

УДК 629.786.2:629.784

## ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И НОВЫЙ ПОДХОД К АНАЛИЗУ УСПЕШНОСТИ ПРОЦЕССА МЯГКОЙ ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МЕХАНИЧЕСКИМ ПОСАДОЧНЫМ УСТРОЙСТВОМ

© 2024 г. В. Н. Бакулин<sup>1,\*</sup>, С. В. Борzych<sup>2</sup>

Представлено академиком РАН А.М. Липановым 07.05.2023 г.

Поступило 11.05.2023 г.

После доработки 11.05.2023 г.

Принято к публикации 28.07.2023 г.

Предложен подход к анализу одного из наиболее критичных этапов функционирования космических аппаратов – процесса мягкой посадки, начиная с момента первого контакта аппарата с грунтом до его полной остановки. Отмечена необходимость гашения существенной кинетической энергии, которой обладает аппарат в момент контакта с поверхностью. Рассмотрен наиболее распространенный тип посадочного устройства пружинно-рычажного типа, включающего несколько опор с деформируемыми энергопоглотителями. Ограниченные возможности наземной экспериментальной отработки процесса мягкой посадки приводят к необходимости использования динамической модели для анализа успешности посадки и рационального выбора характеристик посадочного устройства. Модель процесса посадки основана на представлении корпуса аппарата и элементов его посадочного устройства как структурно-сложной механической системы тел с внутренними связями, вид которых определяется ограничениями, накладываемыми на относительное движение тел системы. Представлен подход к составлению специальных уравнений для определения реакций связей, отражающий эти ограничения. Описаны критерии успешности процесса посадки. Анализ успешности процесса посадки проиллюстрирован конкретным примером.

*Ключевые слова:* космический аппарат, мягкая посадка, динамическая модель, уравнения связей, критерии успешности посадки

DOI: 10.31857/S2686740024010083, EDN: OPCGNY

При возвращении космического аппарата с орбиты в результате срабатывания элементов системы управления спуском осуществляется ряд динамических операций – ориентация аппарата лобовым теплозащитным экраном навстречу потоку, последующий отстрел экрана, ввод парашютной системы, включение тормозных двигателей [1]. В момент контакта аппарат обладает весьма существенной остаточной кинетической энергией при возможном весе аппарата в несколько тонн и остаточных

непогашенных скоростях его центра масс в несколько метров в секунду и угловых скоростях до 10–15 градусов в секунду. На кораблях серии “Союз” эта энергия гасится при ударе корпуса о поверхность, при этом повторное применение спускаемого аппарата исключается. Космические аппараты, предназначенные для много-разового использования, снабжаются посадочным устройством, назначение которого состоит в поглощении остаточной кинетической энергии, исключении контакта корпуса с поверхностью, что позволит использовать корпус повторно.

Известны различные типы посадочных устройств – надувные, устройства с выдвижным щитом и др. [2–4]. Наиболее распространенным типом посадочных устройств является

<sup>1</sup>Институт прикладной механики

Российской академии наук, Москва, Россия

<sup>2</sup>ПАО РКК “Энергия” им. С.П. Королева,

Королев, Московская обл., Россия

\*E-mail: vbak@yandex.ru

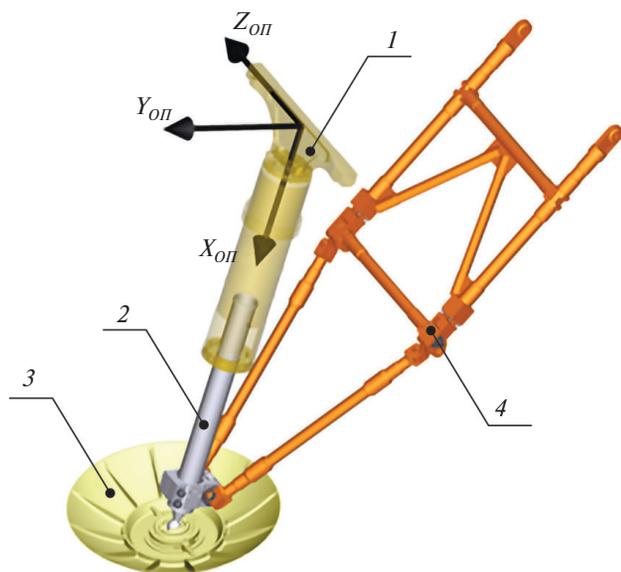


Рис. 1. Посадочная опора: 1 – стакан, соединенный с корпусом (корпус не показан), 2 – шток, 3 – опорная тарель, 4 – подкос.

механическое устройство пружинно-рычажного типа, рассмотренное в данном сообщении, включающее несколько опор (как правило, три или четыре) (рис. 1). Опоры оканчиваются тарелями, непосредственно контактирующими с грунтом. В состав опор входят энергопоглотители, расположенные внутри стакана и деформируемые ходом штока. При смятии энергопоглотителей и происходит рассеяние остаточной кинетической энергии [5, 6].

Очевидна критичность фазы контакта аппарата с поверхностью, в связи с чем к надежности срабатывания посадочного устройства и обоснованности выбора параметров устройства и характеристик энергопоглотителей предъявляются высокие требования. Поэтому различные виды энергопоглотителей и посадочное устройство в целом проходят наземную экспериментальную отработку. Однако при наземных экспериментах на специальных стендах не удается воспроизвести всевозможные сочетания начальных кинематических условий процесса посадки (диапазонов скорости центра масс, угловых скоростей, ориентации аппарата относительно поверхности), механических свойств самой поверхности, которые могут меняться в широком диапазоне – от мягких песчаных до твердых мерзлых грунтов, уклона самой посадочной поверхности и т.д. [7, 8]. Поэтому на стадии проектирования для прогнозной оценки

успешности процесса посадки используются динамические модели процесса, что позволяет рационально выбрать облик и характеристики посадочного устройства, а также оценить последствия возможных нештатных и аварийных ситуаций посадки.

## ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ПОСАДКИ ПРИ КОНТАКТЕ АППАРАТА С ПОВЕРХНОСТЬЮ

Некоторые динамические модели процесса посадки рассмотрены в работах авторов [9, 10]. Предлагаемый подход основывается на представлении корпуса аппарата и элементов его посадочного устройства (стаканов, штоков, подкосов, тарелей) как структурно-сложной механической системы с внутренними связями, вид которых определяется ограничениями, накладываемыми на относительное движение тел системы. Каждое  $i$ -е тело при этом рассматривается как условно свободное, но к активным силам в уравнениях пространственного движения добавляются неизвестные заранее силы реакций связей  $R_i$ , моменты  $L_i$  от сил реакций связей тел и моменты связей  $L_{ci}$  тел, взаимодействующих с данным  $i$ -м телом:

$$m_i a_{oi} = F_{oi} + R_i, \\ [I_{oi}] \frac{d\omega_i}{dt} + \omega_i \times ([I_{oi}] \omega_i) = L_{oi} + L_i + L_{ci}, \quad (1)$$

где  $a_{oi}$  и  $\varepsilon_i = \frac{d\omega_i}{dt}$  – соответственно ускорение центра масс и угловое ускорение  $i$ -го тела системы, производная  $\frac{d\omega_i}{dt}$  берется в его связанной системе координат,  $m_i$  и  $[I_{oi}]$  – соответственно масса и тензор инерции  $i$ -го тела.

Например, для стакана, контактирующего с корпусом и штоком, реакции связей со стороны корпуса аппарата и со стороны штока показаны на рис. 2. Для определения реакций взаимодействия между всеми телами механической системы – сил и моментов – дополнительно записывается система специальных уравнений связей [11, 12]. Так, например, для приведенного на рис. 2 примера связь между корпусом и стаканом выполнена в виде оси вращения. Поскольку связь допускает лишь одну (вращательную) степень свободы, то со стороны корпуса на стакан действуют три компоненты силы реакции связи и две компоненты момента связи,

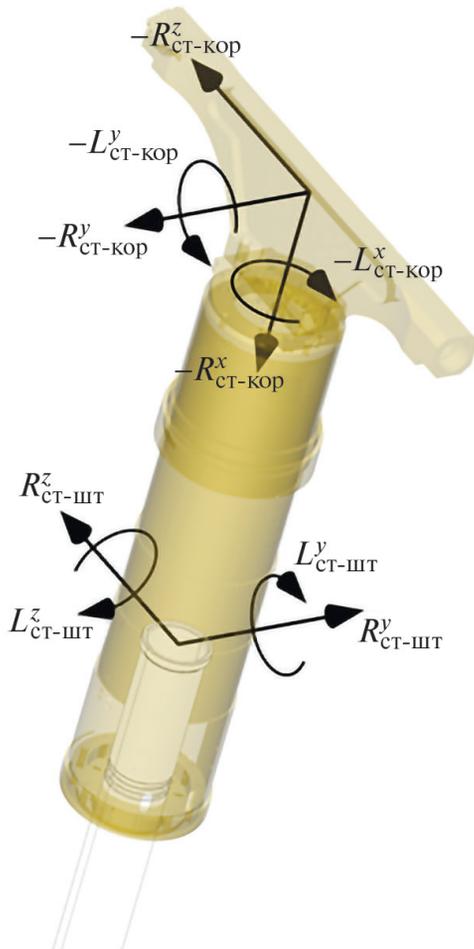


Рис. 2. Силы и моменты реакций связей стакана с корпусом и штоком.

ортогональные оси разворота (знак “минус” связан с тем, что в общей расчетной схеме силы и моменты, действующие на корпус со стороны стакана, приняты положительными, соответственно, силы и моменты, действующие на стакан со стороны корпуса, противоположны по знаку).

Первое векторное уравнение для определения реакции связи основано на условии нерасхождения точки контакта корпуса и стакана:

$$\mathbf{r}_{\text{кор}} + \mathbf{r}_{\text{кор-ст}} = \mathbf{r}_{\text{ст}} + \mathbf{r}_{\text{ст-кор}}, \quad (2)$$

где  $\mathbf{r}_{\text{кор}}$  и  $\mathbf{r}_{\text{ст}}$  – радиусы-векторы, определяющие положение центров масс корпуса и стакана в инерциальной системе координат,  $\mathbf{r}_{\text{кор-ст}}$  и  $\mathbf{r}_{\text{ст-кор}}$  – радиусы-векторы, определяющие положение точки связи в связанных системах координат каждого из тел (рис. 1, 3). Двойная индексация двух последних векторов имеет следующий смысл: первый индекс означает

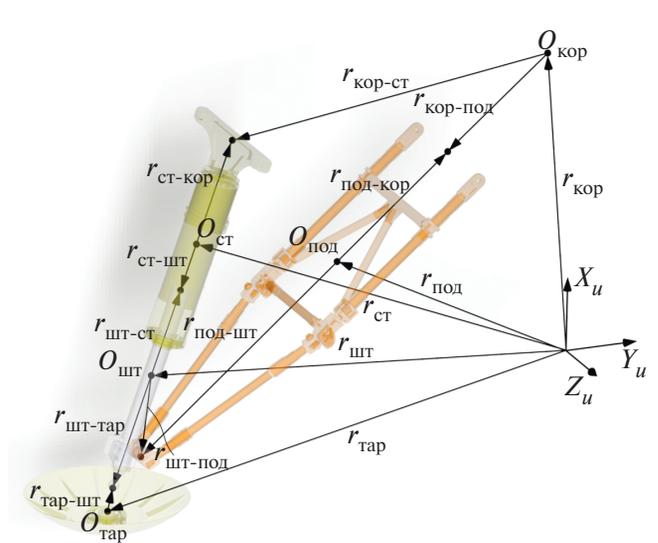


Рис. 3. Координаты центров масс тел и точек связи.

принадлежность данного вектора телу, второй индекс – это индекс тела, с которым данное тело взаимодействует.

Векторное равенство (2) можно дважды про дифференцировать, так как при общей точке связи ее полная скорость и ускорение в инерциальной системе координат одинаковы для корпуса и стакана в произвольный момент времени:

$$\begin{aligned} \mathbf{a}_{\text{кор}} + \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{кор}} \times \mathbf{r}_{\text{кор-ст}} + \boldsymbol{\omega}_{\text{кор}} \times (\boldsymbol{\omega}_{\text{кор}} \times \mathbf{r}_{\text{кор-ст}}) = \\ = \mathbf{a}_{\text{ст}} + \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{ст}} \times \mathbf{r}_{\text{ст-кор}} + \boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} \times (\boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} \times \mathbf{r}_{\text{ст-кор}}). \end{aligned} \quad (3)$$

Второе векторное уравнение связи между корпусом и стаканом отражает равенство проекций угловых скоростей корпуса и стакана на две оси, ортогональные оси разворота  $z$ :

$$\boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} - \boldsymbol{\omega}_{\text{кор}} = 0.$$

Дифференцирование последнего равенства дает:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{\text{кор}} - \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{ст}} + \boldsymbol{\omega}_{\text{кор}} \times \boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} = 0. \quad (4)$$

Связь между стаканом и штоком телескопическая, допускает относительное проскальзывание вдоль общей продольной оси, а также относительный проворот тел относительно этой оси (рис. 2). Тогда в точке связи стакана и штока появляется сила реакции (имеющая две проекции на оси, ортогональные продольной) и момент реакции (имеющий две аналогичных проекции). Для определения сил и моментов реакции также необходимо записать уравнения связи. Первое из

уравнений связи основано на равенстве радиус-векторов точки контакта стакана и штока в инерциальной системе координат (рис. 2, 3).

Двойное дифференцирование равенства  $\mathbf{r}_{\text{ст}} + \mathbf{r}_{\text{ст-шт}} = \mathbf{r}_{\text{шт}} + \mathbf{r}_{\text{шт-ст}}$  дает:

$$\begin{aligned} & \mathbf{a}_{\text{ст}} + \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{ст}} \times \mathbf{r}_{\text{ст-шт}} + \boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} \times (\boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} \times \mathbf{r}_{\text{ст-шт}}) + \\ & + 2\boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} \times \frac{d\tilde{\mathbf{r}}_{\text{ст-шт}}}{dt} + \frac{d^2\tilde{\mathbf{r}}_{\text{ст-шт}}}{dt^2} = \end{aligned} \quad (5)$$

$$= \mathbf{a}_{\text{шт}} + \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{шт}} \times \mathbf{r}_{\text{шт-ст}} + \boldsymbol{\omega}_{\text{шт}} \times (\boldsymbol{\omega}_{\text{шт}} \times \mathbf{r}_{\text{шт-ст}}),$$

где  $\frac{d\tilde{\mathbf{r}}_{\text{ст-шт}}}{dt}$ ,  $\frac{d^2\tilde{\mathbf{r}}_{\text{ст-шт}}}{dt^2}$  – соответственно локальная относительная скорость и относительное ускорение движения штока внутри стакана.

Локальная скорость  $\frac{d\tilde{\mathbf{r}}_{\text{ст-шт}}}{dt}$  определяется как

$$\frac{d\tilde{\mathbf{r}}_{\text{ст-шт}}}{dt} = \mathbf{V}_{\text{шт}} - \mathbf{V}_{\text{ст}} + \boldsymbol{\omega}_{\text{шт}} \times \mathbf{r}_{\text{шт-ст}} - \boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} \times (\mathbf{r}_{\text{шт}} - \mathbf{r}_{\text{ст}} + \mathbf{r}_{\text{шт-ст}}),$$

а радиус-вектор

$$\mathbf{r}_{\text{ст-шт}} = \mathbf{r}_{\text{шт}} - \mathbf{r}_{\text{ст}} + \mathbf{r}_{\text{шт-ст}}.$$

Второе уравнение связи между стаканом и штоком отражает равенство угловых скоростей стакана и штока на две оси, ортогональные продольной:

$$\boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} - \boldsymbol{\omega}_{\text{шт}} = 0.$$

Дифференцирование последнего равенства дает:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{\text{ст}} - \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{шт}} + \boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} \times \boldsymbol{\omega}_{\text{шт}} = 0. \quad (6)$$

Входящие в (1) главные векторы реакций связей  $\mathbf{R}_i$ , моменты реакций связей  $\mathbf{L}_i$  и моменты связи  $\mathbf{L}_{ci}$  тел (рис. 2) определяются следующими соотношениями для каждого из тел рассматриваемого примера (корпуса аппарата, стакана и штока).

Для корпуса аппарата:

$$\mathbf{R}_{\text{кор}} = \sum_{k=1}^K \mathbf{R}_{\text{кор-ст}}^k + \sum_{k=1}^K \mathbf{R}_{\text{кор-под}}^k,$$

$$\mathbf{L}_{\text{с}_{\text{кор}}} = \sum_{k=1}^K \mathbf{L}_{\text{кор-ст}}^k + \sum_{k=1}^K \mathbf{L}_{\text{кор-под}}^k,$$

$$\mathbf{L}_{\text{кор}} = \sum_{k=1}^K (\mathbf{r}_{\text{кор-ст}}^k \times \mathbf{R}_{\text{кор-ст}}^k) + \sum_{k=1}^K (\mathbf{r}_{\text{кор-под}}^k \times \mathbf{R}_{\text{кор-под}}^k),$$

где суммирование ведется по числу посадочных опор. В структуре векторов учитывается взаимодействие корпуса не только со стаканом, но и с подкосом (рис. 1).

Для стакана:

$$\mathbf{R}_{\text{ст}} = -\mathbf{R}_{\text{кор-ст}} + \mathbf{R}_{\text{ст-шт}},$$

$$\mathbf{L}_{\text{с}_{\text{ст}}} = -\mathbf{L}_{\text{кор-ст}} + \mathbf{L}_{\text{ст-шт}},$$

$$\mathbf{L}_{\text{ст}} = \mathbf{r}_{\text{ст-кор}} \times (-\mathbf{R}_{\text{кор-ст}}) + \mathbf{r}_{\text{ст-шт}} \times \mathbf{R}_{\text{ст-шт}}.$$

Для штока:

$$\mathbf{R}_{\text{шт}} = -\mathbf{R}_{\text{ст-шт}} + \mathbf{R}_{\text{шт-рам}} + \mathbf{R}_{\text{шт-тар}},$$

$$\mathbf{L}_{\text{с}_{\text{шт}}} = -\mathbf{L}_{\text{ст-шт}} + \mathbf{L}_{\text{шт-под}},$$

$$\begin{aligned} \mathbf{L}_{\text{шт}} = & \mathbf{r}_{\text{шт-ст}} \times (-\mathbf{R}_{\text{ст-шт}}) + \mathbf{r}_{\text{шт-рам}} \times \mathbf{R}_{\text{шт-рам}} + \\ & + \mathbf{r}_{\text{шт-тар}} \times \mathbf{R}_{\text{шт-тар}}. \end{aligned}$$

Соответственно, учтено взаимодействие штока не только со стаканом, но и с рамкой подкоса и с опорной тарелью (рис. 1–3).

Приведенные выше выражения главных векторов сил и моментов реакций связей подставляются в исходные уравнения движения (1), из которых могут быть выражены ускорения центров масс корпуса, стакана и штока и их угловые ускорения:

$$\mathbf{a}_{\text{кор}} = -m_{\text{кор}}^{-1} \left( \mathbf{F}_{\text{кор}} + \sum_{k=1}^K \mathbf{R}_{\text{кор-ст}}^k + \sum_{k=1}^K \mathbf{R}_{\text{кор-под}}^k \right), \quad (7)$$

$$\mathbf{a}_{\text{ст}} = m_{\text{ст}}^{-1} (\mathbf{F}_{\text{ст}} - \mathbf{R}_{\text{кор-ст}} + \mathbf{R}_{\text{ст-шт}}), \quad (8)$$

$$\mathbf{a}_{\text{шт}} = m_{\text{шт}}^{-1} (\mathbf{F}_{\text{шт}} - \mathbf{R}_{\text{ст-шт}} + \mathbf{R}_{\text{шт-под}} + \mathbf{R}_{\text{шт-тар}}), \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{кор}} = & [\mathbf{J}_{\text{кор}}]^{-1} \left\{ -\boldsymbol{\varepsilon}_{\text{кор}} \times ([\mathbf{J}_{\text{кор}}] \boldsymbol{\omega}_{\text{кор}}) + \mathbf{L}_{0_{\text{кор}}} + \right. \\ & + \sum_{k=1}^K (\mathbf{r}_{\text{кор-ст}}^k \times \mathbf{R}_{\text{кор-ст}}^k) + \\ & + \sum_{k=1}^K (\mathbf{r}_{\text{кор-под}}^k \times \mathbf{R}_{\text{кор-под}}^k) + \\ & \left. + \sum_{k=1}^K \mathbf{L}_{\text{кор-ст}}^k + \sum_{k=1}^K \mathbf{L}_{\text{кор-под}}^k \right\}, \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{ст}} = & [\mathbf{J}_{\text{ст}}]^{-1} \left\{ -\boldsymbol{\omega}_{\text{ст}} \times ([\mathbf{J}_{\text{ст}}] \boldsymbol{\omega}_{\text{ст}}) + \mathbf{L}_{0_{\text{ст}}} + \right. \\ & + \mathbf{r}_{\text{ст-кор}}^k \times (-\mathbf{R}_{\text{кор-ст}}^k) + \mathbf{r}_{\text{ст-шт}}^k \times \\ & \left. \times \mathbf{R}_{\text{ст-шт}}^k - \mathbf{L}_{\text{кор-ст}} + \mathbf{L}_{\text{ст-шт}} \right\}, \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon}_{\text{шт}} = & [\mathbf{J}_{\text{шт}}]^{-1} \left\{ -\boldsymbol{\omega}_{\text{шт}} \times ([\mathbf{J}_{\text{шт}}] \boldsymbol{\omega}_{\text{шт}}) + \mathbf{L}_{0_{\text{шт}}} + \right. \\ & + \mathbf{r}_{\text{шт-ст}}^k \times (-\mathbf{R}_{\text{ст-шт}}^k) + \mathbf{r}_{\text{шт-под}}^k \times \\ & \left. \times \mathbf{R}_{\text{шт-под}}^k + \mathbf{r}_{\text{шт-тар}} \times \mathbf{R}_{\text{шт-тар}} - \mathbf{L}_{\text{ст-шт}} + \mathbf{L}_{\text{шт-под}} \right\}. \end{aligned} \quad (12)$$

Подстановка соотношений (7)–(12) в кинематические уравнения связей (3)–(6) приводит к системе линейных уравнений относительно неизвестных компонент сил и моментов реакций связей, окончательный вид которых не приводится из-за громоздкости.

По такому же принципу получаются и все остальные уравнения связей – между корпусом и подкосом, между тарелью и рамкой подкоса, между тарелью и штоком (рис. 1). Совместное решение уравнений движения и уравнений связей позволяет полностью определить динамику и кинематику процесса посадки аппарата на участке контакта с грунтом посадочной поверхности.

При определении взаимодействия тарели с грунтом использовалась реологическая модель Фойгта, с опытными коэффициентами, зависящими от формы тарели, скорости движения тарели по грунту и механических свойств грунта [9, 13, 14].

#### АНАЛИЗ УСПЕШНОСТИ ПРОЦЕССА МЯГКОЙ ПОСАДКИ

Участок движения аппарата по посадочной поверхности до полной остановки – кратковременный, длительностью порядка нескольких секунд. Он характеризуется пиковыми нагрузками, действующими на корпус аппарата со стороны посадочных опор, и, следовательно, значительными перегрузками, воздействующими на приборы и экипаж (в случае пилотируемой миссии). К процессу мягкой посадки предъявляется ряд требований, при одновременном выполнении которых посадка считается успешной. Такими требованиями являются: непревышение перегрузкой некоторых предельных, с точки зрения переносимости человеком [15] и приборами, заранее заданных значений, отсутствие опрокидывания аппарата, несоударение корпуса космического аппарата с грунтом (минимально необходимый клиренс), достаточность рабочего хода амортизаторов-энергопоглотителей.

Подход к оценке успешности, основанный на поиске априорно наиболее критичного сочетания конкретных характеристик самого аппарата, задаваемых в определенных диапазонах (массы, компонент тензора инерции, эксцентриситета), начальных кинематических

условий (возможных диапазонов скоростей центра масс, угловых скоростей, углов ориентации аппарата относительно посадочной поверхности), свойств самой поверхности (механических характеристик грунта, уклона) и т.д., в данной задаче оказывается непродуктивен, поскольку для каждого отдельного критерия успешности наименее благоприятными оказываются разные расчетные случаи. Так, например, наибольшие перегрузки реализуются при посадке на жесткий мерзлый грунт, но при этом движение аппарата сравнительно устойчиво. При посадке на мягкий песчаный грунт аппарат менее устойчив, но перегрузки существенно меньше и т.д.

В связи с этим предложен подход, основанный на проведении массовых расчетов (десятки тысяч вариантов), при этом в каждом единичном расчете контролируются все критерии успешности. Невыполнение любого из них означает, что посадка неуспешна.

В качестве иллюстрации рассмотрен следующий пример. Для построения области успешной посадки фиксированным параметром принята только жесткость грунта, а остальные параметры, такие как линейные скорости центра масс аппарата ( $V_r$  и  $V_b$  – горизонтальная и вертикальная компоненты), угловые скорости  $\omega$  (компоненты относительно любой из трех связанных осей аппарата), угол ориентации продольной оси аппарата относительно вертикали  $\beta$  и угол уклона самой посадочной поверхности  $\alpha$  перебирались в определенном диапазоне (табл. 1).

Таблица 1. Расчетные случаи процесса посадки

Жесткость грунта, Н/м <sup>3</sup>	$\alpha$ , °	$\beta$ , °	$V_r$ , м/с	$V_b$ , м/с	$\omega$ , °/с
$0.8 \cdot 10^7$	$0 \div 10$	$0 \div 12$	$-15 \div 15$	$0 \div 7$	$0 \div 15$

Система управления спуском обеспечивает штатные условия по скорости центра масс в момент контакта  $V_b = (0-3)$  м/с,  $V_r = (0 \pm 3)$  м/с. Для получения областей успешности посадки во всем возможном диапазоне начальных условий линейные скорости варьируются в диапазоне, выходящем за пределы штатных условий, а именно  $V_b = (0-7)$  м/с,  $V_r = (0 \pm 15)$  м/с. Значение горизонтальной линейной скорости

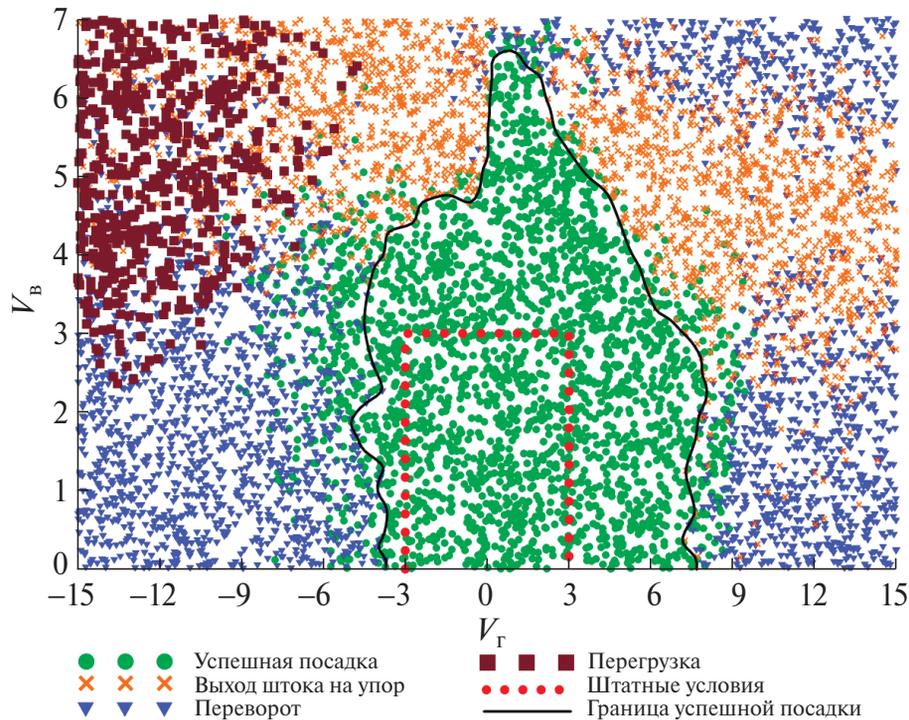


Рис. 3. Область успешной посадки для условий табл. 1.

до 15 м/с обусловлено возможным отказом системы управления в части гашения горизонтальной скорости и, следовательно, максимальным значением скорости ветра, при которой возможна посадка. Вертикальная скорость может достигать 7 м/с, так же в случае отказа системы управления спуском в части гашения вертикальной скорости, т.е. это максимальная скорость спуска на парашюте. Остальные параметры остаются в диапазоне штатных условий.

Результат каждого расчетного случая процесса посадки (рис. 4) фиксируется по таким событиям, как успешная посадка (выполнение всех требований – точки зеленого цвета), переворот аппарата – синие точки, выход штока амортизатора на упор, т.е. недостаточность хода обжатия амортизаторов – светло-коричневые точки, превышение предельной перегрузки – темно-коричневые точки. Контакт корпуса аппарата с посадочной поверхностью при заданных условиях расчета не реализовался ни в одном из расчетных случаев (табл. 1). На рис. 4 граница области полностью успешной посадки обведена по контуру. Видно, что условия штатной посадки  $V_v = (0-3)$  м/с,  $V_h = (0 \pm 3)$  м/с находятся в зоне успешности.

На основе распределения областей результатов можно сделать вывод, что на исход посадки сильно влияет сочетание линейных скоростей, т.е. при приоритете вертикальной скорости происходит более интенсивное сжатие амортизаторов и, как следствие, превышение предельно допустимой перегрузки и выход штока на упор, а при приоритете горизонтальной скорости – переворот.

Для определения влияния угла подхода аппарата к посадочной поверхности могут быть детально рассмотрены более частные случаи посадки с большим количеством фиксированных параметров, т.е. нужно рассмотреть “срезы” от полученных областей и таким образом уточнить уже имеющиеся области. Зафиксировав такие параметры, как жесткость грунта и угол уклона посадочной поверхности, можно определить, в какой степени влияет на процесс и исход посадки угол подхода  $\beta$  к посадочной поверхности. Так как угол ориентации плоскости  $\alpha$  представляется более определенной величиной и не должен превышать штатных значений, в силу подготовленности посадочной поверхности, больший интерес для анализа представляет варьирование угла ориентации

аппарата  $\beta$ , вследствие возможной раскочки при парашютировании, где в штатных условиях  $\beta$  достигает  $12^\circ$ . Подобным образом могут быть осуществлены частные исследования влияния на динамику и успешность посадки какого-либо из существенных параметров процесса или разбросов характеристик самого аппарата.

### ВЫВОДЫ

Предложен подход к оценке успешности одного из критичных этапов функционирования космического аппарата – процесса посадки на участке контакта с грунтом посадочной поверхности. Базой для такого анализа является разработанная авторами модель движения аппарата, снабженного механическим посадочным устройством пружинно-рычажного типа. В рамках модели корпус космического аппарата и элементы его посадочного устройства рассматриваются как механическая система тел с внутренними связями, характер которых определяется ограничениями, накладываемыми связями на относительное движение тел системы. Описан подход к составлению уравнений для определения реакций связей.

Подход проиллюстрирован конкретным примером анализа успешности посадки для характерных значений начальных кинематических условий процесса посадки и механических свойств грунта посадочной поверхности. Рассмотрено влияние на выполнение критериев успешности отдельных исходных параметров.

Предложенный подход и динамическая модель представляются достаточно универсальными и могут быть использованы в перспективных проектах, например, для анализа вариантов и выбора характеристик лунного взлетно-посадочного комплекса, посадочных устройств аппаратов для посадки на другие планеты и астероиды.

### ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Работа выполнена в рамках государственного задания ИПРИМ РАН.

### КОНФЛИКТ ИНТЕРЕСОВ

Авторы данной работы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средства посадки пилотируемого транспортного корабля нового поколения // Космическая техника и технологии. 2014. № 4 (7). С. 21–30.
2. Bakulin V.N., Borzykh S.V., Voronin V.V. Space vehicle landing dynamics at failure of landing gear. Flight Dynamics And Control Of Flight Vehicles. Russian Aeronautics // Iz VUZ. 2016. V. 59. №1. P. 23–28.
3. Бакулин В.Н., Бычков Р.С., Борзых С.В. Динамика процесса мягкой посадки космического аппарата с трансформируемым механическим посадочным устройством / XIII Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике 21–25 августа 2023. Сб. тезисов докладов. В 4-х т. Т. 1. Общая и прикладная механика. СПб.: Политех-Пресс, 2023. С. 532–533.
4. Петров Ю.А., Макаров В.П., Колобов А.Ю., Аleshин В.Ф. Посадочные устройства космических аппаратов на основе пенопластов и сотоблоков // Наука и образование. ЭНТИ, 2010. С. 1–8.
5. Бакулин В.Н., Борзых С.В., Воронин В.В., Кокушкин В.В. Динамика процесса посадки космического аппарата с рычажно-тросовым посадочным устройством // Вестник МАИ. 2012. № 5. С. 45–50.
6. Буслаев С.П. Имитационные и интерактивные процедуры в задаче поиска параметров посадочных устройств АМС типа “Вега-1,2” // Космические исследования. 1988. Вып. 1. С. 41–48.
7. Бакулин В.Н., Борзых С.В., Бычков Р.С., Терешина К.В. Анализ возможностей и ограничений наземной экспериментальной отработки процессов трансформации ракетно-космических конструкций // Инженерный журнал: наука и инновации. 2022. № 5. Раздел: Научные конференции. Международная научная конференция “Фундаментальные и прикладные задачи механики”, Москва, 7–10 декабря 2021 г. Материалы конференции. В 2 ч. Ч. 2. С. 102–107.
8. Микишев Т.Н. Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 248 с.
9. Бакулин В.Н., Борзых С.В., Воронин В.В., Кокушкин В.В. Исследование влияния свойств грунта посадочной поверхности на устойчивость процесса посадки космического аппарата с механическим посадочным устройством // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 1. С. 25–32.
10. Бакулин В.Н., Борзых С.В., Воронин В.В. Модель для расчета процесса посадки с учетом внешних силовых воздействий на возвращаемый аппарат // Аэрокосмические технологии. Научные материалы 3-й Международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию

- академика В.Н. Челомея. Реутов—Москва. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. С. 167–170.
11. *Bakulin V.N., Borzykh S.V.* An Approach for Building Dynamic Models of the Process of Disclosure of Transformable Space Structures // *Doklady Physics*. 2021. V. 66. No. 8. P. 243–248.
  12. *Bakulin V.N., Borzykh S.V.* Development Of An Approach To The Formation Of Dynamic Models Of The Process Of Disclosure Of Transformable Space Structures // *Russian Aeronautics*. 2022. V. 65. No. 1. P. 49–56.
  13. *Замышляев Б.В., Евтерев Л.С.* Модели динамического деформирования и разрушения грунтовых сред. М.: Наука, 1990. 215 с.
  14. *Вялов С.С.* Реологические основы механики грунтов. Уч. пос. для строительных вузов. М.: Высш. шк., 1978. 447 с.
  15. *Рабинович Б.А.* Безопасность человека при ускорениях. М.: Книга и бизнес, 2007. 208 с.

## A DYNAMIC MODEL AND A NEW APPROACH TO ANALYZING THE SUCCESS OF THE SOFT LANDING PROCESS OF A SPACECRAFT WITH A MECHANICAL LAND-ING DEVICE

**V. N. Bakulin<sup>a</sup> and S. V. Borzykh<sup>b</sup>**

<sup>a</sup>*Institute of Applied Mechanics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia*

<sup>b</sup>*S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region, Russia*

Presented by Academician of the RAS A.M. Lipanov

An approach is proposed to analyze one of the most critical stages of spacecraft operation – the soft landing process, starting from the moment of the first contact of the spacecraft with the ground to its complete stop. It is noted that it is necessary to extinguish the significant kinetic energy that the device possesses at the moment of contact with the surface. The most common type of landing device is considered spring-lever type, including several supports with deformable energy absorbers. Limited opportunities for ground-based experimental testing of the soft landing process lead to the need to use a dynamic model to analyze the success of landing and rational selection of the characteristics of the landing device. The model of the landing process is based on the representation of the vehicle body and its landing device elements as a structurally complex mechanical system of bodies with internal connections, the type of which is determined by restrictions imposed on the relative movement of the system bodies. An approach to the formulation of special equations for determining bond reactions that reflects these limitations is presented. The success criteria of the landing process are described. The success analysis of the landing process is illustrated by a specific example.

*Keywords:* spacecraft, soft landing, dynamic model, coupling equations, landing success criteria