САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

Межвузовская кафедра
космических исследований

Ломака Игорь Андреевич

Методика идентификации параметров модели углового движения наноспутника в условиях априорной неопределенности

Научно-квалификационная работа

Направление подготовки:
24.06.01 – Авиационная и ракетно-космическая техника
Профиль подготовки:
05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

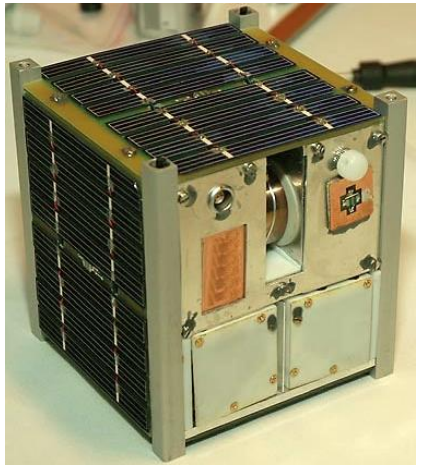
Научный руководитель: доктор технических наук, профессор Белоконов Игорь Витальевич

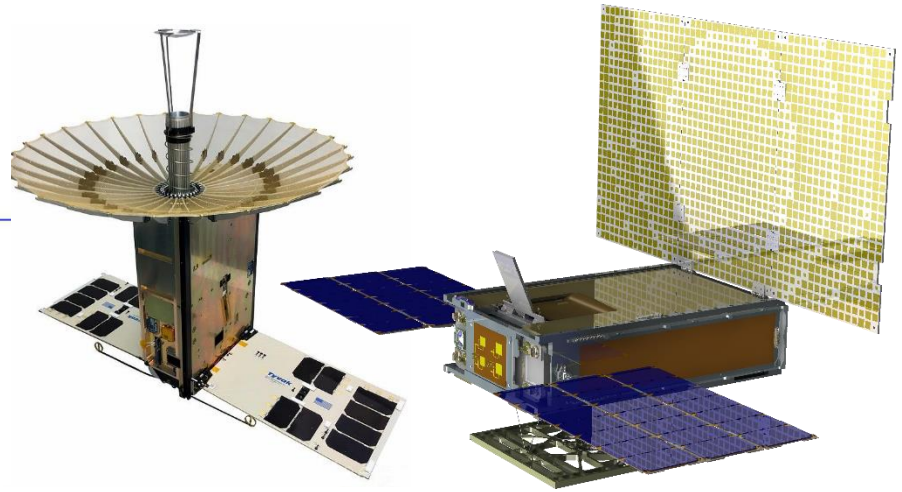
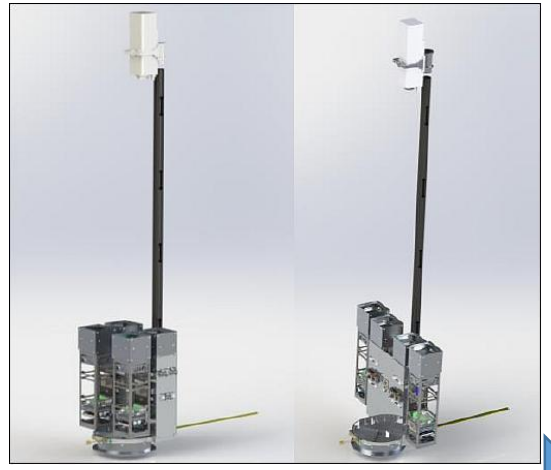
Самара, 2020

Содержание доклада

- Актуальность работы
- Отличие от предыдущих исследований
- Цель и задачи работы
- Научная новизна
- Положения, выносимые на защиту
- Постановка задачи
- Методика параметрической идентификации параметров модели углового движения наноспутника
- Применение методики идентификации на примере наноспутника переменной массы
- Применение методики идентификации на примере наноспутника изменяемой конфигурации
- Применение методики идентификации на примере наноспутника – участника сложной космической миссии
- Публикации по теме работы
- Заключение

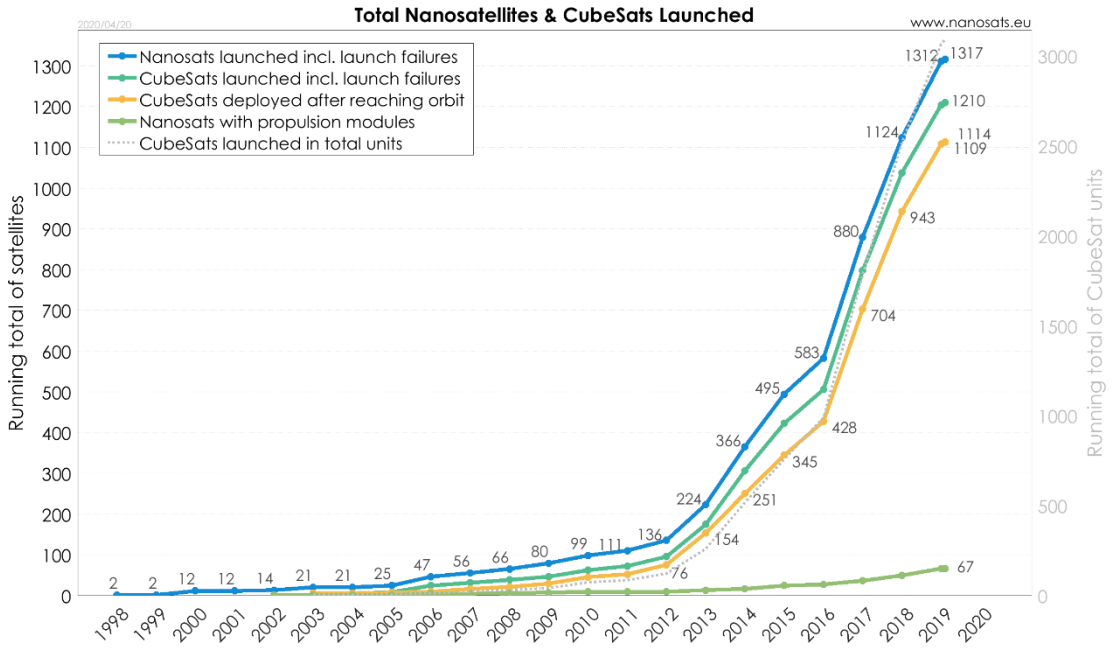
Актуальность работы

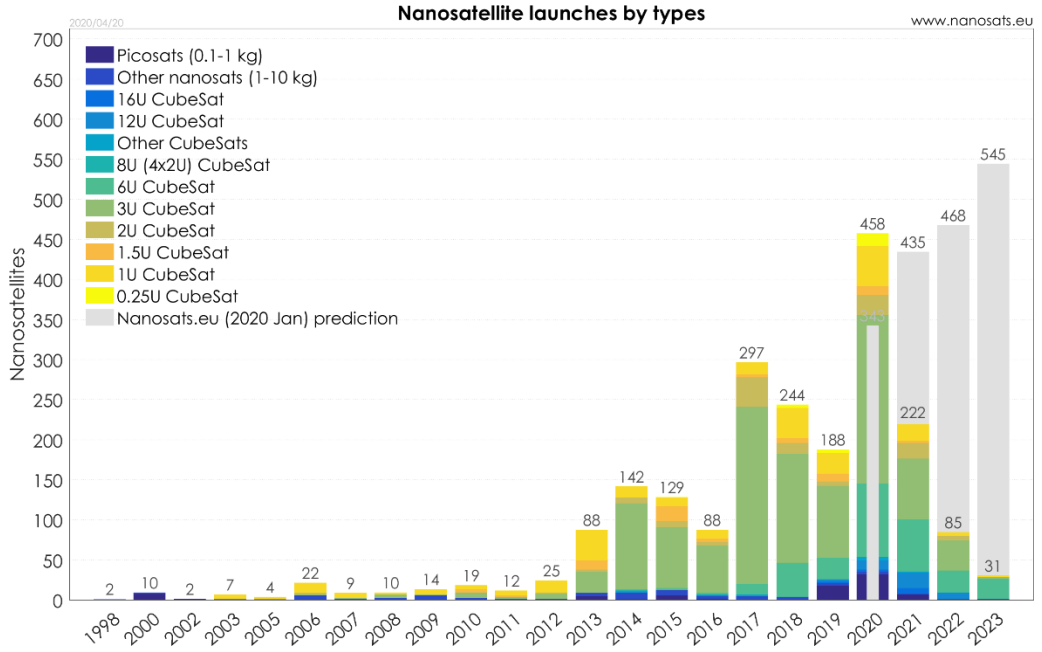


1999 образование 2U отработка бортовых алгоритмов 6U ДЗЗ двигательные установки НС обеспечение глобальной связи трансформируемые конструкции 2020

1U отработка технологий 3U исследование геофизических полей группировки НС межпланетные миссии 6U астрономические наблюдения





Отличие от предыдущих исследований

Авторы	Моменты, влияющие на угловое движение	Чувствительность оцениваемых параметров к измерениям	Тип идентификации	Подход к решению задачи
Mingliang Suo Xinlong Chen Shunli Li (2015)	Не учитываются	Не исследовалась	Активный	Дифференциальная эволюция
Школа ИПМ РАН (Сазонов В.В. и др.) (1980-2020)	Аэродинамический, гравитационный и внутренние возмущающие моменты КА	Не исследовалась	Пассивный	Метод наименьших квадратов
A.Bellar (2016)	Управляющий	Не исследовалась	Активный	Расширенный фильтр Калмана
Данная работа	Аэродинамический и гравитационный моменты	Исследование чувствительности доопределяет математическую формулировку задачи	Пассивный	Дифференциальная эволюция

Цель и задачи работы

Объектом исследования является угловое движение низкоорбитального наноспутника.

Предметом исследования является идентификация вектора параметров математической модели углового движения НС, включающего инерционные, динамические, кинематические характеристики НС, а также параметры внешней среды.

Целью работы является разработка методики идентификации параметров модели углового движения наноспутника и исследование области ее применимости в современных космических миссиях.

Для достижения цели поставлены и решены следующие задачи:

1. Разработка методики идентификации параметров моделей углового движения наноспутника.
2. Выбор и обоснование численного метода для решения задачи идентификации.
3. Оценка возможности использования бортовых измерительных средств для решения задачи идентификации.
4. Верификация методики идентификации параметров моделей углового движения наноспутника.
5. Применение методики для идентификации параметров наноспутника переменной массы.
6. Применение методики для идентификации параметров наноспутника изменяемой конфигурации.
7. Иллюстрация применения разработанной методики в сложной космической миссии по уводу космического мусора.

Научная новизна

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. **Разработана методика** идентификации параметров модели углового движения наноспутника, отличающаяся от существующих включением этапа анализа чувствительности измерений к идентифицируемым параметрам в структуру методики, а также построением моделей связи между оцениваемыми и контролируемыми параметрами.
2. **Получены математические модели** связи оцениваемых параметров и контролируемых характеристик (уровень топлива, перемещение стабилизатора) для наноспутников переменной массы и трансформируемой конфигурации.
3. На базе разработанной методики **разработан алгоритм** решения задачи идентификации параметров модели углового движения для наноспутника переменной массы.
4. На базе разработанной методики **разработан алгоритм** решения задачи идентификации параметров модели углового движения для наноспутника с трансформируемой конструкцией.
5. На базе разработанной методики **разработан алгоритм** решения задачи идентификации параметров модели углового движения наноспутника в сложной космической миссии по уводу космического мусора.

Положения, выносимые на защиту

1. Методика идентификации параметров модели углового движения наноспутника, отличающаяся от существующих включением анализа чувствительности измерений к идентифицируемым параметрам в структуру методики, а также построением аналитических моделей связи между оцениваемыми и контролируемыми параметрами.
2. Модели инерционных характеристик для наноспутника переменной массы, наноспутника трансформируемой конфигурации.
3. Алгоритм решения задачи идентификации параметров моделей углового движения наноспутника переменной массы.
4. Алгоритм решения задачи идентификации параметров моделей углового движения наноспутника с трансформируемой конструкцией.
5. Алгоритм решения задачи идентификации параметров моделей углового движения наноспутника при использовании НС в сложной миссии по уводу космического мусора.

Постановка задачи

Динамические уравнения

$$\dot{\omega}_x = \mu(\omega_y\omega_z - \nu a_{21}a_{31}) + (K_y V_{cz} - K_z V_{cy})|V_c|\rho \ ,$$
$$\dot{\omega}_y = \frac{1-\lambda}{1+\lambda\mu}(\omega_x\omega_z - \nu a_{31}a_{11}) + \frac{\lambda}{1+\lambda\mu}(K_z V_{cx} - K_x V_{cz})|V_c|\rho \ , \qquad (1)$$
$$\dot{\omega}_z = -(1-\lambda+\lambda\mu)(\omega_x\omega_y - \nu a_{21}a_{11}) + \lambda(K_x V_{cy} - K_y V_{cx})|V_c|\rho \ ,$$

Кинематические уравнения

$$\dot{q} = \Omega q \qquad (2)$$

$\lambda = I_x/I_z$ и $\mu = (I_y - I_z)/I_x$ – безразмерные коэффициенты; $\nu = 3 \cdot \mu_e/r^3$ – коэффициент гравитационного момента $(K_x\ K_y\ K_z)$ – коэффициенты аэродинамического момента, q – кватернион ориентации.

Параметры модели углового движения НС представляют собой разнородные характеристики модели движения, которые могут быть объединены в группы:

1. **Динамические параметры** – компоненты угловой скорости в начальный момент времени $W = [\omega_x(t_0), \omega_y(t_0), \omega_z(t_0)]$;
2. **Параметры ориентации** – углы ориентации в начальный момент времени $U = [\psi(t_0), \alpha(t_0), \varphi(t_0),]$;
3. **Инерционные характеристики** НС – коэффициенты инерции $P = [\lambda, \mu]$, где $\lambda = I_x/I_z$ и $\mu = (I_y - I_z)/I_x)$;
4. **Параметры внешней среды** – коэффициенты аэродинамического момента $K = [K_{a_x}, K_{a_y}, K_{a_z}]$.
5. **Дополнительные параметры**, зависящие от специфики миссии Q.

Данные параметры объединяются в расширенный ***вектор оцениваемых параметров***.

$$\vec{\boldsymbol{b}} = \boldsymbol{[W, U, P, K, Q]}.$$

Постановка задачи

Модель измерений $\hat{\mathrm{C}}(k)$ в случае использования датчика угловой скорости представляет собой решения динамических уравнений Эйлера $\vec{\omega}$, к которым добавлен белый шум (нормальный закон распределения). Таким образом математическая модель измерений запишется в виде:

$$\hat{\mathrm{C}}(k) = \vec{\omega}_{\text{изм}} = \vec{\omega} + w_A(\sigma). \qquad (3)$$

В случае использования в качестве источника информации **векторного измерителя** (магнитометр, датчик Солнца, построитель местной вертикали и т.д.) модель измерений имеет общий вид:

$$\hat{\mathrm{C}}(k) = \vec{V}_{\text{изм}} = A \cdot \overrightarrow{V_{\text{орб}}} + w_V(\sigma_V), \qquad (4)$$

где A – матрица поворота из орбитальной в связанную систему координат, $\vec{V}$ – измеряемый вектор в опорной системе координат рассчитанный по соответствующей модели, $w_V(\sigma_V)$ – шум измерений.

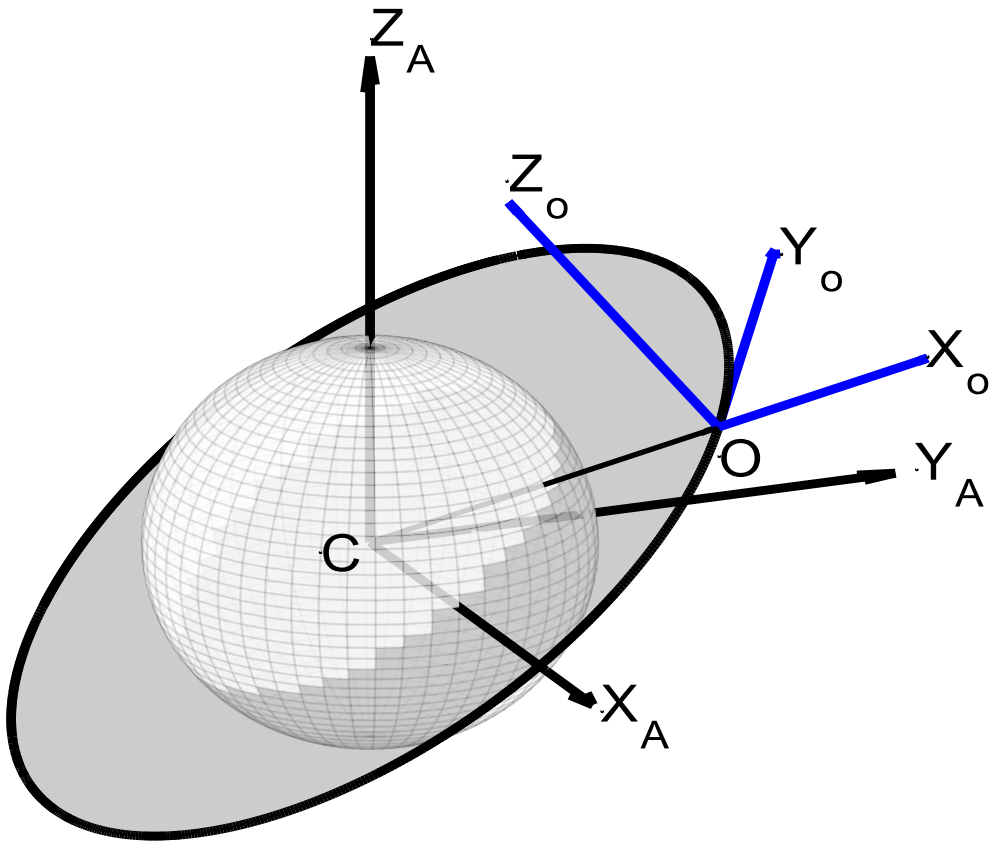


Рисунок 1 – Системы координат

Постановка задачи

В работе рассматриваются два типа параметров.

Контролируемые параметры ***(γ)*** – параметры, которые должны контролироваться в процессе реализации миссии, их выбор зависит от конкретной миссии и конкретного НС, так, например, перемещение аэродинамического стабилизатора, угол раскрытия солнечных панелей или уровень топлива в баке являются контролируемыми параметрами (КП).

Оцениваемые параметры ***(b)*** – параметры, непосредственно входящие в модель вращательного движения НС и в модель измерений, например, начальный кватернион ориентации и угловая скорость, безразмерные коэффициенты инерции, альбедо Земли, параметры внешних моментов являются оцениваемыми параметрами (ОП).

Задача идентификации оцениваемых параметров НС формулируется следующим образом: по набору измерений C с датчиков, установленных на НС произвести оценку вектора $\vec{b}$. Поставленная задача решается путем минимизации следующей целевой функции:

$$\boldsymbol{J(\vec{b}) = \sum_{i=1}^{N} \left(C_i - \hat{C}(\vec{b})_i \right)^2 \rightarrow min} \qquad (3)$$

где C_i – измерения, $\hat{C}(\vec{b})_i$ – модельные значения измерений, $\vec{b}$ – вектор оцениваемых параметров N – число измерений.

Требования к методике идентификации

1) возможность оценки расширенного вектора разнотипных оцениваемых параметров ММ НС различного состава;

2) возможность формирования рекомендаций по выбору характеристик бортовых измерительных средств и времени накопления измерительной информации, позволяющих получить решение с заданной точность;

3) учет особенностей конкретной миссии НС;

4) возможность корректной работы в условиях априорной неопределенности параметров, например, в случае нештатной ситуации;

5) обеспечение решения задачи для выделенного вычислительного ресурса и времени на борту НС.

Выбор численного метода идентификации

Проведем сравнение метода дифференциальной эволюции (ДЭ) с широко распространенным методом Гаусса-Ньютона (ГН). Для этого формулируется тестовая задача. Необходимо по измерениям угловой скорости идентифицировать следующий вектор оцениваемых параметров НС $b = [\omega_x(t_0), \omega_y(t_0), \omega_z(t_0), \mu]$. Модель динамики углового движения принимается (1), без учета внешних моментов, модель измерений – (3). Шум измерений $\sigma_\omega = 0{,}1°/\text{с}$. Истинные значения компонент вектора b имеют значения $\omega_x(t_0) = 1°/\text{с}, \omega_y(t_0) = 2°/\text{с}, \omega_z(t_0) = 3°/\text{с}, \mu = -0{,}8$.

Модель движения

$$\dot{\omega_x} = \mu\, \omega_y \omega_z$$
$$\dot{\omega_y} = 0$$
$$\dot{\omega_z} = -\mu\, \omega_x \omega_y$$

Условие сходимости: $\Delta\mu < 1\%$

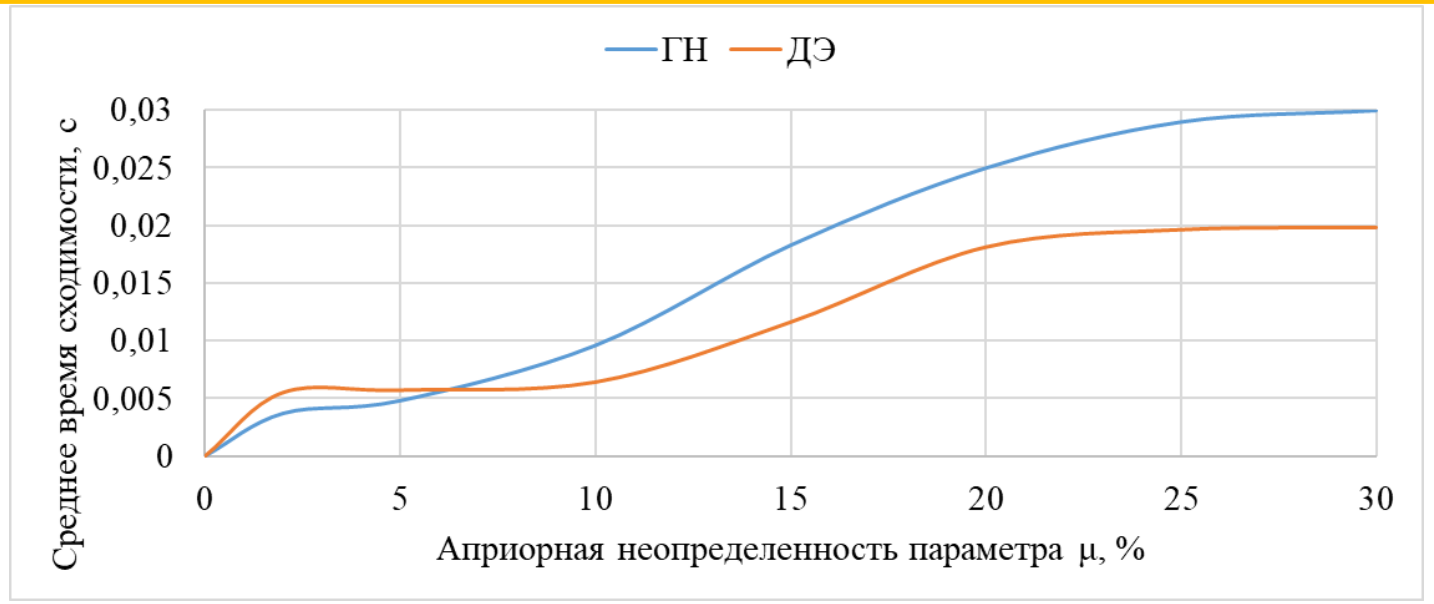


Рисунок 2 – Сравнение производительности методов ГН и ДЭ

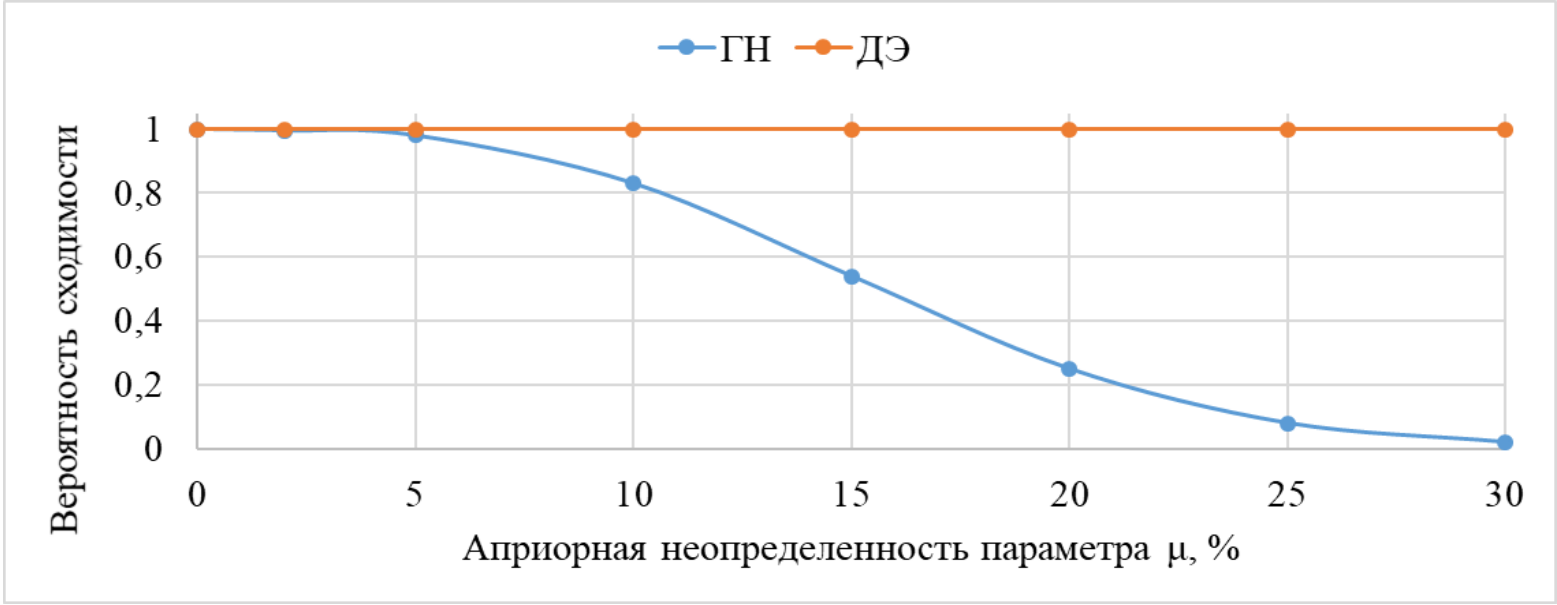


Рисунок 3 – Вероятность сходимости методов ГН и ДЭ

Учет конструктивных особенностей наноспутника и специфики миссии

Современные НС являются телами переменной массы и конфигурации, поэтому методика должна учитывать этот факт.

Необходимо исследовать зависимости между ОП и КП.

Нахождении функции $\vec{b} = f(\gamma)$ и отыскании обратной функции $\gamma = f^{-1}(\vec{b})$, где γ – контролируемый параметр.

Как правило, диапазон значений КП известен, исходя из конструкторской документации. Знание этого диапазона позволяет определить область допустимых значений вектора $\vec{b}$, а также сформировать границы поиска параметров для алгоритма ДЭ.

Анализ чувствительности $\vec{b}$ к γ, который сводится к анализу частных производных $\frac{\partial b_i}{\partial \gamma}$, где b_i – i-й компонент вектора $\vec{b}$. Из ненулевых производных выбирается наибольшая по модулю, а соответствующий ей *оцениваемый* параметр используется для вычисления *контролируемого*. Анализ частных производных позволяет связать погрешности определения контролируемых параметров Δγ с погрешностью оцениваемых параметров Δb_i:

$$\Delta b_i = \frac{\partial b_i}{\partial \gamma} \Delta \gamma.$$

Оценка времени сбора измерительной информации и формирование требований к бортовым измерительным средствам

Для выбора интервала сбора измерительной информации T, а также для формирования рекомендаций по выбору характеристик бортовых измерительных средств σ_ω и σ_V в методике должно проводится исследование чувствительности ОП к измерениям. Исследование происходит путем анализа частных производных $\frac{\partial J(\vec{b})}{\partial b_i}$.

Для связи σ и Δb_i имеем

$$\Delta b_{i\,max} = 3\sigma_{b_i} = 3\sigma^2 \left(\frac{\partial J}{\partial b_i}\right)^{-1}$$

где $\sigma^2 = \frac{J_{min}}{N-m}$, N – количество измерений, m – количество оцениваемых параметров, J_{min} – значение целевой функции при истинных значениях оцениваемых параметров и заданных σ_ω и σ_V.

Связь максимальной ошибки контролируемого параметра с точностью бортовых измерительных средств имеет вид:

$$\Delta\gamma_{max} = \left(\frac{\partial b_i}{\partial \gamma}\right)^{-1} 3\,\frac{J_{min}}{3N-m}\left(\frac{\partial J}{\partial b_i}\right)^{-1}. \qquad (4)$$

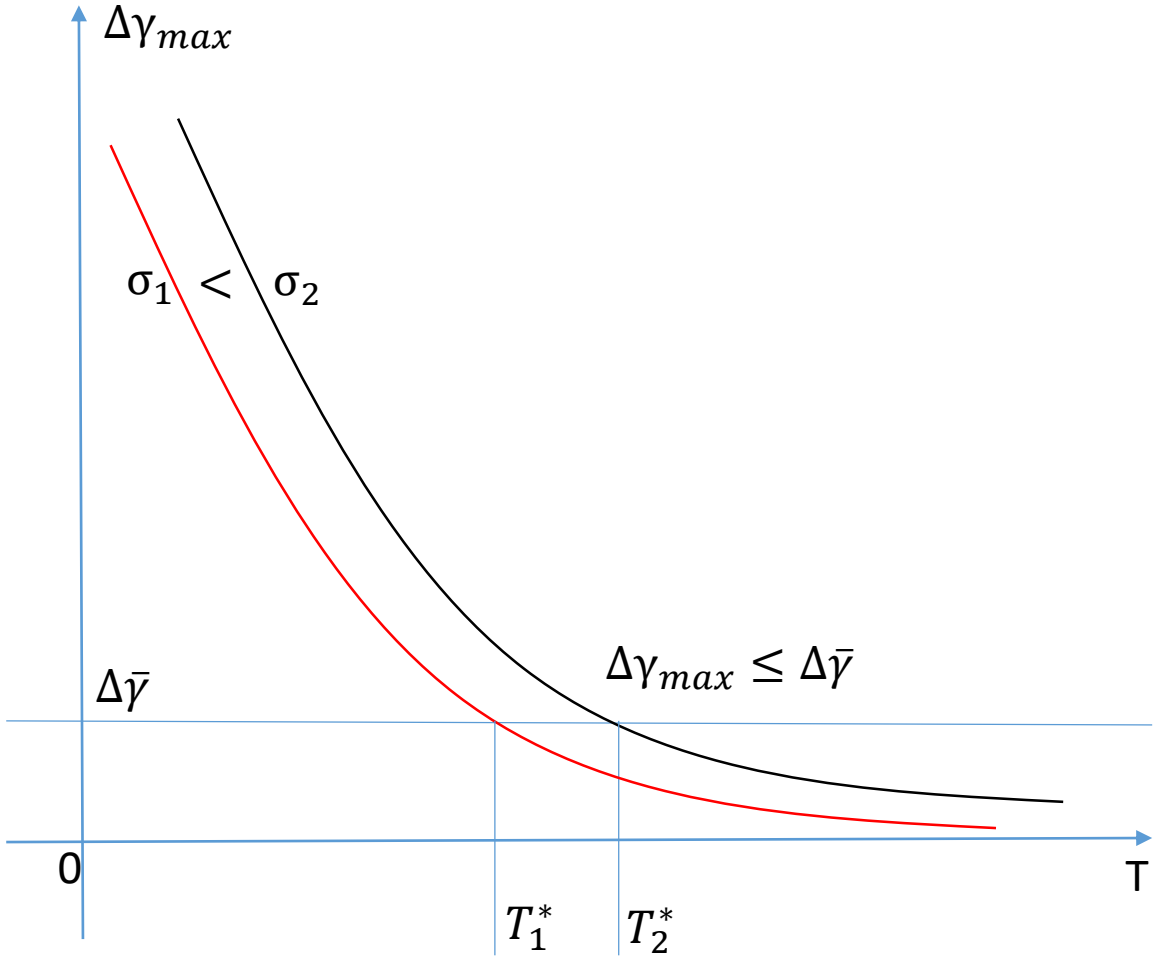


Рисунок 4 – Схематичная иллюстрация методики

Методика идентификации параметров математической модели углового движения НС включает в себя следующие этапы:

1) Выбор контролируемого параметра γ исходя из целей и задач миссии НС;

2) Выбор состава вектора $\vec{b}$, позволяющего определить контролируемый параметр γ;

3) Получение модели $\vec{b} = f(\gamma)$;

4) Исследование чувствительности оцениваемых параметров к контролируемому параметру и выбор наиболее чувствительного оцениваемого параметра (вычисление $\frac{\partial b_i}{\partial \gamma}$);

5) Исследование чувствительности оцениваемого параметра к измерениям (вычисление $\frac{\partial J}{\partial b_i}$);

6) Формирование требований к измерительным средствам σ и выбор интервала накопления информации T на основе вычисления $\Delta\gamma_{max}$;

7) Решение задачи идентификации оцениваемых параметров по измерениям бортовых средств НС;

8) Вычисление оценки контролируемого параметра γ.

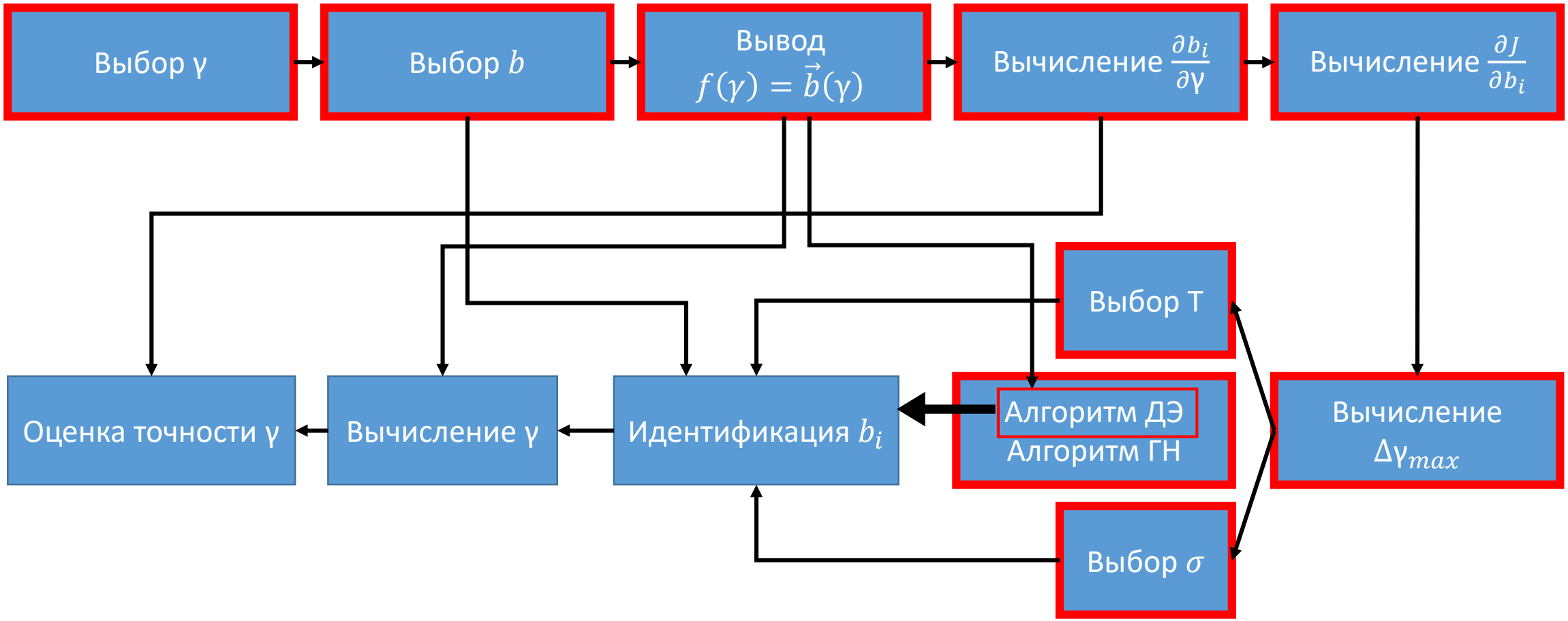


Рисунок 5 – Схема методики

Методика параметрической идентификации параметров модели углового движения наноспутника

Цель идентификации: восстановление углового движения и верификация методики

Вектор оцениваемых параметров: $\vec{b} = [W, U, P, Q]$

$Q = [A_{ср}, p]$, $A_{ср}$ – среднее альбедо Земли, p – коэффициент магнитного момента КА.

Выбор интервала T и характеристик измерительных средств σ не проводился так как отсутствовала информация об измерительных средствах и задача идентификации происходила по массиву данных с заданным интервалом времени.

МКА Аист разработан **ФГУП ГНПРКЦ "ЦСКБ – Прогресс"** совместно с **Самарским университетом** и предназначен для научных исследований. Запуск спутника осуществлен 21 апреля 2013 г. попутным образом посредством отделения от КА Бион М1, находящегося на почти круговой орбите с высотой 570 км и наклонением 54.9 °.

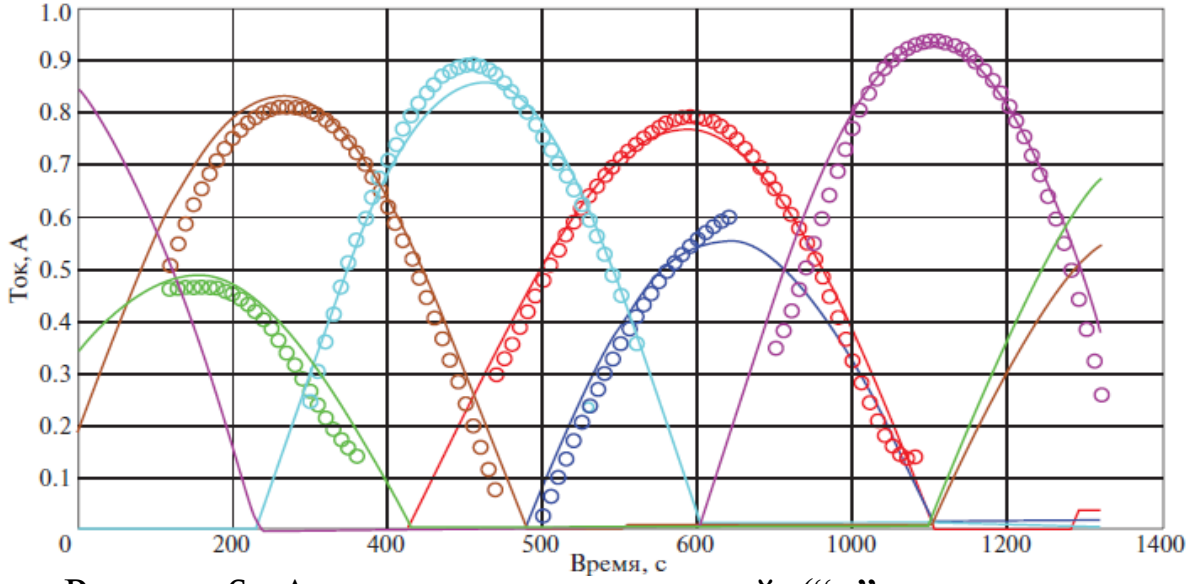


Рисунок 6 –Аппроксимация измерений, ("○" – сглаженные значения тока, линии– аппроксимация математической моделью)

Параметр	Метод Гаусса-Ньютона*	Дифференциальная эволюция**
Угловая скорость	0.346 град/с	0.338 град/с
λ	1.212	1.202
μ	0.332	0.346

* Сазонов В.В и др. **Определение вращательного движения спутника Аист по данным бортовых измерений магнитного поля Земли** // Препринт ИПМ им.М.В. Келдыша. 2014. № 17.

Белоконов И.В., Крамлих А.В., **Ломака И.А., Николаев П.Н. **Восстановление углового движения космического аппарата по данным о токосъеме с панелей солнечных батарей** // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019.№ 2. С. 133-144

Применение методики идентификации на примере наноспутника переменной массы

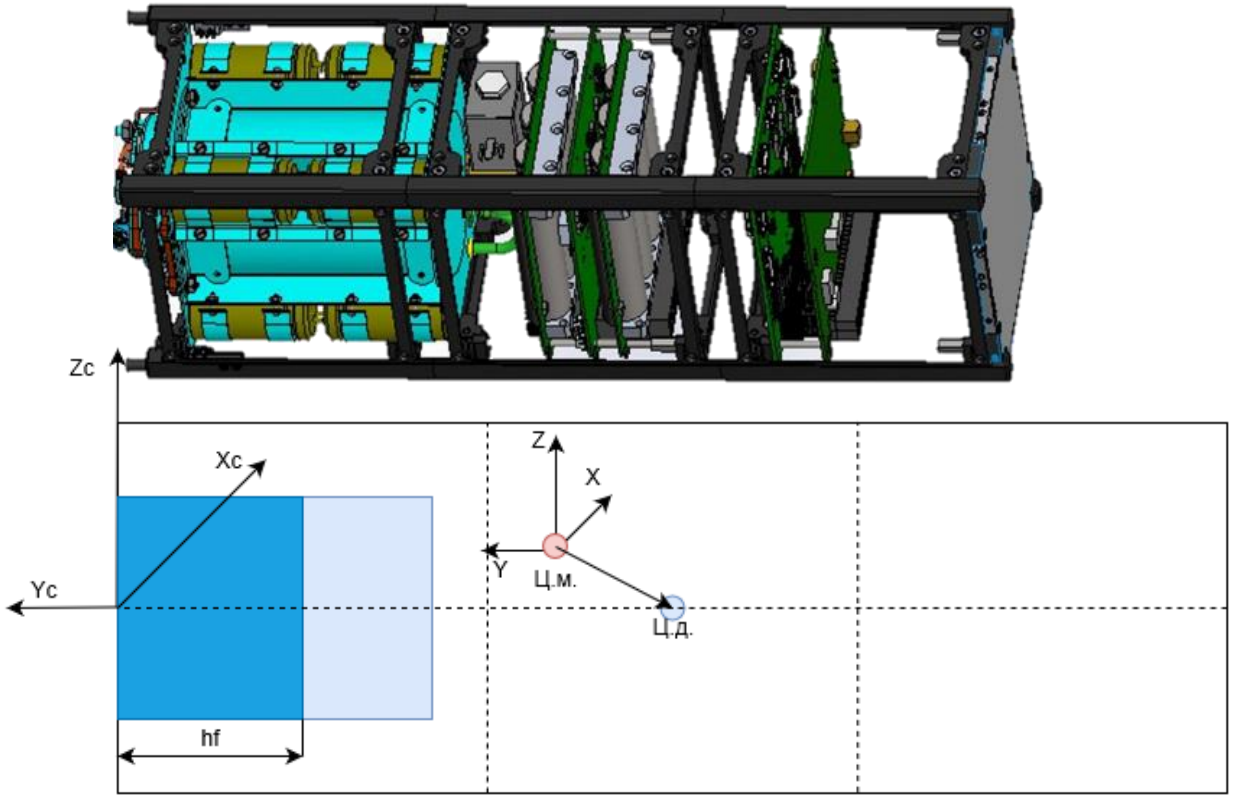


Рисунок 7 – Внешний вид и расчетная схема наноспутника SamSat – M

Применение методики происходит при следующих допущениях:

1. Оси измерительных средств сонаправлены с главными центральными осями инерции НС;
2. Наноспутник имеет ориентацию по вектору скорости в диапазоне $\pm 20\,^{\circ}$ и имеет модуль угловой скорости не более $1°/c$, что обеспечивается системой магнитной стабилизации.

Проектные параметры наноспутника SamSat – M

Параметр	Пояснение	Величина
IX_s	Момент инерции пустого НС относительно оси X	0.0233 кг м^2
IY_s	Момент инерции пустого НС относительно оси Y	0,0056 кг м^2
IZ_s	Момент инерции пустого НС относительно оси Z	0.0238 кг м^2
M_s	Масса пустого НС	3,17 кг
r_f	Радиус топливного бака	0,035 м
L_f	Длина топливного бака	0,07 м
λ	Коэффициент инерции	0,979…0,982
μ	Коэффициент инерции	-0,78…0,81
L_{sat}	Длина корпуса наноспутника	0,3 м
m_f	Масса топлива	0,4 кг

В миссии по летной отработке двигательной установки главным контролируемым параметром γ является **уровень топлива – h_f.**

Низкоорбитальный НС SamSat-M не имеет на борту высокоточных алгоритмов определения ориентации, а также конструктивно имеет значительный запас статической устойчивости, поэтому в вектор оцениваемых параметров включаются динамические параметры W, параметры ориентации U и коэффициенты аэродинамического момента K. Вектор оцениваемых параметров имеет вид: $\vec{b} = [W, U, P, K]$.

Вывод аналитических зависимостей $\vec{b}$ от h_f

$$\mu = \frac{\left(I_{yS} - I_{zS} + M_S\left(\left(X_{cm} - \frac{M_S\ X_{cm}}{Q_7}\right)^2 + Q_6\right) - Q_3 + \frac{h_f r_f^4 \rho_f \pi}{2} + h_f r_f^2 \rho_f \pi \left(\frac{M_S^2 X_{cm}^2}{\left(M_S + h_f r_f^2 \rho_f \pi\right)^2} - Q_4\right) - Q_2 - Q_1\right)}{(I_{xS} + Q_1 + Q_2 + Q_3)},$$

где $Q_1 = \frac{h_f r_f^2 \rho_f \pi\left(h_f^2 + 3r_f^2\right)}{12}, Q_2 = h_f r_f^2 \rho_f \pi\left(\left(\frac{h_f}{2} - Q_5 + 0{,}23\right)^2 + Q_4\right), Q_3 = M_S(Q_6 + (Y_{cm})^2), Q_4 = \frac{M_S^2 Z_{cm}^2}{\left(M_S + h_f r_f^2 \rho_f \pi\right)^2},$

$Q_5 = \frac{h_f\ \rho_f\ \pi\ r_f^2\left(\frac{h_f}{2} + 0{,}23\right) + M_S Y_{cm}}{Q_7}, Q_6 = \left(Z_{cm} - \frac{M_S Z_{cm}}{Q_7}\right)^2, Q_7 = h_f r_f^2 \rho_f \pi + M_S,$ ρ_f - плотность топлива; h_f - уровень топлива, м; r_f - радиус топливного бака, м; M_S - масса пустого аппарата, кг; X_{cm}, Y_{cm}, Z_{cm} - координаты центра масс пустого аппарата, м.

Применение методики идентификации на примере наноспутника переменной массы

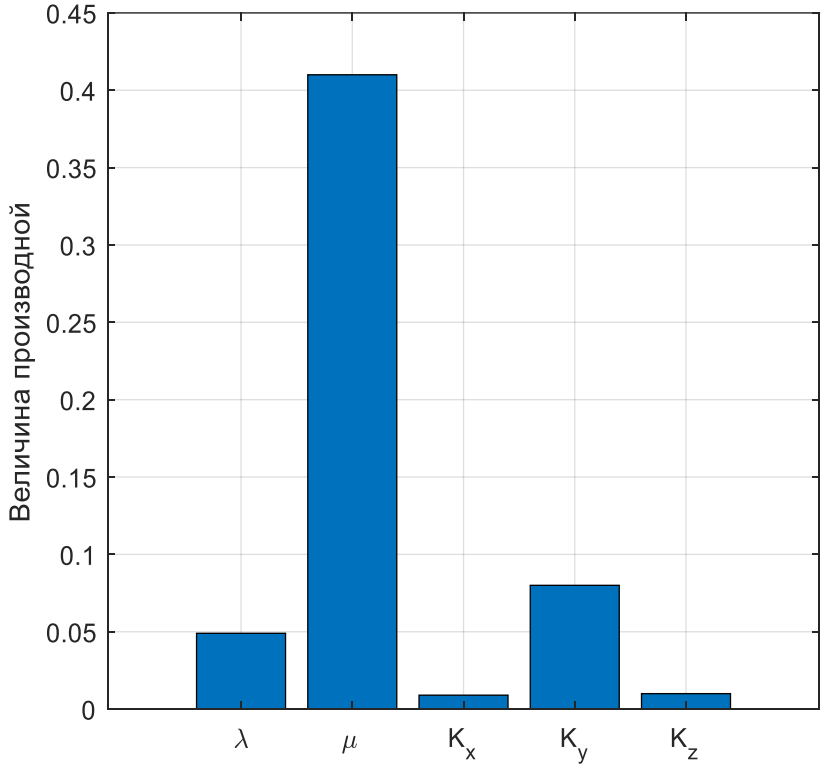


Рисунок 8– Величины производных $\frac{\partial b_i}{\partial h_f}$

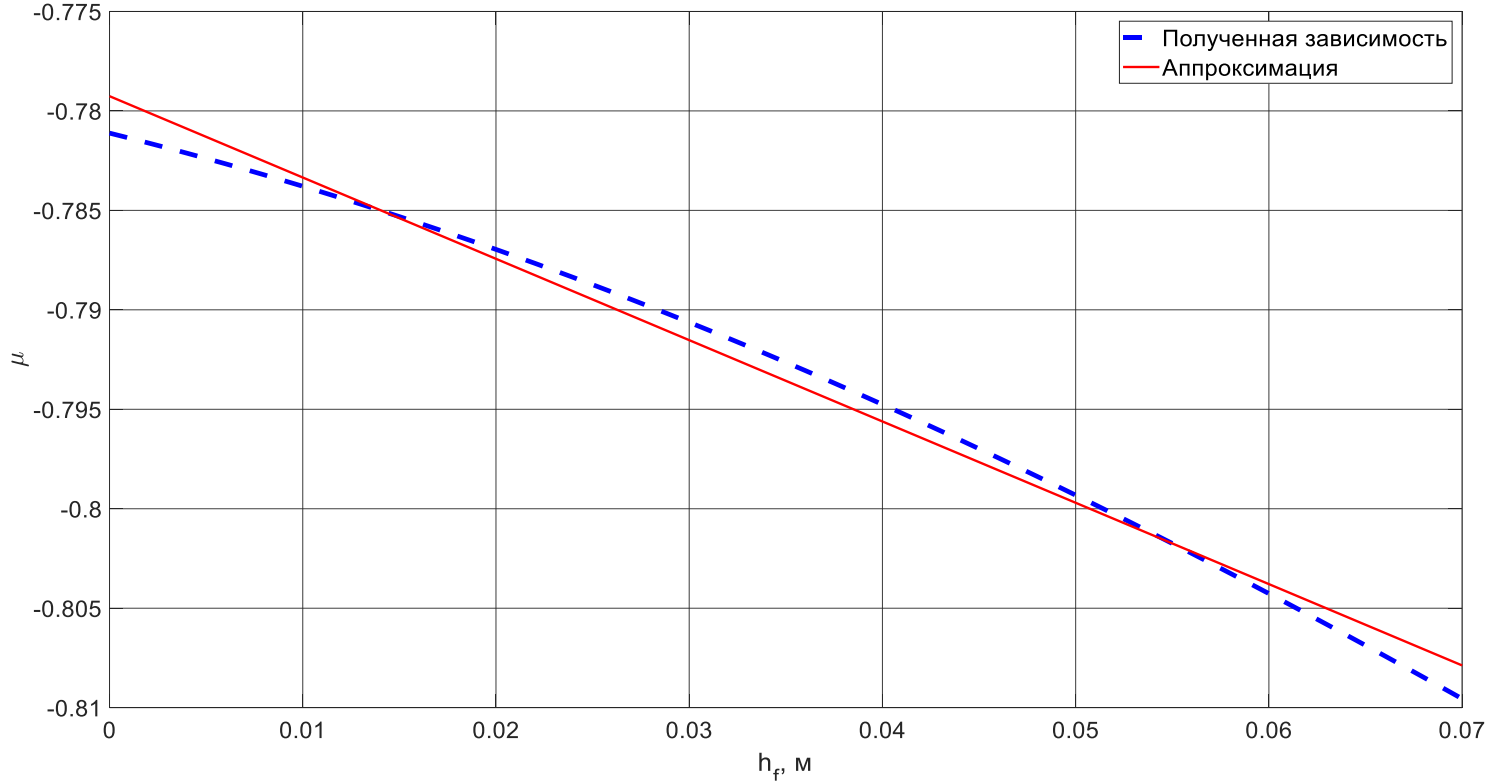


Рисунок 9 – Зависимость коэффициента μ от уровня топлива

Применение методики идентификации на примере наноспутника переменной массы

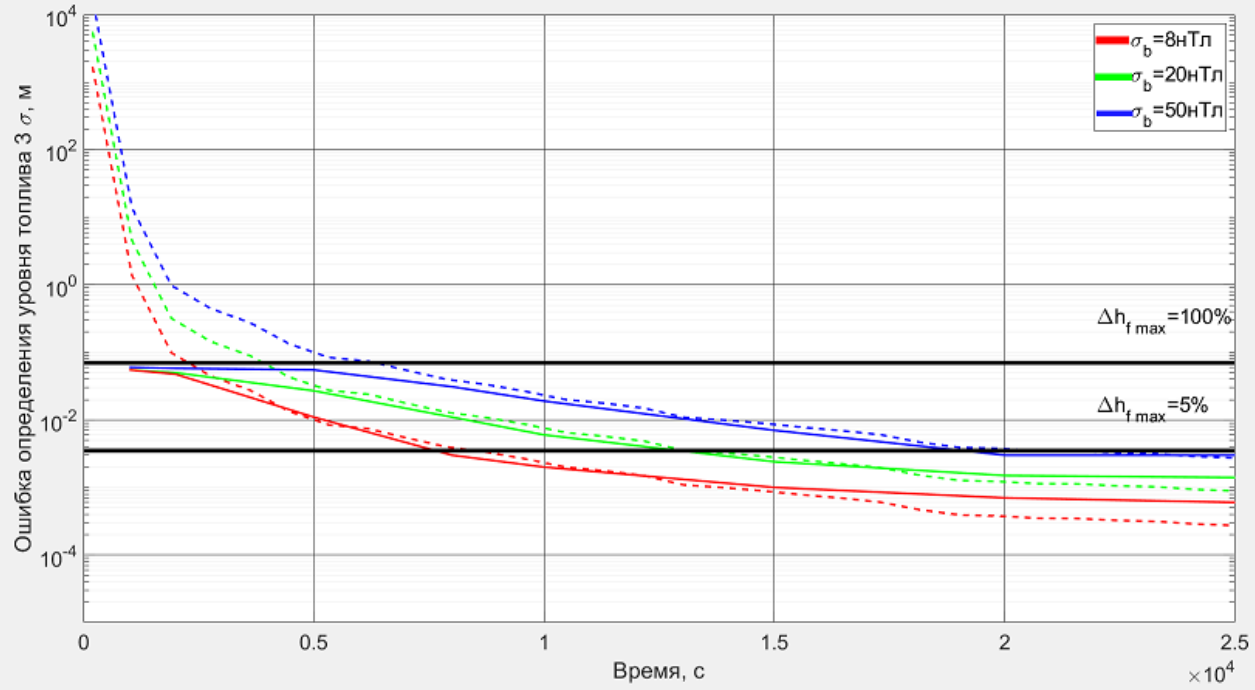


Рисунок 10 – Ошибки идентификации параметра h_f, при использовании магнитометра, пунктирные линии – ошибки, вычисленные по модели (4), сплошные - численный эксперимент

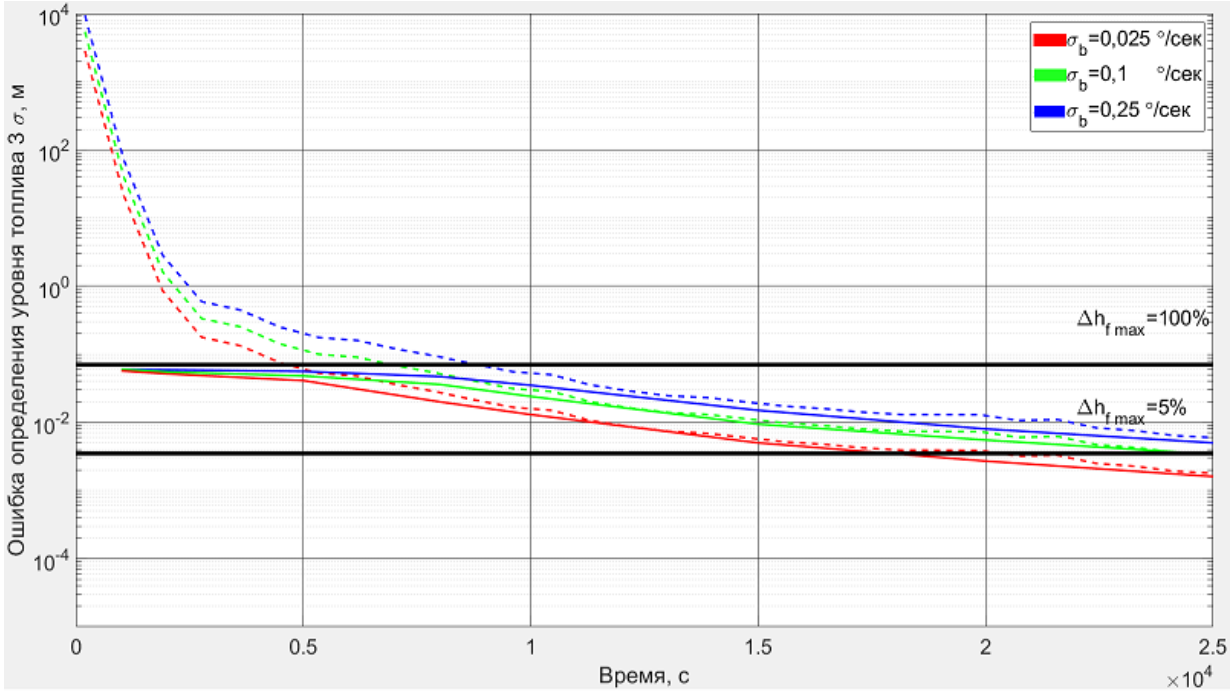


Рисунок 11 – Ошибки идентификации параметра h_f, при использовании датчика угловой скорости, пунктирные линии – ошибки, вычисленные по модели (4), сплошные - численный эксперимент

Ошибки в определении динамических параметров **W** составили порядка **0,1%**, кинематических параметров **U** – **4%**, параметров инерции **P - 2%**, параметров аэродинамического момента **K** – **5%**.

Применение методики идентификации на примере наноспутника изменяемой конфигурации

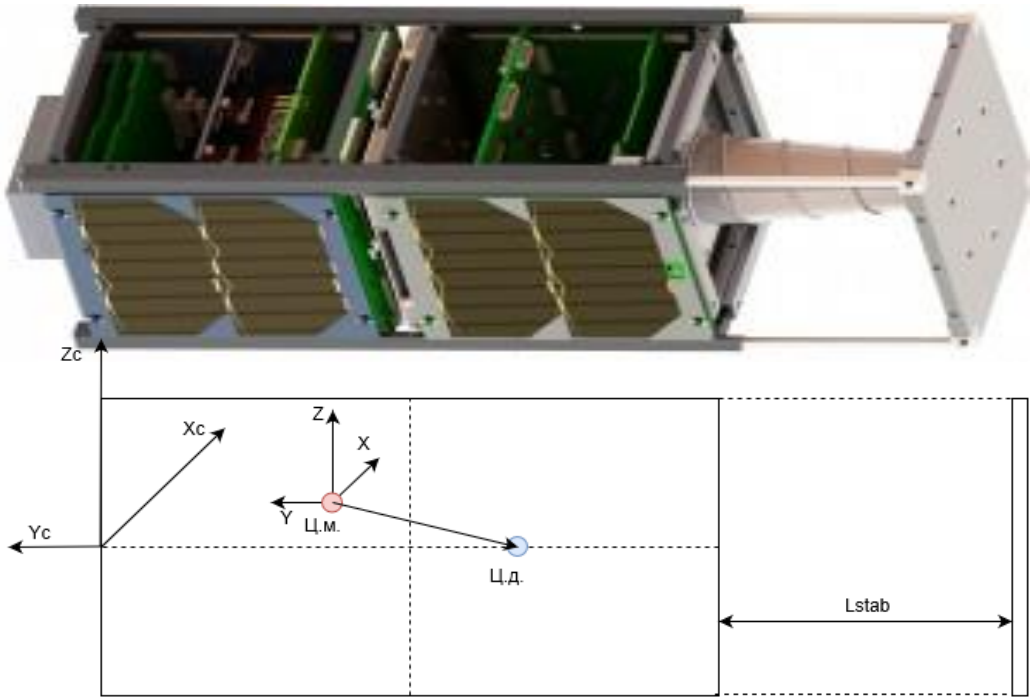


Рисунок 12 – Внешний вид и расчетная схема наноспутника SamSat – QB50

Применение методики происходит при следующих допущениях:

1. Оси измерительных средств сонаправлены с главными центральными осями инерции НС;
2. Наноспутник имеет ориентацию по вектору скорости в диапазоне $\pm 20\,^{\circ}$ и имеет модуль угловой скорости не более $1°/с$, что обеспечивается системой магнитной стабилизации.

Проектные параметры наноспутника SamSat – QB50

Параметр	Пояснение	Величина
I_x^{sat}	Момент инерции относительно оси X	0.01024 кг м^2
I_z^{sat}	Момент инерции относительно оси Y	0,00411 кг м^2
I_y^{sat}	Момент инерции относительно оси Z	0.01024 кг м^2
d_{sat}	Расстояние от переднего края до центра масс наноспутника без учета стабилизатора	0,1 м
d_{stab}	Расстояние от переднего края наноспутника до центра масс стабилизатора	0.22-0.3 м
Y_{cm}	Расстояние от переднего края до центра масс наноспутника с учетом стабилизатора	0,1-0,106 м
Y_{cp}	Расстояние от переднего края до центра давления наноспутника	0,11-0,15 м
L_{stab}	Длина стабилизатора	0-0,08 м
L_{sat}	Длина корпуса наноспутника	0,22 м
d	Расстояние между центром масс и центром давления	0,01-0,04 м

В миссии по летной отработке технологии аэродинамической стабилизации главным контролируемым параметром γ является **перемещение стабилизатора – $\boldsymbol{l_{stab}}$.**

Низкоорбитальный НС SamSat-QB50 не имеет на борту высокоточных алгоритмов определения ориентации, а также конструктивно имеет значительный запас статической устойчивости, поэтому в вектор оцениваемых параметров включаются динамические параметры $\boldsymbol{W}$, параметры ориентации $\boldsymbol{U}$ и коэффициенты аэродинамического момента $\boldsymbol{K}$. Вектор оцениваемых параметров имеет вид: $\vec{\boldsymbol{b}} = [\boldsymbol{W}, \boldsymbol{U}, \boldsymbol{P}, \boldsymbol{K}]$.

Вывод аналитических зависимостей $\vec{\boldsymbol{b}}$ от $\boldsymbol{L_{stab}}$

$$\mu = \frac{I_{ysat} + I_{ystab} - I_{zsat} - I_{zstab} - M_{sat}(M_4\,(Y_{cm} - M_6)^2) - M_{stab}(M_5 + M_3) + M_{sat}(M_4 + M_2) + M_{stab}(M_3 + M_1)}{I_{xsat} + I_{xstab} + M_{sat}(M_2 + (Y_{cm} - M_6)^2) + M_{stab}\,(M_5 + M_1)}$$

где $M_1 = \left(Z_{stab} - \frac{M_{sat}\,Z_{cm} + M_{stab}\,Z_{stab}}{M_{sat} + M_{stab}}\right)^2$, $M_2 = \left(Z_{sat} - \frac{M_{sat}\,Z_{cm} + M_{stab}\,Z_{stab}}{M_{sat} + M_{stab}}\right)^2$, $M_3 = \left(X_{stab} - \frac{M_{sat}\,X_{cm} + M_{stab}\,X_{stab}}{M_{sat} + M_{stab}}\right)^2$, $M_4 = \left(X_{sat} - \frac{M_{sat}\,X_{cm} + M_{stab}\,X_{stab}}{M_{sat} + M_{stab}}\right)^2$, $M_5 = (L_{sat} + L_{stab} - M_6)^2$, $M_6 = \frac{M_{sat}\,Y_{cm} + M_{stab}\,(L_{sat} + L_{stab})}{M_{sat} + M_{stab}}$, l_{stab} – перемещение стабилизатора, м; M_{sat} - масса НС, кг; X_{cm}, Y_{cm}, Z_{cm} - координаты центра масс НС без стабилизатора, м; $I_x^{sat}, I_y^{sat}, I_z^{sat}$ – моменты инерции НС без стабилизатора; L_{stab} – перемещение стабилизатора; L_{sat} – длина корпуса НС.

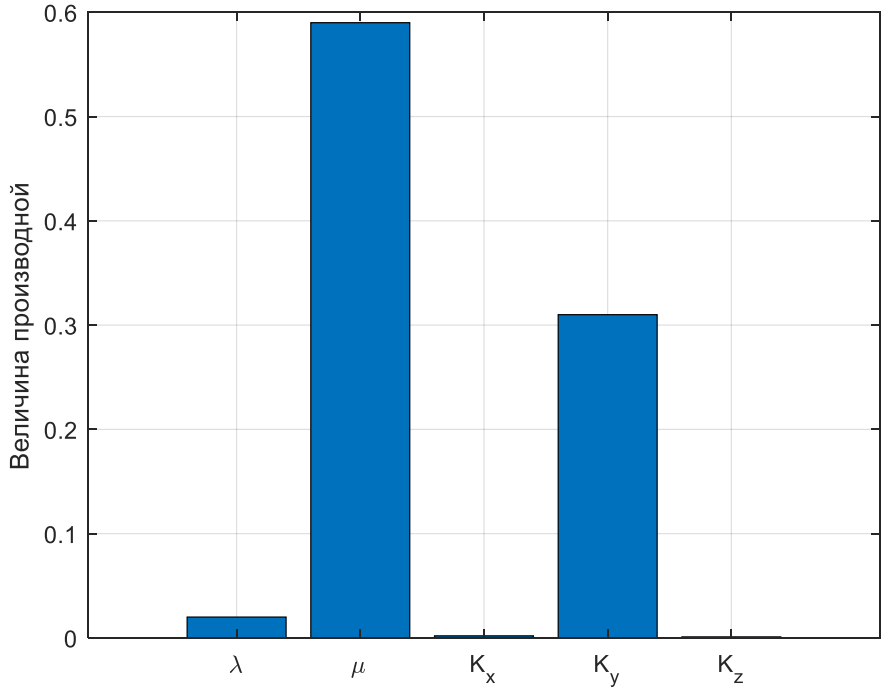


Рисунок 13 – Величины производных $\frac{\partial b_i}{\partial h_f}$

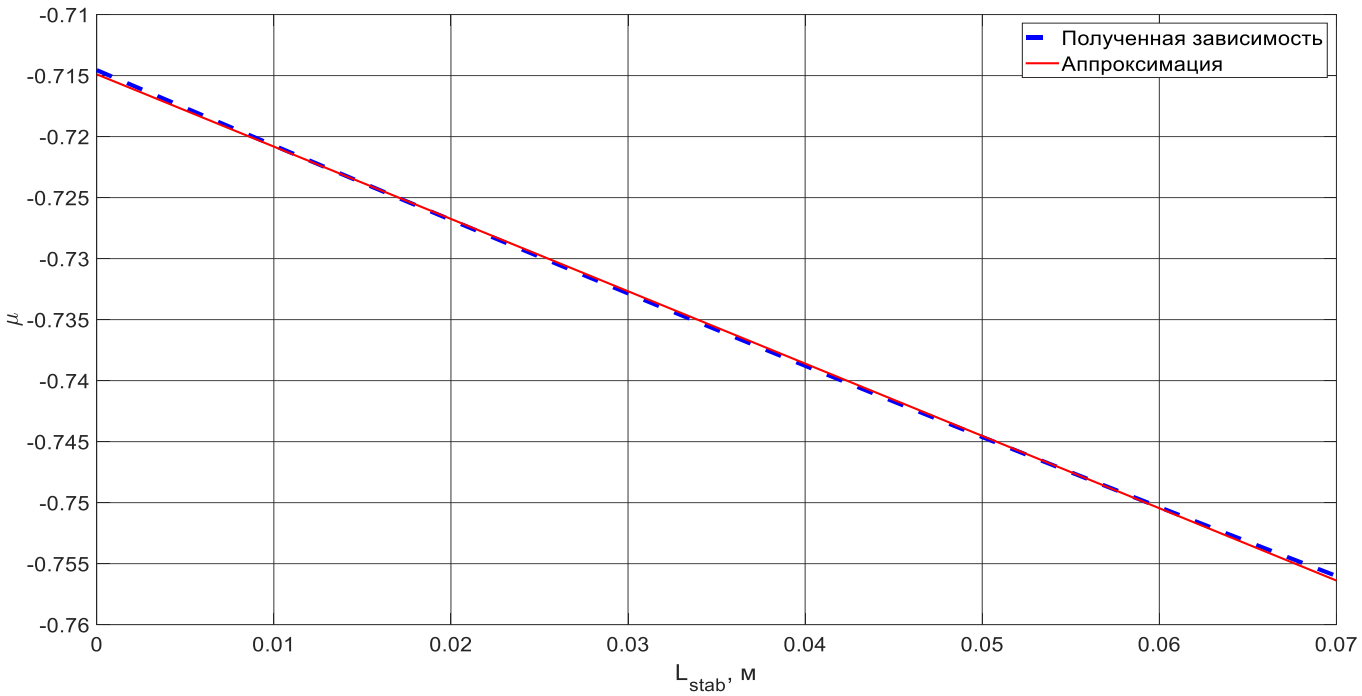


Рисунок 14– Зависимость коэффициента μ от перемещения стабилизатора

Применение методики идентификации на примере наноспутника изменяемой конфигурации

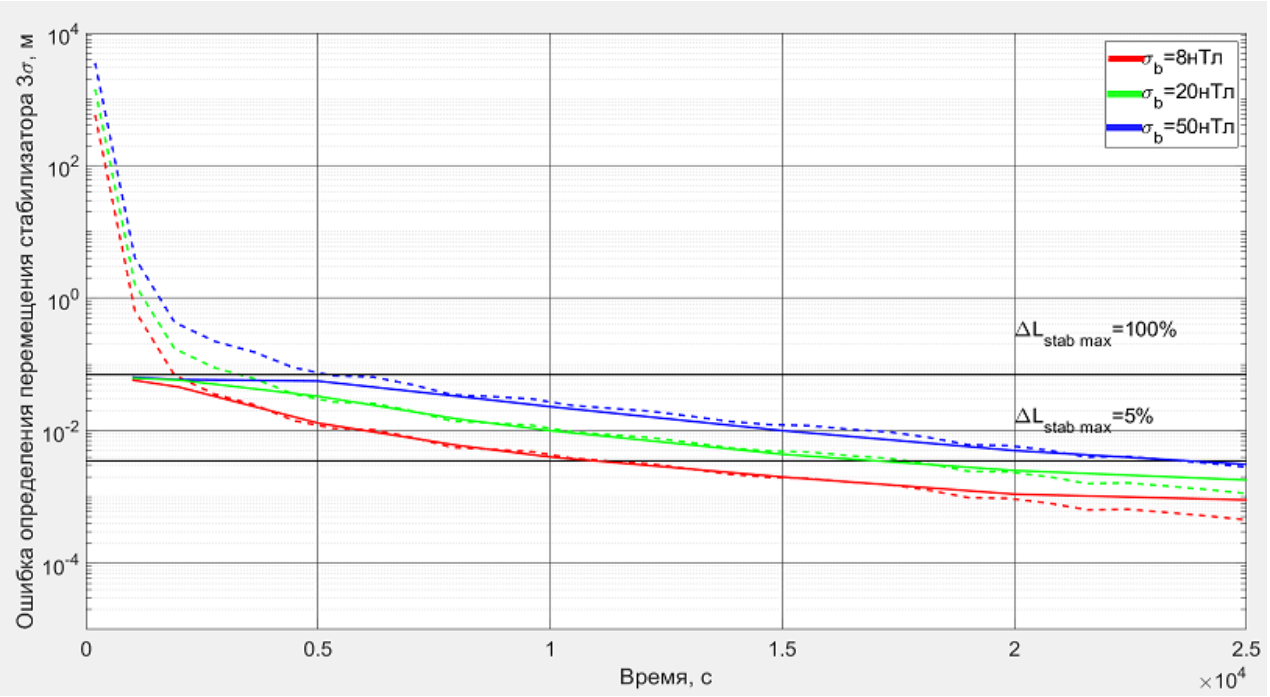


Рисунок 15 – Ошибки идентификации параметра L_{stab}, при использовании магнитометра, пунктирные линии – ошибки, вычисленные по модели (4), сплошные - численный эксперимент

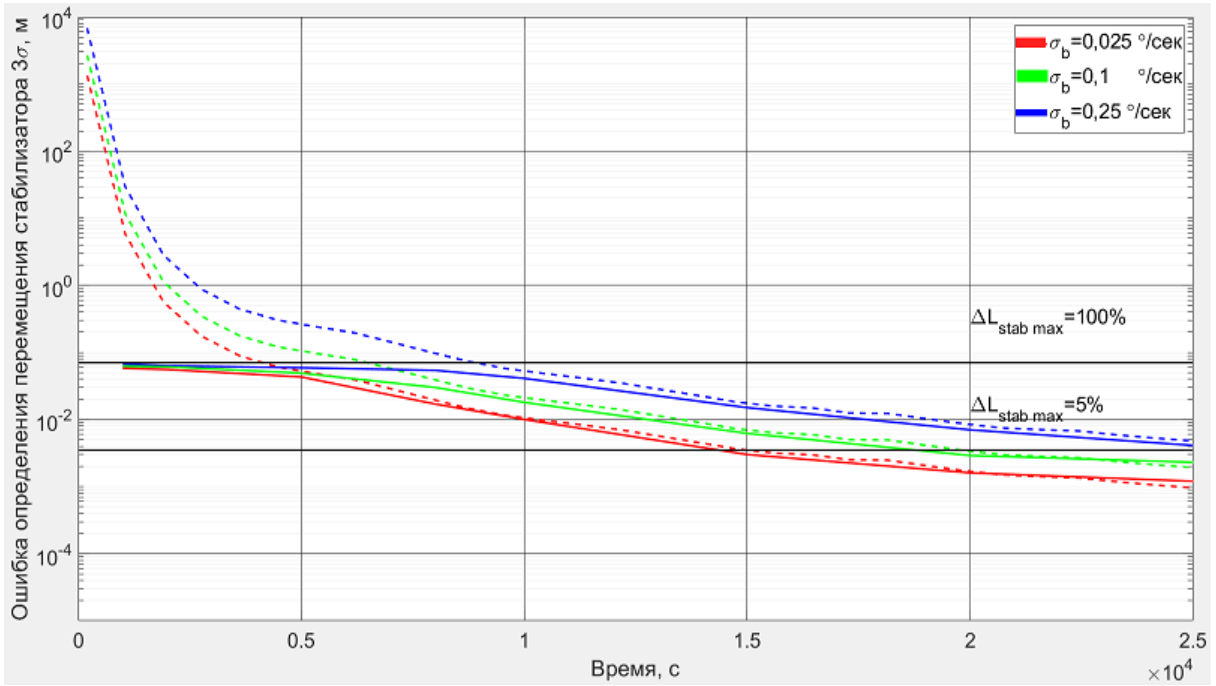
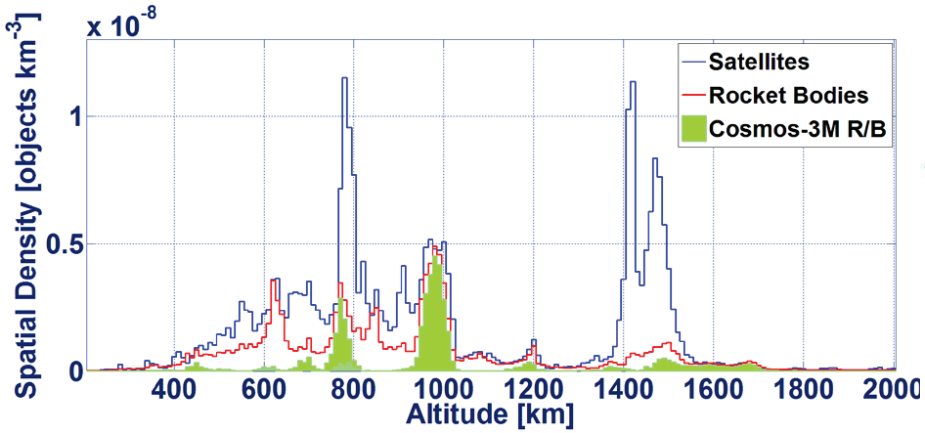
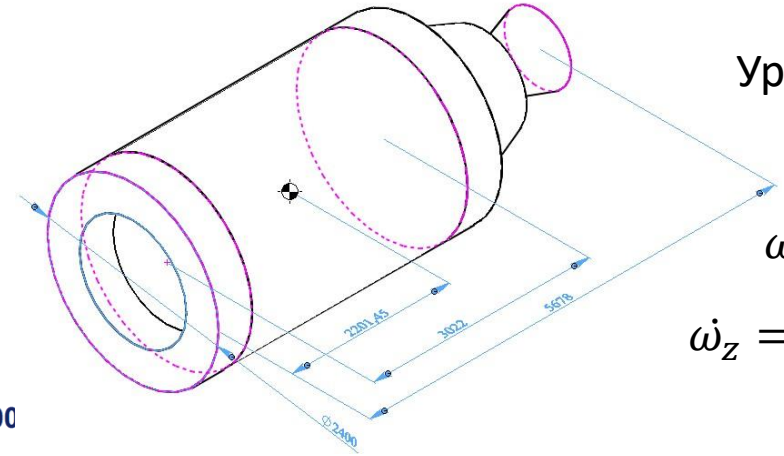


Рисунок 16 – Ошибки идентификации параметра L_{stab}, при использовании датчика угловой скорости, индекс «М» означает вычисление ошибки по формуле (4), «Э» – численный эксперимент

Ошибки в определении динамических параметров **W** составили порядка **0,2%**, кинематических параметров **U** – **3,5%**, параметров инерции **P - 3%**, параметров аэродинамического момента **K** – **4%**.





Уравнения движения

$$\dot{\omega}_x = \mu\,\omega_y\omega_z$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{1-\lambda}{1+\lambda\mu}\,\omega_x\omega_z$$

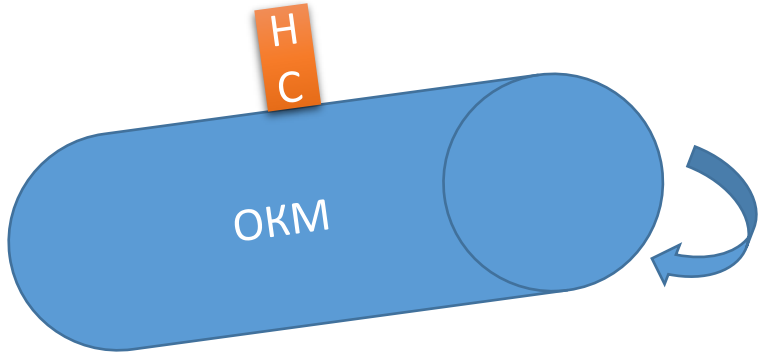
$$\dot{\omega}_z = -(1-\lambda+\lambda\mu)\,\omega_x\omega_y$$

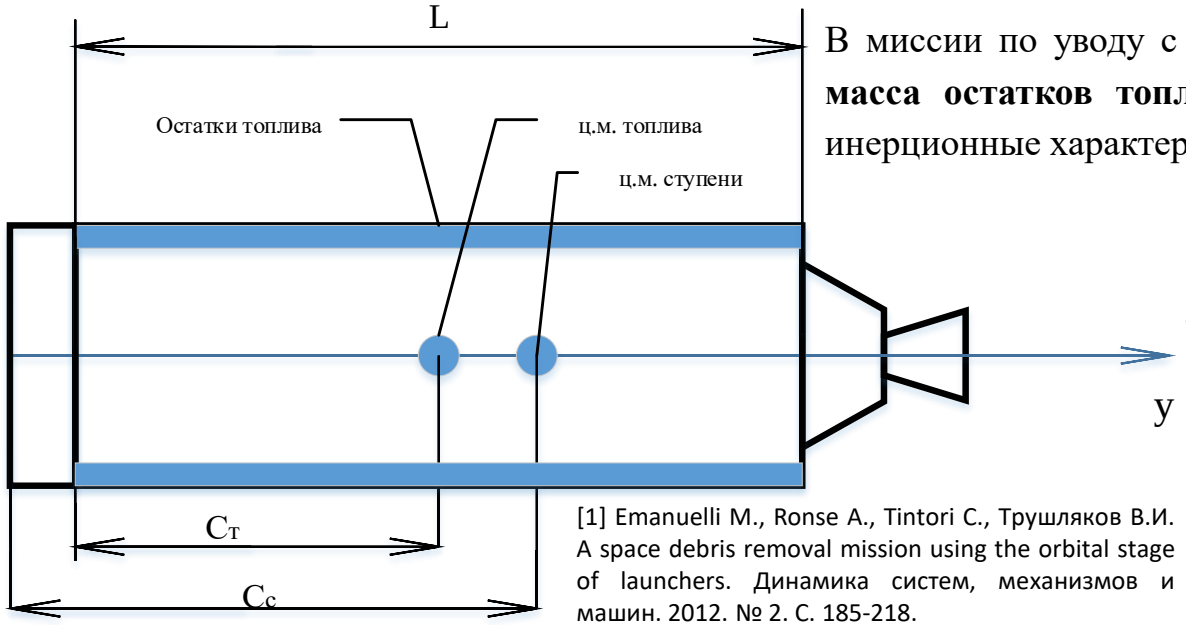
Предлагаемая технология удаления космического мусора включает следующие этапы:

- Отделение наноспутника космического аппарата – буксировщика мусора.
- Наведение наноспутника и его прикрепление к объекту космического мусора.
- Измерение компонент вектора угловой скорости объекта космического мусора с помощью бортового инерциального измерительного комплекса наноспутника.
- Решение задачи идентификации инерционных характеристик космического мусора.
- Передача результатов решения задачи идентификации параметров космического мусора на космический аппарат – буксировщик.
- Использование полученной информации космическим аппаратом – буксировщиком для формирования модели движения объекта космического мусора и стратегии его захвата и увода.

Проектные параметры орбитальной ступени

Параметр	Величина	Размерность
m_c	1485	кг
$m_т$	0…680	кг
R	1,2	м
L	3,02	м
I_{xc}	6400	кг м^2
I_{yc}	1374	кг м^2
I_{zc}	6400	кг м^2
C_c	2,2	м





[1] Emanuelli M., Ronse A., Tintori C., Трушляков В.И. A space debris removal mission using the orbital stage of launchers. Динамика систем, механизмов и машин. 2012. № 2. С. 185-218.

В миссии по уводу с орбиты космического мусора главным контролируемым параметром $\boldsymbol{\gamma}$ является **масса остатков топлива** орбитальной ступени $\boldsymbol{m_t}$, которая напрямую влияет на ее движение и инерционные характеристики.

Вектор оцениваемых параметров в данной задаче включает в себя начальные угловые скорости $\boldsymbol{W}$, начальную ориентацию объекта $\boldsymbol{U}$ и его инерционные характеристики $\boldsymbol{P}$ и имеет вид: $\vec{\boldsymbol{b}} = [\boldsymbol{W}, \boldsymbol{U}, \boldsymbol{P}, \boldsymbol{Q}]$, где $\boldsymbol{Q} = [\boldsymbol{\varphi_1}, \boldsymbol{\varphi_2}, \boldsymbol{\varphi_3}]$ – углы между осями измерительных средств НС и главными центральными осями ступени, $\boldsymbol{P} = [\boldsymbol{\mu}]$.

Упрощенная модель углового движения позволяет произвести декомпозицию задачи идентификации разделив ее на два этапа. На первом этапе по измерениям ДУС оценивается вектор $\overrightarrow{\boldsymbol{b_1}} = [\boldsymbol{W}, \boldsymbol{P}, \boldsymbol{Q}]$. На втором этапе по измерениям магнитометра оценивается вектор $\overrightarrow{\boldsymbol{b_2}} = [\boldsymbol{U}]$.

$$V_\text{т} = \pi\, L\, (R^2 - (R-\delta)^2) \qquad V_\text{т} = m_\text{т}/\rho_\text{т}$$

$$D = 4\,R^2 + 4\,m_\text{т}/(\,\rho_\text{т}\,\pi\;L) \qquad \delta = \frac{-2\,R + \sqrt{D}}{2}$$

$$I_{x\text{т}} = I_{z\text{т}} = \frac{1}{12}\, m_\text{т}\,(3\,R^2 + (R-\delta)^2 + L^2)$$

$$I_{y\text{т}} = \frac{1}{2}\, m_\text{т}(R^2 + (R-\delta)^2)$$

$$I_{z\text{oc}} = I_{z\text{c}} + m_c d_c^2 + I_{z\text{т}} + m_\text{т} d_\text{т}^2$$

$$I_{x\text{oc}} = I_{x\text{c}} + m_c d_c^2 + I_{x\text{т}} + m_\text{т} d_\text{т}^2$$

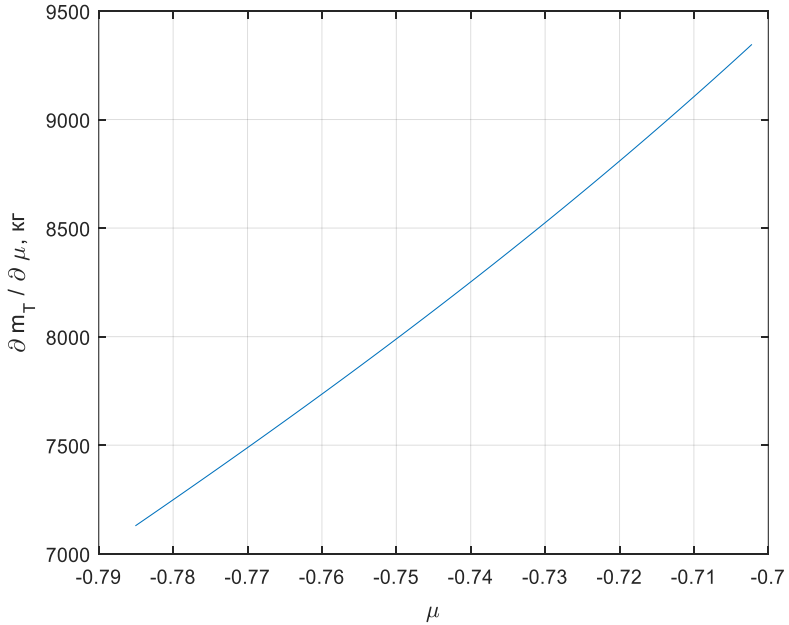
$$I_{y\text{oc}} = I_{y\text{c}} + I_{y\text{т}}$$

$$d_c = C_{\text{oc}} - C_\text{c} \text{ и } d_\text{т} = C_{\text{oc}} - C_\text{т}$$

$$J(b_1) = \sum_{\alpha=x,y,z} \sum_{k=1}^{N} \left(\omega_{\text{изм}\,\alpha k} - \hat{\omega}_{\text{изм}\,\alpha k}\,(b_1)\right)^2$$

$$J(b_2) = \sum_{\alpha=x,y,z} \sum_{k=1}^{N} \left(B_{\text{изм}\,\alpha k} - \hat{B}_{\text{изм}\,\alpha k}\,(b_2)\right)^2$$

$$\boldsymbol{\mu} = \frac{\boldsymbol{I_{y\text{oc}} - I_{z\text{oc}}}}{\boldsymbol{I_{x\text{oc}}}}$$



Применение методики идентификации на примере наноспутника – участника сложной космической миссии

Используемые измерители

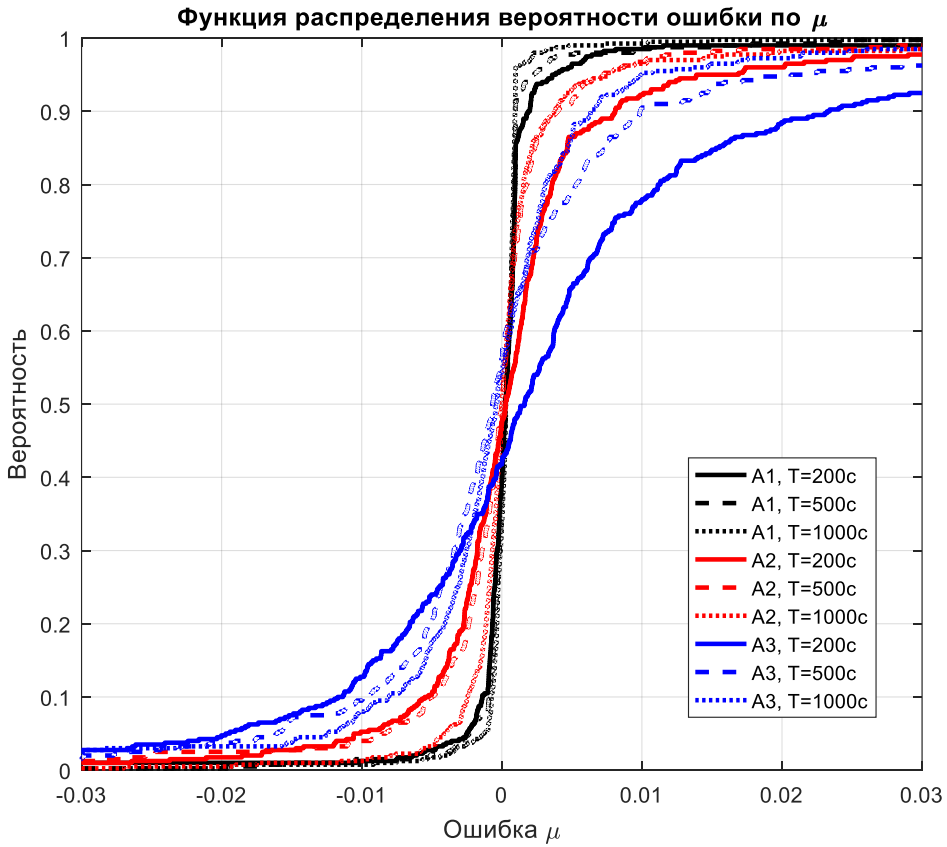
Номер	Магнитометр	
	Название	σ_B нТ
M1	NSS Magnetometer	8
M2	HMC5883L	70
M3	MPU 9250	400
	Датчик угловой скорости	
	Название	σ_ω °/с
A1	CR S03 - 01	0.025
A2	MPU 9250	0.1
A3	ADXRS645	0.25

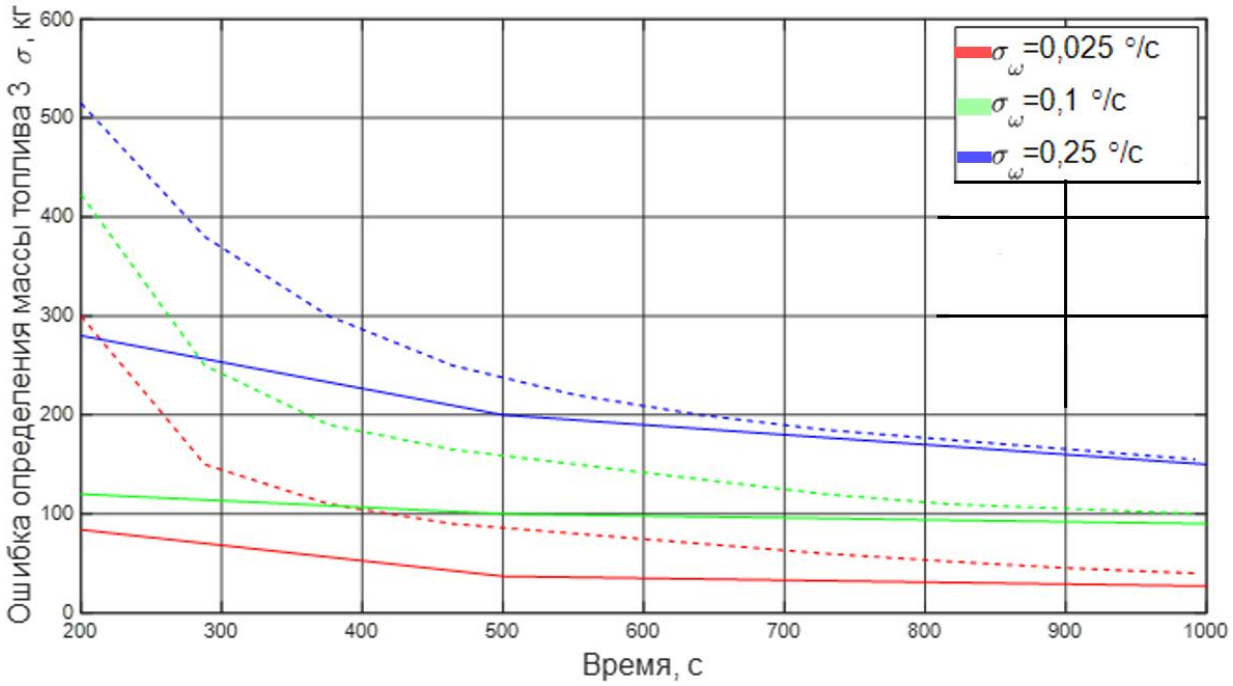
Диапазоны оцениваемых параметров

Параметр	Диапазон
$\omega_x(t_0)$	± 10 °/с
$\omega_y(t_0)$	± 10 °/с
$\omega_z(t_0)$	± 10 °/с
$\psi(t_0)$	$0 \dots 360$ °
$\alpha(t_0)$	$0 \dots 180$ °
$\varphi(t_0)$	$0 \dots 360$ °
φ_1	$0 \dots 360$ °
φ_2	$0 \dots 180$ °
φ_3	$0 \dots 360$ °
μ	$-0{,}9 \dots -0{,}65$

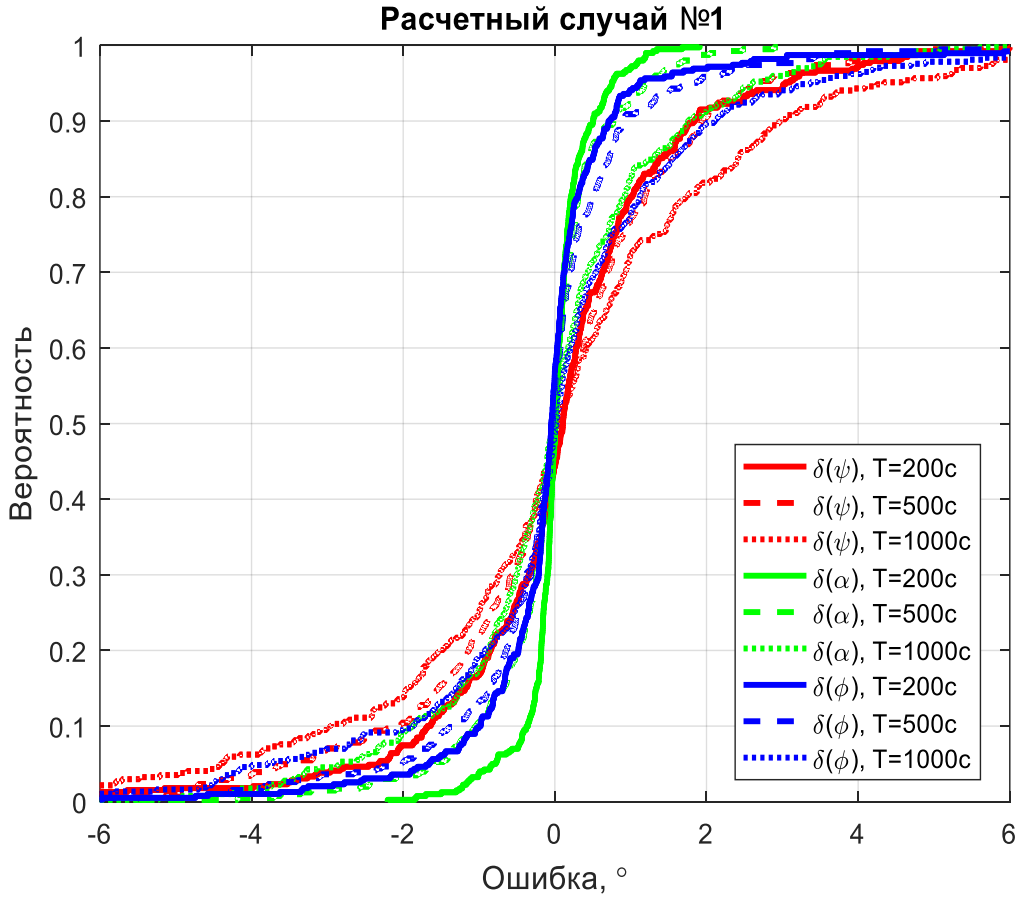
Расчетные случаи

Номер случая	Индексы датчиков	Описание
1	M1-A1	Наиболее точные измерения
2	M2-A2	Измерения средней точности
3	M3-A3	Наименее точные измерения
4	M3-A2	Измерительные средства платформы SamSat
5	M1-A3	Наиболее точный магнитометр и наименее точный ДУС
6	M3-A1	Наименее точный магнитометр и наиболее точный ДУС





Ошибки идентификации параметра m_t, при использовании датчика угловой скорости, индекс «М» означает вычисление ошибки по модели (4), «Э» - численный эксперимент



Функция распределения вероятности ошибки оценки углов ориентации

При использовании магнитометра $\sigma_b = 8$ нТл и датчика угловой скорости $\sigma_\omega = 0{,}025\,°/\text{сек}$ ошибки в определении динамических параметров $\boldsymbol{W}$ составили порядка **0,1%**, кинематических параметров $\boldsymbol{U}$ – **5%**, параметров инерции $\boldsymbol{P}$ – **3,5%**, углов между измерительными осями и главными центральными осями ступени $\boldsymbol{Q}$ – **5%.**

Публикации по теме работы

Основное содержание работы опубликовано в изданиях, входящих в перечень ВАК рецензируемых научных журналов Российской Федерации:

1. Белоконов И.В., Крамлих А.В., **Ломака И.А.** Определение динамики вращательного движения космического аппарата с использованием информации глобальных навигационных спутниковых систем // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 41-51. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-2-41-51
2. Белоконов И.В., Крамлих А.В., **Ломака И.А.,** Николаев П.Н. Восстановление углового движения космического аппарата по данным о токосъеме с панелей солнечных батарей // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019.№ 2. С. 133-144

В изданиях, индексируемых в базах Scopus/WebOfScience:

1. Belokonov I.V., **Lomaka I.A**. Investigation of the possibility of determining the inertial characteristics and the angular velocity vector of chaotically rotating space debris object using a nanosatellite // 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2018 - Proceedings. — 2018. — P. 1-4
2. Kramlikh A.V., **Lomaka I.A**. Nanosatellite's rotational motion parameters determination using light sensor and angular velocity sensor measurements // 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2018 - Proceedings. — 2018. — P. 1-3
3. Belokonov I.V**., Lomaka I.A**. In-flight calibration of nanosatellites inertia tensor: The algorithm and requirements for on-board sensors // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC. — 2018. — Vol. 2018-October.
4. A.V. Kramlikh ; **Lomaka I.A.**; S.V. Shafran Estimating the Inertial Characteristics of a Nanosatellite Using a Radio Compass Based on GNSS Technology // 26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2019 - Proceedings. — 2019. — P. 1-4
5. Belokonov I.V., Kramlikh A.V., **Lomaka I.A**., Nikolaev P.N. Reconstruction of a spacecraft’s attitude motion using the data on the current collected from solar panels // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2019 No.2 Vol.57. P 286-296. (**квартиль Q2**)
6. **Lomaka I.A.** A possible approach to the identification of inertial parameters of large-sized space debris using a specialized nanosatellite // Journal of Physics: Conference Series. 2020 Vol. 1536

Публикации по теме работы

Основные положения работы докладывались на всероссийских и международных конференциях, в том числе на:

25 и 26 Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам (г. Санкт-Петербург, 2018, 2019 г.),

69-ом Международном астронавтическом конгрессе (г. Бремен, Германия, 2018 г.),

XII Всероссийском съезде по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (г. Уфа, 2019 г.),

XLIII Академических чтениях по космонавтике (г. Москва, 2019 г.).

Заключение

1. **Разработана методика** идентификации параметров модели углового движения наноспутника, отличающаяся от существующих включением в структуру методики анализа чувствительности измерений к идентифицируемым параметрам, а также построением моделей связи между оцениваемыми и контролируемыми параметрами, Методика позволяет сформировать требования к бортовым измерительным средствам НС, а также производить выбор интервала накопления измерительной информации.
2. **Получены математические модели** связи оцениваемых параметров и контролируемых характеристик (уровень топлива, перемещение стабилизатора) для наноспутников переменной массы и трансформируемой конфигурации, позволяющие оценить чувствительность разнородного вектора оцениваемых параметров к контролируемым параметрам.
3. **Разработан алгоритм** решения задачи идентификации параметров моделей углового движения наноспутника переменной массы, основанный на методике параметрической идентификации, позволяющий оценить уровень топлива ДУ НС с точностью 5% на интервале времени 8500 сек.
4. **Разработан алгоритм** решения задачи идентификации параметров моделей углового движения наноспутника с трансформируемой конструкцией, основанный на методике параметрической идентификации, позволяющий оценить перемещение аэродинамического стабилизатора НС с точностью 5% на интервале времени 10000 сек.
5. **Разработан алгоритм** решения задачи идентификации параметров моделей углового движения наноспутника при использовании НС в сложной миссии по уводу космического мусора, основанный на методике параметрической идентификации, позволяющий получить оценку неотработанных остатков топлива орбитальной ступени с точностью 3% при использовании датчика угловой скорости с $\sigma_\omega = 0{,}025\ °/\text{сек}$.

Спасибо за внимание!