УДК 629.5

С. В. ХОРОШИЛОВ

АНАЛИЗ РОБАСТНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ «ПАСТУХА С ИОННЫМ ЛУЧОМ»

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: skh@ukr.net

Метою роботи є аналіз робастності системи керування рухом «пастуха з іонним променем» відносно об'єкта космічного сміття. При аналізі системи розглянуто вплив іонного променя, широкий спектр орбітальних збурень, неточності визначення відносного положення та реалізації керуючих впливів, нестаціонарність і параметричну невизначеність об'єкта керування, а також обмеження на амплітуду керуючих впливів. Визначено запаси стійкості по амплітуді та фазі для кожного з каналів керування. Задача аналізу стійкості об'єкта зі змінними коефіцієнтами зведена до задачі дослідження робастної стійкості системи по відношенню до невизначених параметрів. Невизначені параметри математичної моделі представлені з використанням лінійно-дробового перетворення. З використанням такого опису невизначеність моделі представлено у вигляді блоку збурень, що структурований і має блочно-діагональну форму. Застосовано міру робастності, засновану на понятті структурованих сингулярних чисел. Обчислено значення структурованих сингулярних чисел, які демонструють робастність системи по відношенню до розглянутих факторів.

Целью работы является анализ робастности системы управления движением «пастуха с ионным лучом» относительно объекта космического мусора. При анализе системы рассмотрены воздействия ионного луча, широкий спектр орбитальных возмущений, неточности определения относительного положения и реализации управляющих воздействий, нестационарность и параметрическая неопределенность объекта управления, а также ограничения на амплитуду управляющих воздействий. Определены запасы устойчивости по амплитуде и фазе для каждого из каналов управления. Задача анализа устойчивости объекта с переменными коэффициентами сведена к задаче исследования робастной устойчивости системы по отношению к неопределенным параметрам. Неопределенные параметры математической модели представлены с использованием линейно-дробного преобразования. С использованием такого описания неопределенность модели представлена в виде блока возмущений, который структурирован и имеет блочно-диагональную форму. Использована мера робастности, основанная на понятии структурированных сингулярных чисел. Вычислены значения структурированных сингулярных чисел, которые демонстрируют робастность системы по отношению к рассмотренным факторам.

The goal of the paper is to analyze the robustness of the system to control the ion beam shepherd motion with respect to a space debris object. The robustness was analyzed considering the action of the ion beam, a wide spectrum of orbital disturbances, relative position and actuation errors, the nonstationarity and parametric uncertainty of the plant, and limitations on the control action amplitude. Amplitude and phase stability margins were determined for each of the control channels. The stability analysis of a plant with variable coefficients was reduced to the analysis of the robust stability of a system with uncertain parameters. The uncertain parameters of the mathematical model were represented using a linear fractional transformation. Using this description, the uncertainty of the model was represented as a structured block-diagonal disturbance block. A robustness measure based on the concept of structured singular values was used. The calculated structured singular values demonstrate the system robustness to all the factors under consideration.

Ключевые слова: *пастух с ионным лучом, объект космического мусора, регулятор, робастность, неопределенность, возмущения, структурированное сингулярное число.*

Введение. В настоящее время в околоземном космическом пространстве находится большое количество объектов космического мусора (ОКМ), таких как обломки ступеней ракет-носителей, нефункционирующие космические аппараты и их фрагменты, которые существенно осложняют дальнейшую космическую деятельность. В связи с этим в настоящее время особенно актуальна задача создания средств и технологий для непосредственного удаления космического мусора с околоземных орбит.

Для бесконтактного увода орбитальных объектов была предложена концепция «Пастух с ионным лучом» (ПИЛ) [1]. Основная идея этой концепции заключается в использовании потока ионов электрореактивного двигателя для торможения ОКМ. Эффективность увода, низкий уровень риска, возможность повторного использования и технологическая готовность являются основными преимуществами этой концепции по сравнению с другими известными подходами.

В составе ПИЛ должна быть система управления движением его центра масс относительно ОКМ [1]. Эта система отвечает за поддержание определенного расстояния между ПИЛ и ОКМ, которое не должно превышать нескольких диаметров уводимого объекта. Разработка такой системы управления осложняется тем, что точность измерения вектора состояния является невысокой, масса ОКМ точно не известна, математическая модель относительной динамики в общем случае является нестационарной. Кроме того, здесь крайне важен компромисс между робастной устойчивостью, качеством управления и затратами на поддержание необходимого относительного положения.

К настоящему времени работ, посвященных проблеме управления ПИЛ опубликовано мало, что является следствием новизны рассматриваемой технологии. Тем не менее, для решения рассматриваемой задачи целесообразно использовать результаты, полученные при синтезе управления космического аппарата (КА), выполняющего сближение с целевым объектом и последующую стыковку. Например, авторами работы [2] представлены результаты разработки системы управления причаливанием к орбитальной станции. В докладе [3] использован μ-синтез для разработки системы сближения и стыковки с объектами. Целесообразность использования методов автоматизированной разработки систем управления сближением и стыковкой обоснована в работе [4].

Среди публикаций в области теории управления, которые могут быть интересны при решении рассматриваемой задачи, следует отметить статью [5], где представлены практические результаты разработки многомерных систем управления в условиях неопределенности. Авторами статьи [6] выполнен H_2-синтез регулятора с учетом параметрической неопределенности объекта управления. Анализ робастного качества для объектов с неопределенностью, зависящей от времени, проведен в работе [7]. В статье [8] для управления неопределенным объектом использован наблюдатель расширенного состояния.

Среди результатов, имеющих непосредственное отношение к ПИЛ, следует отметить статью [1], где подчеркивается сложность и важность проблемы управления относительным движением пастуха. В публикациях [9, 10] разработан оригинальный метод и алгоритм определения силы, переданной ионным лучом, с использованием фотокамеры. В статье [11] выполнена валидация этого метода. Непосредственно динамике и управлению ПИЛ посвящена статья [12]. В этой статье предполагается, что параметры относительного движения измеряются без погрешностей, а масса ОКМ известна точно. Такие допущения существенно ограничивают использование этих результатов. В работе [13] с использованием метода смешанной чувствительности синтезирован регулятор, который обеспечивает необходимый компромисс между робастной устойчивостью, качеством и затратами на управление с учетом особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, внешних возмущений, неточности определения относительного положения, однако робастные свойства регулятора подтверждены лишь компьютерным моделированием. Этот недостаток восполняет данная статья, где представлены результаты исследований, подтверждающие робастность системы управления с помощью формальных критериев.

Целью статьи является анализ робастной устойчивости и робастного качества системы управления ПИЛ по отношению к вариации параметров математической модели с учетом особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, внешних возмущений, неточности определения относительного положения, неидеальности реактивных исполнительных органов.

Постановка задачи и исходные данные. Рассмотрим процесс увода ОКМ с квазикруговой низкой околоземной орбиты с помощью ПИЛ. Увод ОКМ реализуется за счет воздействия ионов основного электрореактивного двигателя (ОРД), вектор силы тяги которого направлен на ОКМ. ПИЛ оборудован также компенсационным электрореактивным двигателем (КРД). Векторы тяги КРД и ОРД направлены противоположно для уменьшения влияния работы основного двигателя на движение ПИЛ.

Для поддержания постоянного заданного положения пастуха относительно ОКМ используется регулятор, синтезированный в работе [13]. Предполагается, что в составе системы управления имеются датчики, позволяющие измерять координаты вектора, определяющего положения ПИЛ относительно ОКМ, с точностью не хуже 0,5 м.

В качестве исполнительных органов системы управления применены гидразиновые реактивные двигатели с широтно-импульсным модулятором (ШИМ) тяги.

Следует отметить, что ПИЛ при решении задачи поддержания его положения относительно ОКМ представляет собой неопределенный и нестационарный объект управления (ОУ). Это обусловлено рядом факторов. Например, масса ОКМ точно не известна, масса КА–ПИЛ уменьшается по мере расходования рабочего тела, коэффициенты математической модели меняются при уменьшении высоты орбиты. Кроме того, в процессе увода может увеличиваться и эксцентриситет орбиты. В этом случае коэффициенты математической модели, строго говоря, зависят от величины истинной аномалии. В связи с этим необходимо проанализировать влияние этих факторов на робастность замкнутого контура системы с учетом особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, внешних возмущений, неточности определения относительного положения, неидеальности реактивных исполнительных органов.

Анализ робастности системы выполним для следующих исходных данных:

– начальная высота орбиты – 640 км;
– конечная высота орбиты – 340 км;
– наклонение орбиты – $i = 80...99$ град;
– эксцентриситет орбиты – $e = 0...0,05$;
– масса ПИЛ – $m^s = 500 \pm 50$ кг;
– масса ОКМ – $m^d = 1575 \pm 315$ кг;
– номинальная тяга ОРД – $F^{ITT} = 0,031$ Н;
– период дискретизации системы управления – $T = 1$ с;
– номинальная тяга реактивных исполнительных органов – $F_{th} = 2$ Н;

– минимальный импульс тяги реактивных исполнительных органов – $F_{th} t_{on}^{\min} = 0{,}01$ Нс;

– точность определения положения ОКМ в орбитальной системе координат (ОСК) не хуже $0{,}5$ м по каждой из осей.

Математическая модель. Для математического описания движения системы «ПИЛ – ОКМ» используем орбитальную систему координат $Oxyz$. Начало ОСК совпадает с центром масс ПИЛ. Ось Ox совпадает с направлением радиус-вектора, определяющего центр масс ПИЛ относительно центра масс Земли. Ось Oz совпадает с нормалью к плоскости, проходящей через ось Ox и вектор орбитальной скорости ПИЛ, и направлена в сторону положительных значений орбитального кинетического момента. Ось Oy дополняет систему координат до правой.

Положение ОКМ относительно ПИЛ будем определять вектором L, начало которого находится в центре масс ПИЛ, а конец – в центре масс ОКМ. Относительная динамика системы «ПИЛ – ОКМ» может быть описана с помощью следующей линеаризованной системы уравнений [13]

$$\begin{gathered}
\ddot{x} - \omega^2 x - 2\omega\dot{y} - \dot{\omega} y - kx = \frac{f_x^d}{m^d} - \frac{f_x^s}{m^s}, \\
\ddot{y} - \omega^2 y + 2\omega\dot{x} + \dot{\omega} x + ky = \frac{f_y^d}{m^d} - \frac{f_y^s}{m^s}, \\
\ddot{z} + kz = \frac{f_z^d}{m^d} - \frac{f_z^s}{m^s},
\end{gathered} \tag{1}$$

где x, y, z – проекции вектора L на оси ОСК; m^s, m^d – массы ПИЛ и ОКМ соответственно; f_x^d, f_y^d, f_z^d – проекции на оси ОСК суммарного вектора сил F^d, действующих на ОКМ; f_x^s, f_y^s, f_z^s – проекции на оси ОСК суммарного вектора сил F^s, действующих на ПИЛ.

Векторы сил F^d и F^s определяются следующим образом:

$$F^d = F_P^d + F_{J2}^d + F_S^d + F_M^d,$$

$$F^s = F_I^s + F_{J2}^s + F_S^s + F_M^s.$$

Здесь нижние индексы использованы для обозначения следующих возмущений: P – сила, передаваемая ионным лучом ОКМ; I – суммарный вектор силы реактивных двигателей, действующих на ПИЛ; $J2$, S, M – возмущения от второй зональной гармоники гравитационного поля Земли, Солнца и Луны соответственно.

Величины ω, $\dot{\omega}$ и k, входящие в (1), определяются следующим образом:

$$\omega = \sqrt{\frac{\mu}{p^3}}\left(1 + e\cos\nu\right),\ p = a\left(1 - e^2\right),\ \dot{\omega} = -2e\sqrt{\frac{\mu}{p^3}}\sin\nu\left(1 + e\cos\nu\right)\omega,$$

$$k = \frac{\mu}{R^3},\ R = \frac{a\left(1 - e^2\right)}{1 + e\cos\nu},$$

где μ – гравитационная постоянная Земли; ν – истинная аномалия; a – большая полуось.

Регулятор. При анализе робастности системы воспользуемся регулятором, синтезированным в работе [13]. В этой работе синтезированы независимо два регулятора. Один для управления движением в плоскости орбиты (каналы *x* и *y*) и второй для управления в направлении, перпендикулярном плоскости орбиты (канал *z*). Для синтеза каждого из регуляторов ОУ представлен в следующей форме:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + B_1 w + B_2 u \,, \\ Z &= C_1 X + D_{11} w + D_{12} u \,, \\ Y &= C_2 X + D_{21} w + D_{22} u \,, \end{aligned} \qquad (3)$$

где X – вектор состояния; w – возмущения; u – управление; Z – минимизируемый выход; Y – измеряемый выход; A, B_1, B_2, C_1, C_2, D_{11}, D_{12}, D_{21}, D_{22} – матрицы представления ОУ в пространстве состояний.

Несмотря на то, что ШИМ – существенно дискретное устройство, оно не оказывает негативного влияния на полосу пропускания и запасы устойчивости системы, а лишь вносит дополнительное демпфирование [14, 15]. В связи с этим ШИМ не включался в состав системы на этапах синтеза и анализа регулятора. При этом особенности ШИМ учитывались путем задания определенного разрешения реализации управляющих воздействий в форме соответствующих возмущений.

Требования к синтезируемому регулятору задавались в частотной области. Для этого исходная система дополнена весовыми функциями $W_1(s)$, $W_2(s)$ и $W_3(s)$ таким образом, как показано на рис. 1. На этом рисунке использованы следующие обозначения: $G(s)$ – передаточная функция объекта (3); $P(s)$ – передаточная функция дополненного ОУ; K – передаточная функция регулятора; w_1 – внешние возмущения; w_2 – программное значение вектора относительного положения; w_3 – ошибка измерений; w_4 – ошибка реализации управляющих воздействий.

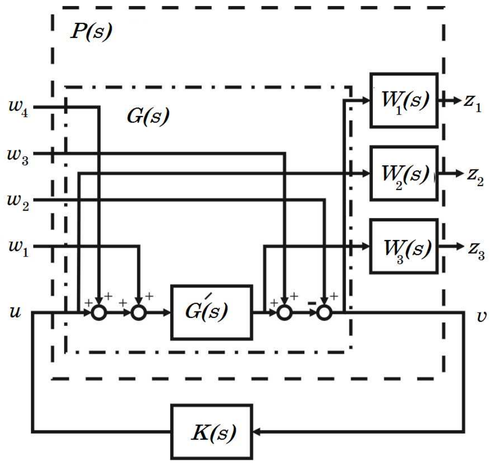


Рис. 1 – Блок-схема дополненной системы

Для дополненного ОУ синтезированы субоптимальные регуляторы в форме:

$$\dot{X}_K = A_K X_K + B_K Y,$$
$$u = C_K X_K + D_K Y,$$

исходя из условия

$$\left\| F_l(P, K) \right\|_\infty \le \gamma_{\min},$$

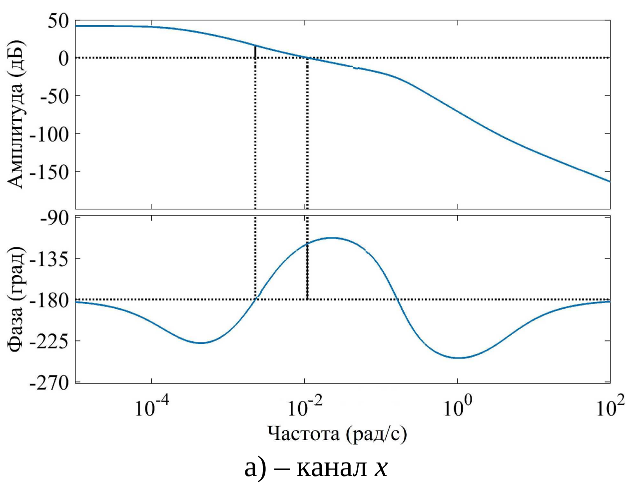
где $\gamma_{\min}$ – некоторое выбранное положительное число.

В результате применения итерационной процедуры найдены матрицы A_K, B_K, C_K, D_K субоптимальных регуляторов десятого порядка при $\gamma_{\min} = 0{,}727$ и пятого порядка при $\gamma_{\min} = 0{,}695$, соответственно для случаев движения в плоскости и из плоскости орбиты [13].

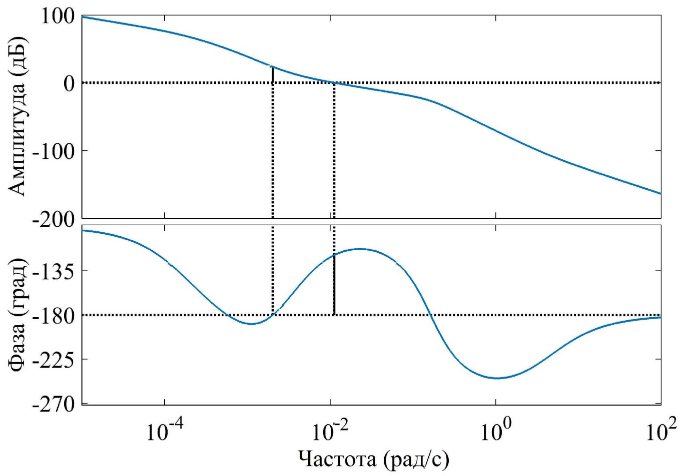
Запасы устойчивости. В классической теории управления в качестве показателей робастности системы используются запасы устойчивости по амплитуде и фазе. Эти показатели вычисляются для разомкнутого контура системы с одним входом и одним выходом. В связи с тем, что объект управления в плоскости орбиты представляет собой систему с двумя входами и двумя выходами, вычислим запасы устойчивости раздельно для каждого канала, размыкая обратную связь для анализируемого канала и оставляя обратную связь в другом канале. Для определения запасов устойчивости для каждого из каналов построены логарифмические амплитудно-фазовые частотные характеристики (ЛАФЧХ), изображенные рис. 2. Как видно из этих рисунков анализируемая система обладает хорошими запасами устойчивости, которые имеют значения, представленные в таблице 1.

Таблица 1. Запасы устойчивости системы

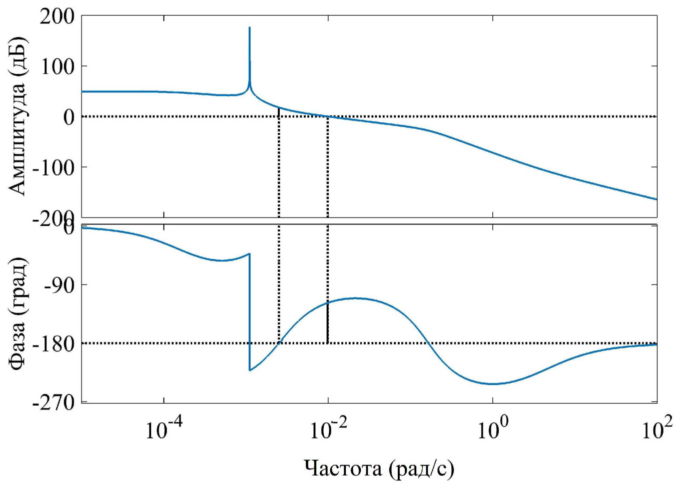
Канал	Запас устойчивости по амплитуде		Запас устойчивости по фазе	
	Значение, дБ	Частота, рад/с	Значение, град	Частота, рад/с
x	$-16{,}2$	$2{,}28 \cdot 10^{-3}$	$60{,}6$	$1{,}10 \cdot 10^{-2}$
y	$-23{,}5$	$2{,}03 \cdot 10^{-3}$	$61{,}1$	$1{,}12 \cdot 10^{-2}$
z	$17{,}8$	$2{,}52 \cdot 10^{-3}$	$61{,}9$	$9{,}89 \cdot 10^{-3}$



а) – канал x



б) – канал *y*



в) – канал *z*

Рис. 2 – ЛАФЧХ и запасы устойчивости

Модель системы с учетом неопределенности. Хорошие запасы устойчивости по амплитуде и фазе дают основание предполагать, что система будет сохранять устойчивость при некотором изменении параметров ОУ. Однако эти показатели не дают ответа на вопрос: в каком диапазоне могут меняться эти параметры, чтобы при этом функционирование системы удовлетворяло установленным требованиям? В связи с этим необходимо проанализировать влияние этих факторов на устойчивость и качество управления.

Рассмотрим характер изменений значений параметров ω, $\dot{\omega}$, k от величины истинной аномалии для различных высот орбит с эксцентриситетом 0,05. Эти зависимости представлены на рис. 3 – 5. На этих рисунках пунктирными, штрихпунктирными и сплошными линиями изображены зависимости соответственно для максимальной, минимальной и средней высоты орбиты. Как видно из этих графиков значения параметров ω, $\dot{\omega}$, k ограничены и меняются плавно. Эта особенность позволяет заменить задачу анализа устойчивости объекта с переменными коэффициентами задачей исследования робастной устойчивости системы по отношению к неопределенным параметрам m^s, m^d, ω, $\dot{\omega}$, k.

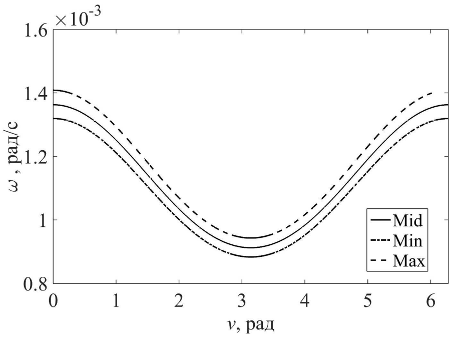


Рис. 3 – Зависимость параметра ω от истинной аномалии

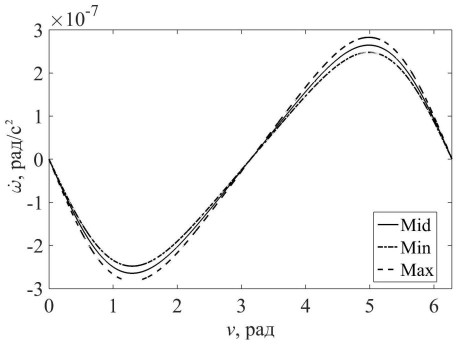


Рис. 4 – Зависимость параметра $\dot{\omega}$ от истинной аномалии

С помощью линейно-дробного преобразования [18] неопределенные параметры модели $\omega = \omega_n \pm d\omega$, $\dot{\omega} = \dot{\omega}_n \pm d\dot{\omega}$, $k = k_n \pm dk$, $m^s = m_n^s \pm dm^s$, $m^d = m_n^d \pm dm^d$ представлены следующим образом:

$$\omega = \omega_n + d\omega\Delta_1 = F_L\left(M_\omega, \Delta_1\right),$$
$$\dot{\omega} = \dot{\omega}_n + d\dot{\omega}\Delta_2 = F_L\left(M_{\dot{\omega}}, \Delta_2\right),$$
$$k = k_n + dk\Delta_3 = F_L\left(M_k, \Delta_3\right),$$
$$m^s = m_n^s \pm dm^s\Delta_4 = F_L\left(M_m^s, \Delta_4\right),$$
$$m^d = m_n^d \pm dm^d\Delta_5 = F_L\left(M_m^d, \Delta_5\right),$$

где $F_L\left(M, \Delta\right)$ – обозначение, говорящее о том, что нижний контур матричной передаточной функции M замкнут матрицей Δ. $M_\omega = \begin{bmatrix} \omega_n & d\omega \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$; $M_{\dot{\omega}} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_n & d\dot{\omega} \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$; $M_k = \begin{bmatrix} k_n & dk \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$; $M_m^s = \begin{bmatrix} m_n^s & dm^s \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$; $M_m^d = \begin{bmatrix} m_n^d & dm^d \\ 1 & 0 \end{bmatrix}$; $\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3, \Delta_4, \Delta_5 \in \left[-1,1\right]$.

Параметры m^s и m^d входят в математическую модель в обратной форме. Для такого случая линейно-дробное преобразование принимает вид:

$$\left(m^{s(d)}\right)^{-1} = \left(F_L\left(M_m^{s(d)}, \Delta_{4(5)}\right)\right)^{-1} = F_L\left(\tilde{M}_m^{s(d)}, \Delta_{4(5)}\right),$$

где $\tilde{M}_m^{s(d)} = \begin{bmatrix} \left(m_n^{s(d)}\right)^{-1} & -dm^{s(d)}\left(m_n^{s(d)}\right)^{-1} \\ \left(m_n^{s(d)}\right)^{-1} & -dm^{s(d)}\left(m_{n\ n}^{s(d)}\right)^{-1} \end{bmatrix}$.

С использованием такого представления параметров математической модели структурная схема системы, изображенная на рис. 1, может быть представлена в виде системы, представленной на рис. 6, которая состоит из блока N (номинальный объект управления и регулятор) и блока возмущений Δ. Здесь возмущение Δ структурировано и имеет блочно-диагональную форму:

$$\Delta = \begin{bmatrix} \Delta_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \Delta_2 & 0 & \cdots \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ 0 & \cdots & 0 & \Delta_5 \end{bmatrix}.$$

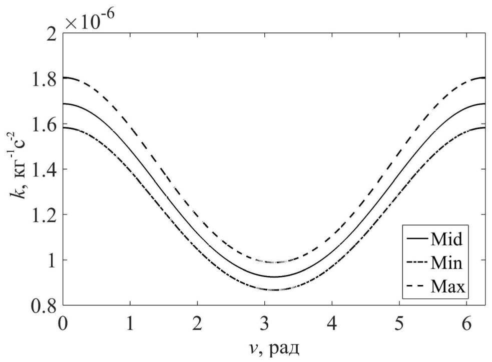


Рис. 5 – Зависимость параметра k от истинной аномалии

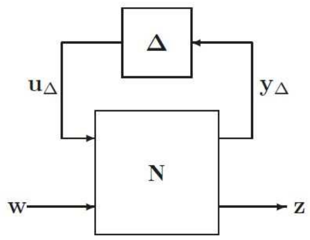


Рис. 6 – Система со структурированной неопределенностью

Робастность системы по отношению к структурированной неопределенности. В случае структурированной неопределенности целесообразно использовать меру робастности, которая использует понятие структурированных сингулярных чисел [18]. Структурированное сингулярное число для комплексной матрицы M – это обратная величина нормы наименьшего возмущения из рассматриваемого класса D, которое делает матрицу $I - M\Delta$ сингулярной. Структурированное сингулярное число $\mu(M)$ определяется следующим образом:

$$\frac{1}{\mu(M)} = \inf_{\Delta \in D, \det(I - M\Delta) = 0} \overline{\sigma}(\Delta).$$

Будем считать, что удовлетворительное качество управления обеспечивается при выполнении условия

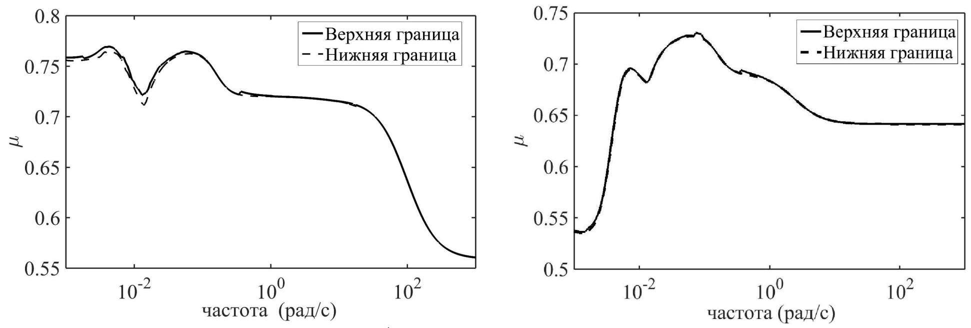
$$\left\| N^{\Delta} \right\|_{\infty} \le 1,$$

где N^{Δ} – передаточная функция от w к z.

Известно [18], что система обладает робастной устойчивостью и робастным качеством по отношению ко всем структурированным возмущениям Δ только если

$$\mu(N) < 1.$$

На рис. 7 представлена зависимость верхней границы структурированных сингулярных чисел от частоты. Как видно из этого рисунка максимальное значение сингулярных чисел не превышает 1 ($\mu_{\max} = 0{,}792$ и $\mu_{\max} = 0{,}726$ для случаев движения в плоскости из плоскости орбиты, соответственно). Это позволяет сделать вывод, что синтезированный регулятор обеспечивает робастную устойчивость и робастное качество с учетом рассмотренных вариаций параметров математической модели системы.



а) – движение в плоскости орбиты б) – движение из плоскости орбиты

Рис. 7 – Верхняя и нижняя границы структурированных сингулярных чисел

Заключение. В статье представлены результаты анализа робастности системы управления движением «пастуха с ионным лучом» относительно объекта космического мусора. С использованием формальных критериев с учетом ограничений затрат на управление, особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, внешних возмущения, неточности определения относительного положения, неидеальности реактивных исполнительных органов показана робастная устойчивость и робастное качество системы по отношению к изменению параметров объекта управления.

Представленные в статье результаты получены при выполнении проекта LEOSWEEP, который финансировался в рамках 7-й Европейской рамочной программы (грант № N.607457).

1. *Bombardelli C., Peláez J.* Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal. JGCD. 2011. 34. No 3. May–June. P. 916–920.
2. *Hua T., Kubiak E., Lin Y., Kilby M.* Control/Structure Interaction during Space Station Freedom-Orbiter Berthing // The Fifth NASA/DOD Controls-Structures Interaction Technology Conference, Tahoe, Nevada, March 3–5, 1992. P. 181–203.
3. *Mora E., Ankersen F., Serrano J.* MIMO Control for 6DoF Relative Motion. Proceedings of 3'rd ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Noordwijk, The Netherlands, Nov. 26–29, 1996.
4. *Ankersen F.* Application of CAE methods for the On-Board Flight Control System on the ARC Mission. ESA working paper. 1993. P. TN/FA–001 Issue 1.0.
5. *Doyle J. C., Stein G.* Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical. Modern Synthesis. *IEEE* Transactions on Automatic Control. 1981. No 26(1). P. 4–16.
6. *Zhao K., Stoustrup J.* Computation of the Maximal Robust H2 Performance Radius for Uncertain Discrete Time Systems with Nonlinear Parametric Uncertainties. International Journal of Control. 1997. No 67(1). P. 33–43.
7. *Zhou K., Khargonekar P., Stoustrup J., Niemann H.* Robust Performance of Systems with Structured Uncertainties in State Space. Automatica. 1995. No 31(2). P. 249–255.
8. *Хорошилов С. В.* Управление ориентацией солнечной электростанции космического базирования с использованием наблюдателя для расширенного вектора состояния. Техническая механика. 2011. №. 3. С.117–125
9. *Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A.* Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object. Acta Astronautica. 2016. No 119. P. 241–251.
10. *Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A.* Algorithm for Determination of Force Transmitted by Plume of Ion Thruster to Orbital Object Using Photo Camera. 66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 12–16 October, 2015. 1 електрон. опт. диск (DVD-ROM).
11. *Фоков А. А., Хорошилов С. В.* Валидация упрощенного метода расчета силы воздействия факела электрореактивного двигателя на орбитальный объект. Авиационно-космическая техника и технология. 2016. № 2/129. С. 55–66.

12. *Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Pelaez J.* Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite // Spaceflight mechanics. – 2012. – Vol. 143. – P. 2145-2158.
13. *Хорошилов С.В.* Синтез робастного регулятора системы управления «пастуха с ионным лучом» // Техническая механика. – 2017. – № 1. – С. 26–39.
14. *Wie B.* Space Vehicle Dynamics and Control. – Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. – 660 p.
15. *Ankersen F.* Thruster Modulation Techniques: Application to Eureca Attitude and Orbit Control System // ESA working paper. – 1989 p. EWP 1528.
16. *Lawden D.F.* Optimal Trajectories for Space Navigation. – London: Butterworths, 1963. – 126 p.
17. *Clohessy W., Wiltshire R.* Terminal guidance system for satellite rendezvous // Journal of the Aerospace Sciences. – 1960. – Vol. 27, No 9. – P. 653-658.
18. *Zhou K., Doyle J.C., Glover K.* Robust and Optimal Control. – NY: Prentice-Hall, 1996. – 596 p.

Получено 02.01.2018,
в окончательном варианте 18.01.2018