

С. В. Хорошилов

Институт технической механики Национальной академии наук Украины
и Государственного космического агентства Украины, Днепр, Украина

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ В ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ БЕСКОНТАКТНОГО УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Статья посвящена совершенствованию технологии бесконтактного удаления космического мусора, получившей название «Пастух с ионным лучом». Синтезирован алгоритм управления, позволяющий поддерживать требуемое положение космического аппарата-пастуха относительно объекта космического мусора в плоскости орбиты за счет изменения тяги только одного компенсирующего электрореактивного двигателя в небольшом диапазоне относительно ее номинального значения. Для синтеза использован метод смешанной чувствительности, который позволил обеспечить необходимый компромисс между робастной устойчивостью, качеством и затратами на управление с учетом особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, внешних возмущений, неточности определения относительного положения, а также неидеальности реактивного исполнительного органа. Требования к синтезируемому регулятору заданы в частотной области с помощью выбранных весовых функций. Результаты синтеза подтверждены как с помощью формального критерия, основанного на понятии структурированных сингулярных чисел, так и путем компьютерного моделирования с использованием нелинейной математической модели, учитывающей широкий спектр орбитальных возмущений, действующих на систему. Алгоритм управления обеспечивает движение космического аппарата-пастуха на небольшом расстоянии перед объектом космического мусора и эффективную передачу ему тормозящего импульса ионным лучом в фазе увода. Показано существенное преимущество предложенного способа управления с точки зрения расхода рабочего тела в сравнении с традиционным подходом, основанном на использовании гидразиновых реактивных двигателей. Это преимущество является одним из ключевых факторов при выборе управления вследствие значительной продолжительности фазы увода космического мусора.

Ключевые слова: космический мусор, пастух с ионным лучом, алгоритм управления, компенсирующий двигатель, затраты рабочего тела, робастность.

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время космическим сообществом активно изучается вопрос непосредственного удаления объектов с околоземных орбит для решения проблемы космического мусора. Концепция бесконтактного увода орбитальных объектов, которая получила название «Пастух с ионным лучом» (ПИЛ) [10], имеет ряд преимуществ.

В отличие от других известных подходов ей характерны: высокая эффективность увода, низкий уровень риска, возможность повторного использования, технологическая готовность.

Концепция ПИЛ предполагает установку на космическом аппарате (КА) основного и компенсаторного электрореактивных двигателей (рис. 1). Поток ионов основного электрореактивного двигателя (ОЭД) направлен на объект космического мусора (ОКМ) и используется в качестве средства, передающего ему тормозя-

ший силовой импульс. Компенсаторный электрореактивный двигатель (КЭД) направлен таким образом, чтобы компенсировать реактивную силу ОЭД.

Для обеспечения эффективности увода необходимо поддерживать определенное расстояние между КА-ПИЛ и ОКМ, которое не должно превышать нескольких диаметров уводимого объекта. Для решения этой задачи недостаточно только лишь компенсировать реактивную силу ОЭД, поскольку неуправляемое движение КА-ПИЛ относительно ОКМ в плоскости орбиты неустойчиво. Поэтому на КА-ПИЛ должна быть предусмотрена система управления движением его центра масс относительно ОКМ [10].

В принципе для управления относительным движением КА-ПИЛ могут быть использованы системы, которые применяются на КА, выполняющих операции маневрирования вокруг другого спутника. Традиционный подход для построения таких систем представлен в работах [21, 24]. При проведении этих исследований предполагалось, что в качестве исполнительных органов выступают химические реактивные двигатели. Система таких двигателей с использованием модуляции тяги позволяет реализовать необходимые силовые воздействия в трех ортогональных направлениях для управления положением центра масс КА. Однако удельный импульс таких двигателей существенно меньше, чем у электрореактивных. Учитывая эту особенность, а также продолжительность фазы увода, можно сделать вывод о необходимости иметь на борту значительные запасы рабочего тела для управления относительным движением КА-ПИЛ. Увеличение массы топлива снижает экономическую привлекательность концепции ПИЛ и ограничивает возможности ее многократного использования. В связи с этим представляет интерес рассмотреть альтернативные подходы для управления относительным движением КА-ПИЛ.

Как отмечено выше, концепция ПИЛ предполагает наличие двух реактивных двигателей, создающих силовые воздействия на КА-ПИЛ в направлении по касательной к орбите. Для обеспечения эффективности увода тягу ОЭД желательно поддерживать максимальной. В тоже время

для управления относительным движением КА-ПИЛ может быть использована вариация тяги КЭД. Как показывают последние публикации, для электрореактивных двигателей может быть реализовано достаточно плавное регулирование тяги [14].

Среди исследований, посвященных КА-ПИЛ, следует отметить работу [10], в которой сформулирована проблема управления относительным движением пастуха и отмечается ее сложность и важность, однако не приведены пути ее решения. В работе [8] предложен оригинальный метод определения силы, переданной ионным лучом, который может быть реализован непосредственно на борту КА-ПИЛ с использованием фотокамеры [7]. В работах [3, 9] представлены результаты валидации и анализа ошибок этого метода, но вопрос его применения к решению задачи управления так и не был поставлен.

Динамике и управлению КА-ПИЛ посвящена работа [11], где исследовано влияние сил, переданных ионным лучом, на устойчивость относительного движения. Было показано, что при разомкнутом контуре относительное движение в плоскости орбиты всегда неустойчиво, а движение из плоскости орбиты устойчиво только лишь для случая, когда дестабилизирующий эффект ионного луча меньше гравитационной силы в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты. В работе [11] регулятор был синтезирован при допущении, что параметры относительного движения измеряются без погрешностей, а масса ОКМ известна точно. Такие допущения существенно ограничивают использование этих результатов на практике. В работах [1, 6] представлены результаты синтеза и анализа системы управления движением КА-ПИЛ относительно ОКМ при использовании гидразиновых реактивных двигателей в качестве исполнительных

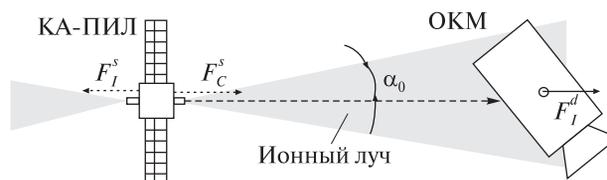


Рис. 1. Концепция ПИЛ

органов. Задача решена с учетом необходимого компромисса между робастной устойчивостью, качеством и затратами на управление, особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, внешних возмущений, неточности определения относительного положения, неидеальности реактивных исполнительных органов. Однако такой подход требует существенных запасов рабочего тела вследствие значительной продолжительности фазы увода ОКМ, что снижает привлекательность концепции ПИЛ.

Известен ряд работ, исследующих стратегию управления относительным положением двух спутников путем приложения управляющих воздействий только по касательной к орбите. В работе [19] исследована такая возможность путем изменения баллистических коэффициентов обоих КА группировки, но ОКМ является неоперируемым объектом, что не позволяет применить эти результаты для КА-ПИЛ. В работе [23] представлены результаты синтеза и применения линейно-квадратичного регулятора без управляющих воздействий в радиальном направлении. В публикации [17] изложены результаты разработки и исследования простого линейного регулятора, создающего управляющие воздействия только по касательной к орбите. Возможность обеспечить точность управления относительным положением с точностью ± 10 м подтверждена компьютерным моделированием. Вместе с тем публикации [17, 19, 23] не учитывают особенностей управления КА-ПИЛ в режиме увода, среди которых, прежде всего, следует отметить следующие:

- наличие возмущающего воздействия от ионного луча,
- измерения вектора состояния искажены шумами,
- масса ОКМ точно не известна,
- математическая модель относительной динамики является нестационарной,
- необходим компромисс между робастной устойчивостью, качеством управления и затратами на поддержание необходимого относительного положения.

Кроме отмеченных выше работ, стоит также указать ряд публикаций в области теории управ-

ления, которые могут быть полезными при решении рассматриваемой задачи. В работе [16] представлены практические результаты разработки многомерных систем управления с обратной связью в условиях неопределенности. В работе [25] выполнен H_2 -синтез с учетом параметрической неопределенности объекта управления. Проблема обеспечения робастного качества для объектов с неопределенностью, зависящей от времени, исследована в работе [27]. В работах [4, 5] для управления неопределенным объектом использован наблюдатель расширенного состояния. Однако результаты [4, 5, 16, 25, 27] получены для случая, когда имеются исполнительные органы в каждом канале управления, поэтому они не могут быть непосредственно использованы для управления только с использованием КЭД.

Таким образом, до сих пор задача синтеза алгоритма управления относительным движением КА-ПИЛ путем изменения тяги КЭД оставалась нерешенной. В нашей работе сделана попытка восполнить этот пробел. Ниже будут изложены результаты исследований особенностей управления КА-ПИЛ в плоскости орбиты путем изменения тяги КЭД в некотором небольшом диапазоне относительно ее номинального значения. Задача рассмотрена с учетом необходимого компромисса между робастной устойчивостью, качеством и затратами на управление, особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, широкого спектра орбитальных возмущений, неточности определения относительного положения и реализации управляющих значений, а также в условиях нестационарности и параметрической неопределенности объекта управления.

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим процесс увода ОКМ с квазикруговой низкой околоземной орбиты с помощью КА-ПИЛ. Сила тяги ОЭД постоянна. В качестве исполнительного органа для поддержания заданного положения пастуха относительно ОКМ в плоскости орбиты будем использовать КЭД, считая, что этот двигатель позволяет варьировать тягу в некотором диапазоне относительно номинального значения.

При проведении исследований ограничимся лишь рассмотрением относительной динамики в плоскости орбиты, предполагая, что каким-либо образом обеспечивается необходимая точность положения КА-ПИЛ относительно ОКМ в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты. Такие ограничения обусловлены, с одной стороны, результатами работы [11], где показано, что при разомкнутом контуре относительное движение из плоскости орбиты всегда неустойчиво, а с другой стороны — тем, что использование ускорений, направленных по касательной к орбите, может обеспечить управляемость группировки только в плоскости орбиты.

Предполагается также, что в составе системы управления имеются датчики, позволяющие измерять координаты вектора, определяющего положения КА-ПИЛ относительно ОКМ. В качестве таких датчиков могут, например, применяться оптические камеры [22] или LIDAR [12].

Целью исследования является синтез алгоритма управления движением КА-ПИЛ в плоскости орбиты путем изменения тяги КЭД, позволяющего поддерживать с заданной точностью его положение относительно ОКМ при наличии параметрической неопределенности объекта управления, возмущений от ионного луча, орбитальных возмущений, шумов измерителей и погрешностей изменения тяги КЭД. Для достижения этой цели необходимо выполнить упрощенное математическое описание объекта управления и анализ его управляемости, получить алгоритм управления с использованием этого математического описания, проверить выполнение заданных требований с учетом отличий реального объекта управления от использованной математической модели.

Синтез регулятора и анализ динамики выполним для следующих исходных данных:

начальная высота орбиты, км	640
конечная высота орбиты, км	340
наклонение орбиты.	92.57°
эксцентриситет орбиты	≤0.05
масса КА-ПИЛ, кг.	500 ± 50
масса ОКМ, кг	1575 ± 315
период дискретизации системы управления, с.	1

точность определения положения ОКМ по каждой из осей ОСК, м не хуже 0.1
 диапазон вариации тяги КЭД относительно номинального значения, % ±20
 точность реализации управляющих воздействий по каждой из осей, мН не хуже 0.1

3. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Для математического описания движения КА-ПИЛ относительно ОКМ используем орбитальную систему координат (ОСК) $Oxyz$, начало которой совпадает с центром масс КА-ПИЛ. Ось Ox совпадает с направлением радиуса-вектора, определяющего центр масс КА-ПИЛ относительно центра масс Земли. Ось Oz совпадает с нормалью к плоскости, проходящей через ось Ox и вектор орбитальной скорости КА-ПИЛ, и направлена в сторону положительных значений его орбитального кинетического момента. Ось Oy дополняет систему координат до правой.

Положение центра масс ОКМ относительно центра масс КА-ПИЛ будем описывать радиусом-вектором \mathbf{L} . Относительная динамика системы «КА-ПИЛ — ОКМ» может быть описана в плоскости орбиты с помощью следующей линеаризованной системы уравнений [18]:

$$\begin{aligned} \ddot{x} - \omega^2 x - 2\omega \dot{y} - \dot{\omega} y - kx &= \frac{f_x^d}{m^d} - \frac{f_x^s}{m^s}, \\ \ddot{y} - \omega^2 y + 2\omega \dot{x} + \dot{\omega} x + ky &= \frac{f_y^d}{m^d} - \frac{f_y^s}{m^s}, \end{aligned} \quad (1)$$

где x, y — проекции вектора \mathbf{L} на оси ОСК, m^s, m^d — массы КА-ПИЛ и ОКМ соответственно, f_x^d, f_y^d — проекции на оси ОСК суммарного вектора сил \mathbf{F}^d , действующих на ОКМ, f_x^s, f_y^s — проекции на оси ОСК суммарного вектора сил \mathbf{F}^s , действующих на КА-ПИЛ.

Векторы сил \mathbf{F}^d и \mathbf{F}^s определяются следующим образом:

$$\mathbf{F}^d = \mathbf{F}_I^d + \mathbf{F}_D^d + \mathbf{F}_P^d,$$

$$\mathbf{F}^s = \mathbf{F}_T^s + \mathbf{F}_C^s + \mathbf{F}_D^s + \mathbf{F}_P^s.$$

Здесь нижними индексами обозначены следующие возмущения: I — сила, передаваемая ионным лучом ОКМ, T и C — силы тяги ОЭД и КЭД соответственно, D и P — возмущения,

обусловленные соответственно сопротивлением атмосферы и солнечным давлением.

Коэффициенты ω , $\dot{\omega}$ и k , входящие в (1), определяются выражениями

$$\omega = \sqrt{\frac{Gm}{p^3}}(1 + \varepsilon \cos \upsilon), \quad p = a(1 - \varepsilon^2),$$

$$\dot{\omega} = -2\varepsilon \sqrt{\frac{Gm}{p^3}} \sin \upsilon (1 + \varepsilon \cos \upsilon) \omega,$$

$$k = \frac{Gm}{R^3}, \quad R = \frac{a(1 - \varepsilon^2)}{1 + \varepsilon \cos \upsilon},$$

где Gm — гравитационная постоянная Земли, υ — истинная аномалия, ε — эксцентриситет, a — большая полуось.

Сила ионного луча является специфическим возмущением, характерным для систем рассматриваемого класса. В связи с этим остановимся подробнее на особенностях учета воздействия ионного луча при решении задачи управления.

С использованием ряда упрощающих предположений элементарную силу, передаваемую ОКМ, запишем в виде [8]:

$$d\mathbf{F} = mn\mathbf{U}(-\mathbf{V} \cdot \mathbf{U})ds, \quad (2)$$

где m — масса частицы, \mathbf{U} — вектор скорости частицы, ds — площадь элементарной площадки поверхности мишени, \mathbf{V} — единичный вектор нормали к элементарной площадке.

Сила \mathbf{F} , передаваемая ОКМ ионным лучом, может быть вычислена путем интегрирования элементарных сил (2) по облучаемой поверхности S :

$$\mathbf{F} = \int_S d\mathbf{F}.$$

Параметры ионных двигателей

Параметр	Значение
Плотность плазмы в начале дальней области луча, м^{-3}	$4.3 \cdot 10^{-13}$
Масса частицы (ксенон), кг	$2.8 \cdot 10^{-25}$
Начальный радиус луча, м	0.0808
Аксиальная составляющая скорости ионов, м/с	71580
Начальный угол расхождения луча	7°
Удельный импульс, с	3400
Сила тяги ОЭД, Н	0.03

С использованием безразмерной функции подобия $h(\tilde{z})$ плотность плазмы в произвольной точке с координатами r, z может быть выражена формулой [8]:

$$n = \frac{n_0}{h^2(\tilde{z})} \exp\left(-C \frac{\tilde{r}^2}{2h^2(\tilde{z})}\right), \quad \tilde{r} = r/R_0, \quad (3)$$

где n_0 — плотность плазмы в начале дальней области луча, C — коэффициент, определяющий, какая часть потока плазмы попадает в окружность радиуса R_0 (например, $C = 3$ соответствует 95 % попадания потока).

При числе Маха $M_0 \geq 40$ и расстоянии до ОКМ менее 10 м характер распространения плазмы можно считать коническим. В этом случае функция подобия, используемая в формуле (3), может быть определена выражением

$$h = 1 + \tilde{z} \operatorname{tg} \alpha_0.$$

В таблице представлены параметры ионных двигателей, использованные при моделировании относительной динамики.

4. АНАЛИЗ УПРАВЛЯЕМОСТИ

Будем считать, что КА-ПИЛ постоянно ориентирован в орбитальной системе координат таким образом, что сила тяги КЭД направлена по касательной к орбите. Представим силу тяги КЭД в виде двух составляющих:

$$f_c = f_c^n + f_c^v,$$

где f_c^n и f_c^v — постоянная и переменная составляющие тяги КЭД соответственно.

Используя вектор состояния $\mathbf{X} = [x, y, \dot{x}, \dot{y}]^T$, вектор возмущений $\mathbf{F} = [df_x, df_y]^T$, а также управление $\mathbf{u} = f_c^v$, представим описание объекта управления (1) в форме пространства состояний:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}_0\mathbf{F} + \mathbf{B}_2\mathbf{u}, \quad (4)$$

где

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \omega^2 + 2k & \dot{\omega} & 0 & 2\omega \\ -\dot{\omega} & \omega^2 - k & -2\omega & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_0 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -1/m^s \end{bmatrix},$$

$$df_x = \frac{f_x^d}{m^d} - \frac{f_x^s}{m^s}, \quad df_y = \frac{f_y^d}{m^d} - \frac{f_y^s - f_c^v}{m^s}.$$

Матрица управляемости

$$R = [B_2 \quad AB_2 \quad A^2B_2 \quad A^3B_2]$$

для объекта (4) имеет полный ранг, что позволяет сделать вывод об управляемости системы.

5. СИНТЕЗ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ

Для синтеза алгоритма управления используем методологию H_∞ . Такой подход позволяет синтезировать регулятор, минимизирующий выход замкнутой системы для наихудшего случая входных возмущений.

Для синтеза представим исходный объект (4) в следующей стандартной форме:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + B_1 w + B_2 u, \\ z &= C_1 X + D_{11} w + D_{12} u, \\ v &= C_2 X + D_{21} w + D_{22} u, \end{aligned} \quad (5)$$

где w — возмущения, u — управление, z — минимизируемый выход, v — измеряемый выход.

В качестве входных сигналов будем рассматривать следующие возмущения: w_1 — внешние возмущения, w_2 — требуемое значение вектора L , w_3 — ошибка измерения вектора L , w_4 — ошибка реализации управляющих воздействий.

В составе минимизируемого вектора выхода будем учитывать ошибку поддержания заданного положения КА-ПИЛ относительно ОКМ z_1 и величину управляющего воздействия z_2 .

Зависимость между входом w и выходом z имеет вид

$$z = F_l(P, K)w,$$

где P — передаточная функция объекта управления, K — передаточная функция регулятора, $F_l(P, K)$ — передаточная функция замкнутой системы.

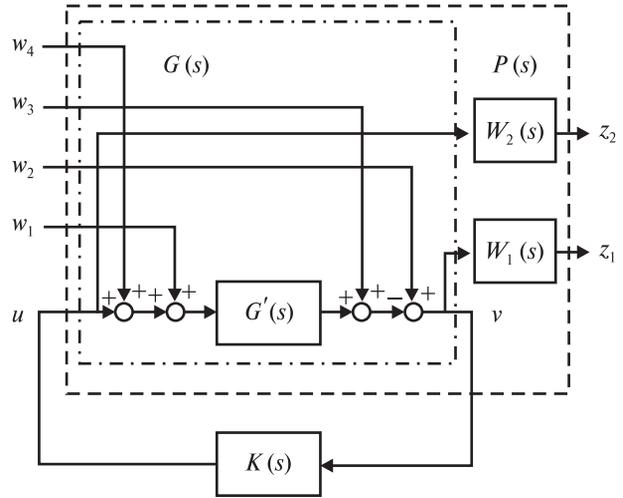


Рис. 2. Структурная схема дополненной системы

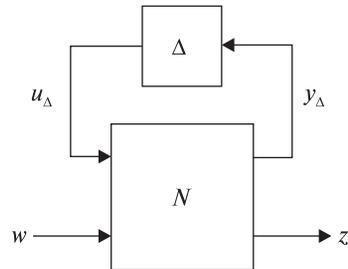


Рис. 3. Система со структурированной неопределенностью

Регулятор найдем из условия минимизации $\|H\|_\infty$ — нормы передаточной функции замкнутой системы [24]:

$$\|F_l(P, K)\|_\infty \rightarrow \min.$$

Для того чтобы обеспечить необходимое качество управления, а также ограничить величину управляющих воздействий, дополним исходную систему весовыми функциями $W_1(s)$ и $W_2(s)$ таким образом, как показано на рис. 2.

Для взвешивания выхода z_1 используем фильтры низких частот первого порядка в следующей форме:

$$\begin{aligned} W_{1x}(s) &= \frac{s/M_{1x} + \Omega_{1x}}{s + A_{1x}\Omega_{1x}}, \\ W_{1y}(s) &= \frac{s/M_{1y} + \Omega_{1y}}{s + A_{1y}\Omega_{1y}}. \end{aligned} \quad (6)$$

Параметры Ω_{1x} , Ω_{1y} выбираются исходя из необходимой полосы пропускания регулятора.

Требуемая ошибка управления в установившемся режиме может быть обеспечена выбором параметров A_{1x} и A_{2x} , а параметры M_{1x} , M_{1y} выбираются таким образом, чтобы ограничить перерегулирование.

Весовые функции для управляющего сигнала имеют вид, аналогичный (6):

$$W_2(s) = \frac{s/M_2 + \Omega_2}{s + A_2\Omega_2}. \quad (7)$$

Параметры фильтра (7) выбираются таким образом, чтобы незначительно ограничить управление на низких частотах и минимизировать его на высоких частотах. Такой выбор позволяет обеспечить вариацию тяги в требуемом диапазоне и минимизацию отслеживания высокочастотных шумов.

Структурная схема дополненной системы (5) представлена на рис. 3.

Связь между матричными передаточными функциями $G_{ij}(s)$ и представлением объекта $G(s)$ в пространстве состояний (5) определяется выражениями вида

$$G_{ij}(s) = C_i(sI - A)^{-1} B_j + D_{ij}, \quad i, j = 1, 2.$$

Передаточная функция дополненной системы определяется следующим образом:

$$P(s) = G(s)W(s), \quad (8)$$

где $W(s)$ — диагональная матрица с диагональными элементами $W_{11}(s) = W_{1x}(s)$, $W_{22}(s) = W_{1y}(s)$, $W_{33}(s) = W_2(s)$.

Для объекта (5) с помощью известных алгоритмов [20], основанных на решении линейных матричных неравенств, синтезирован регулятор $K(s)$ 7-го порядка в форме

$$\dot{\mathbf{X}}_K = \mathbf{A}_K \mathbf{X}_K + \mathbf{B}_K \mathbf{v},$$

$$\mathbf{u} = \mathbf{C}_K \mathbf{X}_K + \mathbf{D}_K \mathbf{v},$$

исходя из условия

$$\|F_l(P, K)\|_\infty \leq \gamma_{\min}.$$

В результате применения итерационной процедуры найдены матрицы \mathbf{A}_K , \mathbf{B}_K , \mathbf{C}_K , \mathbf{D}_K субоптимального регулятора $K(s)$ для $\gamma_{\min} = 0.978$.

Параметры весовых функций W_{1x} , W_{1y} , W_2 выбраны таким образом, чтобы обеспечить компромисс между качеством и затратами на управ-

ление: $\Omega_{1x} = \Omega_{1y} = 1.709 \cdot 10^{-4}$, $\Omega_2 = 0.684$, $A_{1x} = A_{1y} = 0.6$, $A_2 = 0.3$, $M_{1x} = M_{1y} = 4.5$, $M_2 = 0.003$.

6. АНАЛИЗ РОБАСТНОСТИ

В предыдущем разделе синтезирован алгоритм управления при номинальных значениях параметров математической модели. Вместе с тем в реальных условиях эти параметры будут отличаться от номинальных. Например, масса ОКМ точно не известна, масса КА-ПИЛ уменьшается по мере расходования рабочего тела, коэффициенты математической модели (1) изменяются 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 устойчивость и качество управления.

Значения параметров ω , $\dot{\omega}$, k ограничены и изменяются 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 .

С помощью линейно-дробного преобразования [15] 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:

$$\omega = \omega_n + d\omega\Delta_1 = F_L(M_\omega, \Delta_1),$$

$$\dot{\omega} = \dot{\omega}_n + d\dot{\omega}\Delta_2 = F_L(M_{\dot{\omega}}, \Delta_2),$$

$$k = k_n + dk\Delta_3 = F_L(M_k, \Delta_3),$$

$$m^s = m_n^s \pm dm^s\Delta_4 = F_L(M_m^s, \Delta_4),$$

$$m^d = m_n^d \pm dm^d\Delta_5 = F_L(M_m^d, \Delta_5),$$

$$M_\omega = \begin{bmatrix} \omega_n & d\omega \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad M_{\dot{\omega}} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_n & d\dot{\omega} \\ 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$M_k = \begin{bmatrix} k_n & dk \\ 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$M_m^s = \begin{bmatrix} m_n^s & dm^s \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad M_m^d = \begin{bmatrix} m_n^d & dm^d \\ 1 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3, \Delta_4, \Delta_5 \in [-1, 1],$$

где n — индекс, обозначающий номинальные параметры модели; условная запись $F_L(M, \Delta)$ обозначает то обстоятельство, что нижний контур матричной передаточной функции M замкнут матрицей Δ .

С использованием такого представления параметров математической модели структурная схема системы, изображенная на рис. 3, может быть представлена в виде системы, состоящей из блока N (номинальный объект управления и регулятор) и блока возмущений Δ . Такая система представлена на рис. 3, где возмущение Δ структурировано и имеет блочно-диагональную форму.

В случае структурированных возмущений целесообразно использовать меру робастности, которая использует понятие структурированных сингулярных чисел [15]. Будем считать, что удовлетворительное качество управления обеспечивается при выполнении условия

$$\|N^\Delta\|_\infty \leq 1,$$

где N^Δ — передаточная функция от \mathbf{w} к \mathbf{z} .

Известно [26], что система обладает робастной устойчивостью и робастным качеством по отношению ко всем структурированным возмущениям Δ только если структурированное сингулярное число $\mu(N)$ меньше единицы.

На рис. 4 представлена зависимость верхней границы структурированных сингулярных чисел от частоты. Как видно, максимальное значение сингулярных чисел не превышает 1 ($\mu_{\max} = 0.845$). Это позволяет сделать вывод, что синтезированный алгоритм управления обеспечивает робастную устойчивость и робастное качество с учетом рассмотренных вариаций параметров математической модели системы.

7. МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ СИСТЕМЫ «КА-ПИЛ — ОКМ»

Для проверки эффективности предложенного управления использовались известные нелиней-

ные уравнения, описывающие движение спутника в центральном поле тяготения с учетом действующих на него возмущений. В составе возмущений учитывались сопротивление движению в атмосфере, солнечное давление, силы ОЭД и КЭД, действующие на КА-ПИЛ, а также сила, передаваемая ионным лучом ОКМ. Другие орбитальные возмущения, такие как нецентральная часть поля тяготения Земли, притяжение Солнца и Луны, не учитывались, поскольку их влияние на относительное движение незначительно в случае, когда расстояние между объектами мало. Предполагалось, что КА-ПИЛ ориентирован таким образом, что вектор тяги ОЭД направлен по касательной к орбите. Номинальная тяга КЭД определялась выражением

$$f_c^n = -f_T(1 + m^s / m^d).$$

В качестве ОКМ рассматривалась третья ступень ракеты-носителя «Циклон-3», которая моделировалась цилиндром с высотой 2.6 м и диаметром основания 2.2 м. Силы и моменты, передаваемые ионным лучом ОКМ, рассчитывались с помощью алгоритмов [8].

При расчетах также моделировалось движение ОКМ вокруг центра масс. Для этого использовались известные уравнения, описывающие угловое движение твердого абсолютно жесткого тела под действием возмущений [2]. В составе возмущений уравнений углового движения учитывалось влияние гравитационного, аэродинамического момента, а также моментов сил солнечного давления и ионного луча.

Шумы измерений относительного положения и погрешности регулирования тяги КЭД моделировались в виде случайных величин с гауссовым законом распределения.

Синтезированный выше регулятор преобразован к дискретной форме с использованием билинейного преобразования. При таком методе преобразования сохраняется H_∞ -норма регулятора. Эквивалентность характеристик дискретного и непрерывного регуляторов подтверждалась совпадением кривых частотных характеристик в нужном диапазоне частот.

На рис. 5—7 приведены модельные характеристики, полученные для случая, когда в начальный

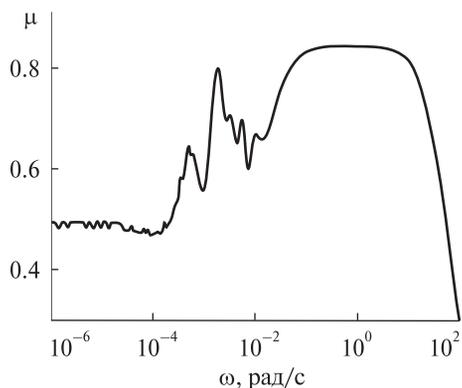


Рис. 4. Зависимость верхней границы структурированных сингулярных чисел от частоты

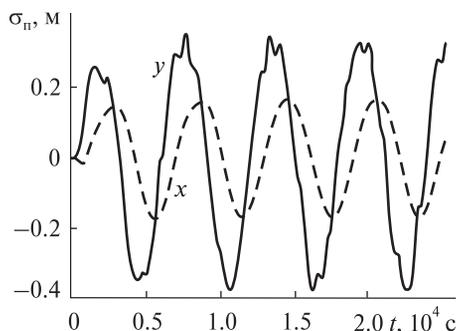


Рис. 5. Вариации ошибки $\sigma_{\text{п}}$ поддержания относительного положения КА-ПИЛ

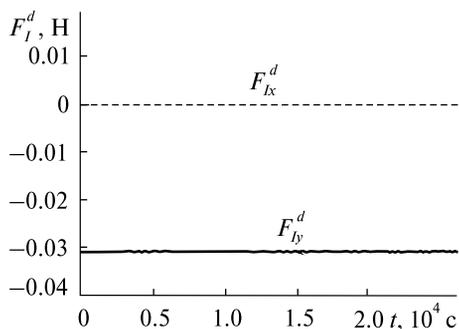


Рис. 6. Вариации силы F_I^d , переданной ионным лучом ОКМ

момент времени высота перигея составляла 490 км, эксцентриситет 0.025. Массы КА-ПИЛ и ОКМ принимались при этих расчетах равными соответственно $m^s = 450$ кг и $m^d = 1890$ кг.

Как видно из рис. 5, регулятор позволяет обеспечить требуемое положение КА-ПИЛ относительно ОКМ с погрешностью $\sigma_{\text{п}}$ не более 0.4 м.

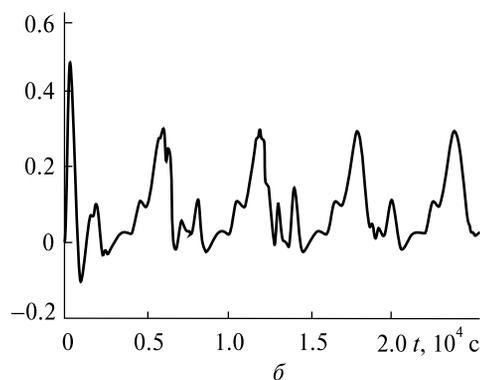
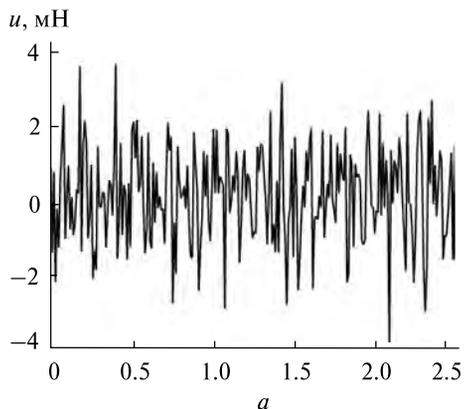


Рис. 7. Изменение переменной составляющей тяги КЭД: *a* — при учете помех измерителей; *б* — без учета помех измерителей

Эта ошибка в основном вызвана периодическим изменением параметров объекта управления при ограниченной полосе пропускания регулятора. Такое ограничение полосы пропускания позволило добиться того, что при наличии шумов измерителей амплитуда вариации тяги КЭД не превышает 10 % от ее номинального значения (рис. 7, *a*). Согласно зависимости на рис. 6 достигнутая точность управления относительным движением КА-ПИЛ позволяет обеспечить приемлемую передачу ионным лучом силы ОКМ.

На рис. 7, *б* представлена зависимость изменения переменной составляющей тяги КЭД для случая, когда отсутствуют шумы измерителей. Сравнивая эту зависимость с графиком на рис. 7, *a*, можно сделать вывод, что шумы измерителей приводят к существенному увеличению амплитуды управляющих воздействий. Вместе с тем такое увеличение амплитуды не приводит к

значительному увеличению расхода рабочего тела. Так, например, на интервале 25000 с суммарный импульс переменной составляющей тяги составляет 2.27 Н·с для случая, представленного на рис. 7, а, и -2.2 Н·с для случая, изображенного на рис. 7, б. Это обуславливается тем, что положительные значения f_c^v приводят к увеличению тяги КЭД, а отрицательные — к ее уменьшению. Учитывая то, что импульс тяги f_c^n на рассматриваемом интервале равен -1 кН·с, можно утверждать, что затраты рабочего тела для компенсации возмущений незначительны.

Результаты расчетов для различных вариантов исходных данных, представленных в разд. 3, показывают, что ошибка управления относительным движением КА-ПИЛ не превышает 0.5 м.

В заключение оценим затраты рабочего тела для поддержания относительного положения КА-ПИЛ в плоскости орбиты. Для параметров ОЭД, приведенных в таблице, скорость увода рассматриваемого ОКМ составляет примерно 3 км/сут [1]. Миссия увода для параметров, представленных в разд. 3, длится около 100 сут. Суммарный импульс тяги КЭД на этом интервале равен 352.5 кН·с. При удельном импульсе двигателя, равном 3400 с, масса ксенона, потребленного КЭД, составит 10.58 кг.

Для сравнения рассмотрим систему управления, которая использует КЭД с постоянной тягой и две пары гидразиновых двигателей с широтной модуляцией тяги для создания управляющих воздействий в x- и y-направлениях. В этом случае тяга КЭД позволяет компенсировать реактивную силу ОЭД и учесть торможение ОКМ ионным лучом, а гидразиновые двигатели обеспечивают устойчивость относительного движения. Основные параметры химических двигателей: сила тяги — 2 Н; минимальный импульс тяги — 0.01 Н·с; удельный импульс тяги — 230 с. Для проведения расчетов синтезирован H_∞ -регулятор с двумя выходами, позволяющий поддерживать относительное положение КА-ПИЛ с ошибкой ± 0.1 м. Для такой системы управления расход ксенона и гидразина соответственно составил 10.59 и 12.93 кг. Здесь следует отметить, что расход гидразина может быть иным при использовании других регуляторов. Тем не менее,

это не влияет на основной вывод, что предлагаемая здесь система управления позволяет обойтись совсем без гидразина при примерно одинаковом расходе ксенона для поддержания относительного положения КА-ПИЛ в фазе увода.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе получен алгоритм управления относительным движением в плоскости орбиты «пастуха с ионным лучом». Основным его отличием от известных алгоритмов является то, что управление реализовано путем изменения тяги лишь одного компенсаторного электрореактивного двигателя в небольшом диапазоне относительно ее номинального значения. Алгоритм синтезирован таким образом, чтобы обеспечить необходимый диапазон изменения тяги и качество управления с учетом особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, внешних возмущения, неточности определения относительного положения и реализации управляющих воздействий. С помощью формального критерия показано, что алгоритм управления обеспечивает робастную устойчивость и качество по отношению к изменениям параметров объекта управления в процессе увода объекта космического мусора. Выполнена валидация алгоритма управления путем компьютерного моделирования с использованием нелинейной математической модели с учетом широкого спектра орбитальных возмущений, действующих на систему. Расчеты показали, что использование предложенного алгоритма управления позволяет существенно уменьшить необходимую массу рабочего тела реактивных исполнительных органов пастуха с ионным лучом.

Несмотря на то что для управления относительным движением в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты, могут быть использованы традиционные решения, представляет интерес поиск альтернативных подходов, имеющих преимущества с точки зрения расхода рабочего тела.

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

ЛИТЕРАТУРА

1. Алпатов А. П., Маслова А. И., Хорошилов С. В. Безконтактное удаление космического мусора ионным лучом. Динамика и управление. — Beau Bassin: LAP Lambert Academic Publishing, 2018. — 330 с.
2. Алпатов А. П., Хорошилов С. В. Анализ способов управления ориентацией космической солнечной электростанции // Техн. мех. — 2005. — Вып. 1. — С. 3—12.
3. 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.
4. Хорошилов С. В. Управление ориентацией солнечной электростанции космического базирования с использованием наблюдателя для расширенного вектора состояния // Техн. мех. — 2011. — Вып. 3. — С. 117—125.
5. Хорошилов С. В. Синтез субоптимальных компенсаторов возмущений в форме наблюдателя расширенного вектора состояния // Техн. мех. — 2014. — Вып. 2. — С. 79—92.
6. Хорошилов С. В. Система керування відносним рухом космічного апарата для безконтактного видалення космічного сміття // Наука та інновації. — 2018. — 14, № 4. — С. 5—18.
7. 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 Int. Astronautical Congress (12—16 October 2015). — Jerusalem, 2015.
8. 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. — 119. — P. 241—251.
9. Alpatov A. P., Fokov A. A., Khoroshylov S. V., Savchuk A. P. Error analysis of method for calculation of non-contact impact on space debris from ion thruster // Mechanics, Materials Science & Engineering J. — July 2016. — 13 p.
10. Bombardelli C., Peláez J. Ion beam shepherd for contactless space debris removal // J. Guidance, Control, and Dynamics. — 2011. — 34, N 3. — P. 916—920.
11. Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Peláez J. Relative dynamics and control of an ion beam Shepherd satellite // Adv Astronautical Sci. — 2012. — 143.
12. Clark F., Spehar P., Brazzel J., Hinkel H. Laser based relative navigation and guidance for space shuttle proximity operations // Adv Astronautical Sci. — 2003. — 113. — P. 171—186.
13. Clohessy W., Wiltshire R. Terminal guidance system for satellite rendezvous // J. Aerospace Sci. — 1960. — 27, N 9. — P. 653—658.
14. Corbett M. H., Edwards C. H. Thrust control algorithms for the GOCE ion propulsion assembly // The 30th Int. Electric Propulsion Conf. (17—20 September 2007). — Italy, Florence, 2007.
15. Doyle J., Packard A., Zhou K. Review of LFTs, LMIs and μ // IEEE Conf. on Decision and Control (December 1991). — Brighton, England, 1991.
16. Doyle J. C., Stein G. Multivariable feedback design: Concepts for a classical / Modern Synthesis // IEEE Transactions on Automatic Control. — 1981. — N 26 (1). — P. 4—16.
17. Kumara K. D., Bang H. C., Tahk M. J. Satellite formation flying using along-track thrust // Acta Astronautica. — 2007. — 61, N 7—8. — P. 553—564.
18. Lawden D. F. Optimal Trajectories for Space Navigation. — London: Butterworths, 1963. — 126 p.
19. Leonard C. L., Hollister W. M., Bergmann E. V. Orbital formation keeping with differential drag // J. Guidance, Control, and Dynamics. — 1989. — 12, N 1. — P. 108—113.
20. Nesterov Y., Nemirovskii A. The Projective Method for Solving Linear Matrix Inequalities // Math. Programming Ser. B. — 1997. — 77. — P. 163—190.
21. Redding D. C., Adams N. J., Kubiak E. T. Linear quadratic stationkeeping for the STS orbiter // Charles Stark Draper Laboratory, Cambridge, MA, 1986. — Rept. CSDLR-1879.
22. Rems F., Risse E. A., Benninghoff H. Rendezvous GNC-system for autonomous orbital servicing of uncooperative targets // 10th Int. ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems (29 May — 2 June 2017). — Salzburg, Austria, 2017.
23. Starin R. S., Yedavalli R. K., Sparks A. G. Spacecraft formation flying maneuvers using linear-quadratic regulation with no radial axis inputs // AIAA Paper. — 2001. — August. — P. 2001—4029.
24. Vassar R. H., Sherwood R. B. Formationkeeping for a pair of satellites in a circular orbit // J. Guidance, Control, and Dynamics. — 1985. — 8. — P. 235—242.
25. Zhao K., Stoustrup J. Computation of the maximal robust H2 performance radius for uncertain discrete time systems with nonlinear parametric uncertainties // Int. J. Control. — 1997. — N 67(1). — P. 33—43.
26. Zhou K., Doyle J. C., Glover K. Robust and optimal control. — N. J., USA: Prentice-Hall, 1996. — 596 p.
27. Zhou K., Khargonekar P., Stoustrup J., Niemann H. Robust performance of systems with structured uncertainties in state space // Automatica. — 1995. — N 31(2). — P. 249—255.

Стаття надійшла до редакції 28.09.2018

REFERENCES

1. Alpatov A. P., Maslova A. I., Khoroshylov S. V. Contactless de-orbiting of space debris by the ion beam. Dynamics and control. — Beau Bassin: LAP Lambert Academic Publishing, 330 p. (2018) [In Russian].

2. Alpatov A. P., Khoroshylov S. V. Analiz sposobov upravleniya orientatsiei kosmicheskoi solnechnoi elektrostantsii [Analysis of ways of the attitude control of the space solar station]. *Tekhnicheskaya mekhanika*. vol 4, 3—12 (2005) [In Russian].
3. Fokov A. A., Khoroshylov S. V. Validation of simplified method for calculation of impact of electric thruster plume to orbital object. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. N 2/129, 55—66 (2016) [In Russian].
4. Khoroshylov S. V. Attitude control of space-based solar power station using extended state observer. *Tekhnicheskaja mehanika*. N 3, 117—125 (2011) [In Russian].
5. Khoroshylov S. V. Synthesis of suboptimal compensators in form of extended state observer. *Tekhnicheskaja mehanika*. N 2, 79—92 (2014) [In Russian].
6. Khoroshylov S. V. Relative Motion Control System of Spacecraft for Contactless Space Debris Removal. *Sci. innov.* Vol 14(4), 5—16 (2018).
7. 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 (12—16 October 2015, Jerusalem)* (2015).
8. 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*. Vol. 119, 241—251 (2016).
9. Alpatov A. P., Fokov A. A., Khoroshylov S. V., Savchuk A. P. Error Analysis of Method for Calculation of Non-Contact Impact on Space Debris from Ion Thruster. *Mechanics, Materials Science & Engineering Journal*. July, 13 pages (2016).
10. Bombardelli C., Peláez J. Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. Vol. 34, N 3, 916—920 (2011).
11. Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Peláez J. Relative Dynamics and Control of an Ion Beam Shepherd Satellite. *Advances in the Astronautical Sci.* Vol. 143 (2012).
12. Clark F., Spehar P., Brazzel J., Hinkel H. Laser based relative navigation and guidance for space shuttle proximity operations. *Advances in the Astronautical Sciences*. Vol. 113, 171—186 (2003).
13. Clohessy W., Wiltshire R. Terminal guidance system for satellite rendezvous. *Journal of the Aerospace Sciences*. Vol. 27, N 9, 653—658 (1960).
14. Corbett M. H., Edwards C. H. Thrust Control Algorithms for the GOCE Ion Propulsion Assembly. *The 30th International Electric Propulsion Conference (17—20 September 2007. Italy, Florence)* (2007).
15. Doyle J., Packard A., Zhou K. Review of LFTs, LMIs and μ . *IEEE Conference on Decision and Control* (December 1991, Brighton, England), (1991).
16. Doyle J. C., Stein G. Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical. Modern Synthesis. *IEEE Transactions on Automatic Control*. N 26(1), 4—16 (1981).
17. Kumara K. D., Bang H. C., Tahk M. J. Satellite formation flying using along-track thrust. *Acta Astronautica*. Vol. 61, N 7—8, 553—564 (2007).
18. Lawden D. F. *Optimal Trajectories for Space Navigation*, London: Butterworths, 1963. 126 p.
19. Leonard C. L., Hollister W. M., Bergmann E. V. Orbital formation keeping with differential drag. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. Vol. 12 (1), 108—113 (1989).
20. Nesterov Y. The Projective Method for Solving Linear Matrix Inequalities. *Math. Programming Ser. B*. Vol. 77, 163—190 (1997).
21. Redding D. C., Adams N. J., Kubiak, E. T. Linear quadratic stationkeeping for the STS orbiter // *Charles Stark Draper Laboratory, Cambridge, MA, Rept. CSDL-R-1879*. (1986).
22. Rems F., Risse E. A., Benninghoff H. Rendezvous GNC-system for autonomous orbital servicing of uncooperative targets. *10th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems (29 May — 2 June 2017, Salzburg, Austria)* (2017).
23. Starin R. S., Yedavalli R. K., Sparks A. G. Spacecraft formation flying maneuvers using linear-quadratic regulation with no radial axis inputs. *AIAA Paper*. August, 2001—4029 (2001).
24. Vassar R. H., Sherwood R. B. Formationkeeping for a pair of satellites in a circular orbit. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. Vol. 8, 235—242 (1985).
25. Zhao K., Stoustrup J. Computation of the maximal robust H2 performance radius for uncertain discrete time systems with nonlinear parametric uncertainties. *Inter. J. Control*. N 67(1), 33—43 (1997).
26. Zhou K., Doyle J. C., Glover K. *Robust and Optimal Control*, N. J., USA: Prentice-Hall, 1996. — 596 p.
27. Zhou K., Khargonekar P., Stoustrup J., Niemann H. Robust Performance of Systems with Structured Uncertainties in State Space. *Automatica*. N 31(2), 249—255 (1995).

Received 28.09.2018

С. В. Хорошилов

Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна

АЛГОРИТМ КЕРУВАННЯ ВІДНОСНИМ РУХОМ У ПЛОЩИНІ ОРБИТИ КОСМІЧНОГО АПАРАТА ДЛЯ БЕЗКОНТАКТНОГО ВИДАЛЕННЯ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

Статтю присвячено вдосконаленню технології безконтактного видалення космічного сміття, що отримала назву «Пастух з іонним променем». Синтезовано алгоритм керування, який дозволяє підтримувати необхідне положення космічного апарата-пастуха відносно об'єкта космічного сміття у площині орбіти за рахунок зміни тяги тільки одного компенсаторного електрореактивного двигуна у невеликому діапазоні щодо її номінального значення. Для синтезу використано метод змішаної чутливості, який дозволив забезпечити необхідний компроміс між робастною стійкістю, якістю і витратами на керування з урахуванням особливостей впливів, переданих іонним променем, зовнішніх збурень, неточності визначення відносного положення, а також неідеальності реактивного виконавчого органу. Вимоги до синтезованого регулятора задано в частотній області за допомогою обраних вагових функцій. Результати синтезу підтверджено як за допомогою формального критерію, що базується на понятті структурованих сингулярних чисел, так і шляхом комп'ютерного моделювання з використанням нелінійної математичної моделі, яка враховує широкий спектр орбітальних збурень, що діють на систему. Алгоритм керування забезпечує рух космічного апарата-пастуха на певній невеликій відстані перед об'єктом космічного сміття і ефективну передачу йому гальмувального імпульсу іонним променем у фазі відведення. Показано суттєву перевагу запропонованої моделі керування з точки зору витрат робочого тіла у порівнянні з традиційним підходом, основаному на використанні гідрозинкових реактивних двигунів. Ця перевага є одним з ключових чинників при виборі керування внаслідок значної тривалості фази виведення космічного сміття.

Ключові слова: космічне сміття, пастух з іонним променем, алгоритм керування, компенсаторний двигун, витрати робочого тіла, робастність.

S. V. Khoroshylov

Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Dnipro, Ukraine

THE LAW TO CONTROL THE IN-PLANE RELATIVE MOTION OF A SPACECRAFT FOR CONTACTLESS SPACE DEBRIS REMOVAL

The article is devoted to the improvement of the technology for contactless space debris removal called "Ion Beam Shepherd". The control law has been synthesized to maintain the required position of the shepherd spacecraft relative to the space debris object in the orbital plane by changing the thrust of only one compensating ion thruster in a certain small range compared to its nominal value. The synthesis is carried out using the method of mixed sensitivity. The method provides the necessary trade-off between robust stability, performance, and control costs. This takes into account the impact of the ion beam, external disturbances, inaccurate determination of the relative position, as well as non-ideal reactive actuator. The requirements for the synthesized controller are set in the frequency domain using the selected weight functions. The results of the synthesis are verified using a formal criterion based on the concept of structured singular values and by computer simulation using a non-linear mathematical model. The latter takes into account a wide range of orbital perturbations acting on the system. The control law ensures that the shepherd spacecraft moves at a certain small distance in front of a debris object while the ion beam effectively transfers the de-orbiting impulse to it. A significant advantage of the proposed control from the point of view of the propellant consumption is shown in comparison with the traditional approach based on the use of hydrazine thrusters. This advantage is one of the key factors for the choice of control due to the significant duration of the phase of space debris removal.

Keywords: space debris, ion beam shepherd, control law, compensating thruster, propellant consumption, robustness.