

СНИЖЕНИЕ ЭКОЛОГИЧЕСКОГО УЩЕРБА ПРИ ШТАТНОЙ И НЕШТАТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ РКТ

РОДЧЕНКО Владимир Викторович – Московский авиационный институт (государственный технический университет), профессор, д.т.н.
e-mail: dekanat6@cosmos.com.ru

Vladimir V. RODCHENKO – Moscow Aviation Institute (State Technical University), professor, doctor
e-mail: dekanat6@cosmos.com.ru

ПИЧУЖКИН Павел Викторович – Московский авиационный институт (государственный технический университет), ассистент
e-mail: Pp81@mail.ru

Pavel V. PICHUZHNIKIN – Moscow Aviation Institute (State Technical University), assistant
e-mail: Pp81@mail.ru

ПАЛЕШКИН Андрей Вячеславович – Московский авиационный институт (государственный технический университет), ассистент
e-mail: andrey@mail.ru

Andrey V. PALESHKIN – Moscow Aviation Institute (State Technical University), assistant
e-mail: andrey@mail.ru

В статье рассмотрены пути снижения вероятности аварийного исхода полета изделия РКТ и рассмотрена оценка рассеивания точек падения отработавших ступеней.

In article ways of decrease in probability of an emergency outcome of flight of a product are presented is rocket the space technics and the estimation of dispersion of points of falling of the fulfilled steps is considered.

Условные обозначения:

РКТ – ракетно-космическая техника,
СУ – системы управления,
(РН) – ракетносители,
(РБ) – разгонные блоки.

Пути снижения вероятности аварийного исхода полета изделия РКТ

Одним из важнейших показателей уровня разработки изделий ракетно-космической техники (РКТ) наряду с энергетическими и точностными характеристиками является её безаварийная эксплуатация.

Решение этой задачи затрагивает всю совокупность мероприятий программы обеспечения надёжности, отработки алгоритмов и эксплуатационной документации. При этом многие вопросы тесно связывают работу и характеристики агрегатов изделия с работой системы управления полётом.

В связи с тем, что в отечественной практике ракетостроения ракеты разрабатываются одними организациями, а системы управления для них разрабатываются другими, представляется целесо-

образным рассмотрение некоторых аспектов затронутой проблемы безаварийной эксплуатации, решение которых связано с возложением на СУ дополнительных функций по обеспечению безаварийного полёта в случае возникновения отказов (нештатных ситуаций). Также в кругу этих вопросов находится задача минимизации ущерба в случае необходимости прекращения полёта.

Помимо высоких требований, предъявляемых к системам управления в связи с необходимостью решения поставленных задач идентификации в полёте возможных отказов, их парирования и минимизации ущерба, необходимо наличие возможности влиять на процесс полёта имеющимися бортовыми средствами, а также высокая достоверность и точность знания динамических свойств отдельных узлов и агрегатов и изделия в целом.

Задача обеспечения безаварийных полётов решается на разных этапах создания и эксплуатации ракет-носителей (РН), разгонных блоков (РБ) и космических аппаратов (КА).

Основы этого закладываются на этапе проектных работ в виде резервирования элементов, созда-

ния избыточности по управляемости, т. е. запасов управляемости и запасов прочности элементов конструкции, установки необходимой бортовой вычислительной информационно-измерительной системы и т.д.

Следует заметить, что в ракетной технике имеются агрегаты и механизмы, которые не могут быть резервированы, например двигатели и рулевые приводы. Это обстоятельство усложняет процесс обеспечения безаварийных пусков (известны случаи отказов двигательных установок и рулевых приводов).

На этапе изготовления узлов и элементов конструкции, помимо проведения обязательных статических и динамических испытаний (автономных испытаний) узлов и агрегатов, подтверждающих их работоспособность при заданных видах нагружений, очень важен комплекс экспериментальных исследований, направленный на верификацию математических моделей, описывающих динамические свойства объекта управления в полёте.

И, безусловно, на этапе подготовки к пуску важнейшую роль в обеспечении успешного полёта играет комплекс работ, направленный на проверку готовности системы управления (СУ) — отработка СУ на автономных и комплексных стендах, стендах полунатурного имитационного моделирования полёта, проверки на технической и стартовой позиции, включая сверку и контроль ввода полётного задания.

Схематически решение задачи обеспечения безаварийных пусков на разных этапах создания и эксплуатации изделий РКН показано на рис. 1.

Рассматривая этап проектных работ, следует отметить, что решение комплексной задачи означает и возможное наличие противоречий в оптимальной реализации одним комплектом управляющих органов и средств различных целевых функций.

Например, при модернизации одной из ракет-носителей тяжёлого класса, включающей создание новой системы управления, на участке полёта 1-й ступени перед разработчиком СУ ставились следующие задачи (которые были успешно решены, что уже подтверждено 10 пусками РН):

- 1) обеспечение точного выведения в заданную область с максимальными энергетическими характеристиками;
- 2) обеспечение устойчивого и управляемого полёта;
- 3) приведение отработавшей ступени в заданную область;
- 4) обеспечение наиболее полной выработки топлива из баков за счёт системы управления рас-

ходом;

5) ограничение нагрузок на РН до заранее заданных предельных величин;

6) обеспечение успешного завершения полёта в случае отказа одной из шести рулевых машин двигателей 1-й ступени;

7) автоматическая идентификация аварийной ситуации и минимизация ущерба в случае аварии.

Приведенный перечень задач показывает, что выполнение пунктов 1, 3 и 4 очевидно должно быть увязано между собой. Реализация п.5 приводит к необходимости реализации разных программ выведения с терминальным наведением на конечном интервале времени полёта, т.е. влияет на п. 1, 3, 4 и, кроме того, связано с п.6 и 2 — т.е. закон управления, обеспечивающий снижение нагрузок, должен реализовываться и при отказавшем любом рулевом приводе с сохранением управляемого и устойчивого полёта (что ограничено предельными возможностями исполнительных органов управления).

Идентификация на борту аварийной ситуации (п.7) должна происходить с учётом выполнения всех перечисленных ранее задач, и система управления не должна вырабатывать аварийную команду на выключение двигателей в случаях изменения динамических параметров полёта, обусловленных работой контура ограничения нагрузок и возможного отказа рулевого привода.

Успешное решение этих задач требует детального знания свойств всех элементов объекта управления и детального математического описания их статических и динамических характеристик.

Наличие современных быстродействующих и высокоточных средств управления позволяет также повысить надёжность пусков, обеспечивая парирование в полёте отказавшего агрегата. Так, например, для изделия «Протон» сначала на математических моделях была показана возможность парирования в полёте отказа рулевого привода первой ступени (рис. 2). Был разработан алгоритм идентификации отказа и парирования его последствий работающими средствами управления РН. Этот алгоритм практически подтвердил свою эффективность при запуске одного из КА.

Для участков полета, соответствующих выключению двигателей и отделению ступеней, характерно резкое изменение величины и направления суммарного пространственного вектора перегрузки, связанного с падением тяги, появлением возмущающих моментов, в результате которых поперечные перегрузки становятся соизмеримы с продольными.

Полет в невесомости или близком к нему состоянии при действии на объект управления сла-



Рис. 1. Схематическое решение задачи обеспечения безаварийных пусков на разных этапах создания и эксплуатации изделий РКН

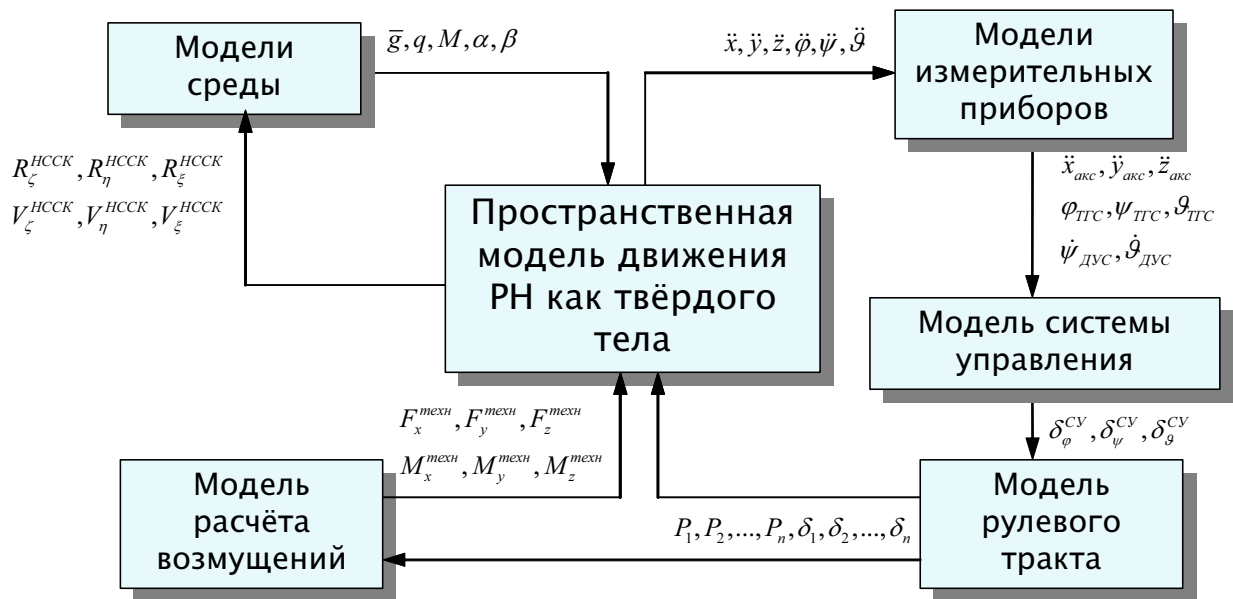


Рис. 2. Взаимосвязь различных моделей при моделировании пространственного движения РН как твёрдого тела

бых гравитационных полей характерен кратковременными включениями двигателей стабилизации и ориентации на участках «пассивного» полета и кратковременным воздействием средств разделения на участках отделения КА от РБ.

Модели гидродинамики топлива в баках, отнесенные к первой группе, необходимы для исследования устойчивости управляемого полета и формирования соответствующих алгоритмов системы управления для обеспечения динамической устойчивости.

Широко апробированная в отрасли надежная методология теоретических и экспериментальных исследований разработана в ЦНИИМаш.

Задача заключается в том, чтобы обеспечить максимальную выработку топлива из баков (что повышает энергетические характеристики РКН) и при этом не допустить попаданий воздушных пузырей в заборные устройства (что обеспечивает безаварийную работу двигателя на конечных участках выработки топлива).

Результаты исследований легли в основу принятия решений по оптимизации выработки топлива при гарантированном непопадании в заборное устройство опасных газовых включений. Эти результаты помогли обоснованно принять решение по повышению энергетических характеристик при выведении на орбиту станции «Мир» средствами РН и снять проблему опасности аварии для ряда других изделий.

Для исследования динамики топлива, находящегося в условиях действия внешних факторов, также требуется создание специальных моделиру-

ющих установок и моделирования этих внешних условий.

Такие условия создаются либо на башнях «невесомости» (например, в г. Бремене в центре изучения космических технологий и микрогравитации построена уникальная лаборатория с высотой такой башни 146м), либо в процессе полёта различных летательных аппаратов – самолётов-лабораторий (ИЛ-76), либо в процессе полета космических станций (станция «Мир», модуль «Квант»)

В результате исследований, проведённых в России, Германии, Франции, США и других странах, разработаны различные подходы к описанию динамики топлива, частично заполняющего баки в условиях действия слабых гравитационных полей и в невесомости.

Применение той или иной модели зависит в том числе и от поставленной задачи: разработка оптимальных законов управления с минимизацией затрат топлива; выполнение требований к динамике КА в момент и после отделения его от разгонного блока; обеспечение безаварийного полёта разгонного блока; обеспечение безаварийного полёта разгонного блока после отделения КА.

Решение проблемы безаварийного полёта РБ после отделения КА, а также на участках между включениями двигателей разгонного блока очень актуально для РБ с двигателями на криогенном топливе (кислород + водород).

В условиях невесомости жидкий водород перемещается внутри топливных баков, взаимодействует с внутрибаковыми конструкциями и внутренней поверхностью баков, частично меняет своё агрегат-

ное состояние, что сопровождается изменением температуры и давления.

Если величина давления превышает допустимый уровень, может произойти разрушение бака и взрыв с соответствующими негативными последствиями. Для предотвращения этого явления должен быть проработан надёжный прогноз динамики изделия и поведения топлива внутри баков.

На участке полёта между включениями криогенных двигателей могут быть задействованы другие исполнительные органы системы управления, и это даёт возможность хорошо прогнозировать динамику полёта изделия и его ориентацию в пространстве.

В случае автономного полёта разгонного блока после отделения КА влиять на динамику и ориентацию РБ можно только путём выбора времени открытия тех или иных дренажных клапанов, обеспечивающих сброс давления и выброс газообразных фракций в окружающую среду.

Как показывает отечественный и зарубежный опыт эксплуатации изделий РКТ, в полёте случаются нештатные ситуации, и очень важно в этих случаях принять все меры для предотвращения аварии.

На основании верифицированных математических моделей объекта управления может быть проведён комплекс работ, направленный на создание алгоритмов системы управления, которые позволили бы оперативно и надёжно идентифицировать отказы элементов и систем в процессе полёта и выработать решения (команды на исполнительные элементы), предотвращающие аварию либо минимизирующие ущерб от аварии.

Оценка рассеивания точек падения отработавших ступеней

При проведении проектных разработок стартовых космических комплексов и средств выведения на орбиты полезных нагрузок большое значение имеют вопросы комплексной оценки энергетических возможностей средств выведения с учетом ряда существующих ограничительных факторов, среди которых все большее значение приобретают задачи минимизации экологического ущерба при реализации пусков.

Одним из существенных аспектов в решении этой целевой задачи является минимизация потребных областей отчуждения, выделяемых для падения отработавших ступеней средств выведения.

Проблема уменьшения размеров зон отчуждения требует комплексного решения задач динамики движения, аэродинамики, теплофизики и проч-

ности сложных по форме и массово-инерционным характеристикам объектов.

Как правило, районы падения отработавших ступеней определяются с использованием упрощенных динамических моделей и уточняются при поступлении опытных данных, в том числе и данных о падении фрагментов, разрушенных в плотных слоях атмосферы.

Математические модели возмущающих факторов обычно включают модели движения центра масс и движения объекта относительно центра масс.

К числу основных возмущающих факторов, влияющих на движение отработавших ступеней средств выведения, относятся:

- вариации плотности атмосферы;
- горизонтальный струйный ветер;
- отклонения аэродинамических и инерционно-массовых характеристик средств выведения от номинальных значений;
- начальные условия движения.

Кроме этого, на движение отработавших ступеней оказывают влияние турбулентность атмосферы, наличие остатков жидких компонентов топлива, конечная жесткость конструкции ступеней, угловое отклонение сопел маршевых двигателей к моменту разделения ступеней и др.

Выбор математических моделей возмущающих факторов в значительной мере обусловлен методом исследования рассматриваемого явления. Применительно к анализу движения отработавших ступеней наиболее адекватным является метод статистического моделирования, при котором возмущающие факторы представляются случайными величинами или случайными процессами с известными статистическими характеристиками.

Уравнения движения центра масс объекта в векторной форме имеют вид $\dot{r} = \vec{V}_a$, $\vec{V}_a = \vec{g} + \vec{a}$,

где r – радиус - вектор центра масс объекта с началом в центре Земли;

\vec{V}_a – вектор абсолютной скорости центра масс объекта;

\vec{g} – вектор ускорения силы земного тяготения;

\vec{a} – вектор кажущегося ускорения.

Система уравнений движения объекта относительно центра масс имеет вид

$$\frac{d\lambda_0}{dt} = -\frac{1}{2}(\Omega_x \lambda_1 + \Omega_y \lambda_2 + \Omega_z \lambda_3);$$

$$\frac{d\lambda_1}{dt} = -\frac{1}{2}(\Omega_x \lambda_0 + \Omega_y \lambda_3 + \Omega_z \lambda_2);$$

$$\frac{d\lambda_2}{dt} = -\frac{1}{2}(\Omega_x\lambda_3 + \Omega_y\lambda_0 + \Omega_z\lambda_1);$$

$$\frac{d\lambda_3}{dt} = -\frac{1}{2}(\Omega_x\lambda_2 + \Omega_y\lambda_1 + \Omega_z\lambda_0);$$

$$\frac{dK_x}{dt} = M_x + \Omega_z K_y - \Omega_y K_z;$$

$$\frac{dK_y}{dt} = M_y + \Omega_x K_z - \Omega_z K_x;$$

$$\frac{dK_z}{dt} = M_z + \Omega_y K_x - \Omega_x K_y;$$

$$\Omega_x = a_{11}K_x + a_{12}K_y + a_{13}K_z;$$

$$\Omega_y = a_{12}K_x + a_{22}K_y + a_{23}K_z;$$

$$\Omega_z = a_{13}K_x + a_{23}K_y + a_{33}K_z,$$

где $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ – параметры Родрига–Гамильтона, удовлетворяющие условию $\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1$;

$\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости объекта на оси связанной СК;

K_x, K_y, K_z – проекции вектора кинетического момента объекта относительно его центра масс на оси связанной системы координат (СК);

$I_x, I_y, I_z, I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$ – осевые и центробежные моменты инерции объекта;

M_x, M_y, M_z – координаты вектора аэродинамического момента относительно центра масс в связанной системе координат.

Модель ветровых возмущений: имеем векторные равенства

$$\vec{V} = \vec{V}_K - \vec{W}, \quad \vec{V}_K = \vec{V}_a - \vec{\omega}_3 \times \vec{r}, \quad \vec{W} = \vec{U} + \vec{W}^T,$$

где \vec{V}_K – вектор земной скорости объекта;

\vec{W} – вектор скорости ветра;

\vec{U} – вектор скорости струйного ветра;

\vec{W}^T – вектор скорости турбулентного ветра.

Соотношения для начальных условий:

в начальный момент времени известны географическая широта j_Γ , долгота l и высота h центра масс над поверхностью земного эллипсоида, модуль вектора земной скорости V_k , угол наклона траектории q , угол пути ψ , угол тангажа ϑ , угол рыскания u , угол крена g , проекции вектора абсо-

лютной угловой скорости на оси связанной СК $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$.

Порядок вычислений следующий:

- определяются координаты центра масс в инерциальной СК;

- определяется модуль радиус-вектора координат центра масс;

- рассчитываются элементы матрицы перехода от нормальной СК к связанной;

- определяется матрица перехода от инерциальной СК к связанной;

- определяются параметры Родрига–Гамильтона;

- определяются начальные значения компонент вектора кинетического момента в связанной СК;

- определяются проекции вектора земной скорости на оси нормальной СК;

- вычисляется вектор земной скорости в связанной СК;

- определяется вектор абсолютной скорости в проекциях на оси инерциальной СК.

В результате проведения статистического моделирования движения объекта (траекторий спуска отработавших ступеней) определяются статистические характеристики областей рассеивания точек падения. Определяются « n » реализации траектории спуска, которым соответствуют « n » точек на поверхности Земли (которая в данном случае предполагается плоской) P_1, P_2, \dots, P_n с координатами $(X_1Z_1), (X_2Z_2), \dots, (X_nZ_n)$ в некоторой земной системе координат, начало которой находится в расчетной точке падения объекта.

Область рассеивания точек падения объекта аппроксимируется эллипсом рассеивания (эллипсом равной плотности вероятности), величины полуосей которого зависят от вероятности попадания точек падения в этот эллипс. Если полуоси эллипса равны утроенным среднеквадратическим

отклонениям $a = 3\tilde{\sigma}_\xi, b = 3\tilde{\sigma}_\zeta$, то вероятность попадания в эллипс равна $P = 0,99$.

При этом центр эллипса имеет координаты

$x_0 = \tilde{m}_x, z_0 = \tilde{m}_z$, а его оси ориентированы под углом a к осям земной системы координат, в которой фиксируются точки падения P_1, P_2, \dots, P_n .

При проведении статистического моделирования перед расчетом каждой реализации случайного процесса движения проводится выборка системы независимых случайных (или псевдослучайных) чисел с нормальным или равномерным законом распределения. В случае нормального распределе-

ния математическое ожидание каждого из них равно 0, а среднеквадратическое отклонение равно 1.

Далее производится расчет очередной реализации случайного процесса, после проведения которого фиксируются координаты точек падения объекта, а также другие представляющие интерес параметры его движения. После каждой реализации (начиная со второй) проводится коррекция вычисленных ранее оценок математических ожиданий, среднеквадратических отклонений и корреляционного момента.

При решении задач приведения отработавших ступеней в заданный район отчуждения, как правило, проводится качественный анализ конструктивных, аэродинамических и динамических свойств отделившихся частей средства выведения (с возможным сравнением с другими аналогами).

Указанный анализ проводится с целью выявления наиболее характерных свойств (особенностей), качественно влияющих на рассеивание точек падения, с последующим проведением статистического моделирования для подтверждения выявленных закономерностей.

В результате статистического моделирования точек падения отработавшей 1-й ступени средства выведения, в рамках принятых гипотез и допущений, наблюдается некоторое число траекторий с максимальным разлетом, которые значительно ухудшают статистические параметры эллипса рассеивания. В эту группу траекторий входят траектории с максимальной, минимальной продольной дальностью и максимальной боковой дальностью.

Для выявления физической сущности реализации таких траекторий обратимся к анализу динамики спуска. Основными параметрами управления на траекториях спуска являются два параметра — балансирующий пространственный угол атаки, определяющий величину аэродинамической силы, и скоростной угол крена, определяющий положение проекций аэродинамической силы в пространстве. При этом продольная и боковая дальность полета отработавшей ступени при спуске зависит от реализации в полете пространственного угла атаки и скоростного угла крена. В зависимости от предельных величин этих параметров реализуются траектории максимальной и минимальной продольной дальности, а также траектории максимальной боковой дальности.

Размеры эллипсов рассеивания точек падения отработавших ступеней средства выведения с учетом всех возмущающих факторов (за исключением

- влияния осевых моментов инерции и разбросов на них,
- влияния перекрестных моментов инерции,

- влияния боковых и продольных центровок и их разбросов,

- влияния положения центра давления и их разбросов)

составляют для 1-й ступени на уровне 3σ величину $2A_X \times 2A_Z = 120 \text{ км} \times 50 \text{ км}$ и площадь $S = 6000 \text{ км}^2$, что в первом приближении согласуется с размерами поля отчуждения $122 \text{ км} \times 50 \text{ км}$, для 2-й ступени на уровне 3σ величину $2A_X \times 2A_Z = 160 \text{ км} \times 50 \text{ км}$ и площадь $S = 8000 \text{ км}^2$, что согласуется с размерами поля отчуждения $160 \text{ км} \times 50 \text{ км}$.

Исследования проведенные на полной пространственной модели с учетом всех возмущающих факторов по программе статистического моделирования позволяют получить эллипсы рассеивания на уровне 3σ соответственно $2A_X \times 2A_Z = 90 \text{ км} \times 66 \text{ км}$ и площадью — 5940 км^2 для 1-й ступени и соответственно $2A_X \times 2A_Z = 66,5 \text{ км} \times 17 \text{ км}$ и площадью — $1130,5 \text{ км}^2$ для 2-й ступени. Существенное уменьшение размеров эллипса рассеивания для 2-й ступени связано с наличием в конструкции промежуточного отсека, имеющего форму усеченного конуса, который при спуске выполняет в некотором роде роль тормозных щитков. При этом возникает т.н. эффект влияния боковых центровок на уменьшение размеров полей падения. Суть данного явления заключается в том, что при входе в плотные слои атмосферы за счет аэродинамических сил, которые прямо пропорциональны скоростному напору, возникают аэродинамические моменты, раскручивающие ступень с угловыми скоростями обратно пропорционально их осевым моментам инерции. За счет закрутки происходит усреднение аэродинамических сил и, как следствие, уменьшение площади эллипса рассеивания.

Для уменьшения рассеивания точек падения отработавших ступеней рассмотрено влияние стабилизирующих конструктивных устройств в виде оперения, а также дополнительного алгоритма управляемого спуска для бортовой системы управления средств выведения.

По результатам статистического моделирования можно составить таблицу для максимальных значений характерных параметров отработавших ступеней на траекториях спуска. Характерные параметры движения для ускорителя 1-й и 2-й ступени сведены в таблицу.

Видно, что учет дополнительных факторов (короткого периодического движения совместно с траекторным движением) дает более реалистичную картину движения падающей ступени и улучшает

Ступени средства выведения	1-я ступень	2-я ступень
Максимальный скоростной напор Q , кг/м ²	30000	55000
Максимальный угол наклона траектории при отражении, град	30	-15
Средний угол атаки на фронте нарастания скоростного напора, град	10	2
Максимальная угловая скорость в канале крена, град/сек	300	500
Максимальная угловая скорость в канале рыскания, град/сек	120	300
Максимальная угловая скорость в канале тангажа, град/сек	120	370
Время полета, сек	458	472

ситуацию с рассеиванием отработавших ускорителей при спуске.

В заключение отметим, что результаты моделирования позволяют сделать вывод о том, что достижение максимальных пиковых характеристик тепловых потоков происходит раньше (на высотах от 18км до 37км), чем достижение максимально допустимых связанных перегрузок (на высотах от 15км до 20км).

Из этого вывода следует, что необходимо сохранение целостности ступени при спуске до достижения высоты $H=37$ км. Для этого необходимо полностью сжечь остатки топлива, не допуская провоцирования взрыва или прогара, и использовать теплозащиту для наиболее нагруженных мест конструкции.

На рис. 3 приведены сравнительные размеры полей падения для трех вариантов: без управления, при пассивном спуске со стабилизаторами и при управляемом спуске.

Видно, что применение специальных методов дает существенное уменьшение рассеивания точек падения отработавших ступеней средств выведения.

Выводы

1. Результаты расчетов (выполненные с использованием принятой в настоящее время модели аэродинамических характеристик) показали, что оси эллипсов рассеивания точек падения отработавших 1-й и 2-й ступеней и соответствующие

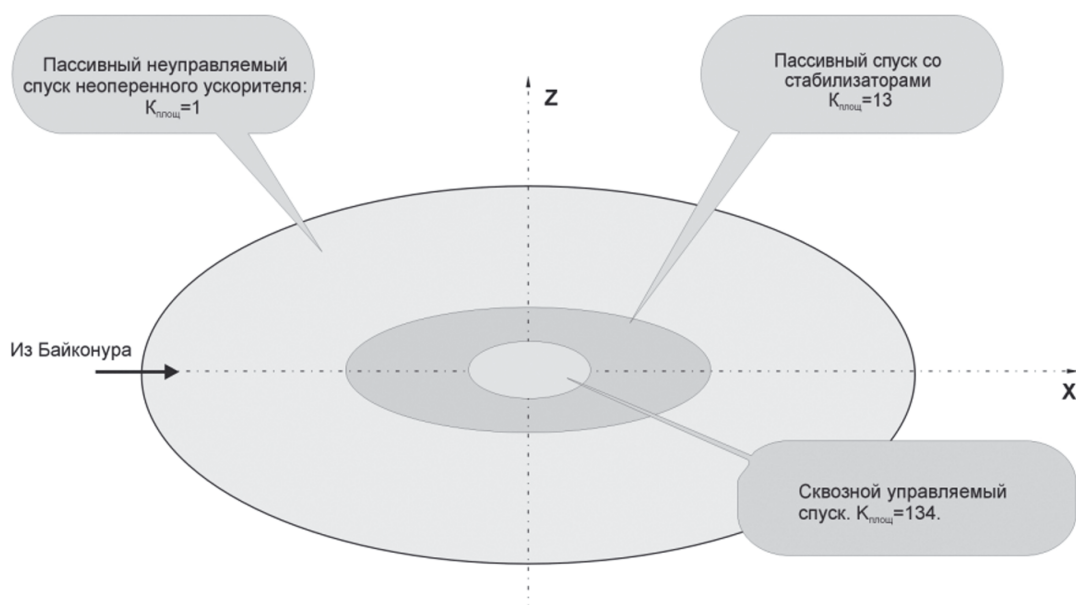


Рис. 3. Эллипсы рассеивания точек падения отработавшей 1-й ступени

площади (при принятых допущениях о неразрушении ступени) составляют:

- для 1-й ступени $2A_X \times 2A_Z = 90 \text{ км} \times 66 \text{ км}$; $S = 5940 \text{ км}^2$;

- для 2-й ступени $2A_X \times 2A_Z = 66,5 \text{ км} \times 17 \text{ км}$; $S = 1130,5 \text{ км}^2$.

Уменьшение размеров для 2-й ступени связано с наличием промежуточного отсека конусообразного вида, выполняющего роль тормозных щитков).

2. При статистическом моделировании динамики спуска 1-й ступени наблюдаются траектории с отражением от плотных слоев атмосферы, что приводит к увеличению разброса точек падения. Причины этого явления:

- малый запас статической устойчивости на гиперзвуковых скоростях ($M > 4$);

- наличие больших балансировочных углов атаки > 20 град в районе достижения максимального аэродинамического качества при допустимом разбросе положения центра давления ($M > 4$);

- достаточно большое балансировочное аэродинамическое качество до $K_{\text{бал}} = 1.27$ на гиперзвуковом участке спуска ($M > 4$) и случайной произвольной ориентацией вектора поперечной силы в плотных слоях атмосферы;

- большой скоростью полета ступени при разделении от средств выведения ($V_0 = 3055 \text{ м/с}$).

3. Разработанная методология иллюстрируется на оценке эллипсов рассеивания точек падения 1-й ступени (рис. 3) при использовании стабилизирующих пассивных устройств типа оперения и реализации бортовой системой управления алгоритма управляемого спуска. Если эллипс рассеивания при неуправляемом спуске оценить единичной площадью, то использование стабилизирующих устройств дает экономию площади рассеивания в 13 раз, а использование управляемого спуска дает экономию площади в 134 раза.

Библиографический список

1. Мусабаев Т.А., Бизяев Р.В., Владимиров А.В., Володин В.Д. Оценка рассеивания точек падения отработавших ступеней средств выведения методом статистического моделирования динамики пространственного движения на участке спуска.

2. Золотое А.А., Титов М.И. Обеспечение надежности транспортных аппаратов космических систем. — М.: Машиностроение, 1988.

Московский авиационный институт
(государственный технический университет)