

На правах рукописи

УДК 629.78

КОРЯНОВ ВСЕВОЛОД ВЛАДИМИРОВИЧ

**РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСНОЙ МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ
ЖЕСТКОЙ ПОСАДКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НА
ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ**

Специальность: 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление
движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2011 г.

Работа выполнена в Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана

Научный руководитель: Доктор технических наук, профессор
Казаковцев Виктор Поликарпович

Официальные оппоненты: Доктор технических наук, профессор
Горбатенко Станислав Алексеевич
Кандидат технических наук, доцент
Зеленцов Владимир Викторович

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное
предприятие научно-производственное
объединение им. С.А. Лавочкина

Защита состоится «26» мая 2011 года в 14 часов 30 мин. на заседании диссертационного совета ДС 212.008.01 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 107005, Москва, Госпитальный пер., д.10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Автореферат разослан «14» апреля 2011 г.

Ваш отзыв в одном экземпляре, заверенный гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д.5., МГТУ им. Н.Э. Баумана, диссертационный совет ДС 212.008.01

Учёный секретарь
диссертационного совета
доктор технических наук, профессор

Калугин В.Т.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы

В настоящее время, одним из перспективных направлений решения задач практической космонавтики является использование автоматических межпланетных станций (АМС) с применением малых спускаемых аппаратов (СА) для посадки на поверхность планеты назначения. Во многих случаях, жесткие требования к массовым и геометрическим характеристикам для таких аппаратов делают невозможным использование различных парашютных и других тормозных систем. Это приводит к случаю «жесткой» посадки на поверхность планеты. При встрече СА с поверхностью планеты с атмосферой малой плотности (например, Марса) даже при применении парашютной системы, скорость подхода СА к поверхности достигает десятков метров в секунду. Это также приводит практически к «жесткой» посадке.

Неоднородность грунтовых пород, неровность рельефа поверхности, наличие возмущающих факторов внешней среды, таких как ветер, являются источниками дополнительных возмущающих сил и моментов, действующих на СА в момент посадки. Перечисленные факторы усложняют процесс посадки, сопровождаемый возникновением больших перегрузок, которые могут превышать допустимые для СА значения.

Проектирование СА, совершающих посадку в таких условиях, невозможно без решения задачи моделирования параметров динамики посадки СА на поверхность планеты с априори малоизвестными параметрами грунта и наличием возмущающих факторов внешней среды.

Изложенное дает основание считать, что исследования, направленные на изучение динамики жесткой посадки на поверхность планеты, являются весьма актуальными и имеют важное теоретическое и прикладное значение, а тема диссертации, в которой разрабатывается методика и исследуется динамика движения СА в момент контакта с поверхностью при жесткой посадке, является актуальной.

Цель и задачи диссертационной работы. Цель работы заключается в повышении надежности посадки СА на поверхность планеты с малоизвестными характеристиками грунта и действии возмущающих факторов внешней среды.

Для достижения поставленной цели необходимо было решить следующую совокупность задач:

- разработать математическую модель пространственного движения СА при посадке на поверхность планеты;
- разработать математическую модель силового воздействия грунта и других возмущающих факторов при жесткой посадке СА на поверхность планеты;

- создать и отладить программное обеспечение для математических моделей, позволяющее проводить исследования динамики жесткой посадки СА;
- провести численное моделирование динамики жесткой посадки СА на поверхность планеты и выполнить анализ результатов;
- провести экспериментальное моделирование процесса посадки для оценки работоспособности предлагаемой методики расчета параметров динамики жесткой посадки.

Методы исследования

Решение поставленных задач осуществлялось с использованием методов теоретической механики, баллистики, высшей математики, методов математического моделирования и программирования.

Научная новизна

Новизна полученных результатов диссертационной работы заключается:

- в разработке комплексной методики исследования динамики посадки СА на поверхность планеты, включающей декомпозицию задачи на подзадачи анализа динамики пространственного движения в процессе посадки и моделирования силового нагружения конструкции при воздействии на неё грунта;
- в разработке математической модели пространственного движения СА в процессе посадки на поверхность планеты с учетом влияющих силовых факторов внешней среды и совместного движения контейнера и корпуса аппарата при наличии амортизатора;
- в разработке математической модели силового воздействия грунта при жесткой посадке СА на поверхность планеты и силового воздействия со стороны амортизации на подвижный контейнер, реализующей разработанную принципиальную схему решения поставленной задачи и позволяющей определять параметры движения СА в процессе контакта с грунтом;
- в получении с помощью разработанной методики результатов исследования динамики жесткой посадки СА на поверхность планеты с учетом характеристик видов грунта и действия различных возмущающих факторов.

Достоверность полученных научных положений, результатов и выводов, приведенных в диссертации, обосновывается и подтверждается:

- применением строгих математических методов, базирующихся на фундаментальных, классических законах механики, использованием точных моделей движения;
- совпадением отдельных результатов расчетов с данными расчетов других авторов;
- соответствием результатов расчетов, приведенных в диссертации, с результатами экспериментальных исследований.

Практическая значимость диссертационной работы

Практическое значение работы состоит в возможности применения разработанной методики при проведении исследовательских работ по обоснованию возможности создания перспективных СА, предназначенных для жесткой посадки на поверхность планет Солнечной системы и их спутников.

Разработанное программное обеспечение универсально. С его помощью возможно проводить расчеты по динамике посадки СА различного конструктивного исполнения: корпус СА и подвижный контейнер могут быть представлены набором различных поверхностей (сфера, конус, тор, цилиндр и т.д.).

Внедрение результатов работы

Частично материалы диссертации использованы при формировании математической модели посадки на поверхность Земли возвращаемого аппарата по программе «Фобос-Грунт» в НПО им. С.А. Лавочкина.

Полученные в диссертационной работе методика, результаты исследований и программы, использованы в учебном процессе МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Защищаемые положения

На защиту выносятся следующие положения и результаты, полученные в диссертационной работе:

- методика исследования динамики посадки СА;
- математическая модель пространственного движения СА при посадке на поверхность планеты;
- математическая модель силового воздействия грунта при жесткой посадке СА;
- компьютерная реализация математических моделей;
- результаты исследований динамики посадки СА на поверхность планеты.

Апробация основных результатов работы

Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на

- XL, XLI, XLII, XLIII, XLIV, XLV Научных чтениях памяти К.Э. Циолковского – научное творчество К.Э. Циолковского и современное развитие его идей (г. Калуга, 2005 – 2010 г.);

Публикации

Основные положения и результаты диссертации изложены в **9** научных работах, из них в **3** статьях, опубликованных в изданиях, включенных в перечень, рекомендованный ВАК РФ, и **6** тезисах докладов:

Структура и объём диссертации

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и выводов, списка литературы и приложений, содержащих листинги разработанных программ. Объем диссертации 167 страниц. Работа включает в себя 113 рисунков и 23 таблицы. Список литературы содержит 103 наименования.

Содержание работы

Во введении обосновывается актуальность темы диссертационной работы. Определена цель работы, сформулирован комплекс задач, решение которых, обеспечивает достижение поставленной цели. Рассмотрены методы исследований, раскрывается научная новизна и практическая значимость работы. Приведены основные положения, выносимые на защиту и сведения об апробации и публикациях. Представлена структура работы и дается краткая аннотация её содержания.

Приведены краткие сведения о планетах, их характеристики (топографическая карта, структура атмосферы и т.д.). Подробно рассмотрены характеристики планеты Марс, спутника Марса – Фобоса, спутника Сатурна – Титана.

Приведен анализ существующих проектов по данной тематике. Проведен анализ проектов с жесткой посадкой (проект Марс-96, Фобос 1-2, проект Фобос-Грунт). Описаны проекты, направленные на изучение Титана.

Первая глава

В первой главе рассматривается математическая модель динамики пространственного движения СА при посадке на поверхность планеты.

Формулируются общий алгоритм решения задачи и алгоритм определения силовых факторов.

Общий алгоритм решения задачи

Основой решения является параллельное выполнение двух численных процессов (см. рис. 1):

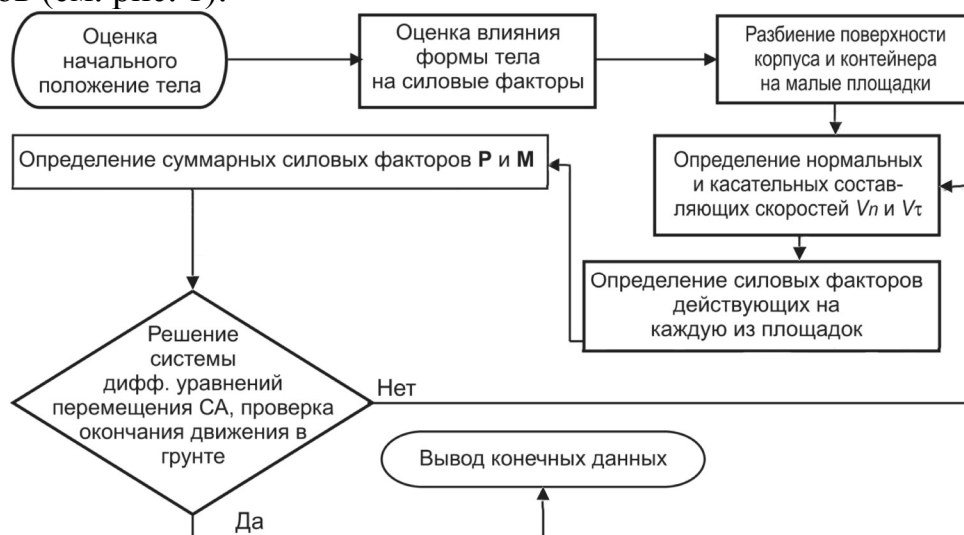


Рис. 1. Принципиальная схема решения задачи

- определение на каждом шаге интегрирования силового воздействия грунта на корпус СА, а также на подвижный контейнер с учетом его амортизации;
 - интегрирование системы дифференциальных уравнений движения СА.
- Вводятся следующие прямоугольные правые системы координат (см. рис. 2):

– инерциальная система координат $O_{и}X_{и}Y_{и}Z_{и}$. Начало координат $O_{и}$ находится на поверхности планеты. Оси ориентированы следующим образом: $O_{и}X_{и}$ – направлена в плоскости местного горизонта и является местной горизонтальной осью; $O_{и}Y_{и}$ – местная вертикальная ось направленная по нормали к плоскости местного горизонта вверх; $O_{и}Z_{и}$ – дополняет систему до правой;

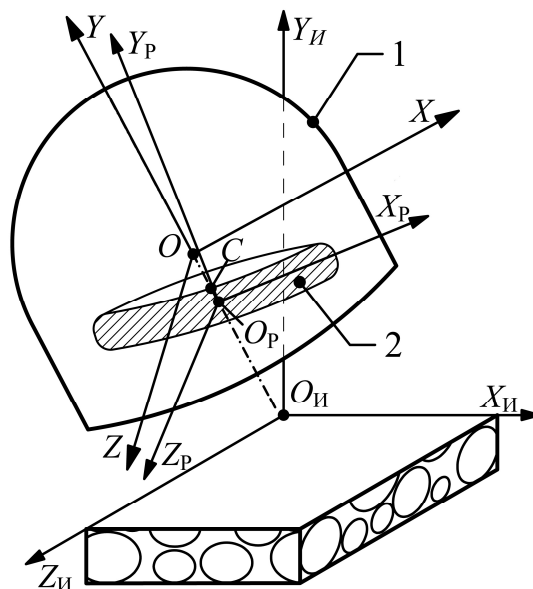


Рис 2. Используемые системы координат

– связанная система координат $OXYZ$, жестко связана с твердым недеформируемым корпусом СА. Начало координат O совпадает с центром масс корпуса СА. Ось OY – направлена по продольной оси в направлении хвостовой части; OX – расположена в поперечном направлении относительно корпуса СА; OZ – дополняют систему до правой. В этой системе координат рассматривается относительное движение контейнера;

– связанная «контейнерная» система координат $O_PX_PY_PZ_P$ жестко связанная с твердым недеформируемым корпусом подвижного контейнера. Начало координат O_P совпадает с центром масс контейнера P . Ось O_PY_P – направлена по продольной оси контейнера в направлении хвостовой части СА; O_PX_P – расположена в поперечном направлении относительно корпуса СА; O_PZ_P дополняет систему координат до правой..

Уравнения движения спускаемого аппарата.

Спускаемый аппарат конструктивно (см. рис. 2) можно представить как систему двух абсолютно жестких тел: 1) корпуса с центром масс в точке O и 2) подвижного контейнера с центром масс в точке O_P . Поскольку положение центра масс контейнера изменяется во времени, положение центра масс системы (точка C) так же будет изменяться. Учитывается шесть степеней свободы контейнера в относительном движении.

Пространственное движение твердого тела при подходе к грунту описывается уравнениями, в общем случае представляющими:

Уравнение движения центра масс системы

$$m\bar{W}_C = \bar{P}, \quad (1)$$

где: m – масса системы; $\bar{W}_C$ – ускорение центра масс системы; $\bar{P}$ – главный вектор сил сопротивления со стороны преграды и силы тяжести.

Уравнение вращательного движения аппарата

$$\frac{d\bar{K}_O}{dt} = m(\bar{V}_C \times \bar{V}_O) + \bar{M}, \quad (2)$$

где: $\bar{K}_O$ – кинетический момент системы относительно центра О; $\bar{M}$ – главный момент всех внешних сил относительно центра О; $\bar{V}_C$ – вектор скорости центра масс системы; $\bar{V}_O$ – вектор скорости полюса.

Уравнение относительного движения контейнера (в связанной системе координат):

$$m_P \bar{W}_{Pr} = \bar{F} - m_P \bar{W}_{Pe} - m_P \bar{W}_{Pc}, \quad (3)$$

где: m_P – масса подвижного контейнера; $\bar{W}_{Pr}$ – относительное ускорение центра масс контейнера (точка Р); $\bar{F}$ – равнодействующая всех сил, действующих на контейнер; $\bar{W}_{Pe}$ – переносное ускорение точки Р; $\bar{W}_{Pc}$ – кориолисово ускорение точки Р.

Уравнение вращательного движения контейнера:

$$\frac{d\bar{K}_P}{dt} = \bar{M}_P, \quad (4)$$

где: $\bar{K}_P$ – кинетический момент контейнера относительно центра Р; $\bar{M}_P$ – главный момент сил сопротивления со стороны амортизации на подвижный контейнер.

Для определения параметров движения СА при взаимодействии с грунтом решается система уравнений, представляющая проекции уравнений (1)-(3) на оси связанной с корпусом СА системы координат $OXYZ$ (см. рис. 2), проекции уравнения вращательного движения контейнера (4) на оси связанной с ним системы координат $O_P X_P Y_P Z_P$, кинематические уравнения Эйлера и уравнения, определяющие переход от связанной с корпусом системы координат к неподвижной $O_{\text{и}} X_{\text{и}} Y_{\text{и}} Z_{\text{и}}$.

Уравнения движения центра масс системы:

$$\begin{aligned} m(\dot{V}_{OX} + \omega_Y V_{OX} - \omega_Z V_{OY}) - m_P \cdot [(\omega_Y^2 + \omega_Z^2) \cdot X_P + (\dot{\omega}_Z - \omega_X \omega_Y) \cdot Y_P - \\ - (\dot{\omega}_Y + \omega_X \omega_Z) \cdot Z_P - 2 \cdot (\omega_Y \cdot V_{PrZ} - \omega_Z \cdot V_{PrY}) - \dot{V}_{PrX}] = G_X + P_X; \\ m(\dot{V}_{OY} + \omega_Z V_{OX} - \omega_X V_{OZ}) + m_P \cdot [(\dot{\omega}_Z + \omega_X \omega_Y) \cdot X_P - (\omega_Z^2 + \omega_X^2) \cdot Y_P - \\ - (\dot{\omega}_X + \omega_Y \omega_Z) \cdot Z_P + 2 \cdot (\omega_Z \cdot V_{PrX} - \omega_X \cdot V_{PrZ}) - \dot{V}_{PrY}] = G_Y + P_Y; \end{aligned} \quad (5)$$

$$m(\dot{V}_{OZ} + \omega_X V_{OY} - \omega_Y V_{OX}) - m_P \cdot [(\dot{\omega}_Y - \omega_X \omega_Z) \cdot X_P - (\dot{\omega}_X + \omega_Y \omega_Z) \cdot Y_P + (\omega_X^2 + \omega_Y^2) \cdot Z_P - 2 \cdot (\omega_X \cdot V_{PrY} - \omega_Y \cdot V_{PrX}) - \dot{V}_{PrZ}] = G_Z + P_Z,$$

Уравнения вращательного движения корпуса:

$$\begin{aligned} [I_X + I_X^P + m_P(Y_P^2 + Z_P^2)] \cdot \omega_X &= M_X + m_P[(\omega_Z \cdot X_P - \omega_X \cdot Z_P + \\ &+ V_{PrY}) \cdot V_{OZ} - (\omega_X \cdot Y_P - \omega_Y \cdot X_P + V_{PrZ}) \cdot V_{OY} - 2\omega_X(V_{PrY} \cdot Y_P + \\ &+ V_{PrZ} \cdot Z_P) - [I_Z + I_Z^P + I_Y - I_Y^P + m_P(Y_P^2 - Z_P^2)] \cdot \omega_Y \cdot \omega_Z \\ [I_Y + I_Y^P + m_P(X_P^2 + Z_P^2)] \cdot \omega_Y &= M_Y + m_P[(\omega_X \cdot Y_P - \omega_Y \cdot X_P + \\ &+ V_{PrZ}) \cdot V_{OX} - (\omega_Y \cdot Z_P - \omega_Z \cdot Y_P + V_{PrX}) \cdot V_{OZ} - 2\omega_Y(V_{PrX} \cdot X_P + \\ &+ V_{PrZ} \cdot Z_P) - [I_X + I_X^P - I_Z - I_Z^P + m_P(Z_P^2 - X_P^2)] \cdot \omega_X \cdot \omega_Z \\ [I_Z + I_Z^P + m_P(Y_P^2 + X_P^2)] \cdot \omega_Z &= M_Z + m_P[(\omega_Y \cdot Z_P - \omega_Z \cdot Y_P + \\ &+ V_{PrX}) \cdot V_{OY} - (\omega_Z \cdot X_P - \omega_X \cdot Z_P + V_{PrY}) \cdot V_{OX} - 2\omega_Z(V_{PrX} \cdot X_P + \\ &+ V_{PrY} \cdot Y_P)] - [I_Y + I_Y^P - I_X - I_X^P + m_P(X_P^2 - Y_P^2)] \cdot \omega_X \cdot \omega_Y \end{aligned} \quad (6)$$

Уравнения движения контейнера:

$$\begin{aligned} m_P \cdot \dot{V}_{PrX} &= F_X - m_P[\dot{V}_{OX} + \omega_Y V_{OZ} - \omega_Z V_{OY} - (\omega_Y^2 + \omega_Z^2)X_P - \\ &- (\omega_Z - \omega_Y \omega_X)Y_P + (\omega_Y + \omega_X \omega_Z)Z_P + 2(\omega_Y \cdot V_{PrZ} - \omega_Z \cdot V_{PrY})]; \\ \dot{X}_P &= V_{PrX}; \\ m_P \cdot \dot{V}_{PrY} &= F_Y - m_P[\dot{V}_{OY} + \omega_Z V_{OX} - \omega_X V_{OZ} + (\omega_Z + \omega_X \omega_Y)X_P - \\ &- (\omega_Z^2 + \omega_X^2)Y_P - (\omega_X - \omega_Y \omega_Z)Z_P + 2(\omega_Z \cdot V_{PrX} - \omega_X \cdot V_{PrZ})]; \\ \dot{Y}_P &= V_{PrY}; \\ m_P \cdot \dot{V}_{PrZ} &= F_Z - m_P[\dot{V}_{OZ} + \omega_X V_{OY} - \omega_Y V_{OX} - (\omega_Y - \omega_X \omega_Z)X_P + \\ &+ (\omega_X + \omega_Y \omega_X)Y_P - (\omega_X^2 + \omega_Y^2)Z_P + 2(\omega_X \cdot V_{PrY} - \omega_Y \cdot V_{PrX})]; \\ \dot{Z}_P &= V_{PrZ}; \end{aligned} \quad (7)$$

Уравнения вращательного движения контейнера:

$$\begin{aligned} I_X^P \cdot \dot{\omega}_{XP} + (I_Z^P - I_Y^P) \cdot \omega_{YP} \cdot \omega_{ZP} &= M_{XP}; \\ I_Y^P \cdot \dot{\omega}_{YP} + (I_X^P - I_Z^P) \cdot \omega_{XP} \cdot \omega_{ZP} &= M_{YP}; \\ I_Z^P \cdot \dot{\omega}_{ZP} + (I_Y^P - I_X^P) \cdot \omega_{XP} \cdot \omega_{YP} &= M_{ZP}; \end{aligned} \quad (8)$$

Дополняя системы (5) – (8) уравнениями перехода от связанной системы координат к неподвижной, кинематическими уравнениями Эйлера для корпуса и контейнера, получаем систему дифференциальных уравнений в окончательном виде.

В приведенной системе уравнений X_O, Y_O, Z_O – координаты центра O в неподвижной системе координат; X_P, Y_P, Z_P – координаты центра P в связанной с корпусом системе координат.

Введены следующие условные обозначения:

G_X, G_Y, G_Z – проекции силы тяжести на оси $OXYZ$;

P_X, P_Y, P_Z – проекции главного вектора сил сопротивления со стороны преграды $\bar{P}$;

(V_{OX}, V_{OY}, V_{OZ}) – проекции вектора $\bar{V}_O$ на оси $OXYZ$;

$(\omega_X, \omega_Y, \omega_Z)$ – угловая скорость корпуса;

$(\omega_{XP}, \omega_{YP}, \omega_{ZP})$ – угловая скорость контейнера;

(X_P, Y_P, Z_P) – радиус-вектор точки P ;

$(V_{PrX}, V_{PrY}, V_{PrZ})$ – вектор относительной скорости точки P относительно корпуса;

I_X, I_Y, I_Z – моменты инерции корпуса относительно осей $OXYZ$;

I_X^P, I_Y^P, I_Z^P – моменты инерции подвижного контейнера относительно осей системы, связанной с центром масс контейнера P .

Вторая глава

Во второй главе рассматривается физическая модель динамики пространственного движения СА при посадке на поверхность планеты.

Математическая модель влияющих силовых факторов. Для определения значений $\bar{P}$ и $\bar{M}$ главного вектора и момента сил сопротивления в каждый момент времени необходимо знать распределение «нормального» σ_n и «касательного» σ_τ удельных сопротивлений на внешней поверхности СА.

$$\sigma_n = AV_n^2 + BV_n + C; \quad (9)$$

$$\sigma_\tau = \mu\sigma_n; \quad (10)$$

$$V_n = (\bar{V} - \bar{V}_e)\bar{n}, \quad (11)$$

где A, B, C – коэффициенты, характеризующие свойства преграды (грунта) оказывать сопротивление, μ – коэффициент трения материала преграды (грунта) о корпус тела; $\bar{V}$ – скорость рассматриваемой точки тела на элементарной площадке контактной поверхности; $\bar{V}_e$ – скорость инерционно расширяющейся среды в окрестности рассматриваемой точки; $\bar{n}$ – вектор внешней нормали к боковой поверхности тела в рассматриваемой точке.

Эти же формулы с другими значениями коэффициентов A, B, C, μ применяются для определения силовых факторов при контакте контейнера с амортизатором.

Интегрирование вектора удельного сопротивления по всей поверхности взаимодействующего с грунтом СА позволяет получить $\bar{P}$ и $\bar{M}$ из следующих зависимостей, спроецированных на оси связанной системы координат:

$$\bar{P} = - \sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} (\sigma_n \bar{n}_i + \sigma_\tau \bar{\tau}_i) dS_i, \quad (12)$$

$$\bar{M} = - \sum_{i=1}^N \int_{S_{ki}} \bar{\rho}_i \times (\sigma_n \bar{n}_i + \sigma_\tau \bar{\tau}_i) dS_i, \quad (13)$$

где i — индекс, показывающий, на какой характерной поверхности СА (сферической, цилиндрической и т.п.) определяются силовые факторы; N — количество характерных поверхностей; S_{ki} — часть i -ой поверхности, находящейся в контакте с грунтом; $\bar{n}_i$ — единичный вектор нормали; $\bar{\tau}_i$ — единичный вектор касательной к поверхности; dS_i — площадь элементарной площадки на i -ой поверхности; $\bar{\rho}_i$ — радиус-вектор рассматриваемой точки тела в связанной системе координат.

Третья глава

Посвящена компьютерному численному моделированию динамики движения СА при жесткой посадке на поверхность планеты с учетом характеристик видов грунта, действию различных возмущающих факторов со стороны окружающей среды и различных начальных условий подхода к поверхности. Для этого был создан специализированный программный комплекс.

Исследование проводилось для 2-х малых спускаемых аппаратов типа Фобос-Грунт.

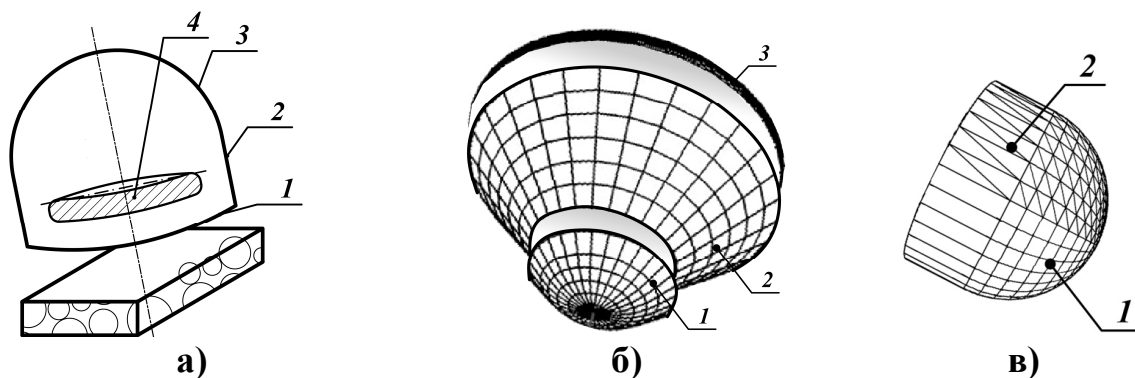


Рис. 3. Типы исследуемых СА:

а) Тип 1; б) Тип 2; в) Контейнер с полезным грузом для СА 2-го типа.

Первый тип СА. Корпус аппарата можно представить сочетанием трех поверхностей (см. рис. 3а): 1) сферическая лобовая часть экрана СА; 2) цилиндрическая боковая часть, которая гладко переходит в 3) сферическую в хвостовой части (за начало отсчета принимаем передний контур лобового экрана СА).

Подвижный контейнер можно представить: 4) тороидальной поверхностью.

Второй тип СА. Конструктивно аппарат состоит из двух жестких недеформируемых тел (см. рис. 3):

1. Корпус аппарата; 2. Подвижный контейнер.

Корпус аппарата (см. рис. 3б) можно представить сочетанием трех поверхностей:

1) сферическая лобовая часть экрана СА;

2) коническая боковая часть;

3) тороидальная поверхность в хвостовой части (за начало отсчета принимаем передний контур лобового экрана СА).

Подвижный контейнер можно представить (см. рис. 3в) в виде:

1) сферической лобовой части;

2) цилиндрической боковой части, которая переходит в хвостовую часть.

Проведение численного моделирования динамики движения спускаемого аппарата

При исследовании динамики движения СА с жестким подходом к поверхности планеты выделим следующие группы постановок решаемых задач:

1. «Моделирование динамики посадки при различных видах амортизатора и грунта». Цель исследования – определение оптимальных параметров жесткости амортизатора при различных типах грунта.

2. «Моделирование динамики посадки с учетом ветровой нагрузки».

Цель данного исследования – оценить влияние ветровой нагрузки на динамику посадки СА для одинаковых начальных условий. Для выбранного оптимального сочетания «амортизатор-грунт» варьируем величину горизонтальной составляющей скорости V_{Γ} .

3. «Моделирование динамики посадки при отклонении продольной оси аппарата». Цель моделирования – определить зону устойчивого движения СА при различных углах подхода к поверхности.

4. «Моделирование динамики посадки при отклонении угла наклона площадки посадки СА». Цель моделирования – определить зону устойчивого движения СА при различных углах наклона площадки посадки (характеристики рельефа поверхности).

Критическими условиями для всех групп моделей являются значения перегрузок и величины перемещения контейнера внутри аппарата (рис. 3а, б). Для всех групп моделируемых задач используем четыре схемы подхода СА к поверхности планеты.

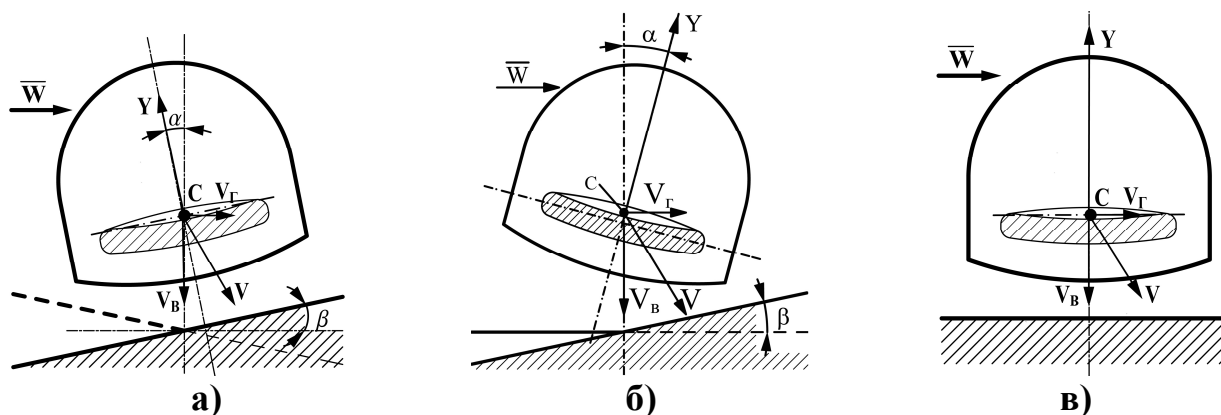


Рис. 4. Схемы подхода СА к поверхности Земли:

- а) Схема №1 и №2 – движение «на склон по ветру» и движение «по склону по ветру»; б) Схема №3. Движение «на склон против ветра»;
в) Схема №4. Движение «на горизонтальную поверхность»

Схема подхода СА к поверхности планеты №1 – СА движется «на склон по ветру». Площадка и аппарат ориентированы таким образом, что направление углов отклонения аппарата и площадки совпадает. Горизонтальная составляющая скорости (ветровая нагрузка) направлена также «на склон» (см. рис. 4а).

Схема подхода СА к поверхности планеты №2 – СА движется «по склону по ветру». Угол наклона площадки направлен в противоположную сторону относительно угла отклонения продольной оси аппарата. Горизонтальная составляющая скорости направлена «по склону» (см. рис. 4а).

Схема подхода СА к поверхности планеты №3 – СА движется «на склон против ветра». Угол отклонения продольной оси аппарата направлен в противоположную сторону относительно угла наклона площадки. Горизонтальная составляющая скорости направлена «на склон», т.е. движение аппарата происходит против ветра (см. рис. 4б).

Схема подхода СА к поверхности планеты №4 – СА движется «на горизонтальную поверхность». Угол отклонения продольной оси аппарата отсутствует, угол отклонения поверхности также отсутствует. (см. рис. 4в).

Результаты численных исследований для посадки в условиях Марса.

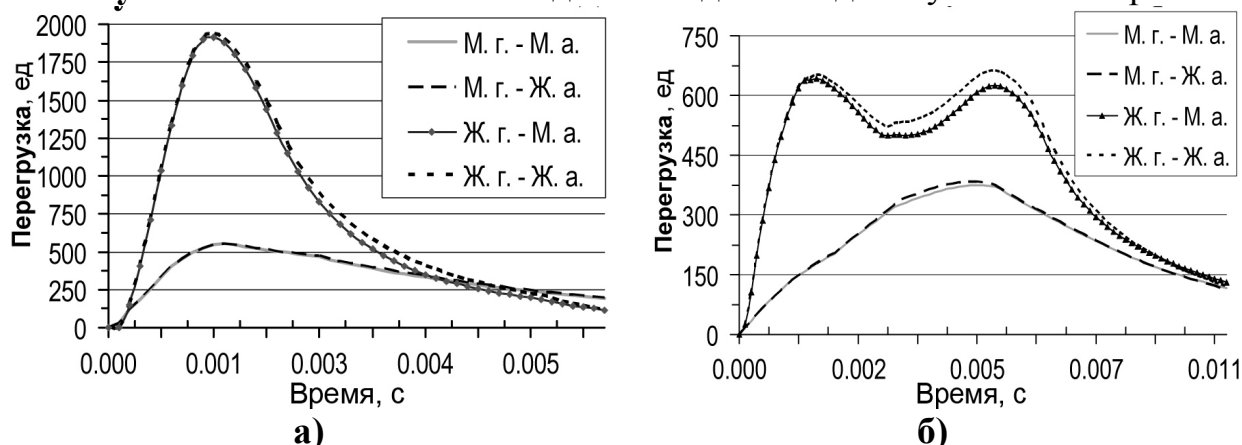


Рис. 5. Возникающие перегрузки на корпусе аппарата. Модель посадки №1
а) схема подхода к поверхности №1; б) схема подхода к поверхности №2

Результаты численных исследований для посадки в условиях Титана:

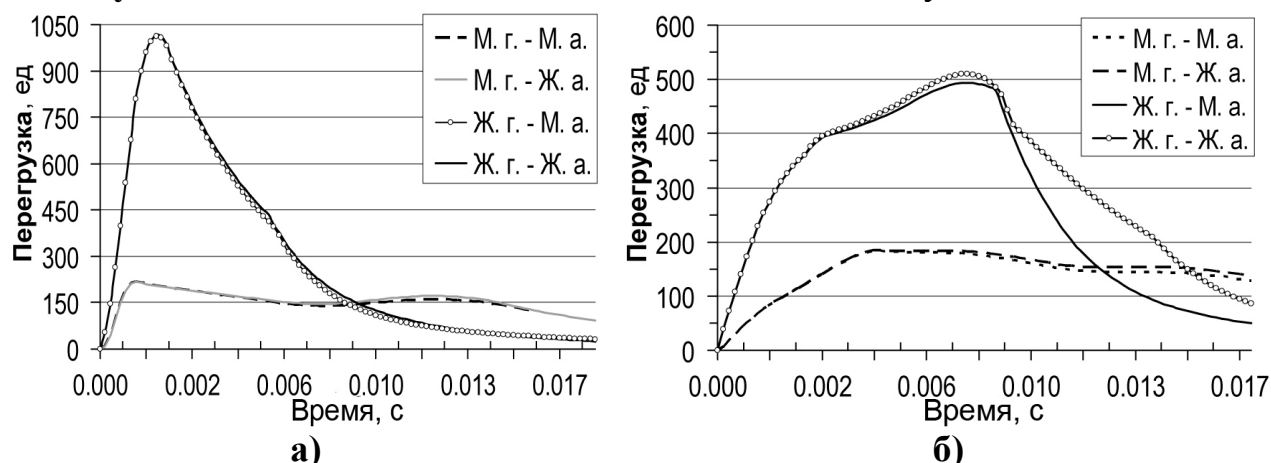


Рис. 6. Возникающие перегрузки на корпусе аппарата. Модель посадки №1
а) схема подхода к поверхности №1; б) схема подхода к поверхности №2

Результаты численных исследований для посадки в условиях Земли:

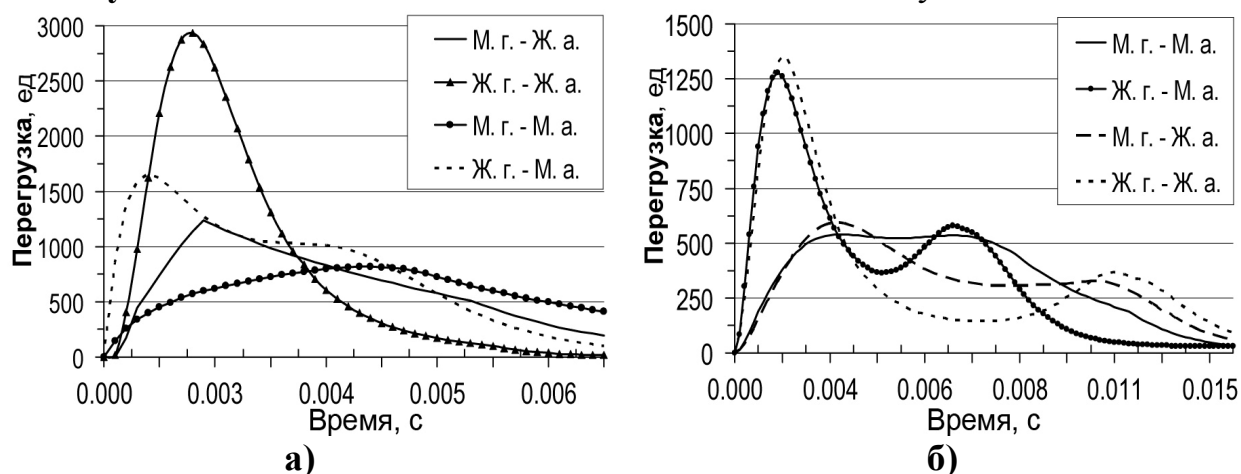


Рис. 7. Возникающие перегрузки на корпусе аппарата. Модель посадки №1
а) схема подхода к поверхности №1; б) схема подхода к поверхности №2

Примечание: на графиках в обозначениях кривых приняты следующие сокращения:

М.г. – мягкий грунт; М.а. – мягкий амортизатор;

Ж.г. – жесткий грунт; Ж.а. – жесткий амортизатор.

Анализ графических зависимостей.

Для схемы посадки СА №1 график перегрузки имеет один максимум (см. рис. 5а, 6а, 7а). Для схемы посадки СА №2 график перегрузки имеет несколько максимумов (см. рис. 5б, 7б) – это объясняется наличием более значительного разворота СА при данных начальных условиях подхода СА к поверхности. Для схемы посадки СА №2 в условиях Титана график перегрузки имеет более вытянутую форму с неярко выраженными двумя максимумами (см. рис. 6б). Это объясняется характеристиками окружающей среды на Титане.

Визуализация процесса посадки

Для всех ключевых моментов посадки, параметры жесткости:

- а) грунт мягкий, амортизатор жесткий;
- б) грунт жесткий, амортизатор жесткий

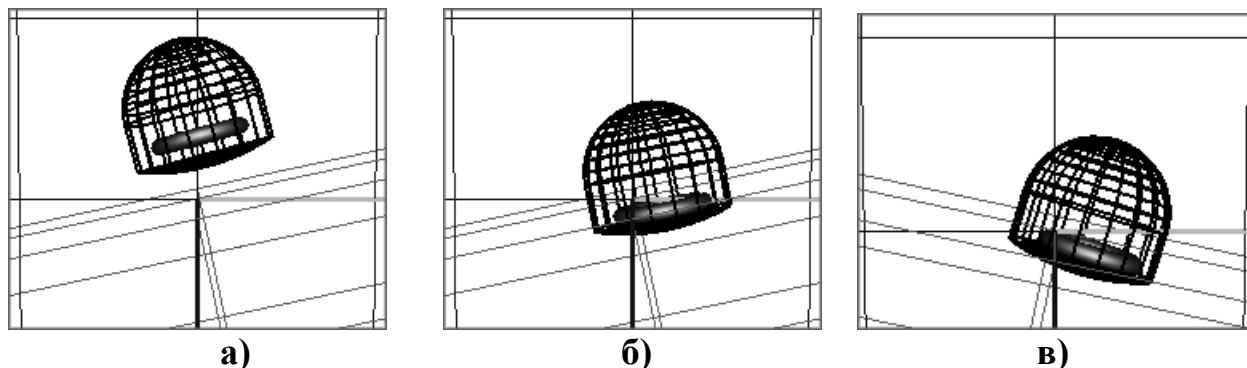


Рис. 8. Ключевые моменты посадки. Параметры подхода:

- наклон грунта – 12 гр., отклонение продольной оси аппарата – ± 15 гр.
а) начальный момент посадки; б) конечный момент посадки для схемы №1;
в) конечный момент посадки для схемы №2.

Анализ ключевых моментов посадки.

Визуальный анализ ключевых моментов посадки СА позволяет сделать следующий вывод: для экспериментов данной модели посадки при схеме подхода к поверхности №1 свойственен незначительный разворот СА (см. рис. 9б), при схеме подхода №2 наблюдается значительный разворот, как непосредственно СА, так и контейнера внутри СА. Характерно значительное перемещение полезного груза внутри СА (см. рис. 8в). Для обеих схем посадки выхода груза за стенки корпуса не наблюдается.

Глава четвертая

Данная глава посвящена экспериментальному исследованию влияния грунта на параметры движения СА при посадке. Для исследования процесса посадки разработан ряд экспериментов. Рассмотрим один из них.

Начальные условия эксперимента

СА движется по траектории, для которой (см. рис. 9а) угол вектора скорости к вертикали составляет порядка 0.5° . Значения угла ориентации изменяется в пределах $-12.0^\circ < \alpha < 5^\circ$, причем при подходе к грунту имеем $\alpha = -12.0^\circ$.

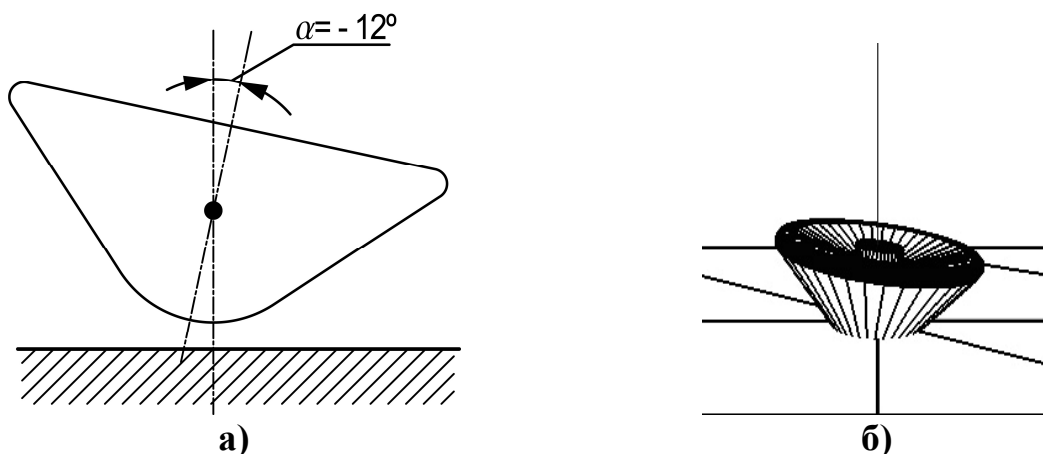


Рис. 9. Проведение натуральных экспериментов:

а) схема подхода макета к поверхности;

б) визуализация конечного момента посадки при численном моделировании.

Результаты эксперимента

Анализ визуализации. Результаты визуализации отображены на рис. 9б. Как видно из картинки, заглубление СА произошло только в носовой части. Видимых разрушений нет.

Результаты комплексных исследований

Численный расчет для эксперимента

Таблица 1.

t, с	n, корпус	n, конт
0.0000	0.00	0.00
0.0001	18.69	0.00
0.0005	361.07	38.80
0.0010	544.39	127.72
0.0012	550.32	162.76
0.0015	548.73	193.28
0.0025	438.98	240.35
0.0031	355.05	247.99
0.0033	328.30	247.69
0.0051	155.82	208.09
0.0119	23.75	53.26

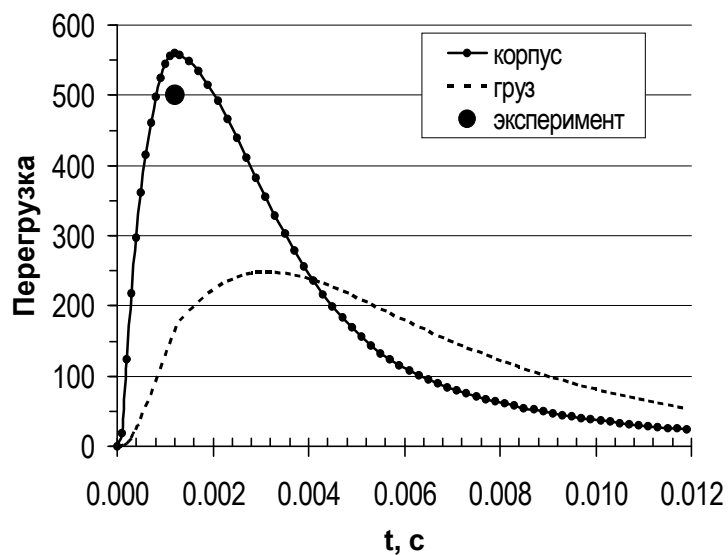


Рис.10. Совмещенный график численного расчета и эксперимента

Примечание: в таблице

n corp. – перегрузка для корпуса;

n конт. – перегрузка для контейнера.

Выводы для эксперимента

Максимальное значение перегрузок на корпусе СА, определенных экспериментально, составляет 500 единиц.

Максимальное значение перегрузок, рассчитанное численно: 550 единиц. Отклонение расчетного случая и экспериментальных данных находится в допустимых значениях.

Основные результаты и выводы

На основании выполненного диссертационного исследования, носящего квалификационный характер, представляется возможным заключить, что на его основе решена актуальная научно-техническая задача разработки комплексной методики определения динамических параметров жесткой посадки СА на поверхность планеты.

По результатам выполненной работы могут быть сделаны следующие выводы:

1. Сформулирована задача исследования динамики движения СА и разработана методика исследования динамики посадки, позволяющая получить совместное решение задачи динамики пространственного движения СА и оценки силового нагружения конструкции при воздействии на неё грунта.

2. Разработана обладающая элементами новизны математическая модель пространственного движения СА в процессе посадки на поверхность планеты при обеспечении многократного решения дифференциальных уравнений в частных производных за приемлемое время.

3. Разработана математическая модель силового воздействия грунта при жесткой посадке СА на поверхность планеты, реализующая разработанную вычислительную схему решения поставленной задачи, позволяющей определять параметры движения СА в грунте.

4. С помощью разработанной математической модели пространственного движения и силового воздействия грунта, разработанного программного обеспечения для создания необходимой виртуальной среды моделирования, получены результаты численного решения задачи исследования движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты.

5. Полученные результаты моделирования показали наиболее опасные схемы, условия и режимы посадки СА на поверхность планеты.

6. Проведенные экспериментальные исследования динамики подхода СА к поверхности Земли показали хорошее совпадение величин максимальных перегрузок, испытываемых контейнером, с их значениями, полученными моделированием по разработанной методике.

7. Применение методики и программно-алгоритмического обеспечения на этапе проведения научно-исследовательских работ и на начальных этапах проектирования СА позволяет повысить надежность посадки СА на поверхность планеты с малоизвестными характеристиками грунта и наличии возмущающих факторов внешней среды.

Публикации по теме диссертации:

1. Корянов В.В. Методика расчета параметров динамики движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение. 2009. №1 (74). С. 30 – 42.
2. Корянов В.В. Учёт влияния ветрового воздействия при жёсткой посадке спускаемого аппарата на поверхность планеты // Естественные и технические науки. 2009. №4. С. 295 – 301.
3. Корянов В.В. Исследование динамики движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты // Общероссийский научно-технический журнал Полет. 2010. №1. С. 42 – 49.
4. Корянов В.В., Казаковцев В.П., Кудрявцев А.Н. Разработка методики и программно-алгоритмического обеспечения для исследования вопроса динамики посадки спускаемого аппарата на поверхность планеты // Научное творчество К.Э. Циолковского и современное развитие его идей: Материалы XL научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Секция К.Э. Циолковский и механика космического полета. Калуга, 2005. С. 77 – 79.
5. Корянов В.В., Казаковцев В.П. Исследование динамики жесткой посадки спускаемого аппарата на поверхность малых небесных тел // Идеи К.Э. Циолковского и проблемы космонавтики: Материалы XLI научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Секция К.Э. Циолковский и механика космического полета. Калуга, 2006. С. 94 – 96.
6. Корянов В.В. Методика расчета параметров динамики посадки спускаемого аппарата при жестком подходе к поверхности планеты // К.Э. Циолковский и современность: Материалы XLII научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Секция К.Э. Циолковский и механика космического полета. Калуга, 2007. С. 83 – 84.
7. Корянов В.В., Казаковцев В.П. Методика расчета параметров динамики движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты // К.Э. Циолковский: исследование научного наследия: Материалы XLIII научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Секция К.Э. Циолковский и механика космического полета. Калуга, 2008. С. 121 – 122.
8. Корянов В.В. Исследование динамики движения спускаемого аппарата при жесткой посадке на поверхность планеты // Развитие идей К.Э. Циолковского: Материалы XLIV научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Секция К.Э. Циолковский и механика космического полета. Калуга, 2009. С. 122 – 123.
9. Корянов В.В. Учет влияния ветрового воздействия при жесткой посадке спускаемого аппарата на поверхность планеты // К.Э. Циолковский и современность: Материалы XLV научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Секция К.Э. Циолковский и механика космического полета. Калуга, 2010. С. 170 – 171.