На правах рукописи

УДК 629.78

ЧЭНЬ ДАНЬХЭ

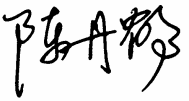
МЕТОДИКА ВЫБОРА ПОСАДОЧНЫХ ПАРАМЕТРОВ АППАРАТОВ, СПУСКАЕМЫХ НА ПОВЕРХНОСТЬ СПУТНИКОВ ПЛАНЕТ, ОБЛАДАЮЩИХ МАЛЫМ УРОВНЕМ ГРАВИТАЦИИ

Специальность 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук



Москва – 2016 г.

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана).

Научный руководитель: Кандидат технических наук, доцент кафедры динамики и управления полётом ракет и космических аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана **Корянов Всеволод Владимирович**

Официальные оппоненты: **Лысенко Игорь Валентинович** доктор технических наук, старший научный сотрудник, генеральный директор ООО «Инженерные системы и технологии, разработка и анализ»

Старков Александр Владимирович кандидат технических наук, доцент кафедры системного анализа и управления Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

Ведущая организация: ФГУ «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук»

Защита состоится «15» декабря 2016 года в 14 часов 30 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.141.22 при МГТУ им. Н.Э. Баумана по адресу:105005,г. 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 и на сайте http://www.bmstu.ru.

Автореферат разослан «____» _____ 2016 г.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный пер., д.10, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д 212.141.22.

Ученый секретарь
диссертационного совета
к.т.н., доцент Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. Исследования естественных спутников планет (СП) Солнечной системы были начаты с момента изобретения телескопа. С созданием современных автоматических межпланетных станций (АМС) появилась возможность использования не только методов дистанционного визуального и радиолокационного наблюдения, но и прямых контактных методов.

В Солнечной системе всего две планеты (Венера и Меркурий) не имеют естественных спутников. Что касается остальных планет, то каждая из них имеет как минимум (Земля) один естественный спутник. Масса и размеры спутников колеблются в достаточно широких пределах. К настоящему времени из 154 обнаруженных спутников, 115–имеют собственные номера и названия, остальные временные обозначения. Материал, по крайней мере «тел» малых спутников, представляет собой каменистую породу, либо комбинацию камня и льда. Они имеют гораздо меньшую плотность, чем соответствующие планеты и не имеют металлического ядра. Приоритетной задачей изучения спутников считается выявление механизма их происхождения, а через него – механизма планетообразования. Знание этого процесса необходимо для понимания механизма образования планет земной группы, прежде всего Земли, и истории её возникновения. В этом смысле особый интерес представляют спутники Марса: Фобос (размеры $26{,}6\times22{,}2\times18{,}6$ км) и Деймос (размеры $15\times12{,}2\times10{,}4$ км), средняя плотность которых соответственно составляет 1,88 г/см^3, и 1,47 г/см^3.

Доставка на Землю вещества слоя реголита указанных спутников и определения возраста образования их тел и остальных планет земной группы, не могут быть осуществлены без посадки АМС (либо её спускаемого аппарата (СА)) на поверхность исследуемого тела. Однако, в отличии от планет и спутников, обладающих «нормальным» гравитационным полем, посадка на поверхность тела, имеющего уровень гравитационной постоянной порядка $0{,}00066\pm0{,}00004$ км^3/с^2, представляет собой недостаточно изученную и практически не решенную научно-техническую задачу.

Попытка хотя бы частичного её решения при реализации миссии «Фобос-Грунт» к большому сожалению, закончилась неудачей. В настоящее время специалисты практически всех стран мира высказываются в том смысле, что возвращение к проекту типа «Фобос-Грунт» уже с учетом современных требований, должно рассматриваться как решение приоритетной задачи международной значимости.

С научной точки зрения, даже с учетом выполненных исследований при подготовке к реализации миссии «Фобос-Грунт», многие вопросы, связанные с посадкой аппарата, не получили должного уровня проработки. Речь, в частности, идет о выборе рациональных параметров организации движения СА в условиях априори неопределенных значений граничных условий процесса спуска и посадки, рассмотрению которых посвящена настоящая работа.

Контакт с поверхностью небесного тела при случайном разбросе параметров движения СА характеризуется неполным знанием характеристик

грунта, наличием особенностей поведения элементов конструкции, что может приводить к экстремальным ударным воздействиям на аппарат и научную аппаратуру или к критическим ситуациям его функционирования (потеря устойчивости при посадке, недопустимые частоты колебаний и т.д.). Поэтому есть основание полагать, что разработка методики посадки и закрепления СА на поверхности СП с малым полем тяготения является **актуальной научно-технической задачей.**

Цель диссертационной работы заключается в обеспечении штатного режима процесса посадки СА с точки зрения достижения его устойчивости и удержания в фиксированном положении на поверхности спутника планеты с малой гравитацией при действии различных возмущающих факторов.

Исходя из этого, в диссертации необходимо было решить следующие **задачи:**

1. Обосновать требуемый диапазон вариаций граничных условий спуска и посадки для различных режимов движения СА на основе анализа возможных полетных схем достижения СП.
2. Выявить условия и области существования решений краевой задачи спуска и посадки на поверхность СП, обладающих малым уровнем гравитации.
3. Разработать математические модели продольного и пространственного движения СА при посадке на поверхность небесного тела с малым уровнем гравитации.
4. Создать и отладить программное обеспечение для математических моделей, позволяющее проводить исследования динамики посадки СА.
5. Выполнить численные параметрические исследования с учетом влияния различных возмущающих факторов при посадке. Провести анализ полученных результатов численного исследования.

Используемые методы исследования основываются на применении теории полета космических аппаратов, теоретической механики, динамики полета, теории дифференциальных уравнений и методов их решения.

Объектом исследования является космический спускаемый аппарат, в состав которого входят посадочные опоры, амортизаторы, а также система закрепления аппарата на поверхности СП.

Предметом исследования служат методы исследования посадочных режимов движения и методики обеспечения условий устойчивости посадки при действии различных возмущений при закреплении СА на поверхности СП.

Научная новизна диссертационной работы состоит в:

- обосновании требуемого диапазона вариаций граничных условий для различных режимов движения СА на основе анализа возможных полетных схем достижения СП;
- выявлении условий и областей существования решений краевой задачи спуска и посадки на поверхность СП, обладающих малым уровнем гравитации;
- разработке методики расчета параметров динамики движения СА при посадке на поверхность СП, основанной на раздельной работе посадочных опор и

учёте влияния функционирования прижимных двигателей и натяжения троса при закреплении аппарата на поверхности небесного тела;
- анализе влияния возмущающих факторов на устойчивость СА при его посадке на поверхность СП с малым уровнем гравитации;
- выборе рациональных параметров схем посадки СА с использованием различных средств торможения и его закрепления на поверхности исследуемого небесного тела.

Достоверность полученных результатов и выводов, приведенных в диссертации, а также правомерность применения используемого математического аппарата обосновываются адекватностью полученных моделей и методик решения существующим данным и не противоречивостью расчетно-теоретических результатов данным, опубликованным другими авторами.

Основные положения, выносимые на защиту

1. Методика расчёта параметров движения СА, включающая разделение задачи на продольное и пространственное движение, при посадке СА на поверхность спутников планет с малым уровнем гравитации с априори малоизученными возмущающими факторами.
2. Математическая модель продольного и пространственного движения СА при посадке на поверхность спутников планет с малым полем тяготения.
3. Компьютерное численное обеспечение представленной методики и математических моделей движения СА.
4. Результаты исследования динамики движения СА во всем диапазоне возможных начальных условий с учетом влияния возмущений прижимных двигателей и троса при его посадке на поверхность спутников планет.

Практическая значимость диссертационной работы состоит в том, что полученные результаты позволяют:

1. Проводить на ранних этапах проектирования выбор основных параметров опор и амортизаторов СА.
2. Обоснованно исследовать влияние начальных условий и внешних возмущающих факторов на устойчивость посадки.
3 Применять полученные алгоритмы для обоснования условий закрепления СА на поверхности спутников планет.

Внедрение результатов работы

Полученные в диссертационной работе результаты использованы в учебном процессе. Их практическое применение отражено в соответствующем акте о внедрении.

Апробация работы

Основные положения и результаты диссертации докладывались и обсуждались на: Международной конференции по обработке информации и контроль-инжинирингу (Москва, 2015г.); Международной конференции по механической и аэрокосмической инженерии (Рим, 2015г.); XL Академических чтениях по космонавтике (Москва, 2016г.)

Публикации

Основные положения и результаты диссертации изложены в 8 научных работах, из них в 3 статьях, опубликованных в изданиях, включенных в перечень рекомендованных ВАК РФ, в 5 докладах и их аннотациях, опубликованных в сборниках трудов научных конференций. Общий объем 2.85 п.л.

Структура и объём диссертации

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и выводов, списка литературы и приложений, содержащих листинги разработанных программ. Объём диссертации 125 страниц. Работа включает в себя 94 рисунка и 2 таблицы. Список литературы содержит 108 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертационной работы, излагаются её цели. Сформулирован комплекс задач, решение которых обеспечивает достижение поставленной цели. Рассмотрены методы исследований, научная новизна и практическая значимость работы. Приведены основные результаты и положения, полученные в процессе научно- технических проработок и выносимые на защиту.

Первая глава

В первой главе обосновано определение диапазона варьируемых начальных условий спуска на поверхность малых СП. Проведен анализ возможных полетных схем СА при посадке на поверхность СП с малым гравитационным полем. Представлены возможные схемы закрепления СА на поверхность малого СП с учётом характеристик заключительного этапа посадки на СП с малым уровнем гравитации.

К настоящему времени проблемы посадки СА на поверхность планет, обладающих гравитационным полем, изучены достаточно полно. Известны различные варианты реализации полетных схем для планет, как обладающих атмосферой, так и не имеющих её. Выполненные исследования и разработанные для их проведения средства программно-алгоритмического обеспечения дают основание для оценки достоинств и недостатков этих схем и отдания на их основе предпочтения тому или иному варианту.

Иное дело – посадка на СП, практически не обладающий заметным гравитационным полем. Количество соответствующих работ мало, а основания для оценки приоритетов в выборе полетной схемы – крайне ограничены.

В качестве прототипа в диссертации рассматривается полетная схема, принятая в проекте «Фобос-Грунт». В части, касающейся постановки задачи выполненного исследования, эта схема сводилась к следующему: после прибытия АМС к Марсу предполагалось проведение торможения и выход на 3-х суточную орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ); перевод перелетного модуля (ПМ) с эллиптической орбиты с апоцентром ~80 тыс. км на низкую орбиту дистанционных исследований Марса планировалось осуществить в течение нескольких месяцев, затем ПМ должен был быть переведен на

квазисинхронную орбиту у Фобоса и после выбора подходящего места посадки осуществить её с помощью тормозного импульса.

С точки зрения построения модели для обоснования требуемых диапазонов вариаций граничных условий для различных режимов движения СП на основе анализа возможных полетных схем достижения СП, здесь важным представляется выбор варианта и параметров перевода ПМ на квазисинхронную орбиту и переход аппарата на посадочную траекторию в условиях отсутствия у тела гравитационного поля, «способствующего» спуску. Получена возможная орбита, которая наилучшим образом удовлетворяла бы существующим ограничениям по условиям минимизации энергетических затрат на выполнение всей совокупностей реализуемых этапов спуска и посадки.

Предварительно СА переводят в одну из близких к Фобосу точек либрации, в которых аппарат может находиться достаточно продолжительное время. За время нахождения в точке либрации оценивается и выбирается площадка на поверхности Фобоса для последующей посадки. Выбор траектории движения СА из точки либрации в точку непосредственного спуска аппарата на поверхность Фобоса решается в рамках ограниченной задачи трех тел. В качестве гравитирующих тел рассматриваются Марс и Фобос.

Зона возможного перехода КА ограничена линиями Хилла, конкретные значения которых определяются по величине постоянной Якоби. В качестве уравнений движения в плоскости спуска используются следующие известные дифференциальные уравнения состояния:

$$\begin{cases} \ddot{x} = 2\omega\dot{y} + \omega^2 x - \dfrac{\mu_1}{r_1^3}(x - x_1) - \dfrac{\mu_2}{r_2^3}x \\ \ddot{y} = -2\omega\dot{x} + \omega^2 y - \dfrac{\mu_1}{r_1^3}y - \dfrac{\mu_2}{r_2^3}y \end{cases}$$

где μ_1, μ_2 -гравитационный параметр Фобоса и Марса; x_1 - расстояние от барицентра до центра масс Фобоса; ω - угловая скорость вращения СК OXY.

Рассмотрена задача двухимпульсного оптимального перехода СА из точки либрации L_1 на поверхность радиусом r_k при граничных условиях, где $r_k = R_\Phi + h_k$, h_k - заданная высота над поверхностью Фобоса, начиная с которой реализуется заключительной этап посадки СА (см. Рис. 1).

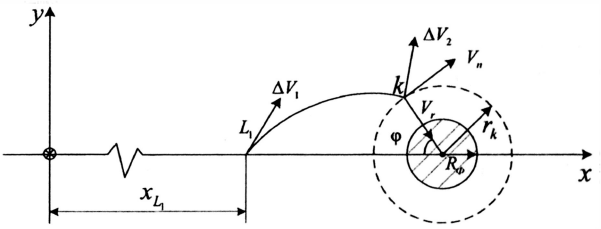


Рис. 1. Переход из L_1 к конечной точке k над Фобосом

Определена траектория сближения СА к области поверхности Фобоса по условиям $\Delta V_{\text{хар}} = |\Delta V_1| + |\Delta V_2| \to \Delta V_{\text{харmin}}$, которая характеризует номинальную (расчетную) орбиту. Найдено оптимальное в рассматриваемом смыла решение:

$$\Delta V_{\text{харmin}} = 3.7454 \text{ м/с}, \Delta V_1 = 0.1414 \text{ м/с}, \Delta V_2 = 3.6040 \text{ м/с};$$

В зависимости от выбранной высоты, последующее сближение ПМ с СП будет осуществляться естественным образом либо по схеме «прямого», либо по схеме «обратного догона», а корректируемое движение может рассматриваться в рамках модельной схемы упрощенного варианта «метода свободных траекторий».

Движение на всех участках полётной схемы подвержено действию случайных возмущений, проводящих к отклонению посадочных параметров СА от номинальных значений. Все это в сочетании с неточностью априорного знания рельефа поверхности в районе посадки, делает необходимым терминальное управление мягкой посадкой. Таким образом, напрашивается вывод, что у исходных данных при посадке СА на поверхность СП существует диапазон вариаций, влияющий на значения динамических параметров посадки, устойчивость и успешность осуществления процесса.

Вторая глава

Во второй главе рассматривается математическая модель продольного движения СА с тремя посадочными опорами. Формулируются алгоритм решения задачи и алгоритм определения силовой нагрузки на СА в зависимости от структуры и состава грунта поверхности небесного тела.

Уравнение продольного движения СА при посадке

Движение СА моделируется механической системой жестких тел без учета трения в шарнирах опор. При рассмотрении перемещения центра масс и вращательного движения СА использованы системы координат и силы, действующие на СА, показанные на Рис. 2.

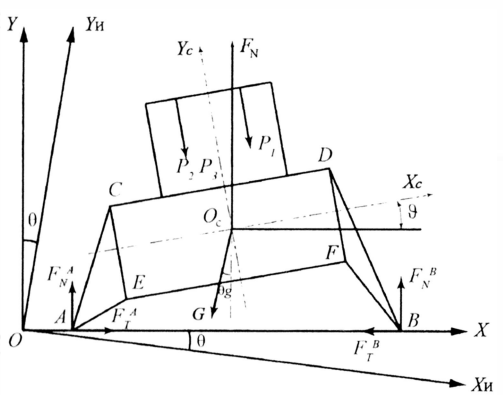


Рис. 2. Силы, действующие на опоры

(1) Местная планетная система координат (ПСК) $-OXYZ$, связанная с поверхностью планеты (оси X и Z лежат в плоскости поверхность посадки, при этом ось X лежит в плоскость первой опоры);

(2) Неподвижная связанная система координат (ССК) – $OX_cY_cZ_c$, связанная с СА (ось Yнаправлена вдоль оси симметрии СА, ось X– перепендикулярна оси Yи находится в плоскости XY ПСК, ось Z –дополняет СК до правой);

(3) Инерциальная система координат (ИСК) – $OX_иY_иZ_и$ (оси $X_и$ и $Y_и$ лежат в плоскости местного горизонта, причём ось $Z_и$ совпадает с осью $Z_и$, а ось $Y_и$– с местной вертикалью).

На СА действуют следующие силы, приведенные к центру масс аппарата: сила тяготения G, принимаемая примерно равной нулю в силу её малости; точками P_1, P_2, P_3 обозначены места расположения прижимных двигательных установок (ДУ). На Рис. 2 также обозначены основные угловые величины: θ_g- угол между направлением ускорения тяготения и осью OY; ϑ-угол между осями X_c и X.

Уравнение для определения реакции грунта на первую опору записывается в следующем виде:

$$F_1 = F_{L1}\cos(\alpha_1 + \beta_1)/\cos(\alpha_1 + \beta_1 - \vartheta),$$

где α_1– угол наклона первого подкоса к линии, параллельной оси O_cX_c; β_1– угол между амортизатором и вертикальной линией оси O_cY_c; μ_1–коэффициент трения на первой опоре.

Реакция грунта на первую опору по оси OY:

$$F_{N1} = F_1\cos(\mu_1)$$

Для определения силы трения на первой опоре вычисляется величина скорости ее перемещения по направлению оси OX:

$$V_{x1} = V_x + \delta V_{x1},$$

где V_x – скорость движения центра масс СА по направлению оси OX; $\delta V_{x1} = -V_y\tan(\alpha_1 - \vartheta)$ –скорость перемещения опоры при изменении длины амортизатора. Сила трения на первой опоре записывается как:

$$F_{T1} = F_{T1X} = -F_1\sin(\mu_1)\frac{V_{x1}}{abs(V_{x1})}$$

Аналогично определяются реакции грунта и величины составляющих сил трения на вторую опору. Третья опора расположена симметрично второй опоре, поэтому в продольном движении при посадке СА на поверхность небесного тела силы от реакции грунта на вторую и третью опоры приняты одинаковыми:

$$F_{N2} = F_{N3}, F_{TX2} = F_{TX3}$$

Вводя конструктивные параметры СА и начальные значения параметров движения, находим параметры движения СА при взаимодействии с поверхностью СП с помощью группы дифференциальных уравнений. В результате интегрирования дифференциальных уравнений получаются величины текущих координат центра масс СА, скорости центра масс СА, изменения

деформации амортизаторов; силы реакции на опорах ($F_n^A, F_n^B, F_t^A, F_t^B$). Данная методика расчета параметров посадки при продольном движении СА может позволить оценить наибольшие нагрузки на посадочные опоры СА.

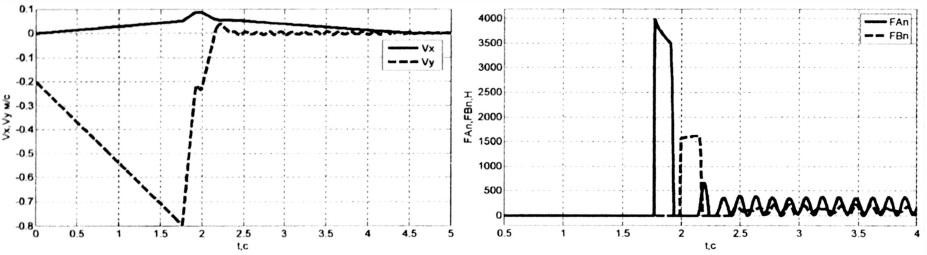
Анализ влияния возмущений на устойчивость СА

Проведено исследование ряда возможных возмущающих факторов, которые действуют на СА и влияют на устойчивость СА.

Для посадки СА в вертикальной плоскости выбрано значение разрушения силы в амортизаторах, позволяющее при умеренных силах реакции грунта на опоры получать рациональные величины углов подкосов относительно поверхности. Проанализировано влияние коэффициентов трения опор СА на поверхность СП, и влияние начального угла наклона поверхности на динамику посадки. Выяснены особенности работы опор, изменения величин горизонтальной и вертикальной скоростей СА, угловое положение аппарата после его посадки.

На Рис. 3 представлены графики изменения горизонтальной и вертикальной составляющих скоростей СА и величин нормальных сил реакции грунта на опоры СА при следующих начальных условиях посадки:

$y_0 = 2.01\text{м}, \mu_1 = \mu_2 = 0.1, V_{x0} = 0\text{м/с}, V_{y0} = -1.5\text{м/с}, \vartheta_0 = 5^\circ, \theta_g = 0^\circ, P = 300\text{Н}$



а) б)

Рис. 3. Изменение посадочных параметров при начальной ориентации ϑ_0=5°
а) изменение скоростей СА; б) нормальная реакция от грунта на опоры СА

По результатам сравнения конструктивных характеристик, и перегрузок, испытываемых опорами при посадке, можно сделать следующие выводы:

1. При схеме посадки «1-2», т.е. когда одна опора сначала касается поверхности небесного тела, затем одновременно двумя опорами, действующая нагрузка на СА является наибольшей, такого варианта следует избегать.
2. Присутствие наклона выбранной посадочной поверхности от горизонтали приводит к малым колебанием СА при посадке, которые ухудшают устойчивость.
3. Коэффициент трения контактного места поверхности является одним из важных факторов, влияющих на успешность посадки, осуществляемой на поверхность небесного тела с малым полем тяготения, жесткая поверхность может привести к возникновению нештатной ситуации.

4. Различные горизонтальные составляющие скорости не сильно влияют на величину перегрузки, действующей на СА при посадке, но большая начальная горизонтальная скорость может вызвать существенные смещения по оси X, что соответственно повышает степень неустойчивости.

Третья глава

В третьей главе дается описание математической модели пространственного движения СА при посадке на поверхность СП. Спускаемый аппарат конструктивно представляется в виде системы абсолютно жестких тел, у которого опоры и амортизаторы на опорах считываются безмассовыми, т.е. силы между центрами масс СА и поверхностью небесного тела передаются свободно. Общий вид СА и его компоновочная схема показаны на Рис. 4 и Рис. 5.

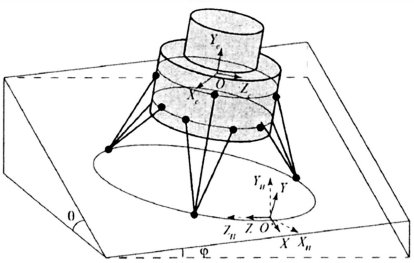


Рис. 4. Общий вид СА при посадке

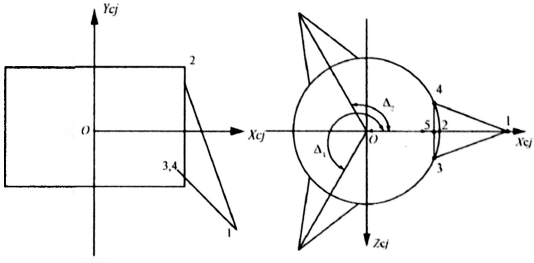


Рис. 5. Компоновочная схема СА

В схеме компоновки к контрольным точкам относятся: центр масс СА (точка 0) и четыре точки на каждой из его опор (1, 2, 3, 4), где 1–нижняя точка опоры, 2–верхняя точка крепления амортизатора к СА, 3, 4–верхние точки крепления подкосов к СА.

Определение систем координат и переходные матрицы

При формировании математической модели углового движения СА использована другая система координата: j-связанные СК, оси $O_cY_c^j$ которых совпадают с осью O_cY_c основной связанной СК. Ось $O_cX_c^j$ повернута относительно оси O_cX_c на угол Δj. Таким образом, при наличии трех опор имеем следующие значения углов их разворота: $\Delta_1 = 0^\circ, \Delta_2 = 120^\circ, \Delta_3 = 240^\circ$.

Векторно-матричное уравнение перехода из инерциальной СК (ИСК) к поверхностной СК (ПСК):

$$X = CX_{\text{И}},$$

Переход от ПСК к ССК осуществляется через последовательные повороты на углы рыскания (ψ), тангажа (ϑ) и крена (γ):

$$X_{\text{с}} = AX,$$

Где C–матрица перехода от ГСК к ПСК, A – матрица перехода от ПСК к ССК. Переход от связанной к j-связанной СК производится с использованием матрицы B_j, определяемой углом Δj:

$$X_c^j = B_j X_c$$

Переход от поверхностной к j-связанной СК с матрицей A_j:

$$X_c^j = A_j X, \text{ где } A_j = B_j A$$

Алгоритм определения сил от поверхности на каждую опору СА

Координаты контрольной точки «1» j-ой опоры, угол наклона стержня и амортизатора с поверхностью небесного тела можно получить в форме скалярных уравнений в функции составляющих продольного движения:

$$x_{c1j} = -k_7[1 \pm \sqrt{1 - \frac{k_8}{k_7^2}}], y_{c1j} = k_1 + k_2 x_{c1j},$$

$$\sin\alpha_j = k_3 + k_4 x_{c1j}$$

Углы положение отрезка «1-5» и стержня «1-2» рассчитываются по формулам:

$$\sin\alpha_0 = \sin\alpha_{j0} = (y_{c5} - y_{c1})/l_{15}, \sin\beta_0 = \sin\beta_{j0} = (x_{c1} - x_{c2})/l_{12}.$$

Изменение длины стержня с амортизатором происходит в плоскости $O_c X_{cj} Y_{cj}$. Координаты точки «1» в поверхностной СК из j-ой связанной СК можно получить после преобразования матрицы A_j:

$$x_{1j} = A_{11}^j x_{c1j} + A_{21}^j y_{c1j} + A_{31}^j z_{c1j}, y_{1j} = A_{12}^j x_{c1j} + A_{22}^j y_{c1j} + A_{32}^j z_{c1j},$$

$$z_{1j} = A_{13}^j x_{c1j} + A_{23}^j y_{c1j} + A_{33}^j z_{c1j}.$$

Принято, что все опоры имеют одинаковые амортизаторы ступенчатого типа с максимальной силой разрушения амортизатора F_0. По полученному значению величины деформации δ_j, в соответствии с графиком изменения силы в амортизаторе, определяется текущее значение силы (F_{Lj}):

если $\delta_j < \delta_{jk}$, то F_{Lj}=0, (до первого касания полагаем, что δ_{jk}=0);

если $\delta_j > \delta_{jk}$ и $\delta_j < \delta_{jk1}$, F_{Lj}=$F_0(\delta_j - \delta_{jk})/\delta_0$;

если $\delta_j > \delta_{jk1}$, то $F_{Lj} = F_0$.

Величины δ_{jk} и δ_{jk1} изменяются после каждого касания и отхода опоры от поверхности. Алгоритм их определения следующий:

если $\delta_{jn} < \delta_{jn-1}$ и $F_{Lj} = F_0$, то $\delta_{jk} = \delta_{jn-1}$, $\delta_{jk1} = \delta_{jk1} - \delta_0$,

если $\delta_{jn} > \delta_{jn-1}$ и $F_{Lj} = 0$, то $\delta_{jk} = \delta_{jn-1}$, $\delta_{jk1} = \delta_{jk} + \delta_0$,

где δ_{jn}, δ_{jn-1}– величины деформации на n и n-1 шаге интегрирования.

Проекции величины скорости перемещения опоры по поверхности определяются как:

$$V_{x1} = V_x + V_{xBj} + V_{x1j}, V_{z1} = V_z + V_{zBj} + V_{z1j}$$

Значения V_x, V_z находятся в результате интегрирования дифференциальных уравнений движения центра масс СА. Интегрируя дифференциальные уравнения вращения вокруг центра масс, определяем компоненты угловой скорости вращения СА (ω_{cx},ω_{cy},ω_{cz}) относительно осей связанной СК.

Проекции линейной скорости перемещения точки «1» по поверхности, обусловленные угловой скоростью вращения опоры вместе с СА, рассчитываем по формулам (с учетом z_{c1j}=0):

$$V_{xBj} = -\omega_{czj} y_{c1j}, V_{zBj} = \omega_{cxj} y_{c1j} - \omega_{cyj} x_{c1j}.$$

Значения проекций скорости перемещения точки «1» на оси *j*-ой связанной СК (V_{x1cj} и V_{y1cj}) определяем методом численного дифференцирования на каждом шаге интегрирования:

$$V_{x1cj} = \frac{(x_{c1jn+1} - x_{c1jn})}{\Delta t}, V_{y1cj} = \frac{(y_{c1jn+1} - y_{c1jn})}{\Delta t},$$

где x_{c1jn} , x_{c1jn+1} , соответствующие координаты для n и n+1 шагов интегрирования.

Полная скорость перемещения точки «1» *j*-ой опоры по поверхности:

$$V_j = \sqrt{V_{x1j}^2 + V_{z1j}^2}$$

Величину силы воздействия поверхности на опору определяем по формуле:

$$F = \frac{F_{Lj} \cos(\alpha_j + \beta_j)}{D_{2j} \cdot \cos\alpha_j - D_{1j} \cdot \sin\alpha_j},$$

где $D_{1j} = A_{11}^j \sin\mu_j \cos\psi_{Tj} + A_{12}^j \cos\psi_{Tj} - A_{13}^j \sin\mu_j \sin\psi_{Tj}$,

$D_{2j} = A_{21}^j \sin\mu_j \cos\psi_{Tj} + A_{22}^j \cos\mu_j - A_{23}^j \sin\mu_j \sin\psi_{Tj}$.

Таким образом, схема расчёта сил, действующих на опору при её контакте с поверхностью, следующая: вычислив величину деформации стержня с амортизатором, определяем силу F_{Lj} как функцию от деформации. Затем определяем значение силы F и проекции этой силы на оси поверхностной СК.

Алгоритм определения сил реакции от поверхности иллюстрируется на следующем рисунке (Рис. 6):

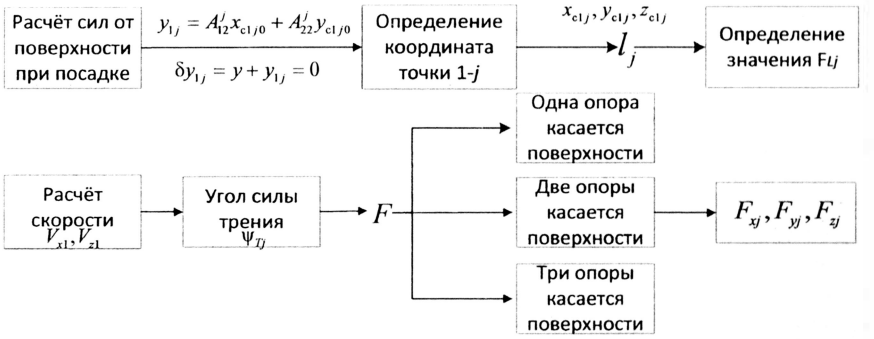


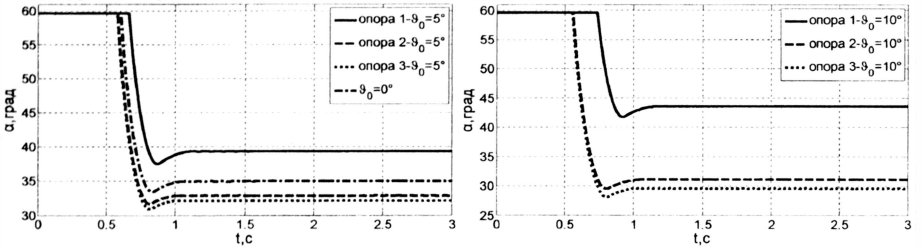
Рис. 6. Схема алгоритма определения сил реакции поверхности

Влияние различных возмущающих факторов на устойчивость СА

В процессе проектирования СА оценка устойчивости является важнейшей частью в расчётах самой посадки, которая соответственно определяется выбранными критериями. Параметры, влияющие на устойчивость СА, действующие при посадке, нагрузки и перегрузки, разделяются на несколько групп. Среди них:

1. Начальная ориентация СА ϑ_0.
2. Начальный угол крена СА ψ_0.
3. Угол наклона поверхности небесного тела θ.
4. Коэффициент трения поверхности небесного тела μ.
5. Начальная горизонтальная скорость СА V_{x0}.

Результаты численных исследований для посадки при разных значениях начальной ориентации СА показаны на Рис. 7. (θ=0°, μ=0.1, V_{x0}=0 м/с, V_{y0}=-1.5 м/с, V_{z0}=0 м/с).

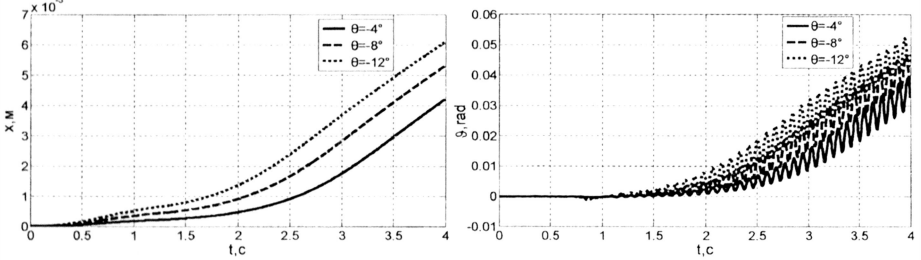


а) б)

Рис. 7. Результаты расчета при различных начальных углах ориентации ϑ_0
а) начальный угол ϑ_0=0°,5°; б) начальный угол ϑ_0=10°

Рассмотрены результаты расчета посадки без начального тангажа для разных положительных и отрицательных значений начального угла, проведены сравнения результатов рассмотренных вариантов. Анализ выполнен для определения влияния начальной ориентации СА на устойчивость посадки.

Результаты численных исследований для посадки в разных условиях наклона поверхности небесного тела иллюстрируются Рис. 8. (ϑ_0=0°, μ=0.1, V_{x0}=0 м/с, V_{y0}=-1.5 м/с, V_{z0}=0 м/с).

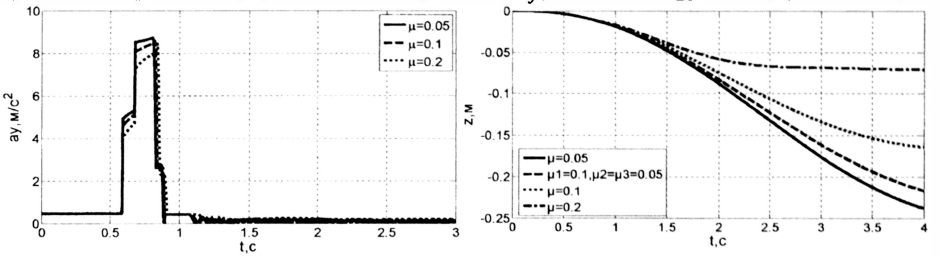


а) б)

Рис. 8. Графики результатов с разными значениями наклона поверхности
а) смещения СА по оси *OX*; б) угловое изменение по оси *OX*

Проведенные расчёты показали, что наклон поверхности θ, φ не сильно влияет на значения нагрузок. При больших значениях наклона θ, СА имеет большее перемещение по оси X и угловую скорость вращения на O_cZ_c.

Результаты численных исследований при разных величинах коэффициента трения поверхности (ϑ_0=5°, θ=0°, V_{x0}=0 м/с, V_{y0}=-1.5 м/с, V_{z0}=0 м/с) (см. Рис. 9).



а) б)

Рис. 9. Графики влияния различных значений коэффициентов трения на посадку
а) влияние на перегрузки; б) влияние на величину бокового смещения СА

Полученные результаты расчётов свидетельствуют, что наличие разных коэффициентов трения на опорах, приводят к разным величинам изменения длины хода амортизаторов и разным величинам вертикальных сил. Увеличение коэффициента трения приводит к росту реакции поверхности, и боковому смещению.

Также рассмотрен вариант посадки, когда V_{x0}=0.1 м/с, V_{y0}=-1.5 м/с, V_{z0}=0, ϑ_0 =0, ψ_0 =0°, γ_0 =0° и одинаковые коэффициенты трения на всех опорах, построена область устойчивости условий посадки в зависимости от возмущающих параметров.

При численном моделировании динамики движения СА группы возмущающих факторов имели пределы:

ϑ_0=-5°;0°;5°, θ_0=-8°;-4°;0°;4°;8°, μ_1, μ_2=0.1;0.2, V_{x0}=-0.1;0;0.1 м/с.

При этом получено 360 групп результатов. Цель моделирования — определить рациональные условия, обеспечивающие устойчивость посадки.

Завершив процесс посадки на небесное тело, СА должен занимать положение, соответствующее его устойчивому равновесию. Опрокидывание СА при посадке может классифицироваться как нештатная ситуация, которую необходимо исключить. Устойчивым считается такое положение СА после посадки, при котором все подкосы опор касаются грунта, а продольная ось отклонена от вертикали на небольшой фиксированный угол.

Четвертая глава

Материалы главы посвящены обсуждению практических задач посадки СА на поверхность Фобоса со следующими конструктивными характеристиками СА

и начальными условиями посадки:

$m = 900\text{кг}, J_x = 800\text{кг}\cdot\text{м}^2, J_y = 300\text{кг}\cdot\text{м}^2, J_z = 800\text{кг}\cdot\text{м}^2, x_{\text{ср}} = 0, y_{\text{ср}} = -0.4\text{м}, z = 0,$

$x_{c1} = 1.2\text{м}, y_{c1} = -1.0\text{м}, z_{c1} = 0, x_{c2} = 0.9\text{м}, y_{c2} = 0.2\text{м}, z_{c2} = 0,$

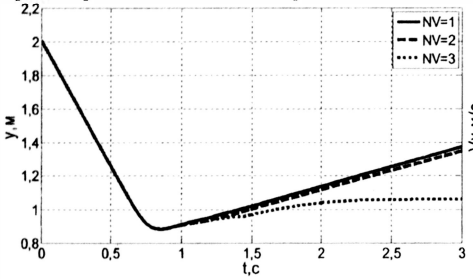
$x_{c3} = 0.8\text{м}, y_{c3} = -0.4\text{м}, z_{c3} = 0.3\text{м}, x_{c4} = 0.8\text{м}, y_{c4} = -0.4\text{м}, z_{c4} = -0.3,$

$\Delta_1 = 0, \Delta_2 = 120, \Delta_3 = 240, \mu_1 = 0.1, \mu_2 = 0.1, \mu_3 = 0.1,$

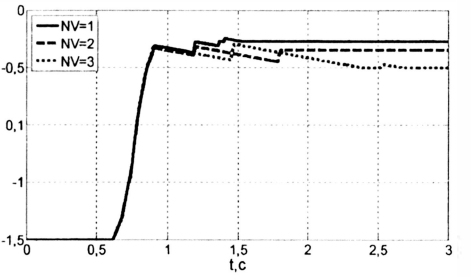
$\theta_g = 0, \psi_g = 0, g = 0.006\text{м/с}^2, \delta_0 = 0.001\text{м}, F_0 = 5000\text{Н}, P = 200\text{Н}$

Анализ условий посадки СА с применением прижимных двигателей

Рассмотрены случаи посадки при использовании прижимных двигателей, которые установлены на СА. Прижимные двигатели включаются по разным условиям. Отметим, что если NV-номер варианта включения двигателей прижатия, то NV=1 означает, что двигатели включаются, когда любая одна опора коснулась поверхности, NV=2 означает, что двигатели включаются, когда любые две опоры коснулись поверхности, если NV=3, двигатели включаются, когда скорость СА по оси *OY* положительная. Сила тяги прижимных двигателей P=200Н, сила натяжения троса T=0Н. Результаты численных исследований для трех вариантов посадки приведены на Рис. 10.



а)



б)

Рис. 10. Результаты расчета при трех режимах работы прижимных двигателей для значений функций y(t)-вариант а) и V_y (t)-вариант б)

Анализ условий посадки СА с применением тросовой системы

Сила тяги прижимных двигателей P=0 Н.

А) Сила натяжения возникает сразу после выстрела пенетратора и действует в течение всего времени процесса посадки.

Б) Сила натяжения троса возникает при условии увеличения длины троса, трос начинает притягивать аппарат на высоте один метр до момента окончания посадки.

Анализ комплексирования схемы посадки СА

Для обсуждаемого случая выбираем комплексированный режим работы прижимных двигателей NV=3. Рассмотрены (см. Рис. 11) также случаи посадки с другими величинами тяги прижимных двигателей и троса: P=200Н, T=300Н и P=400Н, T=400Н. Цель исследования - определение рациональных параметров

систем закрепления для обеспечения успешности и устойчивости процесса посадки.

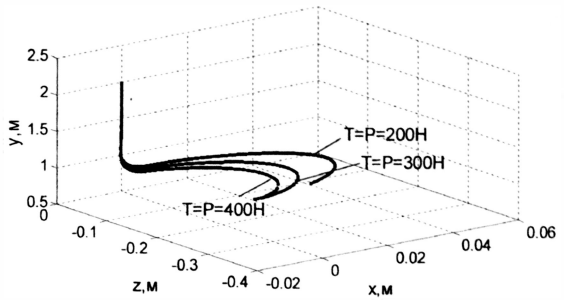


Рис. 11. Схема посадки с разными величинами тяги двигателей и троса

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 методики расчета параметров движения СА, с учетом влияния различных возмущающих факторов при посадке на поверхность спутников планет с малым тяготениям. По результатам выполненной работы могут быть сделаны следующие выводы:

1. Обоснован требуемый диапазон варьируемых граничных условий решения краевой задачи спуска и посадки на поверхность СП, обладающих малым уровнем гравитации.
2. Сформулирована задача исследования динамики движения СА и разработана методика определения параметров продольного движения аппарата при его посадке на поверхность малого небесного тела с учетом различных характеристик жесткости грунта на подвижные опоры и работы прижимных двигателей.
3. Разработана обладающая элементами новизны математическая модель пространственного движения СА в процессе посадки на поверхность СП с малым уровнем гравитации.
4. Проведены исследования влияния возмущающих факторов на устойчивое движение в процессе посадки на поверхность СП с малым уровнем гравитации, по полученным расчётным результатам проведен анализ определения степени влияния разных факторов на процесс посадки.
5. Рассмотрены случаи посадки с разными режимами работы прижимных двигателей и троса; проведённый анализ позволил выявить влияние условий работы систем закрепления.
6. С помощью разработанной математической модели пространственного движения с разными режимами работы прижимных двигателей и троса,

получены рекомендации по реализации рационального с точки зрения выполнения посадки на поверхность режима работы системы закрепления.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Чэнь Даньхэ, В.В. Корянов. Исследование динамики посадки космического аппарата на малое небесное тело при разных режимах закрепления. Инженерный журнал: науки и инновации. 2016. № 6(54). С.1-9. (0,5 п.л./ 0,75 п.л.).
2. Казаковцев В.П.,Чэнь Даньхэ, Корянов В.В. Методика определения параметров продольного движения космического аппарата при посадке на поверхность малого небесного тела // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». №1(94)/2014, С.26-35. (0,5 п.л./ 0,2 п.л.).
3. Казаковцев В.П., Корянов В.В., Чэнь Даньхэ. Исследование динамики углового движения КА при его посадке на небесное тело с малым полем тяготения // Полет. 2014. № 10. С. 47-53. (1 п.л./ 0,2 п.л.).
4. Чэнь Даньхэ. Основные проблемы особенностей функционирования амортизаторов космических посадочных аппаратов на Луне. Молодежный научно-технический вестник #11.11.2013.УДК:621.382. (0,8 п.л.).
5. Казаковцев В.П., Корянов В.В., Чэнь Даньхэ. Динамика посадки космических аппаратов на небесное тело с малым полем тяготения. Международная конференция по обработке информации и контроль-инжинирингу. Москва, апрель 2015. С.191-195. (0,2 п.л./0,1 п.л).
6. Чэнь Даньхэ, Казаковцев В.П., Корянов В.В. Динамика посадки космических аппаратов с прижимными двигателями на небесное тело с малым полем тяготения. Международная конференция по механической и аэрокосмической инженерии. Рим, июль 2015.
7. Чэнь Даньхэ. Исследование динамики посадки космического аппарата на малое небесное тело при разных режимах работы троса // Современные аспекты фундаментальных наук. Москва. 12-13 октября 2015. С.199-203. (0,3 п.л.).
8. Чэнь Даньхэ, Корянов В.В. Исследование динамики посадки космического аппарата на малое небесное тело при условиях использования прижимных двигателей и троса // XL Академические чтения по космонавтике. Москва, 2016. (0,07 п.л./0,5 п.л).