

Моделирование управления движением виртуальной модели космического ранца в задаче спасения космонавта*

Е. В. Страшнов, Л. А. Финагин, М. А. Торгашев

Федеральное государственное учреждение "Федеральный научный центр Научно-исследовательский институт системных исследований Российской академии наук", г. Москва, Россия

Аннотация. В работе рассматривается задача моделирования управления движением виртуальной модели космонавта с помощью космического ранца. Для решения этой задачи предлагается подход, согласно которому управление ранцем осуществляется в ручном и автоматическом режиме посредством игрового джойстика. При таком подходе алгоритм управления реактивным ранцем основан на применении разработанной технологии функциональных схем, состоит в синтезе релейного управления и позволяет реализовать стабилизацию, переориентирование и движение модели космонавта к заданной точке. Предложенные методы и подходы были реализованы в программном комплексе системы виртуального окружения, созданном в ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН, и апробированы на примере моделирования спасения космонавта при его отрыве от поверхности космического корабля.

Ключевые слова: космонавт, реактивный ранец, виртуальная модель, выход в открытый космос, джойстик, стабилизация, релейное управление, система виртуального окружения.

DOI 10.14357/20718632210210

Введение

Для проведения работ на поверхности космического орбитального комплекса (в частности, МКС – Международная Космическая Станция) космонавтам требуется выполнять выход в открытый космос [1; 2]. В настоящее время для этого применяется способ, при котором космонавт связан с космическим кораблем с помощью специальных страховочных фалов. В силу того, что работы необходимо выполнять в различных местах космического корабля, то по пути следования космонавт перецепляет карабин от двух

фалов за поручни [3]. При этом существует риск неудачи фиксации карабина за поручни или неисправности самого троса, при котором космонавт отрывается от космического корабля и не может вернуться обратно. Для этого актуально использование системы спасения космонавта, которая представляет собой космический ранец, надетый на скафандр космонавта. Движение космического ранца осуществляется при помощи реактивных двигателей, работающих за счет подачи сжатого воздуха из баллонов ранца к отверстиям в нем. Для управления ранцем используется специальный пульт, подсоединенный к ранцу, кото-

* Публикация выполнена в рамках государственного задания по проведению фундаментальных научных исследований (ГП 14) по теме (проекту) «34.9. Системы виртуального окружения: технологии, методы и алгоритмы математического моделирования и визуализации». (0580-2021-0012).

рый работает в автоматическом и ручном режиме. При подготовке космонавтов в земных условиях необходимо их обучить, как управлять реактивным ранцем посредством такого пульта. Создание тренажерных систем [4] космического назначения с целью получения и отработки космонавтами навыков спасения является важным и актуальным направлением исследований.

В связи с развитием вычислительных средств и созданием новых технологий в настоящее время для решения многих задач активно применяются имитационно-тренажерные комплексы и системы виртуального окружения, в которых реальные объекты заменяются на их виртуальные аналоги. Примером служат космические тренажеры [5-7], предназначенные для обучения космонавтов операциям стыковки, переориентирования и мягкой посадки космических аппаратов в ручном режиме управления. Преимущество таких систем заключается в том, что в земных условиях эти операции воспроизвести затруднительно или невозможно, в то время как на виртуальных моделях обучение космонавта происходит через зрительную информацию при его погружении в виртуальную среду. При этом качество такого обучения непосредственно зависит от адекватности моделирования динамики и управления объектами с реактивными двигателями, что и представляет собой космический ранец.

Моделированию систем спасения космонавта с помощью реактивного ранца посвящено несколько работ. В публикации [8] для моделирования ранца применяется пакет MATLAB с реализацией управления в среде Simulink, в то время как в [9] задействован пакет системы компьютерной алгебры Mathematica. Такой подход предназначен для демонстрации движения космонавта, но не годится для его обучения. Альтернативное решение [10] заключается в моделировании движения космонавта с помощью виртуального стенда управления, в котором для эмуляции поведения пульта управления космическим ранцем задействованы два джойстика. Разработанный стенд предназначен для оценки метрик, по которым определяются количественные и качественные характеристики, успех и неудача при моделировании спасения космонавтов. В публикации [11] было рассмотрено моделирова-

ние движения космонавта в рамках графической лаборатории НАСА, где управление ранцем осуществляется посредством геймпада. В этой работе предложены решения для моделирования движения космонавта с помощью реактивного ранца на поверхности планет с низкой гравитацией (например, на Луне).

В работе рассматривается задача моделирования управления движением виртуальной модели космонавта с помощью реактивного ранца в рамках разработанной системы виртуального окружения. Предлагаемое решение этой задачи включает моделирование орбитального относительного движения космонавта с помощью уравнений Клохесса-Уилтшира [12] и динамику его вращательного движения на основе динамических уравнений Эйлера [13]. Для управления космическим ранцем был задействован игровой джойстик Saitek Cyborg Evo с реализацией различных режимов движения, куда входит стабилизация вращения космонавта с поддержанием заданной ориентации и автоматический возврат космонавта в заранее заданные позиции на поверхности космического корабля (на примере МКС). При этом логика управления ранцем с реактивными двигателями основана на разработанной технологии функциональных схем. В рамках этой технологии расчет управляющих команд для реактивных двигателей выполняется согласно созданной схеме. Для управления космическим ранцем в автоматическом режиме разработан релейный регулятор, основанный на применении теории управления нелинейными системами [14; 15] и обратной связи по показаниям датчиков с переключением между различными состояниями реактивных двигателей. Апробация предлагаемых в статье решений была проведена в разработанном комплексе виртуального окружения для моделирования тренировки возврата космонавта на МКС.

1. Задача управления виртуальной моделью космонавта

В данной работе рассматривается виртуальная модель космонавта с космическим ранцем, которая была создана в системе трехмерного моделирования 3ds Max (Рис. 1). Эта модель

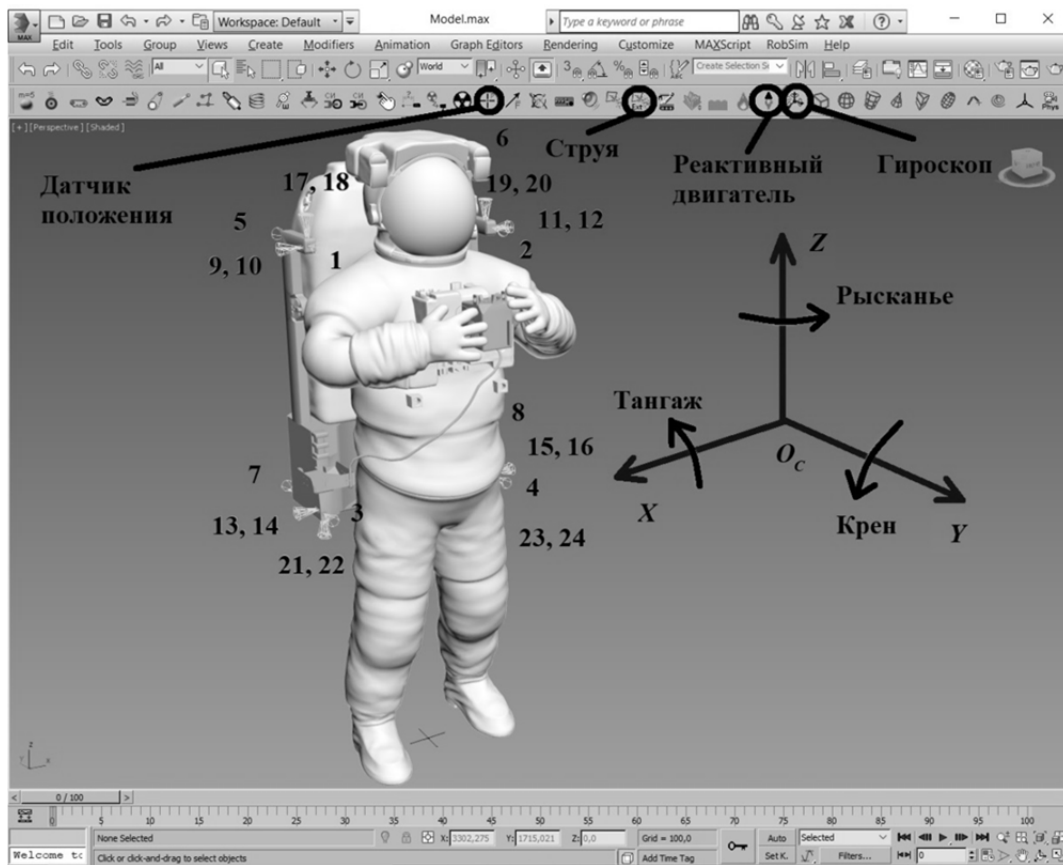


Рис. 1. Виртуальная модель космонавта в системе 3ds Max

является высоко полигональной и содержит более 100 тысяч граней. Для моделирования динамики и управления космонавтом с космическим ранцем был разработан плагин системы 3ds Max, с помощью которого создаются специальные объекты, куда входят реактивные двигатели, датчики, струи и т.д. Модель космонавта включает 24 реактивных двигателя одинаковой тяги, расположенные на шести сторонах ранца, как показано на рисунке, которые обеспечивают поступательное и вращательное движения космонавта. Датчик положения и гироскоп, измеряющий угловую скорость космонавта, задействованы для реализации обратной связи при управлении движением модели космонавта в автоматическом режиме. Струи используются для визуализации работы реактивных двигателей.

Как видно из Рис. 1, для модели космонавта введена локальная система координат (ЛСК) O_cXYZ , начало которой совпадает с центром масс космонавта (включая скафандр и ранец), а

положительное направление оси X соответствует движению космонавта вправо, Y – вперёд и Z – вверх. Повороты вокруг осей ЛСК космонавта задают самолетные углы: вокруг оси X – тангаж, Y – крен и Z – рысканье. Каждому движению космонавта соответствует свой набор реактивных двигателей, который указан в Табл. 1, где знак «+» означает положительное направление, а знак «-» – отрицательное (для поворотов положительное направление соответствует движению против часовой стрелки). Так как наборы двигателей пересекаются, то необходимо обеспечить, чтобы в фиксированный момент времени был задействован только один из этих наборов. Для этого на систему авионики космического ранца накладывается ряд ограничений и требований [16], согласно которым одновременно могут работать максимум четыре двигателя, команды на вращательное и поступательное движение имеют разный приоритет. Также ограничены запас топлива и уровень заряда батареи.

Табл. 1. Реактивные двигатели

X-	9, 10, 13, 14	Тангаж-	3, 4, 5, 6
X+	11, 12, 15, 16	Тангаж+	1, 2, 7, 8
Y-	1, 2, 3, 4	Крен-	19, 20, 21, 22
Y+	5, 6, 7, 8	Крен+	17, 18, 23, 24
Z-	17, 18, 19, 20	Рысканье-	1, 3, 6, 8
Z+	21, 22, 23, 24	Рысканье+	2, 4, 5, 7

Задача моделирования управления движением виртуальной модели космонавта с космическим ранцем заключается в том, чтобы сформировать управляющие команды на реактивные двигатели, которые позволят реализовать стабилизацию космонавта, его переориентирование и движение к заданной точке.

2. Математическая модель движения космонавта с реактивным ранцем

Движение космонавта на орбите Земли или других планет определяется относительно космического корабля (далее МКС). Рассмотрим инерциальную систему координат (ИСК) $Oxyz$ (Рис. 2), начало которой совпадает с центром МКС и оси выбираются так, что x соответствует направлению движения МКС, а z направлена к центру масс Земли. Положение космонавта определяется вектором $\mathbf{r} = \mathbf{OO}_C = (x, y, z)^T$, а ориентация – матрицей перехода \mathbf{R} (размерности 3 на 3) из ЛСК космонавта в ИСК МКС.

Динамика свободного движения космонавта на орбите в непосредственной близости с МКС описывается дифференциальными уравнениями Клохесса-Уилтшира [10, с. 7]:

$$\ddot{x} = 2\Omega\dot{z}; \quad \ddot{y} = -\Omega^2 y; \quad \ddot{z} = 3\Omega^2 z - 2\Omega\dot{x},$$

где Ω – угловая скорость вращения МКС.

Поступательное (линейное) движение космонавта осуществляется под действием сил тяги реактивных двигателей, согласно Табл. 1. Так как один реактивный двигатель создает тягу f , то суммарная сила тяги от всех двигателей образует вектор $\mathbf{f}_i = (F_x, F_y, F_z)^T$ относительно ЛСК космонавта, где $F_x, F_y, F_z \in \{-F, 0, F\}$, $F = 4f$. С использованием уравнений Клохесса-Уилтшира динамика поступательного движения космонавта с космическим ранцем

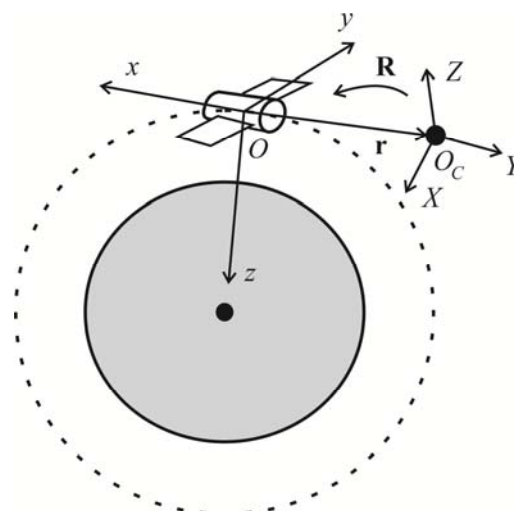


Рис. 2. Системы координат МКС и космонавта

описывается дифференциальными уравнениями в форме второго закона Ньютона:

$$m\dot{\mathbf{v}} = m \begin{bmatrix} 2\Omega v_z \\ -\Omega^2 y \\ 3\Omega^2 z - 2\Omega v_x \end{bmatrix} + \mathbf{R} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где m – общая масса космонавта, скафандра и ранца, $\mathbf{v} = \dot{\mathbf{r}} = (v_x, v_y, v_z)^T$ – линейная скорость космонавта в ИСК МКС.

Вращательное движение космонавта осуществляется под действием моментов, создаваемых силами тяги реактивных двигателей космического ранца. В качестве допущения будем считать, что центр масс расположен симметрично относительно реактивных двигателей. Тогда включение двигателей для поворотов, согласно Табл. 1, не будет изменять линейную скорость космонавта. В итоге, получим суммарный момент $\boldsymbol{\tau}_i = (\tau_x, \tau_y, \tau_z)^T$ относительно ЛСК космонавта, где $\tau_x \in \{-T_x, 0, T_x\}$, $\tau_y \in \{-T_y, 0, T_y\}$, $\tau_z \in \{-T_z, 0, T_z\}$, T_x, T_y и T_z – моменты сил, создаваемые реактивными двигателями.

Динамика вращательного движения космонавта описывается с помощью дифференциальных уравнений Эйлера [13, с. 115]:

$$\begin{aligned} I_x \dot{\omega}_x - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z &= \tau_x; \\ I_y \dot{\omega}_y - (I_z - I_x) \omega_x \omega_z &= \tau_y; \\ I_z \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y &= \tau_z, \end{aligned} \quad (2)$$

где I_X , I_Y и I_Z – главные моменты инерции космонавта, $\boldsymbol{\omega} = (\omega_X, \omega_Y, \omega_Z)^T$ – угловая скорость космонавта в его ЛСК.

Таким образом, динамика поступательного и вращательного движения космонавта описывается с помощью нелинейных дифференциальных уравнений (1) и (2), где F_X , F_Y , F_Z , τ_X , τ_Y и τ_Z являются управляющими переменными.

3. Управление вращательным движением космонавта

Рассмотрим две задачи для управления вращательным движением космонавта в автоматическом режиме с обратной связью по показаниям датчика угловой скорости (гироскопа).

Первая задача заключается в переориентировании космонавта на заданные углы тангажа, крена и рысканья. Рассмотрим эту задачу на примере управления поворотом космонавта вокруг оси X (тангаж). Требуется переориентировать космонавта на угол φ^d , где угол φ связан с угловой скоростью ω_X дифференциальным уравнением $\dot{\varphi} = \omega_X$. При этом будем предполагать, что текущая угловая скорость $\boldsymbol{\omega}$ космонавта мала. Введем невязку $e_\varphi = \varphi - \varphi_d$ такую, что $\dot{e}_\varphi = \dot{\varphi} - \dot{\varphi}_d = \omega_X - \omega_X^d$.

В рамках теории управления нелинейными системами рассмотрим переменную $s = \dot{e}_\varphi + k_\varphi e_\varphi$, где $k_\varphi > 0$ – постоянный коэффициент. Задача заключается в том, чтобы обеспечить выполнение $s = 0$, что соответствует линейному дифференциальному уравнению $\dot{e}_\varphi + k_\varphi e_\varphi = 0$, решение которого $e_\varphi = e_{\varphi,0} \exp(-k_\varphi t)$ является асимптотически устойчивым, т.е. $e_\varphi \rightarrow 0$ при $t \rightarrow \infty$.

Рассмотрим положительно определенную функцию $V(s) = \frac{1}{2}s^2$. Дифференцируя ее по времени, получим $\dot{V} = s\dot{s}$. Из теории функций Ляпунова [14, с. 4] следует, что для существования скользящего режима вокруг поверхности $s = 0$ необходимо и достаточно, чтобы было выполнено неравенство

$$\dot{V} = s\dot{s} < 0. \quad (3)$$

Продифференцируем переменную s по времени и воспользуемся первым уравнением из (2):

$$\begin{aligned} \dot{s} &= \ddot{e}_\varphi + k_\varphi \dot{e}_\varphi = \dot{\omega}_X + k_\varphi (\omega_X - \omega_X^d) = \\ &= I_X^{-1} (\tau_X + (I_Y - I_Z)\omega_Y\omega_Z) + k_\varphi (\omega_X - \omega_X^d). \end{aligned} \quad (4)$$

Рассмотрим релейное (разрывное) управление в следующем виде

$$\tau_X = -T_X \operatorname{sgn}(s). \quad (5)$$

Подставим сформированный момент τ_X в (4), а затем в (3) и умножим на I_X :

$$\begin{aligned} I_X s \dot{s} &= -T_X s \operatorname{sgn}(s) + \\ &+ s \left((I_Y - I_Z)\omega_Y\omega_Z + I_X k_\varphi (\omega_X - \omega_X^d) \right) < 0. \end{aligned}$$

Для выполнения этого неравенства необходимо, чтобы было выполнено неравенство $T_X > \left| (I_Y - I_Z)\omega_Y\omega_Z + I_X k_\varphi (\omega_X - \omega_X^d) \right|$. При малых значениях ω_Y и ω_Z можно выбрать такой k_φ , при котором это неравенство будет выполнено. Тогда закон управления (5) обеспечивает скользящий режим вокруг поверхности $s = 0$, при котором $e_\varphi \rightarrow 0$ и $\dot{e}_\varphi \rightarrow 0$ при $t \rightarrow \infty$.

В практических целях для уменьшения числа переключений в окрестности $s = 0$ введем зону нечувствительности $|s| \leq \Delta$, где $\Delta > 0$ – заданное число, в которой $\tau_X = 0$. Тогда закон управления (5) корректируется следующим образом

$$\tau_X = \begin{cases} -T_X, & s > \Delta \\ 0, & |s| \leq \Delta \\ T_X, & s < -\Delta \end{cases}. \quad (6)$$

Полученное управление (6) решает задачу переориентирования космонавта на угол φ^d . Аналогично можно получить соотношения для τ_Y и τ_Z , которые будут обеспечивать переориентирование космонавта на углы крена θ^d и рысканья ψ^d вокруг осей Y и Z , соответственно.

Вторая задача управления вращательным движением космонавта заключается в его стабилизации с гашением угловой скорости и последующим поддержанием полученной ориентации. Рассмотрим эту задачу на примере управления поворотом космонавта вокруг оси X . Для этого введем невязку

$e_\varphi = \varphi - \varphi_d = \int \omega_x dt$. Задача заключается в том, что требуется обеспечить $|\omega_x| \leq \varepsilon$ и $|e_\varphi| \leq \delta$, где $\varepsilon > 0$ и $\delta > 0$ – заданные значения.

В целях экономии топлива релейное управление состоит из двух этапов: гашение угловой скорости и затем поддержание полученной ориентации космонавта. Тогда в первом случае $s = \omega_x$, а во втором – $s = \int \omega_x dt$. Закон управления вокруг оси тангажа приведен в Табл. 2.

Табл. 2. Релейное управление вокруг оси тангажа

$\tau_x = -T_x$	$\tau_x = 0$	$\tau_x = T_x$
$\omega_x > \varepsilon$	$ \omega_x \leq \varepsilon$	$\omega_x < -\varepsilon$
$ \omega_x \leq \varepsilon$ и $\int \omega_x dt > \delta$	$ \int \omega_x dt \leq \delta$	$ \omega_x \leq \varepsilon$ и $\int \omega_x dt < -\delta$

Аналогичным образом формируются моменты τ_y и τ_z для стабилизации вокруг других осей (крена и рысканья).

4. Управление поступательным движением космонавта

Здесь мы рассмотрим задачу перемещения космонавта в автоматическом режиме в фиксированное положение $\mathbf{r}_d = const$. При этом будем полагать, что ориентация космонавта в процессе движения не меняется. Для решения этой задачи введем целевую скорость в следующем виде

$$\mathbf{v}_d = \begin{cases} v_r \frac{\mathbf{r}_d - \mathbf{r}}{\|\mathbf{r}_d - \mathbf{r}\|}, & \|\mathbf{r}_d - \mathbf{r}\| > l; \\ \mathbf{0}, & \|\mathbf{r}_d - \mathbf{r}\| \leq l, \end{cases} \quad (7)$$

где v_r – постоянная скорость движения, l – задаваемое значение расстояния.

Относительно введенной скорости рассмотрим невязку $\mathbf{e}_v = \mathbf{R}^{-1}(\mathbf{v} - \mathbf{v}_d) = (e_{v,x}, e_{v,y}, e_{v,z})^T$ в ЛСК космонавта. Дифференцируя \mathbf{e}_v по времени, получим

$$\dot{\mathbf{e}}_v = \dot{\mathbf{R}}^{-1}(\mathbf{v} - \mathbf{v}_d) + \mathbf{R}^{-1}(\dot{\mathbf{v}} - \dot{\mathbf{v}}_d). \quad (8)$$

Преобразуем дифференциальные уравнения (1), умножив их на \mathbf{R}^{-1} и разделив на массу m :

$$\mathbf{R}^{-1}\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{R}^{-1}\mathbf{w} + m^{-1}\mathbf{f}_t, \quad (9)$$

где $\mathbf{w} = (2\Omega v_z, -\Omega^2 y, 3\Omega^2 z - 2\Omega v_x)^T$.

Формула (7) задает движение космонавта с постоянной скоростью, поэтому в установившемся режиме будет верно $\dot{\mathbf{v}}_d \approx \mathbf{0}$. Кроме того, ранее было введено допущение, что ориентация космонавта в процессе движения не изменяется. Следовательно, будет выполнено $\dot{\mathbf{R}}^{-1} = \mathbf{0}$, где $\mathbf{0}$ – нулевая матрица размерности 3 на 3. Тогда, подставляя (9) в (8), получим выражение

$$\dot{\mathbf{e}}_v = \mathbf{R}^{-1}\mathbf{w} + m^{-1}\mathbf{f}_t.$$

Рассмотрим положительно определенную функцию $V(\mathbf{e}_v) = \frac{1}{2}\mathbf{e}_v^T \mathbf{e}_v$. Из теории функций Ляпунова для асимптотической устойчивости $\mathbf{e}_v \rightarrow \mathbf{0}$ при $t \rightarrow \infty$ необходимо, чтобы было выполнено $\dot{V} = \mathbf{e}_v^T \dot{\mathbf{e}}_v < 0$. Подставим $\dot{\mathbf{e}}_v$ в это неравенство и умножим на массу m :

$$\mathbf{e}_v^T (m\mathbf{R}^{-1}\mathbf{w} + \mathbf{f}_t) < 0. \quad (10)$$

Сформируем релейное управление в следующем виде

$$\mathbf{f}_t = -F \operatorname{sgn}(\mathbf{e}_v), \quad (11)$$

где $\operatorname{sgn}(\mathbf{e}_v) = (\operatorname{sgn}(e_{v,x}), \operatorname{sgn}(e_{v,y}), \operatorname{sgn}(e_{v,z}))^T$.

Тогда для выполнения (10) необходимо, чтобы было выполнено неравенство $F > m\|\mathbf{R}^{-1}\mathbf{w}\|$. Так как угловая скорость Ω мала, то влиянием компонентов Ω^2 можно пренебречь. Осуществляя ряд преобразований, получим, что неравенство

$$\|\mathbf{v}\| < \frac{F}{2m\Omega} \quad (12)$$

задает множество скоростей, при котором управление (11) обеспечивает асимптотическую устойчивость, т.е. $\mathbf{e}_v \rightarrow \mathbf{0}$ при $t \rightarrow \infty$.

Для уменьшения числа переключений предлагается использовать зону нечувствительности $|e_{v,i}| \leq \chi$, $i = X, Y, Z$, при которой тяга двигате-

лей равна нулю, где $\chi > 0$ – заданное число. На примере управления движением вдоль оси X закон управления примет вид

$$F_X = \begin{cases} -F, & e_{v,X} > \chi \\ 0, & |e_{v,X}| \leq \chi \\ F, & e_{v,X} < -\chi \end{cases} \quad (13)$$

Аналогичные соотношения верны для F_Y и F_Z .

5. Моделирование движения космонавта в системе виртуального окружения

Предложенные в статье решения для моделирования управления движением космонавта с космическим ранцем были реализованы в программном комплексе виртуального окружения, разработанном в ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН. Этот программный комплекс состоит из различных подсистем (управления, динамики и визуализации) и позволяет выполнять моделирование виртуальных объектов в масштабе реального времени.

Управление движением модели космонавта в автоматическом и ручном режиме было рассмотрено с помощью игрового джойстика Saitek, задействованные элементы которого показаны на Рис. 3. Этот джойстик состоит из рукоятки с 3-мя вращательными степенями свободы, ручки газа и набора кнопок, включая курок. С помощью кнопок с номерами 3 и 4 осуществляется переключение между режимами поступательного и вращательного движения, а курок джойстика задает включение и выключение автоматической стабилизации вращения космонавта. В зависимости от выбранного режима отклонения джойстика задают команды на поступательное и вращательное движение. Например, отклонение джойстика в направлении Y , как показано на Рис. 3, при включенном режиме поступательного движения соответствует перемещению космонавта вдоль оси Z его ЛСК, а во вращательном режиме – повороту космонавта вокруг оси X его ЛСК. При включенном режиме автоматической стабилизации отклонение джойстика пропорционально целевой угловой скорости в заданном направлении.



Рис. 3. Игровой джойстик Saitek Cyborg Evo

Алгоритм управления движением виртуальной модели космонавта с помощью космического ранца задается с помощью функциональной схемы. Такая схема создается в специальном редакторе из набора блоков, соединенных друг с другом линиями. На Рис. 4 показан упрощенный пример такой схемы для управления тангажом в положительном направлении оси X . Эта схема состоит из специально разработанного блока «JoyStick» для получения команд от джойстика, блока «AngVelSensor» датчика угловых скоростей (гироскопа) и блоков реактивных двигателей (с номерами 1, 2, 7 и 8). Вычисление управляющих команд в схеме осуществляется согласно Табл. 2 при $\tau_X = T_X$, где интегрирование угловой скорости выполняется посредством блока «Phi» интегратора с перезагрузкой нулевым значением.

Апробация предлагаемых в статье решений была проведена на примере решения задачи спасения космонавта при отрыве от МКС. Стенд управления моделью космонавта с помощью джойстика показан на Рис. 5. Моделирование проводилось с параметрами, которые указаны в Табл. 3. Тренировка возврата космонавта включает следующую последовательность действий. Сначала нажатием на курок джойстика выполняется автоматическая стабилизация с гашением угловой скорости, согласно закону управления, приведенному в Табл. 2. Затем, отключая режим автоматической

стабилизации, космонавт в ручном режиме совершает развороты, пока не обнаружит МКС. После этого, он обратно включает автоматическую стабилизацию, и нажатием на ручку газа задает движение по направлению к цели. При подлете к МКС космонавт отводит ручку газа назад и останавливает движение. На последней

стадии тренировки ему необходимо зацепиться за поручень МКС. Для этого космонавт должен включить режим поступательного движения и переместиться в требуемую позицию. Так как количество топлива ограничено массой m_f , то для контроля на экран монитора выводится остаток топлива в процентах.

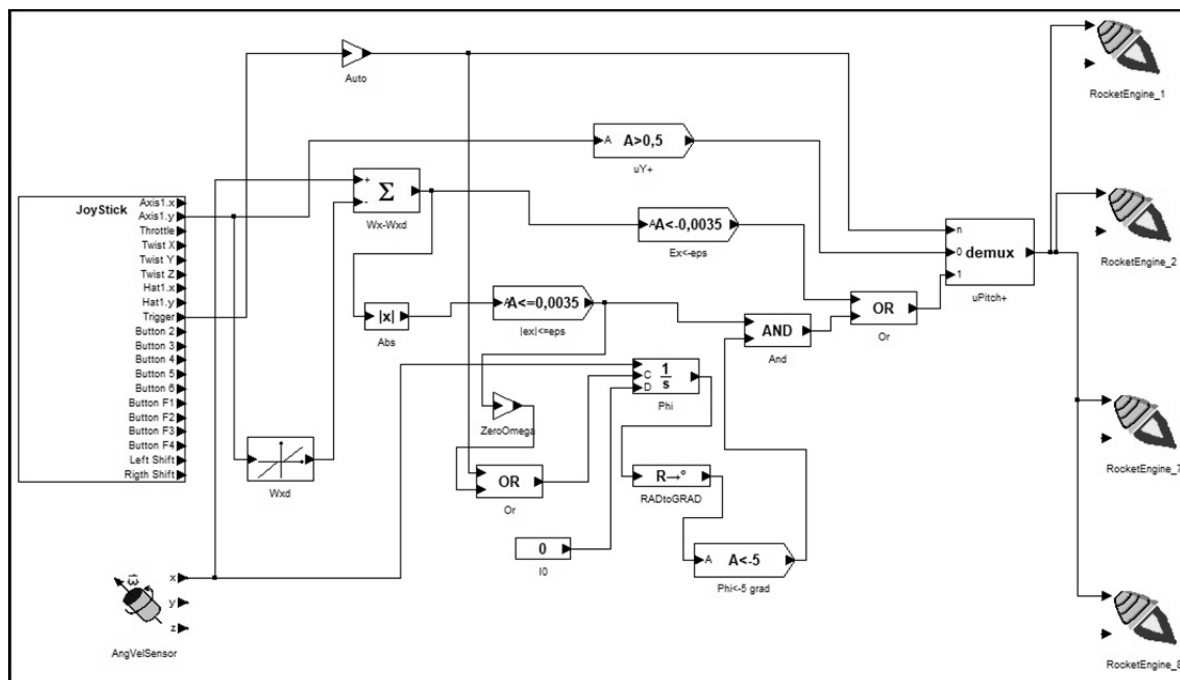


Рис. 4. Фрагмент схемы управления космическим ранцем космонавта



Рис. 5. Стенд управления моделью космонавта с помощью джойстика

Табл. 3. Параметры моделирования

Параметр	Значение	Размерность	Параметр	Значение	Размерность
m	235	кг	Δ	0.01	рад / с
$I_x = I_y$	62.289	кг * м ²	ε	0.0035	рад / с
I_z	24.689	кг * м ²	δ	5	град
f	3.56	Н	ν_r	10	см / с
Ω	$1.1288 \cdot 10^{-3}$	рад / с	l	6	см
m_f	1.4	кг	χ	0.1	см / с

Также в моделировании был рассмотрен режим автоматического возврата космонавта. В этом режиме после стабилизации вращения космонавта автоматически выполняется поиск ближайшей точки МКС, которая соответствует поручню на поверхности станции. Затем осуществляется переориентирование космонавта путем последовательных поворотов с законом управления (6) так, чтобы ось Y космонавта была направлена по направлению к ближайшей точке. После этого выполняется движение к целевой точке с использованием управления (13). Отметим, что при выбранных параметрах моделирования для реализации такого управления необходимо, чтобы модуль скорости космонавта из условия (12) не превысил 26 м/с. Это условие будет выполнено, так как характерная скорость космонавта при отрыве от МКС составляет примерно 1 м/с.

Апробация показала адекватность и эффективность предложенных в статье решений для обучения космонавтов навыкам управления космическим ранцем, что в дальнейшем может способствовать их спасению при отрыве от МКС.

Заключение

В данной статье были разработаны методы и подходы для моделирования управления движением модели космонавта с космическим ранцем в рамках системы виртуального окружения, созданной в ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН. Предложенное решение включает стенд управления космическим ранцем посредством джойстика для тренировки космонавта по его спасению при отрыве от МКС. В дальнейшем предполагается развитие полученных результатов для синтеза оптимального управления реактивным

ранцем, которое будет обеспечивать минимальный расход топлива.

Литература

- Fullerton, R.K. EVA Tools and Equipment Reference Book. NASA Johnson Space Center, JSC-20466 Rev. B, Nov. 20, 1993.
- Рыжков Е. Хроника полета экипажа МКС // Русский космос, 2017, 7:8-13.
- Цыганков О.С. Пятидесятилетие внекорабельной деятельности // Космическая техника и технологии, 2015, 1(8):3-16.
- Шукшунов В.Е., Шукшунов И.В., Фоменко В.В., Коныхов Н.Н., Кривчун В.Н., Груздев В.А., Васильев В.А. 2014. Тренажер внекорабельной деятельности космонавтов. Патент № RU 2506648 C1, 2014.
- Беленький А.Ю. Симулятор полета космического корабля. Патент № RU 2653448 C1, 2018.
- Михайлюк М.В., Мальцев А.В., Тимохин П.Ю., Страшнов Е.В., Крючков Б.И., Усов В.М. Система виртуального окружения VirSim для имитационно-тренажерных комплексов подготовки космонавтов // Пилотируемые полеты в космос, 2020, 4(37):72-95.
- Масалкин А.И., Торгашев М.А. Опыт использования систем имитации визуальной обстановки в тренажерах пилотируемых космических аппаратов // Пилотируемые полеты в космос, 2015, 2(15):36-42.
- Wen, J., J. Zhang, L. Gao, and X. Li. Modeling and simulation of Simplified Aid for EVA Rescue using virtual prototype technology // Open Automation and Control Systems Journal, 2014, 6:1532-1540.
- Aichernig, Bernhard K., and R. Kainhofer. Modeling and validating hybrid systems using VDM and Mathematica. In Proceedings of the Fifth NASA Langley Formal Methods Workshop, Williamsburg, Virginia, June 2000, number CP-2000-210100, NASA. 35–46.
- Handley, Patrick M., Stephen K. Robinson, Kevin R. Duda, Z. Prasov, Stephen P. York, and John J. West. Real-time performance metrics for SAFER self-rescue. In 45th International Conference on Environmental Systems, 12-16 July 2015, Bellevue, Washington. 1-14.
- Rize, Jared P., J. Hoffman, Michele D. Carpenter, and B. Cohanin. Real-time virtual reality environment for MAJIC attitude control system development and integra-

- tion. In Proceedings of the 2014 IEEE Aerospace Conference. 1-11.
12. Prussing, John E., and Bruce A. Conway. *Orbital Mechanics (2nd edition)*, NY: Oxford University Press, 2012.
 13. Landau, L.D., and E.M. Lifshitz. *Mechanics, 2nd edition. Course of theoretical physics, Vol. 1*, Pergamon Press, 1969.
 14. Shtessel, Y., C. Edwards, L. Fridman, and A. Levant. *Sliding Mode Control and Observation*. Birkhauser, New York: Springer, 2014, 356 p.
 15. Serpelloni, E., M. Maggiore, and Christopher J. Damaren. A Bang-Bang Attitude Stabilizer for Rotating Rigid Bodies. In American Institute of Aeronautics and Astronautics, Scitech 2016, San Diego, CA, USA. 1-17.
 16. Kelly, J.C., and K. Kemp. Formal methods, specification and verification guidebook for software and computer systems, volume II: A practitioner's companion, planning and technology insertion. Technical Report NASA-GB-001-97, NASA, Washington, DC 20546, May 1997.

Страшнов Евгений Владимирович. Научный сотрудник. Количество печатных работ: 47. Область научных интересов: вычислительная динамика, системы виртуального окружения, компьютерная графика. E-mail: strashnov_evg@mail.ru

Финагин Леонид Алексеевич. Научный сотрудник. Количество печатных работ: 12. Область научных интересов: виртуальное моделирование, информатика, компьютерная графика. E-mail: antifin@mail.ru

Торгашев Михаил Александрович. Заведующий сектором, кандидат физико-математических наук. Количество печатных работ: 72. Область научных интересов: распределенные вычисления, компьютерная графика, распознавание образов, обработка сигналов, системы виртуального окружения. E-mail: mtorg@mail.ru

Motion Control Simulation of Virtual Jet Pack Model for Cosmonaut Self-Rescue

E. V. Strashnov, L. A. Finagin, M. A. Torgashev

Federal State Institution "Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences" (SRISA RAS), Moscow, Russia

Abstract. The paper considers the task for motion control simulation of a virtual cosmonaut model using a space jet pack. To solve this problem, jet pack control is realized by means of a game joystick in manual and automatic modes. With this approach, the algorithm for the jet pack control is based on the application of the developed technology of block diagram schemes, consists in the synthesis of relay control and makes it possible to implement stabilization, reorientation and movement of the cosmonaut model to a given point. The proposed methods and approaches were implemented in the software complex of the virtual environment system, created at the SRISA RAS, and tested on the example of simulation for the cosmonaut self-rescue when he is detached from the surface of a spacecraft.

Keywords: cosmonaut, jet pack, virtual model, extravehicular activity, joystick, stabilization, relay control, virtual environment system.

DOI 10.14357/20718632210210

References

1. Fullerton, R.K. 1993. EVA Tools and Equipment Reference Book. NASA Johnson Space Center, JSC-20466 Rev. B.
2. Ryzhkov E. 2017. Hronika poleta jekipazha MKS [Chronicle of the ISS crew flight]. *Russkij kosmos [Russian space]*. 7:8-13.
3. Cygankov O.S. 2015. Pjatidesjatiletie vnekorabel'noj dejatel'nosti [Fifty years of extravehicular activity]. *Kosmicheskaja tehnika i tehnologii [Space engineering and technology]*. 1(8):3-16.
4. Shukshunov, V.E., I.V. Shukshunov, V.V. Fomenko, N.N. Konjuhov, V.N. Krivchun, V.A. Gruzdev, and V.A. Vasil'ev. 2014. Trenazher vnekorabel'noj dejatel'nosti kosmonavtov [Astronaut spacewalk simulator]. Patent RF No. 2506648 C1.
5. Belen'kij A.Ju. 2018. Simuljator poleta kosmicheskogo korablja [Simulator of space flight of a space vehicle]. Patent RF No. 2653448 C1.
6. Mihaylyuk, M.V., A.V. Maltcev, P.Ju. Timokhin, E.V. Strashnov, B.I. Krjuchkov, and V.M. Usov. 2020. Sistema virtual'nogo okruzenija VirSim dlja imitacionno-trenazhernyh kompleksov podgotovki kosmonavtov [The VirSim virtual environment system for the simulation complexes of cosmonaut training]. *Pilotiruemye polety v kosmos [Manned space flights]*. 4(37):72-95.
7. Masalkin, A.I., and M.A. Torgashev. 2015. Opyt ispol'zovanija sistem imitacii vizual'noj obstanovki v

- trenazherah pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov [Experience of using the simulation systems of visual environment in the simulators of manned space vehicles]. *Pilotiruemye polety v kosmos [Manned space flights]*. 2(15):36-42.
8. Wen, J., J. Zhang, L. Gao, and X. Li. 2014. Modeling and simulation of Simplified Aid for EVA Rescue using virtual prototype technology. *Open Automation and Control Systems Journal*. 6:1532-1540.
 9. Aichernig, Bernhard K., and R. Kainhofer. 2000. Modeling and validating hybrid systems using VDM and Mathematica. In *Proceedings of the Fifth NASA Langley Formal Methods Workshop*. Williamsburg, Virginia. 35-46.
 10. Handley, Patrick M., Stephen K. Robinson, Kevin R. Duda, Z. Prasov, Stephen P. York, and John J. West. 2015. Real-time performance metrics for SAFER self-rescue. In *45th International Conference on Environmental Systems*. Bellevue, Washington. 1-14.
 11. Rize, Jared P., J. Hoffman, Michele D. Carpenter, and B. Cohanin. 2014. Real-time virtual reality environment for MAJIC attitude control system development and integration. In *Proceedings of the 2014 IEEE Aerospace Conference*. 1-11.
 12. Prussing, John E., and Bruce A. Conway. 2012. *Orbital Mechanics* (2nd edition). NY: Oxford University Press.
 13. Landau, L.D., and E.M. Lifshitz. 1969. *Mechanics*, 2nd edition. Course of theoretical physics. Vol. 1. Pergamon Press.
 14. Shtessel, Y., C. Edwards, L. Fridman, and A. Levant. 2014. *Sliding Mode Control and Observation*. Birkhauser. New York: Springer. 356 p.
 15. Serpelloni, E., M. Maggiore, and Christopher J. Damaren. 2016. A Bang-Bang Attitude Stabilizer for Rotating Rigid Bodies. In *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. San Diego. CA. USA. 1-17.
 16. Kelly, J.C., and K. Kemp. 1997. Formal methods, specification and verification guidebook for software and computer systems, volume II: A practitioner's companion, planning and technology insertion. Technical Report NASA-GB-001-97. NASA. Washington.

Strashnov E. V. Federal State Institution "Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences", 36/1 Nakhimovskiy Av., Moscow, 117218, Russia, e-mail: strashnov_ev@mail.ru

Finagin L. A. Federal State Institution "Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences", 36/1 Nakhimovskiy Av., Moscow, 117218, Russia, e-mail: antifin@mail.ru

Torgashev M. A. PhD, Federal State Institution "Scientific Research Institute for System Analysis of the Russian Academy of Sciences", 36/1 Nakhimovskiy Av., Moscow, 117218, Russia, e-mail: mtorg@mail.ru