный состав возмущений	нет ошибок АДХ	известна возмущенная атмосфера
Продольный промах x , км	МО	-0.004	0.450	0.613
	max	2.622	2.765	3.053
	min	-18.707	-0.832	-0.594
Боковой промах z , км	МО	0.144	0.388	0.511
	max	1.871	1.814	1.514
	min	-18.049	-1.070	-3.429
Суммарный промах r , км	МО	1.520	0.901	0.896
	max	25.994	2.782	4.591
	min	0.126	0.139	0.213
Максимальная перегрузка n_{\max} , g	МО	5.59	5.56	5.56
	max	7.35	7.11	6.14
	min	4.91	4.91	5.31
Расход топлива, m_T , кг	МО	156	156	155
	max	233	206	199
	min	75	118	90
Навигационная ошибка по высоте на первом погружении Δh , км	МО	-0.017	-0.004	-0.014
	max	1.809	1.902	1.831
	min	-1.804	-1.735	-1.666

таблица коэффициентов адаптации начинает заполняться с высоты 85 км и заканчивает заполняться на минимальной высоте (с кратностью 1 км). Предварительно в эту таблицу заносятся значения 1, что соответствует прогнозу с использованием среднемесячной модели атмосферы.

При прогнозе остающейся траектории на участке ниже достигнутой высоты используются коэффициенты адаптации, равные 1, а на участке выше достигнутой высоты – измеренные значения коэффициентов адаптации. После пролета точки рикошетирувания, т.е. на восходящей ветви траектории первого входа ВА в атмосферу, для прогноза используются измеренные на нисходящей ветви коэффициенты адаптации со сдвигом на текущую разницу между измерениями на восходящей ветви и нисходящей. Когда ВА находится на участке первого погружения, то при прогнозе траектории на участке второго погружения используются коэффициенты адаптации, равные 1.

При движении ВА на участке второго погружения измеряются текущие коэффициенты адаптации с осреднением по 100 измерениям. Для прогноза остающейся траектории используется линейная пролонгация коэффициентов адаптации до значения 1 на нулевой высоте.

Для создания дополнительного запаса энергии ВА на участке первого погружения, вычисленный по формуле (7) коэффициент адаптации a_V умножается на эмпирический множитель 1.025 и в та-

ком виде используется для прогноза остающейся траектории. На участке второго погружения в атмосферу поправочный множитель не используется. При коррекции управления на участке первого погружения при прогнозах принято, что на участке второго погружения зависимость командного угла крена от кажущейся скорости не варьируется и соответствует опорному управлению.

ОЦЕНКА “ВКЛАДОВ” ОШИБОК АДХ И ВОЗМУЩЕННОЙ АТМОСФЕРЫ

Чтобы оценить “вклад” ошибок АДХ и возмущенной атмосферы в конечный промах, максимальную перегрузку и расход топлива ВА с модифицированным алгоритмом управления, были проведены дополнительные статистические испытания траекторий возвращения с поочередным исключением ошибок АДХ и возмущенной атмосферы. При этом ошибки МЦИХ, навигационных измерений и другие учитывались согласно принятой модели возмущений.

В табл. 1 представлены сводные статистические данные для анализа влияния наиболее важных возмущающих факторов: ошибок АДХ и возмущенной атмосферы.

Сравнительный анализ рикошетирующих траекторий возвращения от Луны при полном составе действующих возмущений, отсутствии ошибок АДХ и при знании параметров возму-

щенной атмосферы показал следующее. Модифицированная применительно к этой задаче версия ТАУС-М при отсутствии ошибок АДХ (главный возмущающий фактор) обеспечивает точность посадки лучше 3-х километров (максимальный промах). Если ошибки АДХ имеют место, но известна возмущенная атмосфера, то максимальный промах не превышает 4.6 км. В обоих случаях ошибки МЦИХ, навигационные ошибки и другие присутствуют.

В условиях всех возмущающих факторов, когда ТАУС-М работает на пределе своих возможностей, 3 траектории из 100 (варианты 98, 86 и 25) имеют промах больше допустимого. Причины такого промаха обусловлены неблагоприятным сочетанием ошибок АДХ (низкое аэродинамическое качество) и возмущенной атмосферы (повышенная плотность).

Во всех рассмотренных случаях математическое ожидание промаха находится в пределах 1–1.5 км.

Максимальная перегрузка при спуске зависит главным образом от возмущенной атмосферы. Средняя величина максимальной перегрузки (математическое ожидание – МО) составляет 5.6g во всех рассмотренных вариантах действия возмущений. При всех возмущениях максимальная перегрузка ВА n_{\max} на одной траектории (вариант № 60) кратковременно достигает величины 7.4g. Когда ошибки АДХ отсутствуют, эта величина снижается незначительно, всего до 7.1g. Если возмущенная атмосфера известна, то наибольшая величина максимальной перегрузки составляет 6.1g.

Средний расход топлива на работу УД $m_{\text{топ}}$ во всех трех вариантах порядка 156 кг. Максимальный расход оказался в варианте возмущений № 60. При действии всех возмущений он составляет 233 кг. Без ошибок АДХ он уменьшается до 206 кг, а при известной атмосфере – до 199 кг.

Из проведенных статистических испытаний следует, что на точность в основном влияют ошибки АДХ, а на перегрузку – возмущенная атмосфера.

ОПТИМИЗАЦИЯ ЧИСЛА ПЕРЕВОРОТОВ ПО КРЕНУ И ЧИСЛА РАБОТАЮЩИХ УД

Расход топлива на работу управляющих двигателей (УД) существенно зависит от принятой опорной функции угла крена по кажущейся скорости, т.е. от числа переворотов по крену, и от числа включаемых УД в каждом канале управления, которые используются для отработки командной зависимости угла крена. Для сокращения расхода топлива следует минимизировать число переворотов по крену и количество двигателей, работающих в каждом канале управления. В исход-

ной версии ТАУС-М планируются два переворота на участке первого погружения и три переворота на участке второго погружения. Из 14 имеющихся УД для управления угловым движением ВА используются 12 УД: по 4 в каналах управления тангажом, рысканием и креном (2 в одном направлении и 2 в противоположном) [6]. Еще 2 УД канала крена находятся в резерве. Уменьшить число переворотов ВА по крену и количество включаемых УД с целью экономии топлива можно только в том случае, если это не ухудшает точность приведения ВА к месту посадки и не увеличивает перегрузку.

Рассматривалась возможность уменьшения числа переворотов по крену на участке первого погружения ВА в атмосферу от двух до одного при сохранении трех переворотов на участке второго погружения. Это уменьшает маневренные возможности ВА в боковом направлении на участке первого погружения, и необходимо определить, достаточно ли трех переворотов на участке второго погружения для компенсации бокового промаха?

Если сравнить полученные результаты статистических испытаний с одним переворотом по крену на участке первого погружения и результаты с двумя переворотами, то можно сделать следующие выводы. Максимальный расход топлива на работу УД сокращается с 233 до 193 кг, т.е. на 40 кг, а средний расход топлива уменьшается от 156 до 144 кг (на 12 кг). При этом максимальный промах в отдельных вариантах увеличивается от 26 до 197 км, а средний промах – от 1.5 до 3.1 км. Максимальная перегрузка увеличивается от 7.4g до 11.5g, а средняя перегрузка – от 5.6g до 5.8g.

Рассматривалась также возможность использования двух переворотов ВА по крену вместо трех на участке второго погружения в атмосферу для экономии расхода топлива. При этом на участке первого погружения выполнялись два переворота по крену.

Если сравнить полученные результаты статистических испытаний с тремя переворотами по крену на участке второго погружения и результаты с двумя переворотами, то можно сделать следующие выводы. Максимальный расход топлива на работу УД сокращается с 233 до 186 кг, т.е. на 47 кг, а средний расход топлива уменьшается от 156 до 144 кг (на 12 кг). При этом максимальный промах в отдельных вариантах увеличивается от 26 до 48 км, а средний промах – от 1.5 до 2.2 км. Максимальная перегрузка увеличивается от 7.4g до 9g, а средняя перегрузка не меняется (5.6g).

Проведенные статистические испытания показали, что два переворота по крену на участке первого погружения и три переворота на участке второго погружения (а также при спуске с ОИСЗ) являются оптимальным решением, которое позволяет сочетать приемлемый расход топлива, точность приведения и перегрузку.

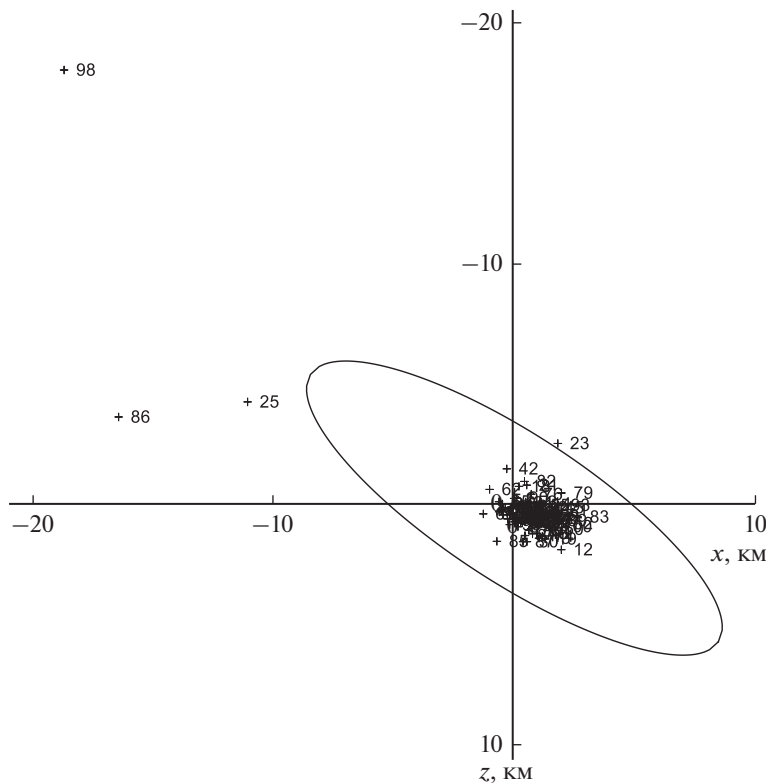


Рис. 4. Статистика конечных точек на высоте приведения (100 возмущенных траекторий).

В задаче спуска с ОИСЗ [1] была показана возможность управлять угловым движением ВА, используя по два УД в каждом канале управления (по одному в одном направлении) без ухудшения точности приведения и без увеличения перегрузки. При этом за счет уменьшения числа работающих УД с 12 до 6 максимальный расход топлива уменьшился в 1.7 раз (от 138 до 82 кг), а средний расход топлива снизился в 2.5 раза (от 83 до 33 кг).

В задаче возвращения ВА от Луны с использованием рикошетирующих траекторий большой дальности и высокой чувствительностью к любым возмущениям возможность управления угловым движением с помощью 6 УД вместо 12 УД требовала дополнительных исследований. Снижение вдвое управляющего углового ускорения могло негативно повлиять на динамику движения ВА относительно центра масс и привести к большим промахам, а также к большим перегрузкам.

Чтобы адаптировать ТАУС-М к сниженным вдвое угловым ускорениям, в задаче движения центра масс ВА при прогнозе остающейся траектории перевороты по крену выполнялись по сопряженным параболам с уменьшенной вдвое эффективностью управления. При этом ограничение по допустимой угловой скорости сохранялось (15 град/с).

Из сравнения результатов статистических испытаний при использовании 12 УД и при исполь-

зовании 6 УД можно сделать следующие выводы. При использовании 6 УД “плохие” варианты № 98, 86 и 25 стали долетать. Это объясняется тем, что включение одного УД создает возмущающую силу в 2 раза меньше, чем включение двух УД. Поэтому максимальный промах уменьшился от 26 до 3.6 км, а средний промах уменьшился от 1.5 до 1 км. Максимальный расход топлива снизился с 233 до 189 кг, т.е. на 44 кг. Средний расход топлива снизился с 156 до 134 кг, т.е. на 22 кг. Максимальная перегрузка (вариант № 60) увеличилась от 7.4g до 11.9g. При этом средняя перегрузка осталась почти на прежнем уровне: была 5.6g, стала 5.7g. Следует заметить, что путем дополнительной настройки ТАУС-М можно уменьшить перегрузку в варианте № 60 до уровня порядка 7g.

ОЦЕНКА ДОСТАТОЧНОГО ЧИСЛА ТРАЕКТОРИЙ В СТАТИСТИКЕ

Все статистические испытания для проверки последовательных шагов модификации ТАУС-М проводились на выборке 100 возмущенных траекторий.

На рис. 4 показаны конечные точки 100 траекторий спуска на высоте 4.5 км. Здесь x – продольный промах, z – боковой промах, цифры обозначают номер возмущенной траектории. Основная

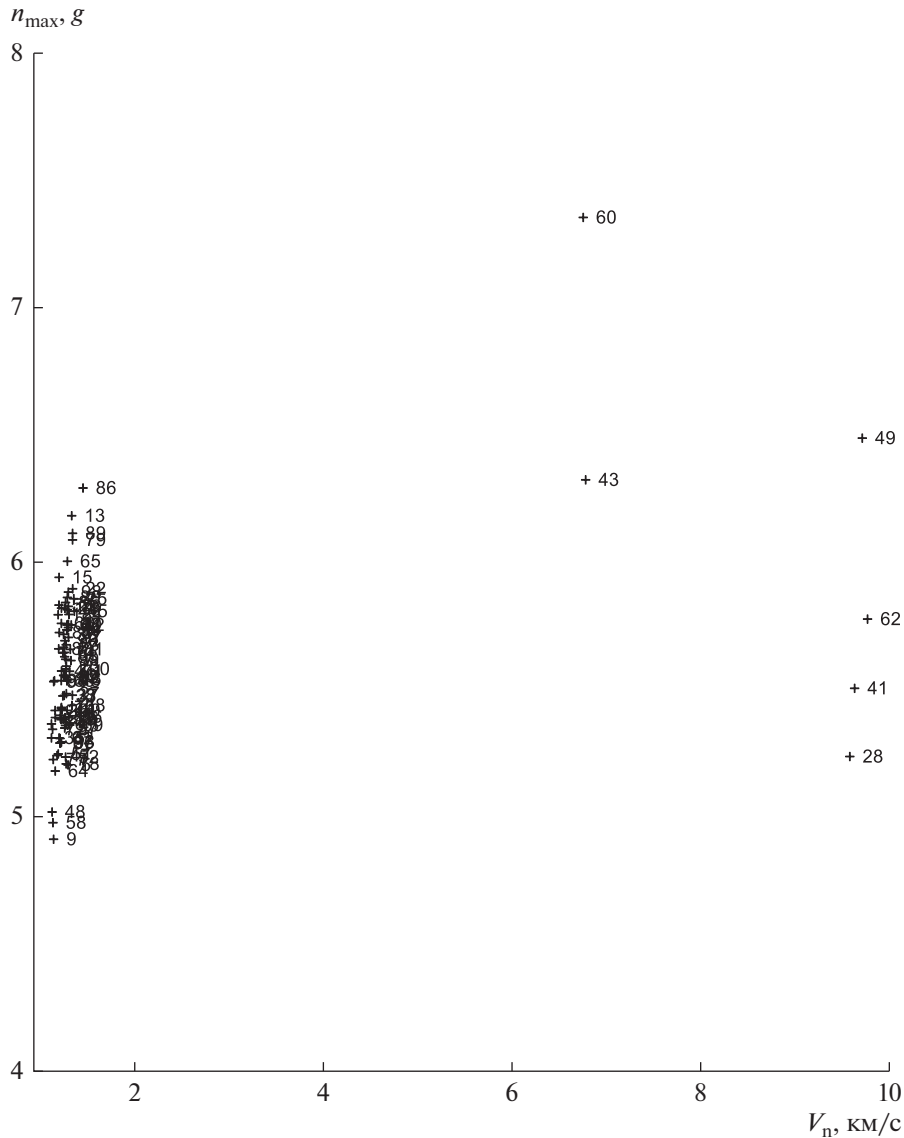


Рис. 5. Максимальные перегрузки (100 возмущенных траекторий).

часть траекторий (97%) расположена вблизи цели и удовлетворяет требованиям по точности при наличии ветрового сноса, который не учитывается в задаче прицеливания. Только 3 траектории (№ 25, 86, 98) с большим недолетом “выпадают” из общей статистики. Причина состоит в заниженном аэродинамическом качестве из-за ошибок АДХ и повышенной плотности верхней атмосферы на участке первого погружения.

На рис. 5 даны максимальные перегрузки n_{\max} в зависимости от кажущихся скоростей V_n , при которых они достигаются. Здесь явно “выпадает” вариант № 60 с большим прогнозируемым перелетом, который “разменивается” на перегрузку. Сам прогнозируемый перелет обусловлен повышенным аэродинамическим качеством из-за

“благоприятных” ошибок АДХ и разреженной атмосферой на больших высотах при первом погружении.

Расход топлива m в зависимости от суммарного промаха $r = \sqrt{x^2 + z^2}$ приведен на рис. 6. Только в двух вариантах (№ 60 и 62) расход топлива больше 200 кг, а в остальных меньше. На траекториях с большим недолетом (№ 25, 86, 98) расход топлива минимальный (порядка 80 кг), так как ТАУС-М прогнозирует большой недолет и сохраняет командный угол крена $\gamma_k = 0$ на большей части траектории спуска.

Чтобы оценить достаточность расчета 100 возмущенных траекторий при отработке ТАУС-М и определить минимальное необходимое число воз-

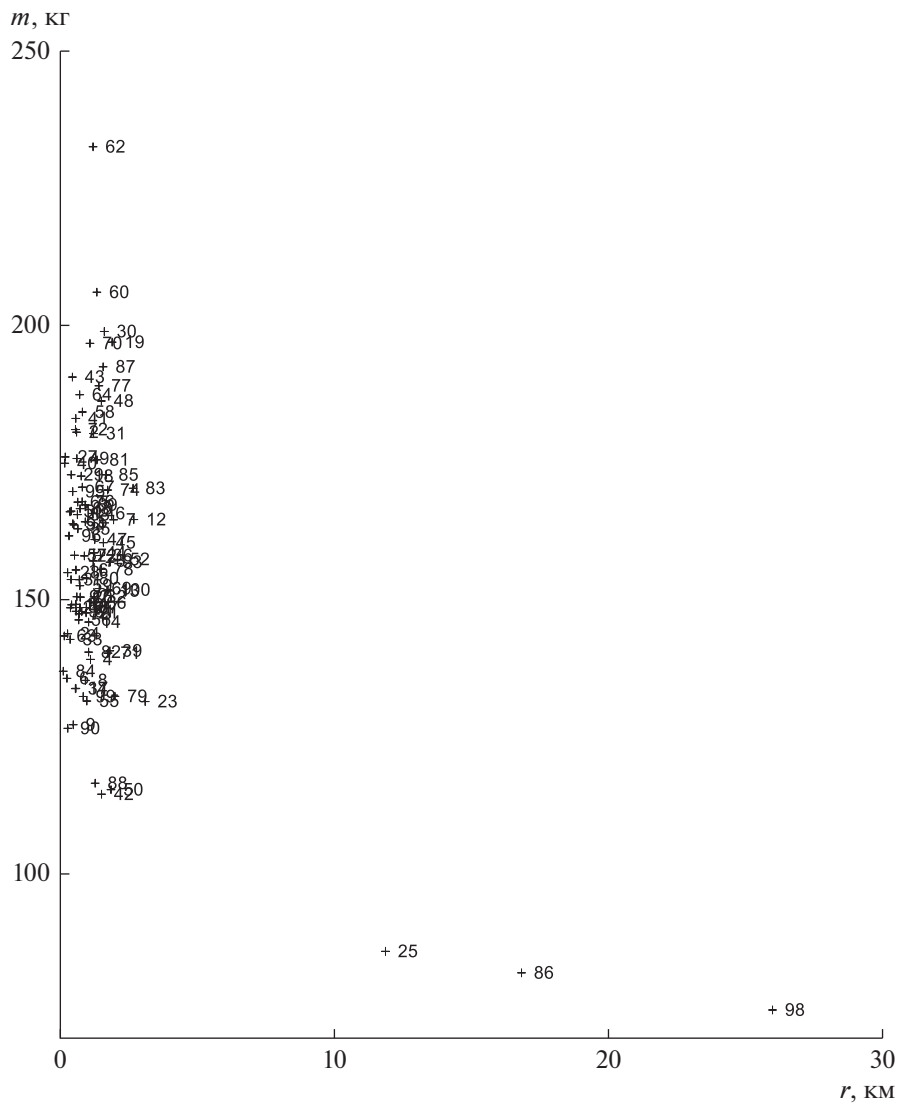


Рис. 6. Расход топлива (100 возмущенных траекторий).

мушенных траекторий для оперативного получения оценок точности посадки, максимальной перегрузки и расхода топлива, были проведены расчеты 1000 возмущенных траекторий с фиксацией статистических данных после каждых 100 траекторий.

На рис. 7 показаны конечные точки 1000 траекторий спуска. Видно, что подавляющая часть траекторий заканчивается вблизи цели с требуемой точностью и лишь отдельные траектории “выпадают” из общей массы. Максимальные перегрузки приведены на рис. 8. Большая часть траекторий имеет перегрузку меньше 6.3g, причем на всех траекториях выполняются условия (1) по допустимому времени превышения перегрузки. Расход топлива, в основном, меньше 200 кг (рис. 9).

В процессе расчета 1000 траекторий было подтверждено, что число “выпадающих” по точности

траекторий не превышает трех на каждую сотню дополнительных траекторий, т.е. вероятность выполнения условий по точности приведения, полученная при расчете 100 первых траекторий (97%), не снижается при увеличении их числа.

В сводной табл. 2 для числа возмущенных траекторий от 100 до 1000 представлены основные статистические характеристики: промах, перегрузка, расход топлива и количество шагов коррекции (длительность шага 1 с), на которых ТАУС-М не находит решения для двухпараметрического управления (так называемая “потеря” управления). Это показывает последняя строка таблицы – “Нет решения”. Здесь приняты следующие обозначения: МО – математическое ожидание (средняя величина), тах – максимальная величина, min – минимальная величина, № вар. – номер варианта, в котором реализуется максимальная величина.

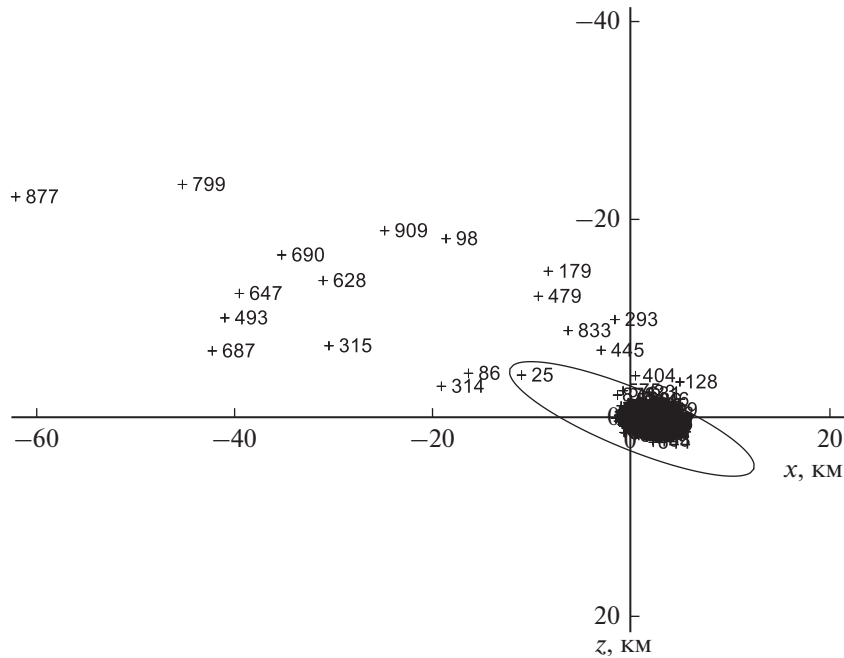


Рис. 7. Статистика конечных точек на высоте приведения (1000 возмущенных траекторий).

Из проведенных статистических испытаний ТАУС-М с числом возмущенных траекторий от 100 до 1000 можно сделать следующие выводы.

Средний промах не превышает 2 км. Максимальные значения промаха, показанные в табл. 2, попадают в 3% “плохих” траекторий с промахом

больше допустимого по причине неблагоприятного сочетания больших ошибок АДХ, атмосферы, навигации и др. Полученная оценка вероятности выполнения требований по точности на статистике 100 первых вариантов не снижается при увеличении числа траекторий до 1000. Пере-

Таблица 2. Сводные статистические данные при вариации числа возмущенных траекторий

		Количество траекторий в статистике									
		100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
Промач, км	МО	1.520	1.344	1.266	1.307	1.400	1.316	1.508	1.509	1.530	1.504
	max	25.994	25.994	25.994	31.373	42.248	42.248	42.838	51.063	66.029	66.029
	min	0.126	0.056	0.056	0.051	0.051	0.051	0.051	0.051	0.051	0.051
	№ вар.	98	98	98	315	493	493	687	799	877	877
Перегрузка, g	МО	5.59	5.59	5.60	5.58	5.58	5.58	5.58	5.58	5.58	5.58
	max	7.35	7.35	7.35	7.35	7.35	7.35	7.35	7.35	7.35	7.35
	min	4.91	4.88	4.77	4.77	4.77	4.76	4.76	4.76	4.76	4.76
	№ вар.	60	60	60	60	60	60	60	60	60	60
Расход топлива, кг	МО	156	156	156	84	157	157	157	157	157	157
	max	233	233	233	136	233	233	233	233	233	233
	min	75	70	70	38	70	70	70	70	70	70
	№ вар.	62	62	62	254	62	62	62	62	62	62
Нет решения, с	МО	10	10	10	8	10	10	10	10	9	9
	max	192	192	192	129	195	195	195	195	208	208
	min	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
	№ вар.	86	86	86	271	479	479	479	479	863	863

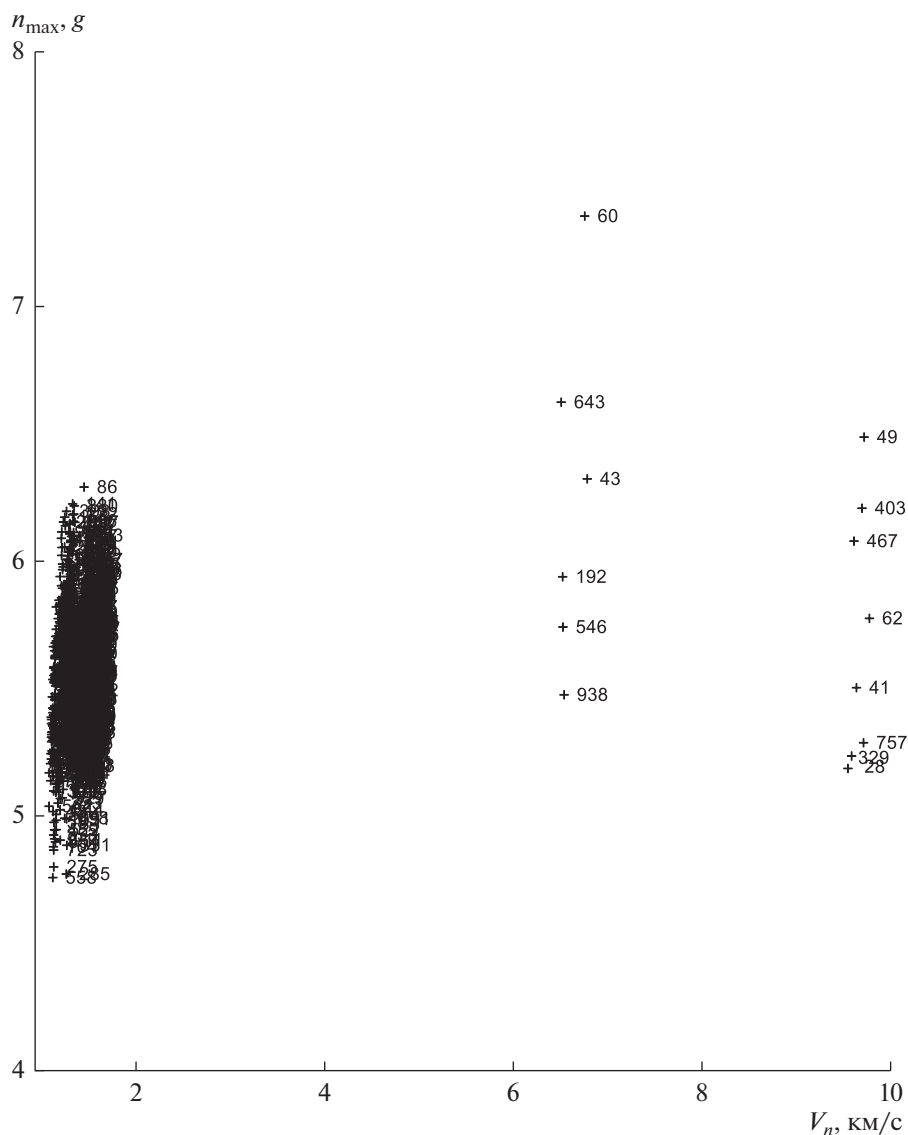


Рис. 8. Максимальные перегрузки (1000 возмущенных траекторий).

грузка и расход топлива практически не зависят от числа траекторий в статистике. Поэтому для оперативной оценки промаха, перегрузки и расхода топлива ВА достаточно вычислить 100 возмущенных траекторий возвращения от Луны.

На основании проведенных статистических испытаний ТАУС-М в середине коридора входа в атмосферу, вблизи его нижней границы и вблизи его верхней границы можно сделать вывод о работоспособности алгоритма в пределах коридора входа шириной не менее 15 км. При этом с вероятностью 97% обеспечивается требуемая точность приведения в условиях “усиленных” возмущений. Минимизировано время превышения перегрузки 5g с учетом располагаемых возможностей ВА, и в подавляющем большинстве случаев выполняются ограничения по допустимому времени дей-

ствия перегрузки больше 5g согласно указанным нормам (1). Максимальный расход топлива около 233 кг при располагаемом запасе порядка 250 кг.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана модификация ТАУС-М применительно к рикошетирующим траекториям большой дальности (~10000 км), которые очень чувствительны к возмущениям. Предложен способ раздельной адаптации к фактическим условиям движения, который основан на сравнении измеренных компонент вектора кажущегося ускорения с расчетными. Установлено, что отношение коэффициентов адаптации $a_V/a_{ПС}$ определяет отношение измеренного аэродинамического качества к расчетному без влияния действующих воз-

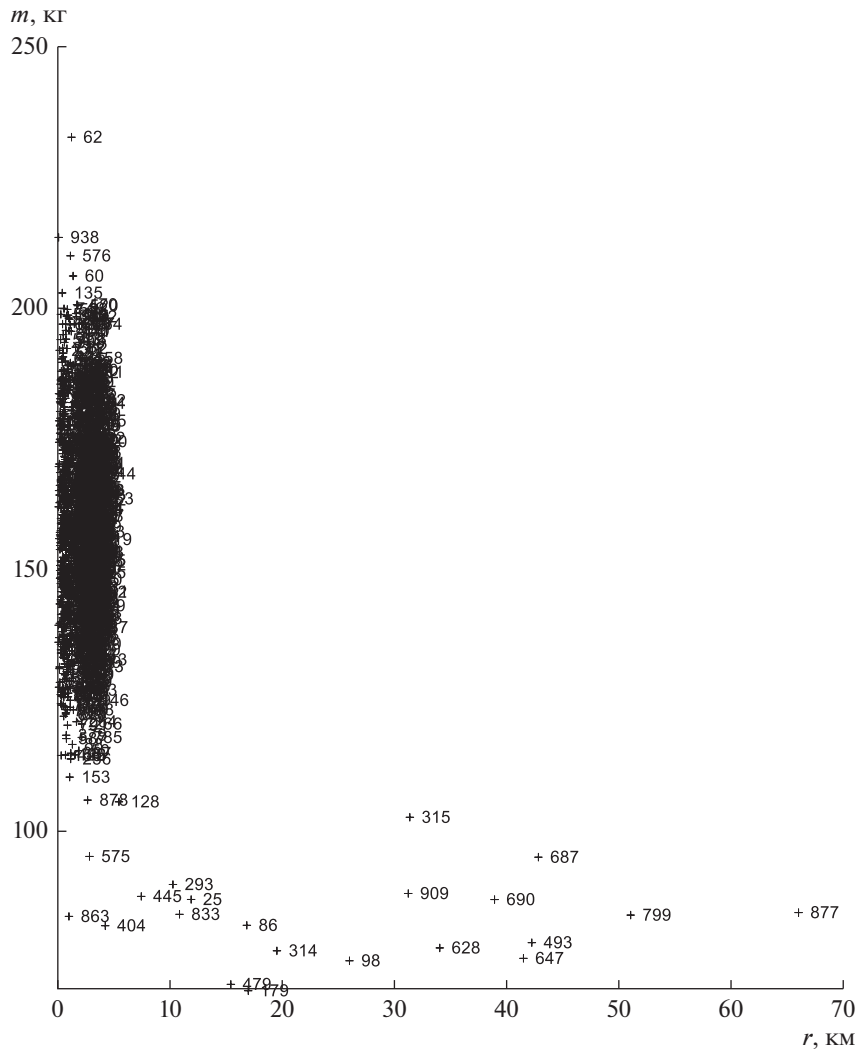


Рис. 9. Расход топлива (1000 возмущенных траекторий).

мушений. Показано, что коэффициенты адаптации в основном определяют вариации плотности атмосферы, а их отношение — суммарные ошибки АДХ, которые влияют на аэродинамическое качество. Два переворота ВА по крену на первом погружении в атмосферу и три переворота на втором соответствуют оптимальному числу переворотов. Установлена возможность использования 6 УД вместо 12 УД (по одному в каждом направлении канала управления). Без ухудшения качества управления угловым движением это позволяет уменьшить максимальный расход топлива на 44 кг, а средний расход — на 22 кг.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н. и др. Модификация терминального алгоритма управления спуском с околоземной орбиты применительно к “усиленным” возмущениям // *Космич. исслед.* 2019. Т. 57. № 3. С. 199. (*Cosmic Research*. P. 176)
2. Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975.
3. Vernis P., Spreng F., Gellys G. Accurate Skip-Entry Guidance for low to medium L/D spacecrafts return missions requiring high range capabilities. *AIAA 2011-6649*, 2011.
4. Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н. и др. Концепция терминального алгоритма управления спуском при входе аппарата в атмосферу Земли с околопараболической скоростью // *Изв. РАН. ТиСУ* 2014. № 2. С. 122–129.
5. Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Корчагин А.Н. и др. Обеспечение посадки спускаемого аппарата на космодром “Восточный” после возвращения от Луны // *Изв. РАН. ТиСУ*. 2014. № 6. С. 136–152.
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.