

ВЛИЯНИЕ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ОТКЛОНЕНИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОТЕРМИЧЕСКОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА ТОЧНОСТЬ МАНЕВРИРОВАНИЯ НАНОСПУТНИКА

© 2021

Л. И. Сеницын аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
sinitsin_leonid@mail.ru

И. В. Белоконов доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской
кафедрой космических исследований;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
ibelokonov@mail.ru

Предложена методика оценки результатов проведения манёвров коррекции наноспутника (НС) с электротермической двигательной установкой (ЭТДУ). На примере разрабатываемого наноспутника SamSat-M выявлены общие причины возникновения неточности маневрирования, связанные с производственными отклонениями изготовления двигательной установки. Выполнен в вероятностной постановке анализ процесса маневрирования НС. В качестве случайных факторов рассматриваются проектные параметры ЭТДУ. Статистические модели распределений всех случайных факторов полагаются равновероятными, что является наихудшим сценарием, так как истинные распределения проектных параметров ЭТДУ неизвестны. Методической основой исследования является метод статистических испытаний (метод Монте-Карло) с последующим использованием регрессионного и факторного анализа, на основании которых определено влияние разбросов каждого из проектных параметров на контролируемые параметры. Сформированы требования к проектным параметрам ЭТДУ, влияющим на разброс проекций вектора изменения скорости движения НС и на возникающее угловое движение. Представленные результаты могут быть использованы для оценки влияния производственных отклонений проектных параметров двигательных установок на характер движения космического аппарата, а также для формирования требований к разбросам проектных параметров для обеспечения выполнения целевой задачи.

Наноспутник; электротермическая двигательная установка; стохастическая модель движения; метод Монте-Карло; факторный анализ; уравнение регрессии; коррекция орбиты

Цитирование: Сеницын Л.И., Белоконов И.В. Влияние производственных отклонений изготовления электротермической двигательной установки на точность маневрирования наноспутника // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 1. С. 29-45. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-29-45

Введение

В настоящее время космические аппараты нанокласса полностью завоевали рынок научно-образовательных спутников и активно осваивают область практического и научного применения, которую раньше занимали «большие» космические аппараты. Одной из наиболее актуальных проблем при этом является создание миниатюрных двигательных установок, которые позволяли бы решать широкий круг задач: ликвидация ошибок выведения наноспутников (НС) на орбиту, поддержание орбитальных параметров, межорбитальное маневрирование, построение орбитальных группировок НС, инспектирование других орбитальных объектов, наблюдение за околоземным космическим пространством, увод НС на орбиту утилизации и т.д.

Одними из наиболее интересных с практической точки зрения выступают электротермические двигательные установки (ЭТДУ), так как они имеют относительно высокие удельные импульсы и могут работать с инертным рабочим телом (РТ). В уста-

новках такого типа происходит предварительная газификация РТ в испарителе, а затем его окончательный перегрев за счёт бортовых источников энергии и выброс газа через сопло в окружающее пространство, за счёт чего создаётся реактивная сила. В этой связи многие научные коллективы, занимающиеся разработкой платформ нанокласса, предлагают различные варианты ЭТДУ [1 – 3].

Ещё в 2005 году компанией Surrey Satellite Technology Ltd (Великобритания) была предложена ЭТДУ на ксеноне, позволяющая получать удельный импульс 48 с и силу тяги 18 мН [4]. В 2008 году Южно-Калифорнийским университетом предложена ЭТДУ, позволяющая получать удельный импульс около 80 с [5]. В качестве РТ выступала вода. Активно ведутся разработки ЭТДУ с фреоном в качестве РТ. К ним относятся ЭТДУ с удельными импульсами, достигающими 150 с, предложенные в 2015-2017 годах американскими компаниями CU Aerospace, VACCO Industries и Busek Co Inc [6]. Существуют и российские разработки, например в Омском государственном техническом университете предложена ЭТДУ с реализуемой характеристической скоростью более 60 м/с и аммиаком в качестве РТ [7]. В работе [8] предлагается использовать для перегрева РТ солнечную энергию. В силу возникновения неизбежных производственных отклонений изготовления миниатюрных ЭТДУ эффективность коррекции траектории, а также их влияния на динамику движения НС в вероятностной постановке в настоящее время не изучены. В настоящей работе предлагается методика исследования влияния разброса проектных параметров ЭТДУ на эффективность маневрирования НС и выбора допустимых технологических погрешностей изготовления на базе регрессионного и факторного анализа.

Постановка задачи

Для анализа космических миссий маневрирующего НС необходимо сформировать комплекс математических моделей, позволяющий оценить эффективность принимаемых технических решений. Эти модели должны учитывать производственные отклонения изготовления и носить вероятностный характер, а также учитывать комплекс факторов, связанных с внешними и управляющими воздействиями, в значительной мере влияющими на движение НС.

Практический интерес представляет формирование требований к допускам производственных отклонений для обеспечения требуемых значений проектных параметров ЭТДУ, которые оказывают влияние на разбросы реализующегося вектора корректирующего импульса скорости и возникновение возмущённого движения относительно центра масс.

В статье описывается разработка методики исследования влияния производственных отклонений изготовления электротермической двигательной установки на ошибки маневрирования НС и характер его движения после коррекции.

Для оценки влияния работы ЭТДУ на характер движения НС (как движения центра масс, так и движения относительно центра масс) разработано программное обеспечение, позволяющее проводить численное моделирование исследуемой динамической системы. Задача моделирования процесса коррекции движения рассмотрена в вероятностной постановке. В качестве случайных факторов в вероятностной модели учитываются проектные параметры ЭТДУ. Статистические модели распределений всех случайных факторов полагаются равновероятными, что является наихудшим сценарием, так как истинные распределения проектных параметров ЭТДУ неизвестны и их достоверное математическое описание может быть получено в результате большого числа испытаний.

В вектор контролируемых параметров включены параметры движения центра масс и относительно центра масс: проекции векторов изменения скорости

$\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z$, импульса моментов сил L_x, L_y, L_z , порождаемых тягой и приводящих к закрутке НС, и скорости изменения углов ориентации НС относительно центра масс $\dot{\gamma}_T, \dot{\psi}_T, \dot{\theta}_T$ (в дальнейшем называются угловыми скоростями), приобретаемые ко времени окончания выдачи импульса тяги.

Для формирования требований к разбросам проектных параметров в рамках предлагаемой методики используется комбинация методов регрессионного и факторного анализов [9;10].

Математическая модель для оценки эффективности коррекции траектории наноспутника

Движение центра масс наноспутника рассматривается в геоцентрической прямоугольной системе координат (ГСК) $O_0X_0Y_0Z_0$, начало которой совпадает с центром Земли. Основная плоскость $O_0X_0Y_0$ совпадает с плоскостью экватора, ось O_0X_0 направлена в точку весеннего равноденствия, ось O_0Z_0 – по оси вращения Земли, а ось O_0Y_0 дополняет систему координат до правой [11].

Матрица перехода из ГСК в орбитальную систему координат (ОСК) имеет вид:

$$B = \begin{pmatrix} \frac{C_2 Z_0^* - C_3 Y_0^*}{Cr} & \frac{C_3 X_0^* - C_1 Z_0^*}{Cr} & \frac{C_1 Y_0^* - C_2 Z_0^*}{Cr} \\ \frac{C_1}{C} & \frac{C_2}{C} & \frac{C_3}{C} \\ \frac{X_0^*}{r} & \frac{Y_0^*}{r} & \frac{Z_0^*}{r} \end{pmatrix}, \quad (1)$$

где $\mathbf{C} = (C_1; C_2; C_3)$ – векторная константа интеграла площадей; X_0^*, Y_0^*, Z_0^* – координаты центра масс наноспутника в ГСК; $r = \sqrt{X_0^{*2} + Y_0^{*2} + Z_0^{*2}}$ – радиус-вектор НС.

Вектор интеграла площадей вычисляется по следующим формулам:

$$\begin{aligned} C_1 &= Y_0^* V_z - Z_0^* V_y, \\ C_2 &= Z_0^* V_x - X_0^* V_z, \\ C_3 &= X_0^* V_y - Y_0^* V_x, \end{aligned} \quad (2)$$

где V_x, V_y, V_z – проекции вектора скорости движения центра масс в ГСК.

Наноспутник рассматривается как твёрдое тело, которое совершает вращательно-поступательное движение под действием приложенных к нему сил. Центр масс перемещается по изменяющейся в инерциальном пространстве траектории и одновременно с этим происходит вращательное движение НС за счёт несоосности линии приложения силы тяги и продольной оси НС, проходящей через центр масс, а также под воздействием гравитационного и аэродинамического моментов.

Для описания углового положения НС введена опорная система координат, относительно которой измеряются угловые отклонения, угловые скорости и ускорения связанной с космическим аппаратом системы координат.

В качестве опорной выбрана ОСК $OXYZ$ с началом в центре масс наноспутника O . Оси ОСК направлены следующим образом: ось OZ – по местной вертикали от цен-

тра Земли к центру масс аппарата O ; ось OX – перпендикулярно оси OZ в плоскости орбиты и направлена в сторону полёта; ось OY – по бинормали к орбите для формирования правой системы координат [12]. Связанная система координат выбирается таким образом, чтобы оси её совпадали с главными центральными осями инерции космического аппарата. Начало связанной системы координат $OX_i Y_i Z_i$ располагается в центре масс наноспутника, ось OX_i направлена вперёд вдоль продольной оси наноспутника, OZ_i направлена вверх по нормали, третья ось OY_i дополняет систему координат до правой.

Ориентация космического аппарата в пространстве, то есть положение связанных осей $OX_i Y_i Z_i$ относительно орбитальной системы координат $OXYZ$ определяется тремя независимыми углами: углом крена γ , углом рысканья ψ и углом тангажа ϑ [13].

Модель движения имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\boldsymbol{\omega}} = I^{-1}(-\boldsymbol{\omega} \times I\boldsymbol{\omega} + \mathbf{M}_{\Sigma}); \\ \dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Lambda \circ \boldsymbol{\omega}; \\ \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{V}; \\ \mathbf{V} = -\frac{\mu \mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{a}_E + \mathbf{a}_a + \frac{\mathbf{F}_T}{m}, \end{array} \right. \quad (3)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – мгновенная угловая скорость; I – тензор инерции НС; \mathbf{M}_{Σ} – вектор моментов сил, включающий в себя гравитационный и аэродинамический моменты, а также возмущающий момент, возникающий при выдаче импульса тяги; Λ – кватернион ориентации ССК в ОСК; \mathbf{a}_E – вектор ускорения, обусловленный влиянием формы Земли и неравномерности распределения её массы; \mathbf{a}_a – вектор ускорения от действия атмосферы; \mathbf{F}_T – вектор силы тяги, выраженный в проекциях на оси ГСК, m – масса НС, считающаяся переменной во время проведения коррекции из-за выработки РТ.

Профиль силы тяги ЭТДУ состоит из участка выхода на режим, участка установившегося режима и участка спада тяги. На рис. 1 приведены данные, соответствующие ЭТДУ, разработанной на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета [14].

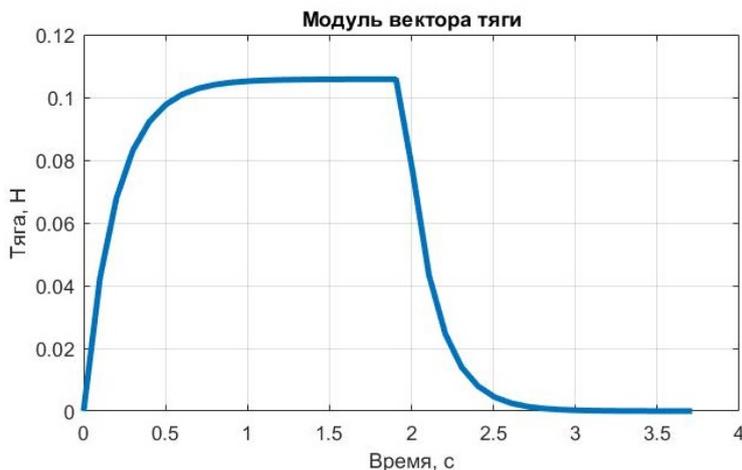


Рис. 1. Профиль силы тяги ЭТДУ

Математическая модель тяги ЭТДУ представляется в виде [15]:

$$\begin{cases} P_0 = P_n \left(1 - e^{-\frac{10t}{T_1}} \right), t < T_1; \\ P_0 = P_n, T_1 \leq t < T_1 + T_0; \\ P_0 = P_n e^{-\frac{10(t-T_1-T_0)}{T_2}}, t \geq T_1 + T_0, \end{cases} \quad (4)$$

где t – текущее время с момента включения двигательной установки; $T_0 = 0$ с, $T_1 = 1,9$ с, $T_2 = 1,5$ с – длительности установившегося режима, выхода на режим и спада тяги соответственно.

С учётом отклонения сопла от продольной оси в плоскости $X_l O Y_l$ (угол α) и плоскости $X_l O Z_l$ (угол β), проекции силы тяги \mathbf{P} в ССК можно записать в следующем виде:

$$\begin{cases} P_x = P_0 \cos \left(\arctg \sqrt{\operatorname{tg}^2 \alpha + \operatorname{tg}^2 \beta} \right); \\ P_y = P_0 \sin \alpha; \\ P_z = P_0 \sin \beta. \end{cases} \quad (5)$$

Проекции тяги в ССК пересчитываются в ГСК и учитываются в правых частях дифференциальных уравнений движения центра масс.

Момент силы тяги определяется как векторное перемножение вектора положения сопла относительно центра масс НС на вектор силы тяги в связанной системе координат:

$$\mathbf{M}_T = \mathbf{C}_n \times \mathbf{P}, \quad (6)$$

где \mathbf{C}_n – вектор положения сопла относительно центра масс НС.

При моделировании используются следующие выражения для проекций гравитационного момента [16]:

$$\begin{cases} M_{gx} = 3\omega_0^2 (I_z - I_y) M_{32} M_{33}; \\ M_{gy} = 3\omega_0^2 (I_x - I_z) M_{33} M_{31}; \\ M_{gz} = 3\omega_0^2 (I_y - I_x) M_{31} M_{32}, \end{cases} \quad (7)$$

где ω_0 – орбитальная скорость; M_{31}, M_{32}, M_{33} – элементы матрицы направляющих косинусов.

Выражения для проекций аэродинамического момента имеют вид:

$$\begin{cases} M_{ax} = Q(U_y M_{13} - U_z M_{12}); \\ M_{ay} = Q(U_z M_{11} - U_x M_{13}); \\ M_{az} = Q(U_x M_{12} - U_y M_{11}), \end{cases} \quad (8)$$

где Q – модуль силы аэродинамического сопротивления; U_x, U_y, U_z – координаты центра давления относительно центра масс в ССК; M_{11}, M_{12}, M_{13} – элементы матрицы направляющих косинусов.

Матрица направляющих косинусов выражается через нормированный кватернион ориентации $\Lambda = (q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3)$ следующим образом:

$$M = \begin{pmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_0 q_2 + q_1 q_3) \\ 2(q_0 q_3 + q_1 q_2) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_0 q_1 + q_2 q_3) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{pmatrix}. \quad (9)$$

К контролируемым параметрам относятся векторы изменения скорости и импульса момента сил. Вектор изменения скорости вычисляется как разница между вектором скорости наноспутника в ОСК в момент T после приложения импульса тяги и вектором скорости до приложения импульса тяги в ОСК:

$$\Delta V^O = V_T^O - V_0^O, \quad (10)$$

где V_T^O – вектор конечной скорости в ОСК, V_0^O – вектор начальной скорости в ОСК.

Поскольку при моделировании движения центра масс используется ГСК, вектор начальной скорости (до выдачи импульса) в орбитальной системе координат определяется с помощью матрицы перехода B по формуле:

$$V_0^O = B V_0^G, \quad (11)$$

где B – матрица перехода из ГСК в ОСК; V_0^G – вектор начальной скорости в ГСК.

Матрица B определяется из выражения (1).

Скорость наноспутника в ОСК после выдачи импульса V_T^O определяется аналогично:

$$V_T^O = B V_T^G, \quad (12)$$

где V_T^G – вектор скорости наноспутника в ГСК после выдачи импульса.

Вектор импульса момента вычисляется с помощью выражения:

$$L = \int_0^{T_0+T_1+T_2} M_{\Sigma} dt, \quad (13)$$

где M_{Σ} – вектор моментов сил, включающий в себя гравитационный и аэродинамический моменты, а также возмущающий момент, возникающий при выдаче импульса тяги.

В перечень проектных параметров ЭТДУ, вероятностные модели которых учитываются, входят следующие: радиус критического сечения сопла, температура газа на входе в сопло, длительности участков профиля силы тяги, угловое отклонение сопла от продольной оси, массогабаритные параметры элементов системы хранения и подачи РТ, к которым относятся параметры бака для хранения РТ, поршня и пружин для поддержания давления РТ (общее число учитываемых проектных параметров равно 23). Проектные параметры считаются независимыми друг от друга случайными величинами, распределёнными по равновероятному закону с заданными границами изменения реализаций.

Описанный выше комплекс математических моделей используется при моделировании процесса проведения корректирующих манёвров для наноспутника с ЭТДУ и оценивания результатов коррекции для выделения группы факторов, оказывающих наибольшее влияние на погрешность формирования корректирующего импульса.

Методика исследования влияния производственных отклонений изготовления двигательной установки на характер движения наноспутника

Исследование влияния производственных отклонений изготовления двигательной установки на характер движения НС состоит из нескольких этапов.

Блок-схема предлагаемой методики исследования влияния производственных отклонений изготовления двигательной установки на характер движения наноспутника и формирования требований к проектным параметрам ЭТДУ и её монтажа приведена на рис. 2

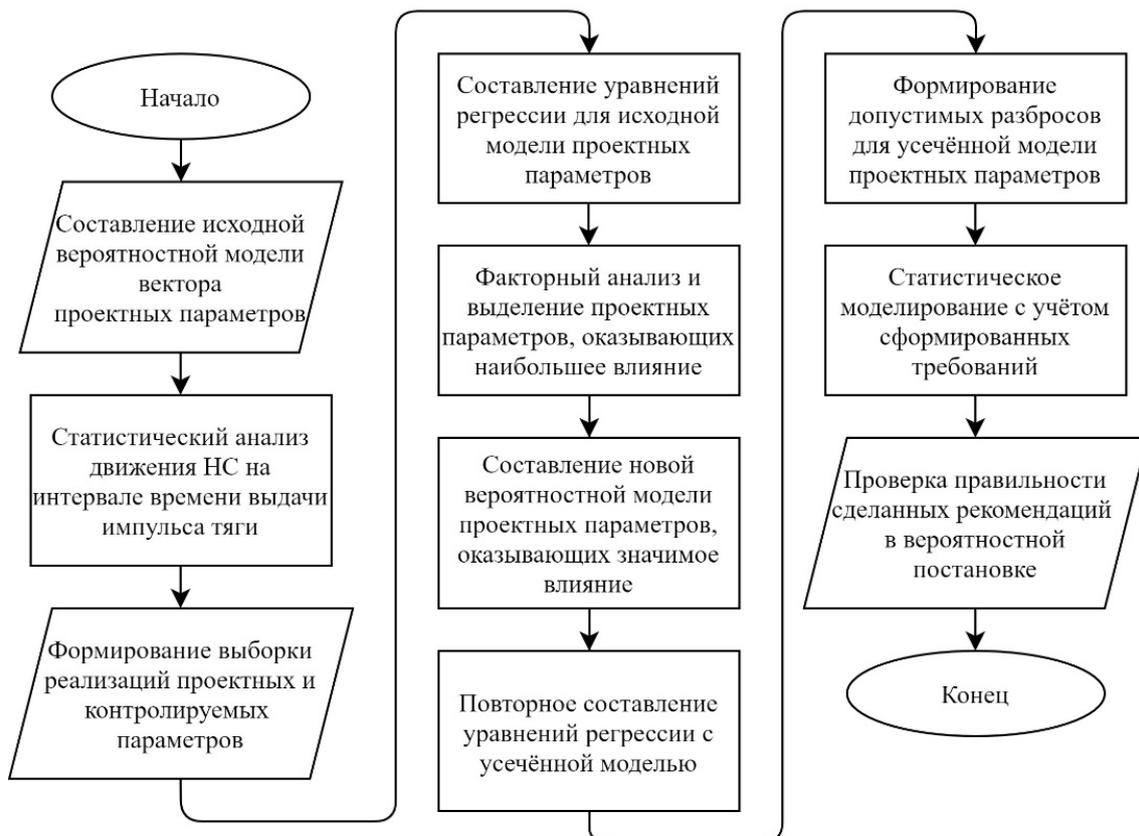


Рис. 2. Блок-схема методики исследования влияния производственных отклонений изготовления двигательной установки на характер движения наноспутника и формирования требований к проектным параметрам ЭТДУ и её монтажа на НС

На первом этапе формируется вероятностная математическая модель проектных параметров, которые являются случайными факторами при проведении численного моделирования. Задаются параметры законов распределения случайных факторов с учётом возможностей технологического процесса изготовления двигательной установки и особенностей её функционирования. Формируется перечень контролируемых параметров, в который входят величины, позволяющие оценить эффективность выполнения корректирующего манёвра. К контролируемым параметрам относятся вектор изменения скорости, вектор импульса моментов сил и вектор скорости изменения углов ориентации НС на момент завершения выдачи импульса тяги.

На втором этапе происходит формирование выборки реализаций в рамках метода Монте-Карло [17]. Для этого проводится серия статистических моделирований движения НС на интервале работы двигательной установки.

Далее по результатам накопленной выборки реализаций строятся линейные уравнения регрессии вида с проверкой их адекватности [9].

$$y = Gx + b, \quad (14)$$

где y – вектор-столбец контролируемых параметров размерности m ; $G = [g_{ij}, i = \overline{1, m}, j = \overline{1, n}]$ – матрица коэффициентов уравнений регрессии; x – вектор-столбец проектных параметров размерности n ; b – вектор-столбец коэффициентов при фиктивных переменных размерности m .

С использованием построенных регрессионных моделей выполняется факторный анализ [10], в результате которого выделяются значимые факторы и оценивается их вклад в формирование разбросов контролируемых параметров. Процент влияния в формировании каждого из контролируемых параметров можно вычислить по формуле:

$$O_i(x_j) = 100 \frac{g_{ij}^2 D_j}{\sum_{k=1}^m g_{ik}^2 D_k}, \quad (15)$$

где $O_i(x_j)$ – оценка влияния фактора x_j на контролируемый параметр y_i , выраженная в процентах; g_{ij} – коэффициент уравнения регрессии, относящийся к фактору x_j для i -го уравнения регрессии; D_j – дисперсия фактора x_j ; $i = \overline{1, n}$, где n – размерность вектора контролируемых параметров; $j = \overline{1, m}$, где m – количество факторов регрессионной модели.

Разбросы проектных параметров, оказавшие незначительное влияние на контролируемые параметры, отбрасываются из дальнейшего рассмотрения. Для факторов, в значительной мере влияющих на разбросы контролируемых параметров, составляются уточнённые регрессионные модели.

Далее на основе регрессионных моделей составляется система неравенств, которые позволяют сформировать требования к вектору проектных параметров x , при которых значение вектора контролируемых параметров y будет соответствовать предъявленным требованиям к эффективности коррекции и ограничениям на допустимые возмущения, вносимые в динамику движения НС:

$$y_{\min} \leq Gx + b \leq y_{\max},$$

где y_{\min} , y_{\max} – векторы размерности m , содержащие предельные значения контролируемых параметров.

Результаты применения методики на примере наноспутника SamSat-M с электротермической двигательной установкой

На межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета в соответствии с современными тенденциями в области проектирования и создания научно-образовательных спутников был разработан блок маневрирования для НС стандарта CubeSat – SamSat-M [14]. В разработанном блоке маневрирования используется ЭТДУ с жидким РТ, включающая бак с вытеснительной системой подачи РТ, распределитель, осуществляющий дозирование и подачу РТ в рабочую область, и нагреватель, осуществляющий испарение и перегрев пара РТ до выбранной температуры и направляющий его к соплу.

В качестве РТ выбрана смесь дистиллированной воды и этилового спирта, что обеспечивает экологическую безопасность, которая является необходимым требованием для наземной отработки и доставки НС на МКС с целью последующего запуска.

Экспериментально определены характеристики ЭТДУ: удельный импульс 120 с, тяга 0,1 Н, величина одного импульса коррекции для наноспутника массой 4,5 кг составляет не менее 0,1 м/с, запас характеристической скорости при массе РТ 180 г составляет не менее 50 м/с. Внешний вид блока маневрирования показан на рис. 3.

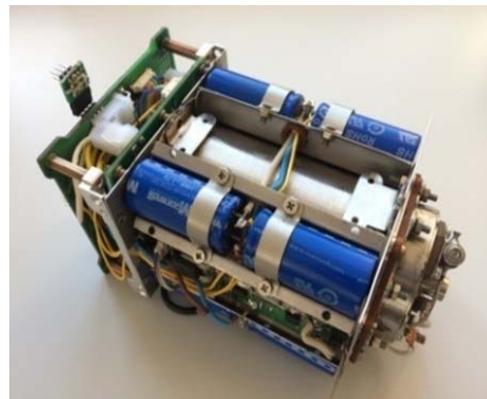


Рис. 3. Внешний вид блока маневрирования

После проведения факторного анализа и оставления проектных параметров, оказывающих существенное влияние на контролируемые выходные параметры, вектор входных параметров уменьшился до 6: радиус критического сечения сопла, температура газа на входе в сопло, длительность роста тяги, длительность затухания тяги, угловые отклонения продольной оси сопла от продольной оси НС в плоскостях X_1OY_1 и X_1OZ_1 . Доля влияния отброшенных 17 проектных параметров на показатели эффективности коррекции составляет не более 0,1%.

Номинальные значения проектных параметров ЭТДУ для SamSat-M и их разбросы, отражающие допуски производственных отклонений изготовления, приведены в табл. 1.

Таблица 1. Допуски производственных отклонений изготовления проектных параметров НС с ЭТДУ

Параметр	Значение
Радиус критического сечения сопла, мм	$0,2 \pm 0,05$
Температура газа на входе в сопло, К	900 ± 50
Длительность роста тяги, с	$1,75 \pm 0,25$
Длительность затухания тяги, с	$1,75 \pm 0,25$
Угловое отклонение продольной оси сопла от продольной оси НС в плоскости X_1OY_1 , градусы	$0 \pm 0,5$
Угловое отклонение продольной оси сопла от продольной оси НС в плоскости X_1OZ_1 , градусы	$0 \pm 0,5$

В результате статистического моделирования получены гистограммы относительных частот распределения проекций вектора изменения скорости, которые показаны на рис. 4. Для получения гистограмм проводилась серия статистических испытаний с объёмом выборки 40000, что приблизительно соответствует 0,5% точности получения вероятностных оценок. Вектор изменения скорости определялся с помощью соотношений (10) – (12).

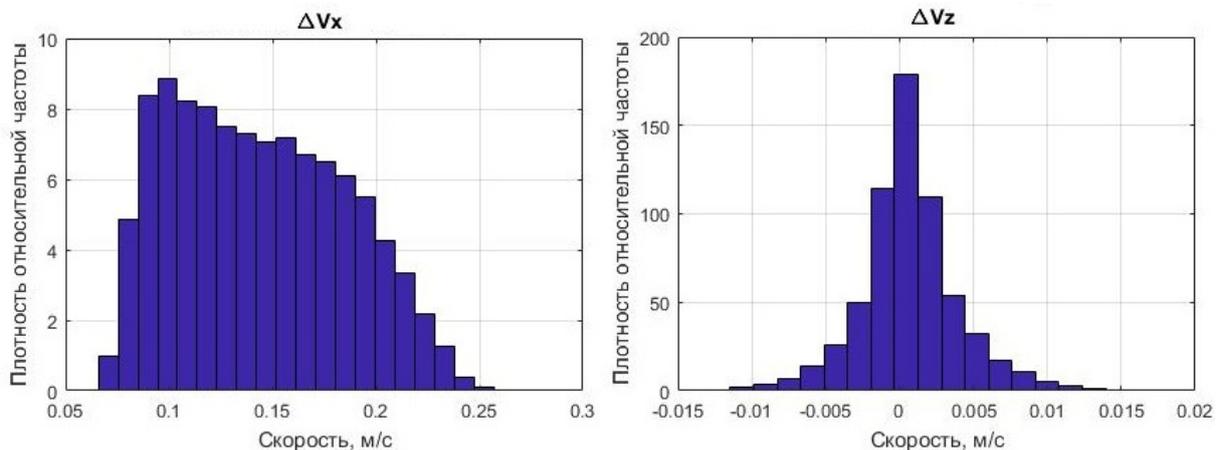


Рис. 4. Гистограммы относительных частот проекций вектора изменения скорости в ОСК

Видно, что при выдаче разгонного импульса изменение скорости по оси OX не превышает 25 см/с, математическое ожидание равно 13 см/с, среднеквадратическое отклонение 4 см/с. Распределение изменения скорости ΔV_x по бинормали к орбите имеет вид, близкий к нормальному, и имеет следующие характеристики: модуль математического ожидания 0,4 мм/с, среднеквадратическое отклонение 1,6 мм/с. Отметим, что изменение скорости по оси OY в ОСК (ось направлена вдоль местной вертикали) оказалось крайне незначительным. Поэтому на круговой орбите радиальная скорость практически не изменяется.

К моменту окончания выдачи импульса тяги формируются угловые скорости, значения которых изменяются в зависимости от реализации комбинации проектных параметров. Гистограммы относительных частот угловых скоростей, приобретаемых в результате корректирующего импульса, показаны на рис. 5.

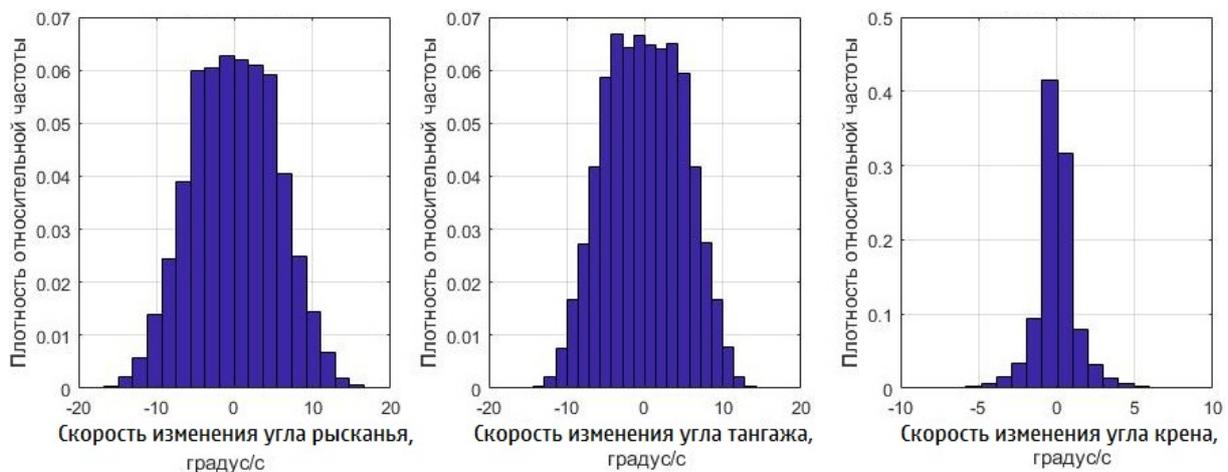


Рис. 5. Гистограммы относительных частот конечных скоростей изменения углов ориентации

При идеальном совмещении продольной оси НС, проходящей через его центр масс, и линии приложения силы тяги угловые скорости не возникают. Однако как видно из рис. 4, случайное распределение проектных параметров приводит к разбросам угловых скоростей, приобретаемых НС во время работы ЭТДУ. Среднеквадратические отклонения конечных угловых скоростей существенны, поэтому они оказывают сильное влияние на проекции вектора изменения скорости, а следовательно на эффективность коррекции орбиты.

Для повышения эффективности коррекции необходимо ужесточить требования к допускам производственных отклонений изготовления и монтажа ЭТДУ на НС, то есть задать повышенные требования к разбросам выделенных проектных параметров или создать дополнительные исполнительные устройства, позволяющие поддерживать ориентацию вектора тяги на протяжении всего времени выдачи корректирующего импульса.

По полученной выборке реализаций были построены новые линейные уравнения регрессии, коэффициенты которых представлены в табл. 2.

Таблица 2. Коэффициенты линейных уравнений регрессии

Фактор	ΔV_x	ΔV_z	L_y	L_z	ψ_T	$\dot{\vartheta}_T$
Коэффициент при фиктивной переменной	5,57e+5 м/с	-2,10e-3 м/с	-8,35e-6 Н·м·с	4,49e-6 Н·м·с	4,80e-2 градус/с	-1,72e-1 градус/с
Угловое отклонение в плоскости X_1OY_1	4,86e-6 м·с ⁻¹ градус ⁻¹	-2,00e-1 м·с ⁻¹ градус ⁻¹	-6,99e-2 Н·м·с/градус	6,99e-2 Н·м·с/градус	8,48e+2 с ⁻¹	2,51e-1 с ⁻¹
Угловое отклонение в плоскости X_1OZ_1	-1,84e-3 м·с ⁻¹ градус ⁻¹	1,98e-4 м·с ⁻¹ градус ⁻¹	1,62e-05 Н·м·с/градус	-1,63e-5 Н·м·с/градус	-9,60e-2 с ⁻¹	-8,68e+2 с ⁻¹
Радиус критического сечения сопла	1,21e+3 с ⁻¹	4,32e+0 с ⁻¹	1,63e-2 Н·с	-2,98e-2 Н·с	-3,24e+2 градус·м ⁻¹ с ⁻¹	1,48e+2 градус·м ⁻¹ с ⁻¹
Температура РТ	1,39e-4 м·с ⁻¹ К ⁻¹	4,48e-7 м·с ⁻¹ К ⁻¹	4,47e-9 Н·м·с/К	5,95e-9 Н·м·с/К	6,70e-5 градус·К ⁻¹ с ⁻¹	7,33e-5 градус·К ⁻¹ с ⁻¹
Длительность роста тяги	8,43e-2 м/с ²	-7,44e-3 м/с ²	6,11e-7 Н·м	-2,50e-6 Н·м	-2,84e-2 градус/с ²	4,78e-3 градус/с ²
Длительность затухания тяги	3,43e-3 м/с ²	-7,51e-3 м/с ²	-9,15e-9 Н·м	-4,02e-7 Н·м	-3,55e-3 градус/с ²	3,94e-4 градус/с ²
Критерий адекватности Фишера	5,57e+5	7,09e+4	4,25e+5	4,27e+5	4,42e+5	3,86e+5

С использованием представленных выше уравнений был вновь проведён факторный анализ для выделения проектных параметров, оказывающих наибольшее влияние на разброс контролируемых параметров. По формуле (15) оценивались влияния дисперсий проектных параметров на дисперсии контролируемых параметров в предположении, что проектные параметры являются независимыми случайными величинами. Факторный анализ показал, что на вектор изменения скорости преобладающий вклад в разбросы вносит радиус критического сечения сопла (более 75% вклада) и угловое отклонение сопла от продольной оси (около 23% вклада). На движение относительно

центра масс оказывают наибольшее влияние угол отклонения сопла от продольной оси (более 85% вклада) и радиус критического сечения (около 14% вклада).

Записывая регрессионные модели в виде неравенств, в левой части которых стоят предельные значения контролируемых параметров (приведены в табл. 3), можно сформулировать повышенные требования к погрешностям проектных параметров ЭТДУ.

Таблица 3. Предельные значения контролируемых параметров

Параметр	Значение
$ \Delta V_x^{\min} $	0,1 м/с
$ \Delta V_z^{\max} $	0,01 м/с
$ L_y^{\max} , L_z^{\max} $	0,1 мН·м·с
$ \dot{\psi}_z^{\max} , \dot{g}_z^{\max} $	1 градус/с

Предельные значения контролируемых параметров в табл. 3 определяются требованиями технического задания и целевым назначением НС. В данной работе они определялись исходя из предположения о необходимости обеспечения группового полёта, в котором SamSat-M является одним из участников группировки.

Найденные повышенные требования к погрешностям проектных параметров ЭТДУ приведены в табл. 4.

Таблица 4. Повышенные требования к погрешностям проектных параметров ЭТДУ

Параметр	Значение
Радиус критического сечения сопла, мм	$0,2 \pm 0,04$
Температура газа на входе в сопло, К	900 ± 30
Длительность роста тяги, с	$1,75 \pm 0,25$
Длительность затухания тяги, с	$1,75 \pm 0,25$
Угловое отклонение продольной оси сопла от продольной оси НС в плоскости X_1OY_1 , градусы	$0 \pm 0,05$
Угловое отклонение продольной оси сопла от продольной оси НС в плоскости X_1OZ_1 , градусы	$0 \pm 0,05$

Результаты моделирования с учётом повышенных требований к погрешностям проектных параметров приведены на рис. 6.

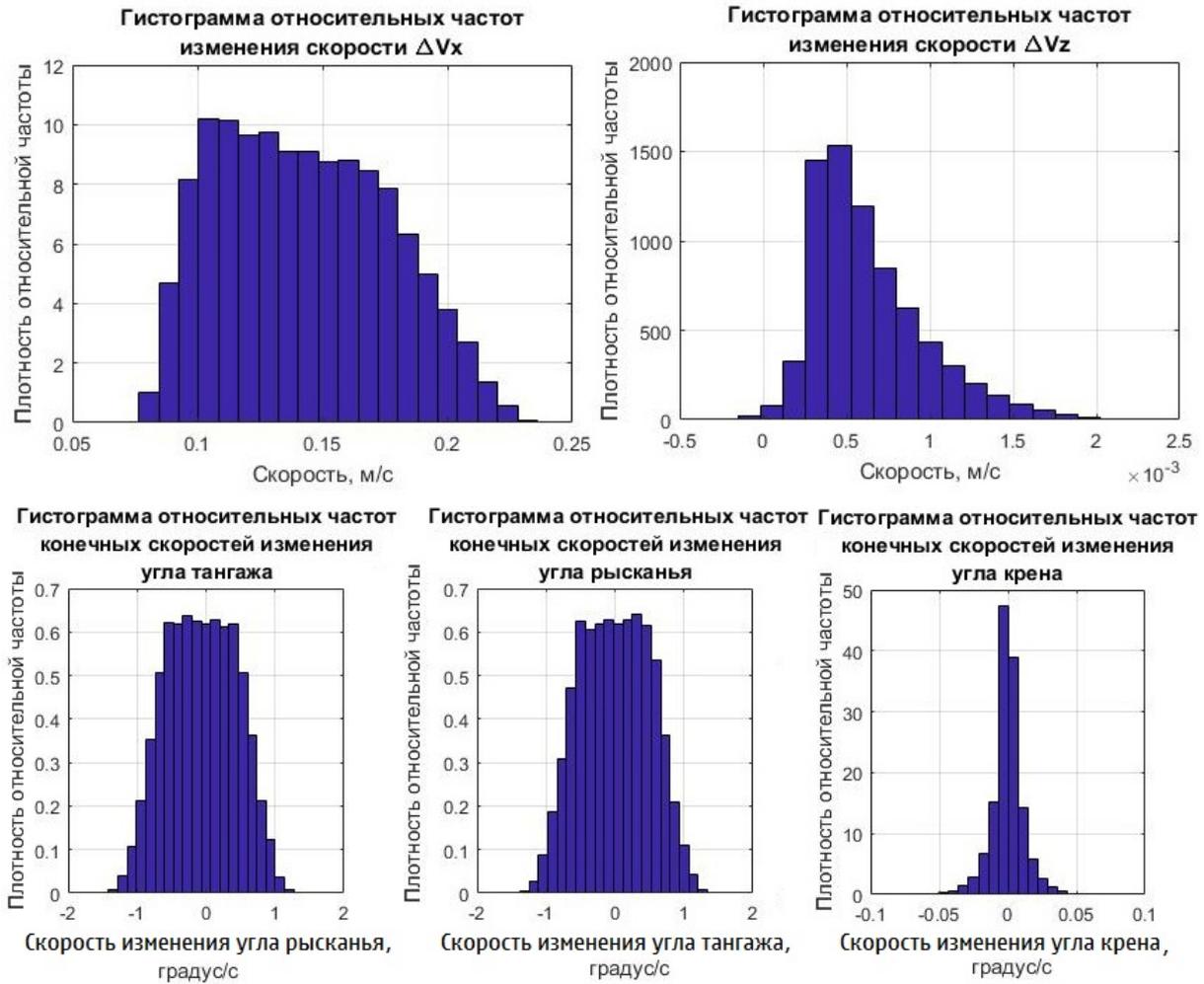


Рис. 6. Гистограммы относительных частот проекций вектора изменения скорости и конечных угловых скоростей НС при повышении требований к погрешностям проектных параметров ЭТДУ

При сравнении рис. 4, 5 с рис. 6 можно наблюдать значительный выигрыш в приросте полезной составляющей вектора изменения скорости (проекция ΔV_x) при значительном уменьшении разбросов поперечной составляющей изменения скорости и возникающих угловых скоростей. При выдаче корректирующего импульса математическое ожидание изменения скорости по оси OX равно 17 см/с (до ужесточения требований было 13 см/с). Среднеквадратическое отклонение изменения скорости ΔV_z относительно нуля составило 0,5 мм/с (было 1,6 мм/с). Разбросы конечных угловых скоростей относительно поперечных осей снизились практически на порядок: среднеквадратические отклонения стали равны 0,6 градус/с, в то время как до повышения требований они составляли 7 градус/с.

Заключение

Предложена методика оценки результатов проведения манёвров коррекции наноспутника (НС) с электротермической двигательной установкой в вероятностной постановке. Выполнен вероятностный анализ процесса маневрирования наноспутника. Исследовано влияние производственных отклонений изготовления электротермической

двигательной установки на ошибки маневрирования НС и характер его движения после коррекции.

Предложенная методика может быть использована для формирования требований к разбросам проектных параметров для обеспечения выполнения целевой задачи маневрирования с требуемым качеством.

Применение предложенной методики продемонстрировано на примере НС с ЭТДУ SamSat-M, разработанного на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета.

Для НС SamSat-M построены регрессионные модели, которые позволили выявить проектные параметры, разбросы которых оказывают значимое влияние на результативность манёвра коррекции траектории. Как показал факторный анализ, «размазывание» изменения скорости вдоль направления движения практически полностью определяется производственными отклонениями изготовления критического сечения сопла ЭТДУ (более 75% вклада). Во время выдачи импульса тяги НС закручивается относительно центра масс, вследствие чего приобретает составляющая вектора силы тяги, лежащая вне плоскости орбиты. Закрутка относительно поперечных осей обусловлена разбросами углового отклонения сопла от продольной оси НС (более 85% вклада).

Для осуществления эффективной коррекции орбиты сформированы требования к допускам производственных отклонений изготовления ЭТДУ, а именно: к погрешности несоосности сопла относительно продольной оси НС (не более 0,06 градусов), погрешности создания критического сечения сопла (более 0,04 мм), погрешности нагрева рабочего тела в пределах 30 К относительно проектного значения нагрева в 900 К.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

Библиографический список

1. Sochacki M., Narkiewicz J. Propulsion system modelling for multi-satellite missions performed by nanosatellites // *Transactions on Aerospace Research*. 2018. V. 2018, Iss. 4. P. 58-67. DOI: 10.2478/tar-2018-0030
2. Tummala A.R., Dutta A. An overview of cube-satellite propulsion technologies and trends // *Aerospace*. 2017. V. 4, Iss. 4. DOI: 10.3390/aerospace4040058
3. Лукьянчик А.И. Параметрические исследования маневрирующего наноспутника с аммиачным электротермическим микродвигателем // *Информация и космос*. 2018. № 3. С. 157-166.
4. Coxhill I.G., Gibbon D. A xenon resistojet propulsion system for microsatellites // 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (July, 10-13, 2005, Tucson, Arizona). DOI: 10.2514/6.2005-4260
5. Lee R.H., Bauer A.M., Killingsworth M.D., Lilly T.C., Duncan J.A., Ketsdever A.D. Free-molecule-microresistojet performance using water propellant for nanosatellite applications // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2008. V. 45, Iss. 2. P. 264-269. DOI: 10.2514/1.32341
6. Lemmer K. Propulsion for CubeSats // *Acta Astronautica*. 2017. V. 134. P. 231-243. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.01.048
7. Блинов В.Н., Вавилов И.С., Косицын В.В., Лукьянчик А.И., Рубан В.И., Шалай В.В. Исследование энерговооружённости электротермической двигательной установки маневрирующей спутниковой платформы наноспутников // *Динамика*

систем, механизмов и машин. 2017. Т. 5, № 2. С. 4-16. DOI: 10.25206/2310-9793-2017-5-2-04-16

8. Жумаев З.С., Щеглов Г.А. Анализ проектных параметров солнечной электродвигательной установки для наноспутника // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2012. № 12. С. 59-65.

9. Дрейпер Н., Смит Г. Прикладной регрессионный анализ. М.: Финансы и статистика, 1986. 366 с.

10. Харман Г. Современный факторный анализ. М.: Статистика, 1972. 489 с.

11. Мантуров А.И. Механика управления движением космических аппаратов. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2003. 62 с.

12. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 184 с.

13. Иванов Д.С., Трофимов С.П., Широбоков М.Г. Численное моделирование орбитального и углового движения космических аппаратов. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. 118 с. DOI: 10.20948/mono-2016-trofimov

14. Белоконов И.В., Ивлиев А.В., Богатырев А.М., Кумарин А.А., Ломака И.А., Симаков С.П. Выбор проектного облика двигательной установки наноспутника // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 3. С. 29-37. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-29-37

15. Титов Б.А., Сирант А.Л. Исследование динамики космического аппарата с системой ориентации на базе двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2007. № 1 (12). С. 98-105. DOI: 10.18287/2541-7533-2007-0-1(12)-98-105

16. Сарычев В.А., Гутник С.А. Динамика спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Исследование положений равновесия // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2014. № 39. 36 с.

17. Семёнов К.К. Достоверность результатов применения метода Монте-Карло в задачах интервального анализа // Вычислительные технологии. 2016. Т. 21, № 2. С. 42-52.

INFLUENCE OF DEVIATIONS IN MANUFACTURING OF ELECTROTHERMAL PROPULSION SYSTEM ON NANOSATELLITE MANEUVERING ACCURACY

© 2021

L. I. Sinitsin

Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
sinitsin_leonid@mail.ru

I. V. Belokonov

Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Inter-University
Department of Space Research;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ibelokonov@mail.ru

A method is proposed for assessing the results of adjustment maneuvers for a nanosatellite (NS) with an electrothermal propulsion system (ETPS). Using the example of the SamSat-M nanosatellite under development, common causes of maneuvering errors associated with deviations in the manufacturing of the propulsion system are revealed. Probabilistic analysis of the NS maneuvering process was carried out. The design parameters of the ETPS are considered as random factors. Statistical models of the distributions of all random factors are assumed to be equally probable, which is the worst-case scenario, since the true distributions of the design parameters of the ETPS are unknown. The

methodological basis of the study is the method of statistical modeling (Monte Carlo method) followed by the use of regression and factor analysis, on the basis of which the influence of the scatter of each of the design parameters on the controlled parameters is determined. Requirements for the design parameters of the ETPS that affect the spread of the projections of the velocity growth vector of the NS and the arising angular motion have been formulated. The presented results can be used to assess the influence of production deviations in the design parameters of propulsion systems on the nature of spacecraft motion, as well as to state requirements for the spread of design parameters to ensure the achievement of the objective.

Nanosatellite; electrothermal propulsion system; stochastic model of motion; Monte Carlo method; factor analysis; regression equation; orbit correction

Citation: Sinitin L.I., Belokonov I.V. Influence of deviations in manufacturing of electrothermal propulsion system on nanosatellite maneuvering accuracy. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 1. P. 29-45. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-1-29-45

References

1. Sochacki M., Narkiewicz J. Propulsion system modelling for multi-satellite missions performed by nanosatellites. *Transactions on Aerospace Research*. 2018. V. 2018, Iss. 4. P. 58-67. DOI: 10.2478/tar-2018-0030
2. Tummala A.R., Dutta A. An overview of cube-satellite propulsion technologies and trends. *Aerospace*. 2017. V. 4, Iss. 4. DOI: 10.3390/aerospace4040058
3. Lukyanchik A. Parametrical studies of a maneuvering ammonia resistojet nanosatellite. *Information and Space*. 2018. No. 3. P. 157-166. (In Russ.)
4. Coxhill I.G., Gibbon D. A xenon resistojet propulsion system for microsattellites. *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (July, 10-13, 2005, Tucson, Arizona)*. DOI: 10.2514/6.2005-4260
5. Lee R.H., Bauer A.M., Killingsworth M.D., Lilly T.C., Duncan J.A., Ketsdever A.D. Free-molecule-microresistojet performance using water propellant for nanosatellite applications. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2008. V. 45, Iss. 2. P. 264-269. DOI: 10.2514/1.32341
6. Lemmer K. Propulsion for CubeSats. *Acta Astronautica*. 2017. V. 134. P. 231-243. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.01.048
7. Blinov V.N., Vavilov I.S., Kositsyn V.V., Lukyanchik A.I., Ruban V.I., Shalay V.V. Study of power-to-weight ratio of the electrothermal propulsion system of nanosatellite maneuvering satellite platform. *Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines*. 2017. V. 5, no. 2. P. 4-16. (In Russ.). DOI: 10.25206/2310-9793-2017-5-2-04-16
8. Zhumayev Z.S., Shcheglov G.A. Analysis of design parameters of solar power propulsion systems for nano-satellite. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*. 2012. No. 12. C. 59-65. (In Russ.)
9. Draper N.R., Smith H. Applied regression analysis. New York: Wiley, 1981. 709 p.
10. Harman H.H. Modern factor analysis. The University of Chicago Press, 1960. 400 p.
11. Manturov A.I. *Mekhanika upravleniya dvizheniyem kosmicheskikh apparatov* [Mechanics of spacecraft motion control]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2003. 62 p.
12. Popov V.I. *Sistemy oriyentatsii i stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft orientation and stabilization systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 184 p.
13. Ivanov D.S., Trofimov S.P., Shirobokov M.G. *Chislennoye modelirovaniye orbitalnogo i uglovogo dvizheniya kosmicheskikh apparatov* [Numerical modeling of spacecraft orbital and angular motion]. Moscow: IPM im. M.V. Keldysha Publ., 2016. 118 p. DOI: 10.20948/mono-2016-trofimov

14. Belokonov I.V., Ivliev A.V., Bogatyrev A.M., Kumarin A.A., Lomaka I.A., Simakov S.P. Selection of project structure for nanosatellite propulsion system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 3. P. 29-37. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-3-29-37
15. Titov B.A., Sirant A.L. Investigating the dynamics of space vehicles with an attitude control system on the basis of two-component liquid propellant low-thrust rocket engines. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2007. No. 1. P. 98-105. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2007-0-1(12)-98-105
16. Sarychev V.A., Gutnik S.A. Dynamics of satellite subject to gravitational and aerodynamic torques. Investigation of equilibria. *Keldysh Institute Preprints*. 2014. No. 39. 36 p. (In Russ.)
17. Semenov K.K. The reliability of Monte-Carlo approach for applications in the interval analysis problems. *Journal of Computational Technologies*. 2016. V. 21, no. 2. P. 42-52. (In Russ.)