

СИНТЕЗ ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ ПОПЕРЕЧНЫМ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ НАНОСПУТНИКА С ДВОЙНЫМ ВРАЩЕНИЕМ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОДНООСНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ВЕКТОРА ТЯГИ

Л.И. Сеницын

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева
(Самарский университет)*
Россия, 443086, Самара, ул. Московское шоссе, 34
E-mail: sinicyn.li@ssau.ru

И.В. Белоконов

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева
(Самарский университет)*
Россия, 443086, Самара, ул. Московское шоссе, 34
E-mail: belokonov.iv@ssau.ru

Ключевые слова: наноспутник, двигательная установка, маховик, стабилизация, оптимальное управление, двойное вращение, точность маневрирования.

Аннотация: Для уменьшения погрешности выдачи корректирующего импульса наноспутника используется маховик, придающий корпусу наноспутника вращение вокруг оси, направленной по вектору выдачи импульса. С целью минимизации энергетических затрат на закручивание наноспутника и уменьшения потребной скорости закручивания предложено введение управления поперечным угловым движением. В работе была поставлена и решена задача синтеза оптимального стационарного линейного регулятора состояния с интегральным квадратичным критерием. Проведён предварительный анализ возможности применения замкнутого контура управления поперечным угловым движением наноспутника формата CubeSat 3U для обеспечения поддержания ориентации вектора тяги во время корректирующего импульса.

1. Введение

Современный уровень развития космической техники характеризуется резким возрастанием интереса к наноспутникам, оснащённым двигательными установками. К началу 2024 года в базе данных Nanosats имеется статистика о более 2,5 тысяч запущенных наноспутников, из них около 220 имеют бортовую двигательную установку. При этом наблюдается ежегодное увеличение в геометрической прогрессии количества проектов наноспутников с двигательными установками: в 2019 году зафиксировано менее 20 проектов, в 2021 году около 40 проектов и в 2023 году более 80 проектов [1].

Вместе с количеством миссий маневрирующих наноспутников возрастает и их сложность, а следовательно, повышаются требования к точности выдачи корректирующих импульсов. Погрешность выдачи корректирующего импульса связана

с изменением угловой ориентации вектора тяги во время работы двигательной установки. Изменение угловой ориентации вектора тяги обусловлено тем, что сила тяги не проходит через центр масс наноспутника и во время формирования корректирующего импульса возникает поперечный возмущающий момент, приводящий к закручиванию наноспутника относительно центра масс.

Для уменьшения погрешности выдачи корректирующего импульса предпочтительным с точки зрения надёжности и простоты управления является использование маховика, который, раскручиваясь, придаёт наноспутнику вращение вокруг оси, направленной по вектору выдачи импульса. В результате происходит осреднение поперечных моментов силы тяги, что положительно сказывается на точности корректирующего импульса. Однако использование маховика приводит, во-первых, к ощутимым в масштабах энергетики наноспутника затратам бортовой энергии, во-вторых, к высокой скорости движения наноспутника относительно центра масс, которое в большинстве случаев нежелательно.

С целью уменьшения указанных недостатков предлагается введение замкнутого контура управления по поперечным каналам, позволяющего во время выдачи корректирующего импульса поддерживать ориентацию продольной оси наноспутника с двойным вращением в требуемом положении в условиях действия возмущающего момента силы тяги.

Была поставлена и решена задача синтеза оптимального стационарного линейного регулятора состояния с интегральным квадратичным критерием [2, 3]. С использованием разработанной методики синтеза оптимального линейного регулятора проведен предварительный анализ возможности применения дополнительных исполнительных устройств, позволяющих минимизировать энергетические затраты на обеспечение поддержания ориентации вектора тяги во время корректирующего импульса для наноспутника формата CubeSat 3U.

2. Методика синтеза закона управления поперечным угловым движением наноспутника с двойным вращением

Использование маховика, имеющего ось вращения, совпадающую с продольной осью наноспутника, вдоль которой требуется выдача корректирующего импульса, позволяет исключить из рассмотрения канал управления, соответствующий угловому движению относительно продольной оси (крен γ), и привести угловые отклонения вектора силы тяги по поперечным направлениям (тангаж ϑ и рыскание ψ) к малым значениям. Таким образом, движение наноспутника относительно центра масс может быть описано с помощью линеаризованной модели для четырех переменных вектора состояния:

$$(1) \quad \begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, \\ \dot{x}_2 = [\omega_x(I_Z - I_X)x_4 + M_\vartheta + u_\vartheta]I_Y^{-1}, \\ \dot{x}_3 = x_4, \\ \dot{x}_4 = [\omega_x(I_X - I_Y)x_2 + M_\psi + u_\psi]I_Z^{-1}, \end{cases}$$

где $\mathbf{x} = [\vartheta, \dot{\vartheta}, \psi, \dot{\psi}]^T$ – вектор состояния исследуемой системы; $M_\vartheta, M_\psi, u_\vartheta, u_\psi$ – возмущающие и управляющие моменты по каналам тангажа и рыскания соответственно; ω_x – угловая скорость движения наноспутника относительно продольной оси, приобретённая в результате раскручивания маховика; I_X, I_Y, I_Z – главные центральные моменты инерции наноспутника; M – возмущающий момент

Поскольку требуемое направление выдачи корректирующего импульса совпадает с осью вращения корпуса наноспутника, система уравнений (1) интерпретируется, как записанная в отклонениях. Необходимо определить такое управление, которое обеспечило бы перевод системы (1) из произвольного начального положения в начало координат, и удовлетворяло бы заданному критерию оптимальности. Проведем синтез оптимального управления с использованием метода динамического программирования по интегральному квадратичному критерию. Интегральный квадратичный критерий оптимальности имеет вид:

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T Q \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{u}) dt.$$

где Q – положительно-определенная матрица размерности 4×4 ; $\mathbf{u} = [u_{\vartheta}, u_{\psi}]^T$ – вектор управляющего момента.

Оптимальное управление является линейной функцией фазовых координат и имеет вид [4]:

$$(2) \quad \mathbf{u}_o = C^T \mathbf{x},$$

где C^T – транспонированная матрица уравнения регуляторов, имеющая размерность 2×4 .

Таким образом, отыскание оптимального стабилизирующего управления сводится к вычислению матрицы уравнения регуляторов $C = -PB$, где P – постоянная положительно-определенная матрица, определяемая из алгебраического уравнения Риккати [5]:

$$PA + A^T P - PB B^T P + Q = 0,$$

где

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \omega_x(I_Z - I_X)I_Y^{-1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & \omega_x(I_X - I_Y)I_Z^{-1} & 0 & 0 \end{pmatrix}, B = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ I_Y^{-1} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & I_Z^{-1} \end{pmatrix}.$$

Проиллюстрируем предложенную методику синтеза закона управления поперечным угловым движением применительно к задаче поддержания угловой ориентации вектора тяги гипотетического наноспутника с двойным вращением.

3. Моделирование движения наноспутника с поддержанием угловой ориентации вектора тяги

3.1. Параметры моделирования

В качестве примера рассматривается наноспутник форм-фактора 3U, оснащённый электротермической двигательной установкой с соплом, установленным в центре одной из торцевых граней наноспутника, разрабатывающейся на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета. Номинальный уровень силы тяги двигательной установки составляет 100 мН, длительность импульса 3 секунды.

Предлагается рассмотреть случай, когда возмущающий момент действует по одной из поперечных осей связанной с наноспутником системы координат, вызывая угловое ускорение по каналу тангажа. Предполагается, что оси связанной с наноспутником системы координат являются главными центральными осями инерции наноспутника, тензор инерции имеет диагональный вид: $I_X = 0,012 \text{ кг} \times \text{м}^2$; $I_Y = 0,054 \text{ кг} \times \text{м}^2$; $I_Z = 0,055 \text{ кг} \times \text{м}^2$. Возмущающий момент принят равным $1,26 \text{ мН} \times \text{м}$.

В работах [7, 8] показано, что для поддержания пространственной ориентации вектора тяги наноспутника с погрешностью до 1° , необходимо придать корпусу наноспутника угловую скорость относительно продольной оси приблизительно 1,3 оборота в секунду.

3.2. Результаты моделирования

Анализ динамики движения наноспутника с двойным вращением для обеспечения одноосной ориентации вектора тяги с управлением по поперечным каналам проводится в результате интегрирования системы уравнений (1) с учётом управления (2).

Графики, иллюстрирующий характер движения при отсутствии управления и при наличии управления с ограничением $1,0 \text{ мН}\times\text{м}$ приведены на рис. 1.

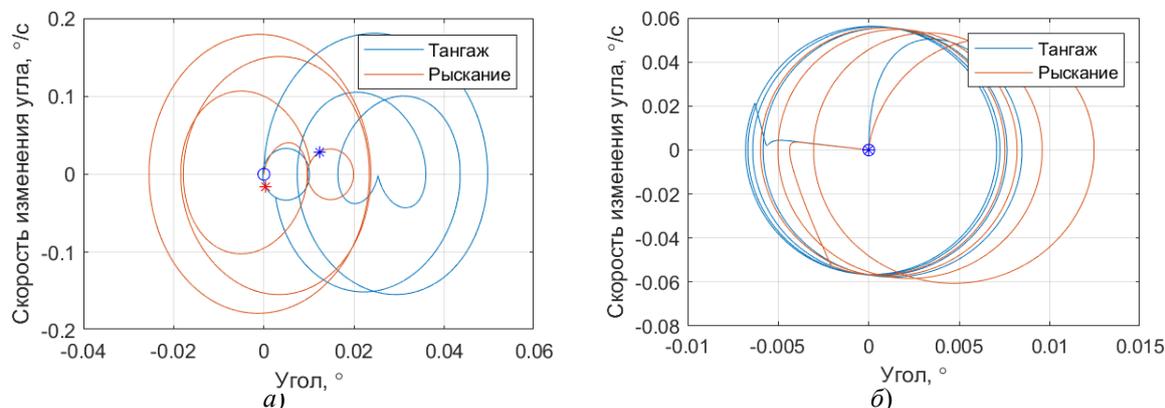


Рис. 1. Фазовые траектории движения наноспутника во время выдачи корректирующего импульса: *а)* при отсутствии управления поперечным угловым движением; *б)* при наличии управления поперечным угловым движением.

Сравнивая рис. 1 *а)* и 2 *б)* можно заметить уменьшение максимального отклонения продольной оси наноспутника от требуемого направления при введении замкнутого контура управления по поперечным осям.

Графики, иллюстрирующие отклонение продольной оси от требуемого направления выдачи импульса и стабилизирующее управление приведены на рис. 2.

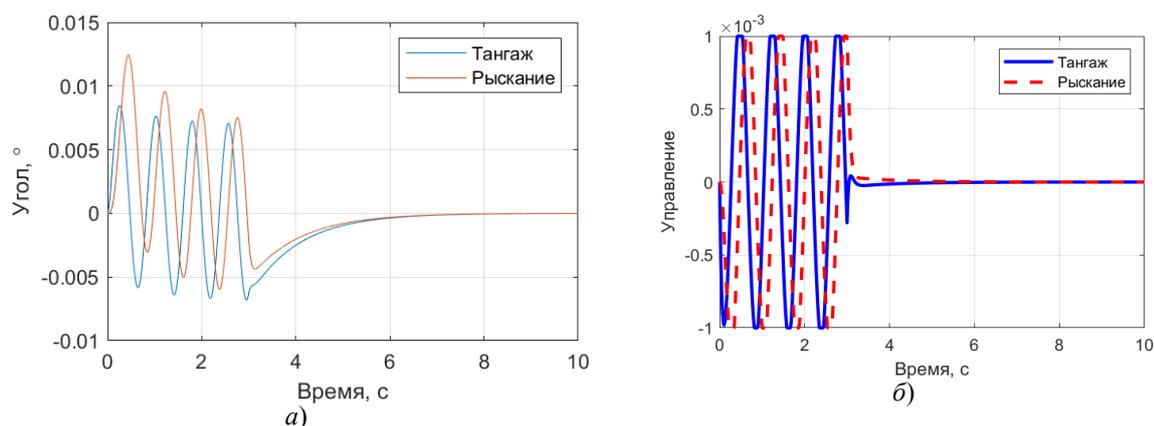


Рис. 2. Результаты моделирования движения наноспутника во время выдачи корректирующего импульса: *а)* тангаж и рыскание; *б)* управляющий момент.

Сравнивая рисунки, отражающие движение наноспутника при наличии управления поперечным угловым движением и без него, можно заметить уменьшение максимального отклонения продольной оси наноспутника от требуемого направления при введении контура управления, а также уменьшение угловой скорости.

4. Заключение

В докладе предложено и рассмотрено введение замкнутого контура управления по поперечным каналам, позволяющего во время выдачи корректирующего импульса поддерживать ориентацию продольной оси наноспутника с двойным вращением в требуемом положении в условиях действия возмущающего момента силы тяги. Приведена линеаризованная модель углового движения наноспутника, вращающегося относительно продольной оси, позволяющая провести синтез оптимального регулятора.

Применение алгоритма синтеза закона управления поперечным угловым движением наноспутника с двойным вращением для обеспечения одноосной ориентации вектора тяги проиллюстрировано на примере гипотетического наноспутника формата CubeSat 3U, оснащенного электротермической двигательной установкой, разработанной на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета.

Показано, что управление поперечным угловым движением наноспутника с двойным вращением для обеспечения одноосной ориентации вектора тяги позволяет значительно уменьшить угол отклонения направления корректирующего импульса. Эффективность управления по поперечным каналам зависит от уровня располагаемого управляющего момента.

Для рассматриваемого наноспутника формата CubeSat 3U, вращающегося относительно продольной оси с угловой скоростью 1,3 об/с, использование замкнутого контура управления поперечным угловым движением с возможностью формирования управляющего момента до 1 мН×м позволяет уменьшить угловое отклонение вектора тяги от требуемого направления приблизительно в семь раз.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда № 23-67-10007, <https://rscf.ru/project/23-67-10007/>.

Список литературы

1. <https://www.nanosats.eu> (дата обращения 15.01.2024).
2. Заболотнов Ю.М. Оптимальное управление непрерывными динамическими системами. Самара: Самар. гос. аэрокос. ун-т., 2005. 129 с.
3. Sinitsin L.I., Kramlikh A.V. Synthesis of the optimal control law for the reorientation of a nanosatellite using the procedure of analytical construction of optimal regulators // Journal of physics: conference series VI International Conference on Information Technology and Nanotechnology, ITNT 2020. 2021. Vol. 1745.
4. Теория нелинейных и специальных систем автоматического управления / 2-е изд., перераб. и доп. Под ред. А.А. Воронова. М.: Высш. шк., 1986. 504 с.
5. Красовский А.А. Аналитическое конструирование контуров управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1969. 240 с.
6. Хромов А.В. Взаимодействие корректирующей двигательной установки с системой ориентации космического аппарата // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2012. Т. 127, № 2. С. 27-32.
7. Белоконов И.В., Сеницын Л.И. Анализ стратегий управления маховиком для обеспечения гироскопической стабилизации вектора тяги при маневрировании наноспутника // Космонавтика и ракетостроение. 2022. № 3 (126). С. 17-29.
8. Сеницын Л.И. Исследование режимов стабилизации наноспутника-гиростата во время коррекции орбиты // Труды «НПЦАП» Системы и приборы управления. 2023. № 2 (64). С. 51-57.