

## ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ И КОНТРОЛЯ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ВРАЩЕНИЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Седельников А.В. \*, Пузин Ю.Я. \*\*, Филиппов А.С. \*\*\*, Хнырева Е.С. \*\*\*\*

*Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева,  
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

*\* e-mail: axe\_backdraft@inbox.ru*

*\*\* e-mail: georgy\_sam@mail.ru*

*\*\*\* e-mail: filippoal89@mail.ru*

*\*\*\*\* e-mail: khnyryova@gmail.com*

---

Представлена оценка эффективности обеспечения и контроля параметров вращательного движения малого космического аппарата (МКА) типа «Аист-1» с помощью усовершенствованной модификации программно-аппаратного средства по сравнению с базовой моделью, которая проходила летные испытания в составе летного и опытного образцов МКА «Аист». Показано, что модернизированное устройство более эффективно решает задачу снижения угловой скорости МКА за счет повышения качества первичной информации, полученной с бортовых средств измерений. Результаты работы могут быть использованы при проектировании МКА с магнитными средствами измерений и магнитными исполнительными органами.

*Ключевые слова:* программно-аппаратное средство, малый космический аппарат, параметры вращательного движения, магнитные средства измерений.

---

Малые космические аппараты в настоящее время и в ближайшей перспективе будут широко применяться в различных сферах научных исследований, обеспечения связи, мониторинга земной и водной поверхности, состояния атмосферы и при решении других целевых задач [1, 2]. Причиной этому является относительно низкая стоимость МКА, которая в дальнейшем продолжит снижаться, а также короткие сроки их разработки. Известны примеры решения задач дистанционного зондирования Земли средствами МКА [3–5], проведения серии научных исследований [6], прорабатываются проекты разработки космических мини-заводов для опытно-серийного производства [7].

Минимизация стоимости разработки, необходимость уменьшения массогабаритных характеристик и энергопотребления бортовыми системами МКА для некоторых типов спутников, например решающих научно-технологические задачи, дают возможность повысить показатели целевой эффективности путем реализации упрощенного состава бортовых обеспечивающих систем.

В ряде случаев низкая энергопотребление целевой и обслуживающей аппаратуры позволяет не вводить в конструктивно-компоновочную схему

МКА большие панели солнечных батарей, а обклеивать фотопреобразователями внешнюю поверхность МКА. В этом случае нет необходимости ориентации рабочей поверхности панелей солнечных батарей в направлении на Солнце и угловой стабилизации с высокой точностью, а целевые задачи МКА может решать эффективно в режиме неориентированного полета.

Как показала практика, при полете МКА в неориентированном режиме наблюдается эффект раскрутки МКА вокруг центра масс до существенных значений угловой скорости с последующим ее гашением в течение длительного интервала времени (0,5 и более лет). На участках с большими значениями угловой скорости наблюдается снижение объемов достоверной телеметрической информации, принимаемой наземным центром управления МКА. Представленные на рис. 1 кривые демонстрируют зависимость качества телеметрической информации от модуля угловой скорости вращения МКА.

Низкое качество телеметрической информации [8] может стать причиной неудачи проводимого на борту МКА эксперимента.

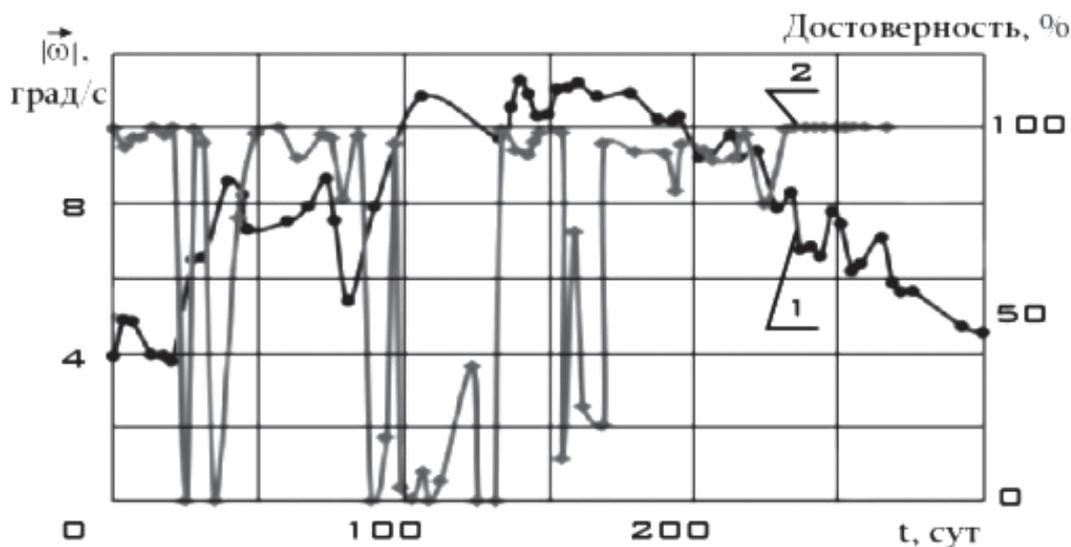


Рис. 1. Модуль угловой скорости ОО МКА «Аист» (кривая 1) и достоверность телеметрической информации (кривая 2)

В зависимости от требований к системе управления угловым движением МКА на основном участке орбитального полета при решении целевых задач бортовые средства управления угловым движением могут:

- не функционировать (полет осуществляется в полностью неориентированном режиме);
- применяться в упрощенном составе (полет осуществляется в неориентированном режиме со стабилизацией возмущений угловых параметров);
- применяться в полном составе (полет осуществляется в ориентированном режиме с требуемыми точностными характеристиками).

В рамках бортовых средств управления угловым движением МКА, реализованных в упрощенном составе, рассматривается программно-аппаратное средство (ПАС), включающее датчики измерения параметров геомагнитного поля (магнитометры), по данным которых производится оценка угловых параметров движения, и ортогональную систему электромагнитов — магнитные исполнительные органы (МИО), обеспечивающую создание управляющего магнитного момента и механического момента вращения МКА, направленного в сторону, противоположную действующим возмущениям.

Магнитные средства измерения и МИО в системах управления космических аппаратов (КА) большой массы (свыше 1000 кг) изучены подробно и применяются достаточно давно [9, 10]. Так, для КА большой массы и орбитальных космических станций проблемы выбора места установки магнитометров и МИО практически не существует, в то время как для МКА эта задача актуальна ввиду существенного влияния бортовой научной и обес-

печивающей аппаратуры, а также средств МИО при обработке магнитного момента на данные измерений вектора магнитной индукции магнитометрами ПАС.

Поэтому на современном уровне развития космической техники и бортовых вычислительных средств необходимо разрабатывать ПАС, адекватно отражающие дополнительные требования, связанные с уменьшением массогабаритных характеристик, соответствующих МКА (массой менее 1000 кг) и использованием электронной компонентной базы, уязвимой к внешним факторам воздействия со стороны космического пространства.

Рассмотрим данные, полученные магнитометрами, установленными на КА, различающихся по массе, рабочим орбитам и циклограммам работы бортовой аппаратуры в процессе измерений.

КА большой массы (6536 кг) «Фотон-М» № 2 (рис. 2) запущен 31 мая 2005 г. на орбиту с накло-

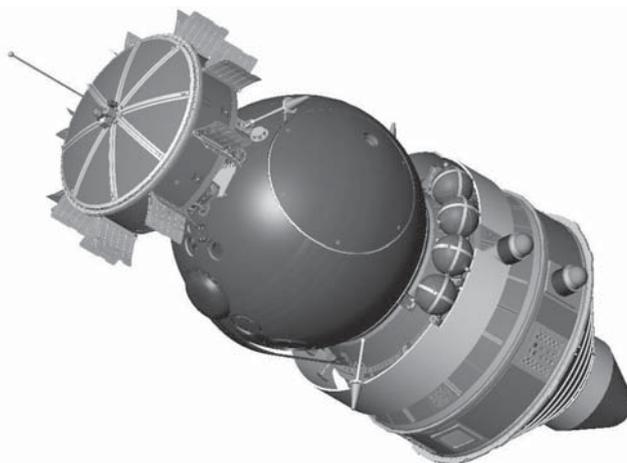


Рис. 2. Общий вид КА «Фотон-М» № 2

нением 62,8°, высотой полета в перигее 262,5 км, высотой в апогее 312,5 км, периодом обращения 90 мин. Основной режим полета КА — неориентированный на период проведения научных экспериментов.

Для оценки состояния магнитного поля на борту КА была разработана научная аппаратура «Мираж-М», в состав которой входили три датчика магнитометра, измерявшие вектор индукции геомагнитного поля. По данным измерений геомагнитного поля производилась реконструкция параметров углового движения КА и рассчитывались микроускорения на его борту [11]. Средствами управления движением КА осуществлялись измерения параметров угловой скорости КА, данные которых в полной мере подтверждают результаты, полученные магнитометрами научной аппаратуры «Мираж-М» и приведенные в [11].

На рис. 3 представлен фрагмент определения продольной компоненты  $\omega_x$  угловой скорости КА по данным измерений магнитометрами в период 03.06.2005 (научная аппаратура «Мираж» была включена на 50989,0 с декретного московского времени от начала суток, на рис. 3 и 4 это время принимается за нулевую отметку: 0ч 0м 00 с).

На рис. 4 представлена разность между оценками угловой скорости различными магнитометрами по данным научной аппаратуры «Мираж-М».

Оценим измерительную погрешность косвенных измерений угловой скорости с помощью датчиков магнитометра, которые имеют погрешность

прямых измерений  $\pm 0,5$  мкТл. Компоненты угловой скорости оценивались по приближенным зависимостям [12]:

$$\omega_i = \frac{\arccos \left( \frac{B_{ik}}{|\vec{B}_k|} \right) - \arccos \left( \frac{B_{ik-1}}{|\vec{B}_{k-1}|} \right)}{t_k - t_{k-1}}, \quad (1)$$

где  $i = x, y, z$ ;  $B_{ik}, B_{ik-1}, [\vec{B}_k], [\vec{B}_{k-1}]$  — соответственно компоненты и модули вектора индукции магнитного поля Земли в моменты времени  $t_k$  и  $t_{k-1}$ .

Определим приближенно погрешность косвенных измерений компонентов вектора угловой скорости с помощью дифференциалов, считая, что погрешность измерения времени пренебрежимо мала [13]:

$$\Delta \omega_i = \frac{1}{t_k - t_{k-1}} \left[ \left| \frac{\partial \omega_i}{\partial B_{ik}} \right| |\Delta B_i| + \left| \frac{\partial \omega_i}{\partial |\vec{B}_k|} \right| |\Delta |\vec{B}_k| + \left| \frac{\partial \omega_i}{\partial B_{ik-1}} \right| |\Delta B_i| + \left| \frac{\partial \omega_i}{\partial |\vec{B}_{k-1}|} \right| |\Delta |\vec{B}_{k-1}| \right], \quad (2)$$

где  $\Delta B_i, \Delta \vec{B}$  — абсолютные погрешности прямых измерений компонентов и косвенных измерений модуля вектора индукции магнитного поля Земли.

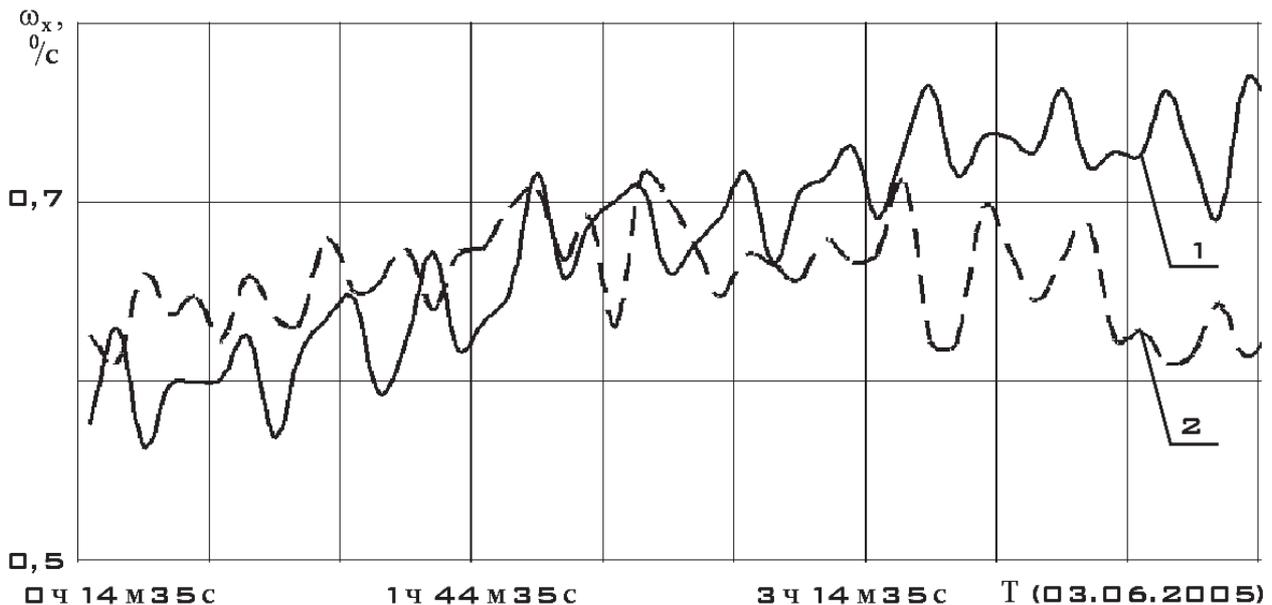


Рис. 3. Фрагмент оценки компонента  $\omega_x$  угловой скорости КА «Фотон-М» № 2 по данным измерений датчиков магнитометра (1 — ДМ №1; 2 — ДМ № 3) 03.06.2005

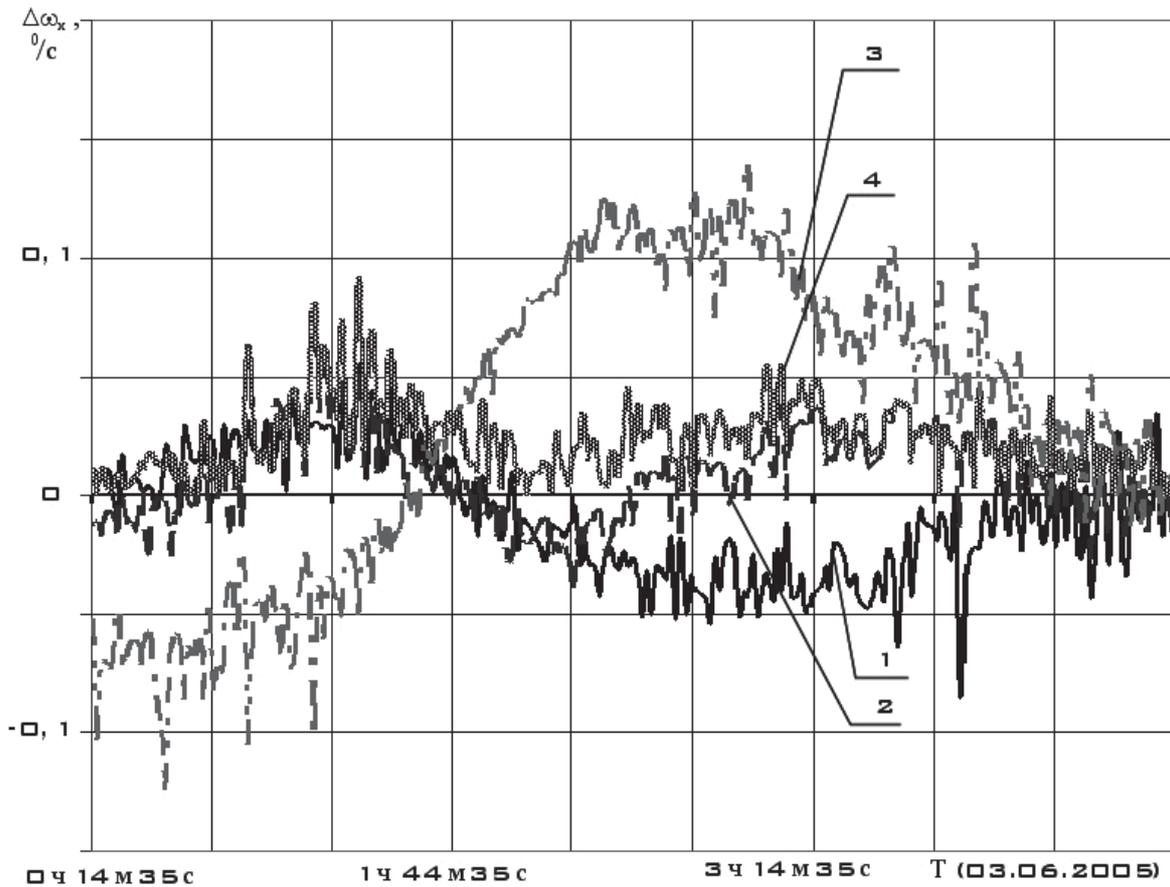


Рис. 4. Разность между оценками угловой скорости КА «Фотон-М» № 2 с помощью измерений датчиками ДМ № 1 и ДМ № 3: 1 —  $\Delta\omega_x = \omega_{x1} - \omega_{x3}$ ; 2 —  $\Delta\omega_y = \omega_{y1} - \omega_{y3}$ ; 3 —  $\Delta\omega_z = \omega_{z1} - \omega_{z3}$ ; 4 —  $\Delta|\vec{\omega}| = |\vec{\omega}_1| - |\vec{\omega}_3|$

Частные производные угловой скорости (1):

$$\frac{\partial \omega_i}{\partial B_{ik}} = -\frac{1}{\sqrt{|\vec{B}_k|^2 - B_{ik}^2}}; \quad \frac{\partial \omega_i}{\partial B_{ik-1}} = -\frac{1}{\sqrt{|\vec{B}_{k-1}|^2 - B_{ik-1}^2}};$$

$$\frac{\partial \omega_i}{\partial |\vec{B}_k|} = \frac{B_{ik}}{|\vec{B}_k| \sqrt{|\vec{B}_k|^2 - B_{ik}^2}}; \quad \frac{\partial \omega_i}{\partial |\vec{B}_{k-1}|} = \frac{B_{ik-1}}{|\vec{B}_{k-1}| \sqrt{|\vec{B}_{k-1}|^2 - B_{ik-1}^2}}.$$

Подставляем частные производные в (2) и получаем оценку среднего выборочного значения погрешности косвенных измерений угловой скорости  $0,045 \pm 0,030 \text{ } ^\circ/\text{с}$  для участков измерений, представленных на рис. 3 и 4. Таким образом, можно утверждать, что практически все отклонения в измерениях, представленные на рис. 4, объясняются инструментальной погрешностью измерений.

Рассмотрим далее лётный образец (ЛО) МКА «Аист» (рис. 5). Он был выведен на орбиту 21.04.2013 г. после отделения от КА среднего класса «Бион-М» № 1, который функционировал на околокруговой орбите высотой 570 км и наклоном

64,9°. Поскольку другой измерительной аппаратуры на ЛО МКА «Аист» не было предусмотрено, то оценим погрешность косвенных измерений угловой скорости путём сравнения данных различных датчиков. На рис. 6 представлены зависимости различий оценок компонентов и модуля вектора угловой скорости, полученных с помощью данных от двух разных датчиков магнитометра. Измерения были проведены 27.04.2013. Научная аппаратура МАГКОМ при проведении измерений работала в режиме измерений вектора магнитной индукции.

Представленные на рисунке 6 результаты являются характерными практически для всех штатных режимов работы научной аппаратуры МАГКОМ, кроме режима компенсации микроускорений (РКМ), в котором работают МИО. Среднее выборочное значение погрешности косвенных измерений компонентов вектора угловой скорости при такой же инструментальной погрешности прямых измерений датчиков магнитометра ( $\pm 0,5 \text{ мкТл}$ ) составляет  $0,040 \pm 0,025 \text{ } ^\circ/\text{с}$  для измерений, представленных на рис. 6. Таким образом, можно утверждать, что погрешность косвенных измерений су-



Рис. 5. Общий вид ЛО МКА «Аист»

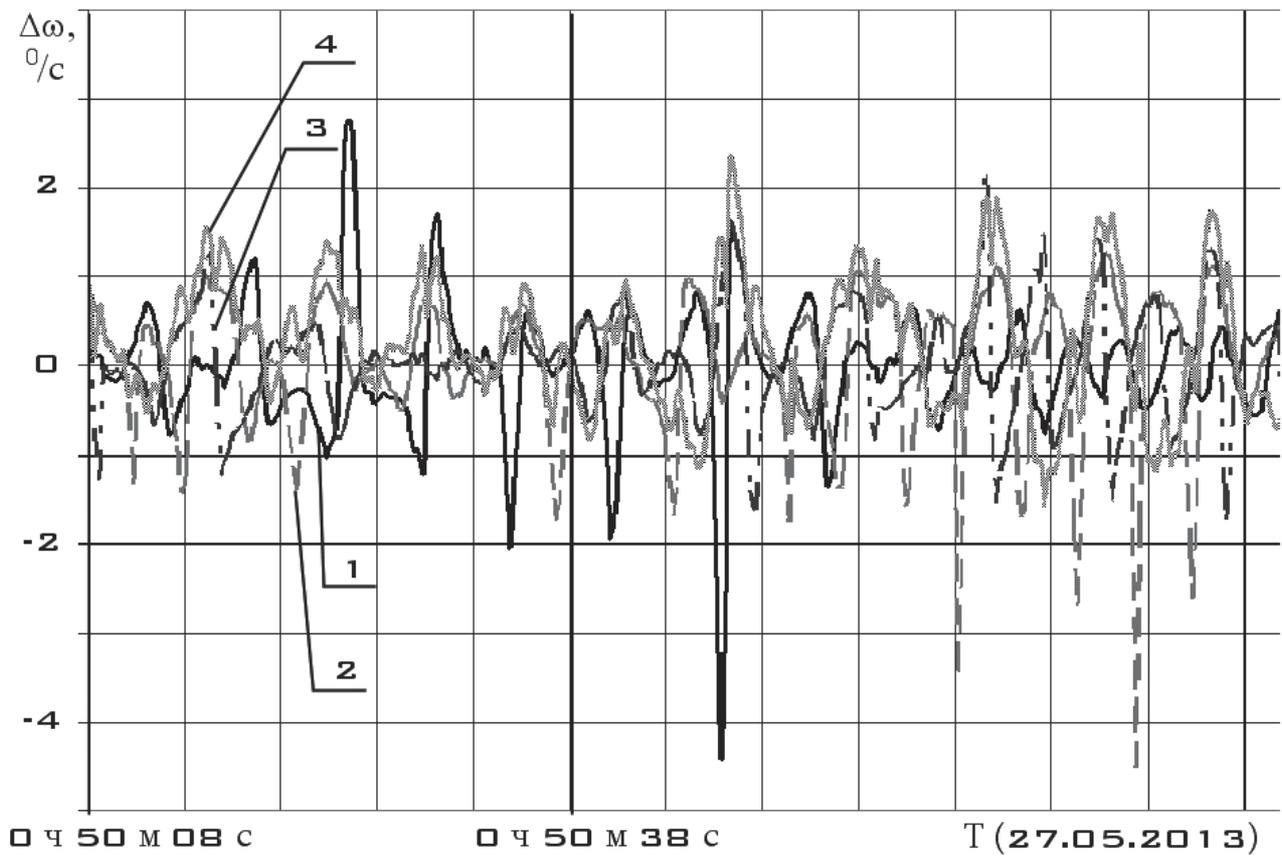


Рис. 6. Разность между оценками угловой скорости ЛО МКА «Аист» с помощью измерений датчиками ДМ № 1 и ДМ № 2: 1 —  $\Delta\omega_x = \omega_{x1} - \omega_{x2}$ ; 2 —  $\Delta\omega_y = \omega_{y1} - \omega_{y2}$ ; 3 —  $\Delta\omega_z = \omega_{z1} - \omega_{z2}$ ; 4 —  $\Delta|\vec{\omega}| = |\vec{\omega}_1| - |\vec{\omega}_2|$

щественно ниже, чем разница между оценками угловой скорости по данным различных датчиков. Эта разница не может быть объяснена инструментальной погрешностью, как в случае КА «Фотон-М» № 2. На вопрос, насколько характерна такая ситуация для МКА, поможет ответить анализ другого аппарата того же класса. Поэтому рассмотрим опытный образец (ОО) МКА «Аист».

ОО МКА «Аист» был выведен на орбиту 28.12.2013 с космодрома «Плесецк» в рамках испытаний ракеты-носителя «Союз-2-1в» [14]. Он был отделён от разгонного блока «Волга». При этом разгонный блок находился на почти круговой орбите (высота примерно 625 км и наклонение примерно 82,4°). Конструктивно ОО МКА «Аист» не отличается от ЛО МКА «Аист», что позволяет провести более комплексный анализ. Особенностью ОО МКА «Аист» можно считать существенную начальную угловую скорость, которую МКА получил в результате отделения от разгонного блока. При эксплуатации это привело к тому, что, в отличие от ЛО МКА «Аист», включение научной аппаратуры МАГКОМ в режиме РКМ было не столь эффективным. МИО не удалось снизить угловую скорость вращения МКА [15].

На рис. 7 представлены зависимости различных оценок компонентов и модуля вектора угловой скорости, полученных с помощью данных от двух разных датчиков магнитометра. Измерения были проведены 26.02.2014. Научная аппаратура МАГКОМ при проведении измерений работала в режиме «метеор».

Полученные результаты аналогичны полученным для ЛО МКА «Аист», причём разногласия между датчиками оказываются ещё существенней. Это связано с более высокими значениями угловой скорости вращения ОО МКА «Аист» по сравнению с ЛО.

Проведённый анализ наглядно демонстрирует проблему корректности измерительных данных датчиков магнитометра. Она заключается в более существенном влиянии работы целевой и обеспечивающей аппаратуры, создающей собственные магнитные поля, на показания магнитометра. Эта проблема не стояла на повестке дня в 70-е годы прошлого века по причине отсутствия МКА. Для КА среднего класса влияние целевой и обеспечивающей аппаратуры оказывается на уровне инструментальной погрешности. К тому же средства измерений 70-х годов имели более значительную измерительную погрешность, чем те, которые входили в состав научной аппаратуры «Мираж-М».

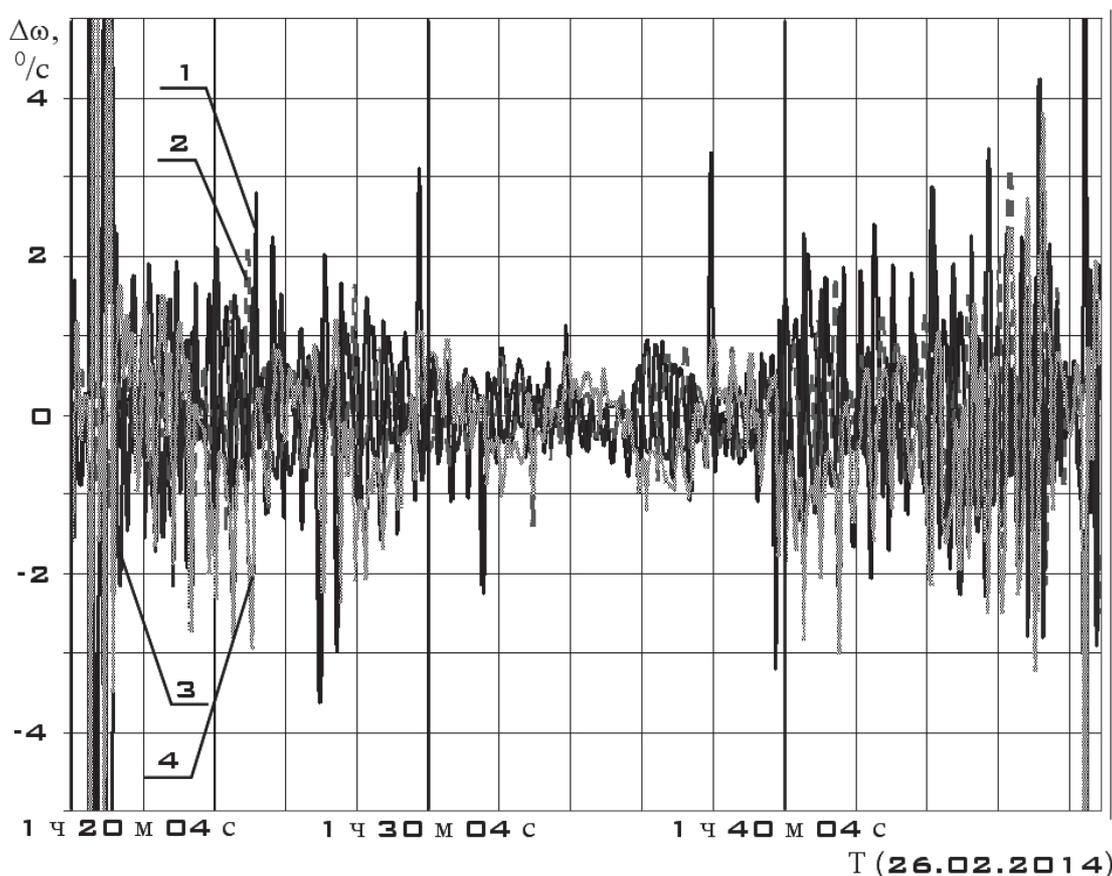


Рис. 7. Разность между оценками угловой скорости ОО МКА «Аист» с помощью измерений датчиками ДМ № 1 и ДМ № 2: 1 —  $\Delta\omega_x = \omega_{x1} - \omega_{x2}$ ; 2 —  $\Delta\omega_y = \omega_{y1} - \omega_{y2}$ ; 3 —  $\Delta\omega_z = \omega_{z1} - \omega_{z2}$ ; 4 —  $\Delta|\vec{\omega}| = |\vec{\omega}|_1 - |\vec{\omega}|_2$

Резюмируя вышесказанное, можно прийти к выводу о том, что проблема корректности данных измерений бортовыми средствами для МКА является специфичной в силу существенности влияния работы целевой и обеспечивающей аппаратуры из-за плотной компоновки полезной нагрузки во внутренней среде МКА. Одним из путей её решения является разработка ПАС, учитывающего это влияние для каждого штатного режима работы аппаратуры. Разработанное для ЛО и ОО МКА «Аист» ПАС позволило в случае ЛО «Аист» осуществить снижение угловой скорости МКА (рис. 8). В случае ОО МКА «Аист» работа ПАС, напротив, привела в увеличению угловой скорости МКА (рис. 9).

Для последующих МКА серии «Аист» было разработано ПАС [16]. В данной работе идёт речь о

проверке эффективности этого ПАС. Она может быть приближённо оценена при штатной эксплуатации МКА «Аист-2Д» (рис. 10).

МКА дистанционного зондирования Земли «Аист-2Д» был запущен 28.04.2016 ракетой-носителем «Союз-2-1А» с блоком выведения «Волга» с космодрома «Восточный». Однако, в отличие от ЛО и ОО МКА «Аист», этот МКА имеет полноценную систему ориентации и управления движением, которая обеспечивает [17]:

- гашение угловой скорости МКА в течение четырёх часов;
- солнечную одноосную ориентацию (точность  $1^\circ$  по углу и  $0,005^\circ/\text{с}$  по угловой скорости);
- трёхосную ориентацию МКА в орбитальной системе координат с точностью:

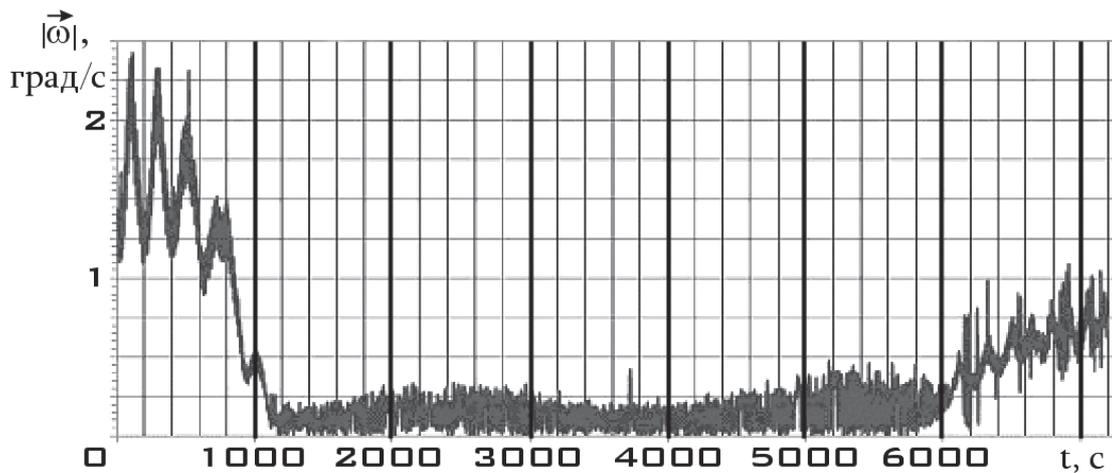


Рис. 8. Изменение угловой скорости вращения ЛО МКА «Аист» при работе ПАС 02.05.2013

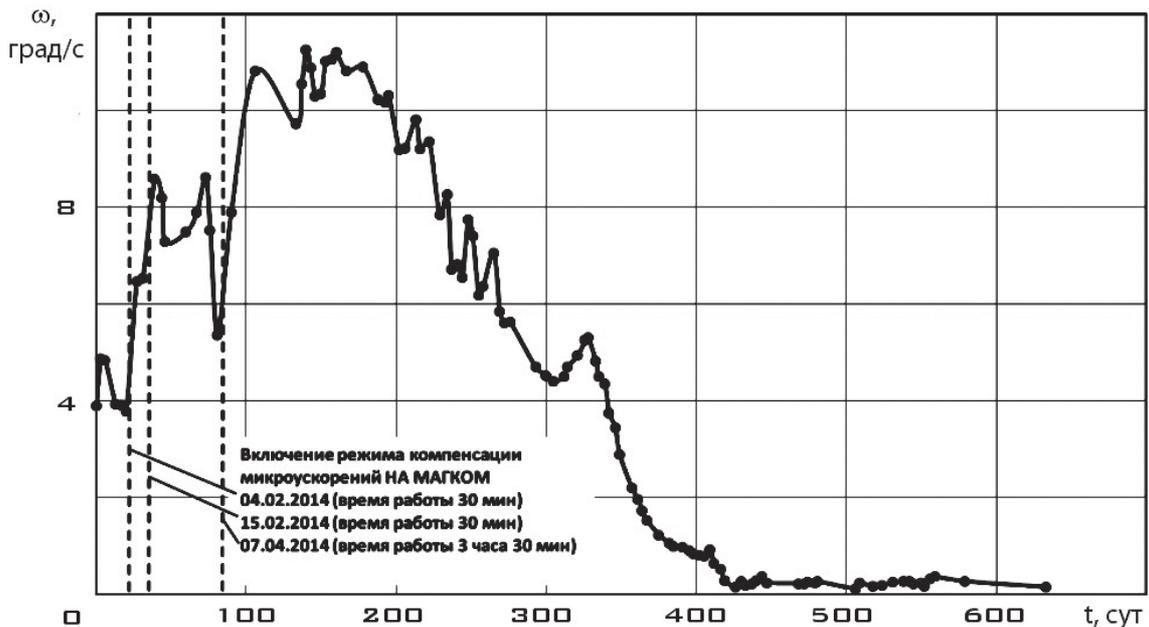


Рис. 9. Зависимость угловой скорости ОО МКА «Аист» от времени за период измерений (пунктиром показаны периоды работы ПАС)

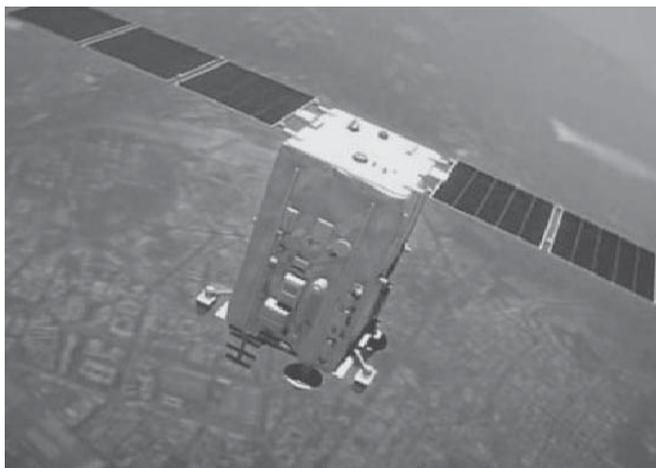


Рис. 10. Внешний вид МКА Д33 «Аист-2Д»

в режиме ориентации

3' (с использованием звёздного датчика) и 10' (с использованием прибора ориентации по Земле) по углу;

в режиме стабилизации

13" по углу и 0,0002 °/с по угловой скорости.

В этой связи ПАС служило вспомогательной системой на случай отказа основной, а МКА «Аист-2Д» эксплуатируется в ориентированном полёте, поскольку имеет упругие панели солнечных батарей [18, 19] (рис. 10), которые требуется ориентировать на Солнце. На рис. 11 и 12 отдельно выделены участки стабилизации и программных поворотов. На участках программных поворотов

МКА [20] действуют МИО, которые влияют на средства измерений. Это влияние значительно более существенно, чем влияние целевой и обеспечивающей аппаратуры. Это демонстрируют зависимости, представленные на рис. 11 и полученные по данным измерений двух датчиков магнитометра от 30.06.2016. Научная аппаратура работала в режиме измерения вектора магнитной индукции.

Поскольку состав магнитных средств измерения практически не изменился по сравнению с ЛО и ОО МКА «Аист», то погрешность косвенных измерений компонентов вектора угловой скорости при инструментальной погрешности датчиков магнитометра 0,5 мкТл по-прежнему приблизительно оценивается 0,04–0,05 °/с. Среднее выборочное значение разницы оценок угловых скоростей, полученных с помощью двух различных датчиков магнитометра, представлена на рис. 12.

Как видно из рис. 12, для МКА «Аист-2Д» невязки существенно ниже, чем для ЛО и ОО «Аист». Этого удалось добиться благодаря усовершенствованию ПАС:

1. Расположение датчиков магнитометров на МКА. Они устанавливаются на МКА таким образом, чтобы оси одного датчика не были параллельны осям другого. В этом случае исключается ситуация, при которой совпадение вектора индукции магнитного поля Земли с одной из осей датчика приводит к измерениям собственного «шума» обоими датчиками. Поскольку другой датчик сможет

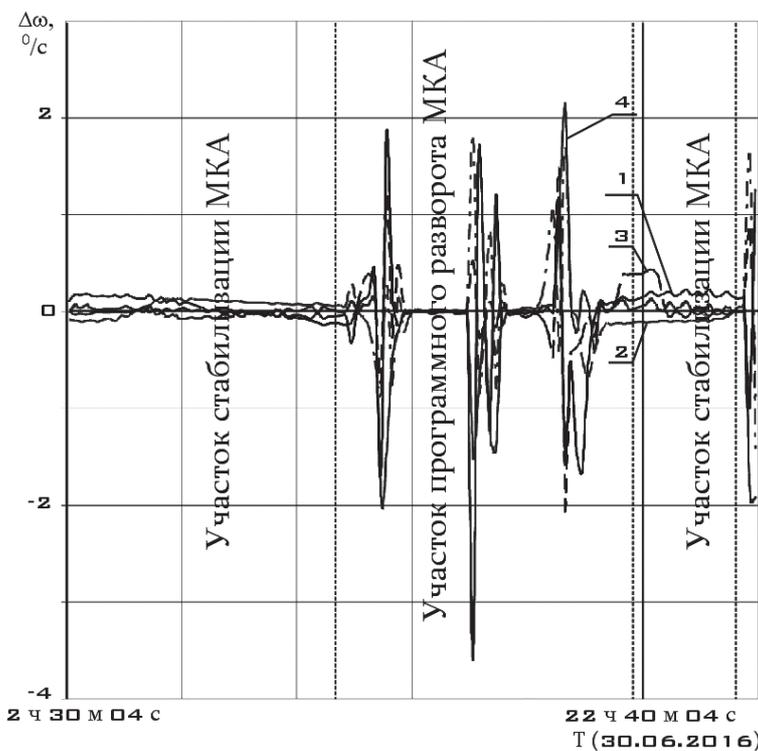


Рис. 11. Разность между оценками угловой скорости МКА «Аист— 2Д» с помощью измерений датчиками ДМ № 1 и ДМ № 2: 1 —  $\Delta\omega_x = \omega_{x1} - \omega_{x2}$ ; 2 —  $\Delta\omega_y = \omega_{y1} - \omega_{y2}$ ; 3 —  $\Delta\omega_z = \omega_{z1} - \omega_{z2}$ ; 4 —  $\Delta|\vec{\omega}| = |\vec{\omega}_1| - |\vec{\omega}_2|$

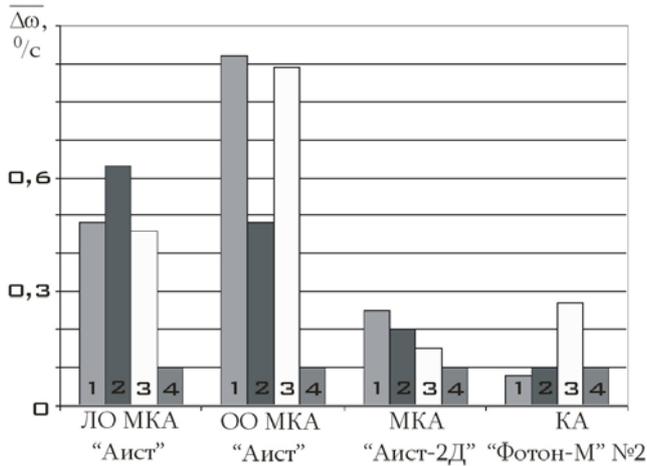


Рис. 12. Сравнение невязок в оценке угловых скоростей двумя различными датчиками магнитометра с измерительной погрешностью для разных КА по осями строительной системы координат: 1 —  $Ox$ ; 2 —  $Oy$ ; 3 —  $Oz$ ; 4 — максимальная измерительная погрешность

корректно измерять составляющие вектора индукции вследствие непараллельности осей.

2. Оснащение ПАС блоком солнечных датчиков. Они обеспечивают более высокую точность управления МКА в зоне геомагнитных полюсов.

3. Появление возможности настройки бортового программного обеспечения в части изменения массивов поправочных коэффициентов и законов управления МИО.

4. Проведение средствами ПАС процедуры непрерывного контроля качества первичной информации, используемой для работы МИО.

Таким образом, можно утверждать, что разработанное ПАС обладает большей эффективностью по сравнению с использованным на ЛО и ОО МКА «Аист», позволяя минимизировать влияние бортовой целевой и обеспечивающей аппаратуры на качество управления в части корректности первичной информации, и может быть рекомендовано к применению для МКА широкого назначения.

## Выводы

1. Качественное сравнение невязок в оценке угловых скоростей различными датчиками магнитометра для МКА и КА среднего класса показывают несомненную актуальность проблемы влияния целевой и обеспечивающей аппаратуры на средства измерений для МКА. Неучёт этого влияния существенно сказывается на эффективности управления МКА в случае использования результатов измерения с датчиков в качестве первичной информации для построения законов управления.

2. Для корректной количественной оценки невязок необходимо проводить более глубокий анализ с учётом влияния различий параметров орбит, вращательного движения, управления, а также методической погрешности, которая для разных абсолютных значений измеряемых величин прямым и косвенным методами может существенно различаться. Ряд таких оценок сделан при решении задачи реконструкции вращательного движения КА по данным измерений магнитного поля Земли [11].

3. Приведённые данные для КА «Фотон-М» № 2 показывают, что аппаратная часть ПАС способна решать задачу снижения угловой скорости МКА с требуемой эффективностью. Однако без учёта влияния целевой и обеспечивающей аппаратуры программная часть ПАС не может гарантировать необходимое качество первичной информации.

4. Оценка эффективности разработанного ПАС при его эксплуатации в качестве резервной системы на МКА «Аист-2Д» показывает, что оптимизация программной части ПАС способна повысить эффективность решения задачи снижения угловой скорости МКА на основе измерений вектора индукции магнитного поля Земли в несколько раз при условии учёта влияния целевой и обеспечивающей аппаратуры на средства измерений.

*Авторский коллектив выражает благодарность директору и сотрудникам института космического приборостроения Самарского университета К.Е. Воронову, И.В. Пиякову и А.В. Пиякову за помощь в подготовке данной статьи.*

## Библиографический список

1. Марахтанов М.К., Пильников А.В. О возможности применения солнечной электрореактивной двигательной установки на низкоорбитальных малых космических аппаратах // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 26-39.
2. Хайрнатов К.З. Моделирование и тепловой анализ электронных устройств космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 3. С. 134-138.
3. Кирилин А.Н., Ткаченко С.И., Салмин В.В. и др. Малые космические аппараты серии «Аист» (проектирование, испытания, эксплуатация, развитие). — Самара: Изд-во Самарского научного центра РАН, 2017. — 348 с.
4. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков А.В. и др. Определение вращательного движения малого космического аппарата «АИСТ-2Д» по данным научной аппаратуры КМУ-1 // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2017. № 57. С. 1-37. DOI: 10.20948/prepr-2017-57

5. Глазкова И.А., Малышев В.В., Дарных В.В. Оценка эффективности функционирования перспективной системы микроспутников Д33 методом имитационного моделирования // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 6. С. 125-134.
6. Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Сеченов Ю.Н. и др. Малые космические аппараты. Книга 3. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов. — Омск: Издательство ОмГТУ, 2010. — 348 с.
7. Белоусов А.И., Седельников А.В., Молявко Д.П. и др. Организация опытно-серийного производства в космосе на современном этапе // Научное обозрение. 2016. № 17. С. 186-194.
8. Анненков А.М. Анализ помехоустойчивости телеметрических сигналов // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 175-179.
9. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. — М.: Машиностроение, 1975. — 248 с.
10. Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. — М.: Машиностроение, 1974. — 340 с.
11. Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Чебуков С.Ю. Неуправляемое движение спутника «Фотон М-2» и квазистатические микроускорения на его борту // Космические исследования. 2007. Т. 45. № 5. С. 450-470.
12. Семкин Н.Д., Сазонов В.В., Воронов К.Е. и др. Измерение параметров магнитного поля и анализ возмущений на борту малых космических аппаратов «Аист» // Физика волновых процессов и радиотехнические системы. 2015. Т. 18. № 4. С. 67-73.
13. Sedelnikov A.V. , Filippov A.S., Gorozhakina A.S. Evaluation of calibration accuracy of magnetometer sensors of Aist small spacecraft // Journal of Physics: Conference series. 2018. Vol. 1015.
14. Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков А.В. и др. Неуправляемое вращательное движение малого спутника АИСТ // Космические исследования. 2015. Т. 53. № 5. С. 395-408.
15. Белоусов А.И., Семкин Н.Д., Седельников А.В. и др. Анализ вращательного движения малых космических аппаратов серии «Аист» // Авиакосмическое приборостроение. 2017. № 8. С. 3-10.
16. Семкин Н.Д., Воронов К.Е., Телегин А.М., Пияков А.В., Пияков И.В. Результаты экспериментов, полученных с помощью научной аппаратуры «Магком» и «Метеор» малого космического аппарата «Аист» // Авиакосмическое приборостроение. 2014. № 7. С. 30-43.
17. Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Шахматов Е.В. и др. Опытнo-технологический малый космический аппарат «Аист-2Д». — Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2017. — 324 с.
18. Хмельницкий Я.А., Салина М.С., Катаев Ю.П. Динамический расчет солнечных батарей космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 2. С. 52-60.
19. Sedelnikov A.V. Mean of microaccelerations estimate in the small spacecraft internal environment with the use fuzzy sets // Microgravity Science and Technology. 2018. Vol. 30. No. 4. Pp. 503-509. DOI: 10.1007/s12217-018-9620-y
20. Левский М.В. Оптимизация маневров переориентации космического аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2007. Т. 14. № 3. С. 104-111.

## SOFT HARDWARE EFFICIENCY ESTIMATION FOR A SMALL SPACECRAFT ROTATION ANGULAR VELOCITY PROVISION AND MONITORING

Sedel'nikov A.V.\* , Puzin Yu.Ya.\*\* , Filippov A.S.\*\*\* , Khnyreva E.S.\*\*\*\*

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev,  
34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia*

\* e-mail: [axe\\_backdraft@inbox.ru](mailto:axe_backdraft@inbox.ru)

\*\* e-mail: [georgy\\_sam@mail.ru](mailto:georgy_sam@mail.ru)

\*\*\* e-mail: [filippoval89@mail.ru](mailto:filippoval89@mail.ru)

\*\*\*\* e-mail: [khnyryova@gmail.com](mailto:khnyryova@gmail.com)

### Abstract

The article presents the efficiency estimation of an “AIST” type small spacecraft rotation angular velocity provision and monitoring, employing the improved modification of the software hardware compared to the basic model, undergone flight tests as a part of the flight and trial samples of the “AIST” small spacecraft.

The article deals with magnetometer sensors application as a measuring tool for estimating the

rotational motion parameters for various types of spacecraft.

The gist of the article is narrowed down to the fact that for there is no problem of mounting place selection for magnetometers and magnetic actuators (electromagnets) installation on the large-weight spacecraft and space stations. At the same time, for the small spacecraft this problem is topical in view of the

impact of onboard scientific and supporting equipment together with magnetic devices of orientation hardware, while magnetic moment work out, on magnetometer sensors measuring data.

The article analyses in detail operation results of a number of devices, containing magnetometer sensors, as a part of various spacecraft types, such as “Foton” No 2, “AIST”, “AIST-2D”. The analysis results revealed that for “Foton” No 2 weighting 6546 kg, almost all deviations in magnetometer sensors measurements could be explained by the measurements instrumental error, while for the “AIST” series spacecraft weighting up to 50 kg the sensors readings demonstrated significant discord.

The authors conclude that the problem of magnetometer sensors’ measurement data correctness for small spacecraft is specific due to the essentiality of the impact of scientific and supporting equipment operation, which arises from the dense layout of the payload in the inner space of a small spacecraft.

One of the ways of this problem solving may be the software hardware development, accounting for this impact for each normal operations mode of the equipment.

As an example of such solution, the article presents the software hardware installed on the “AIST-2D” small spacecraft. In the case of the “AIST-2D” small spacecraft, the discrepancies in estimating the angular velocities by two different magnetometer sensors were much lower than for “AIST” small spacecraft. This was achieved by the improvement of software hardware.

**Keywords:** software hardware, small spacecraft, rotational motion parameters, magnetic measuring tools.

## References

1. Marakhtanov M.K., Pil’nikov A.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 26–39.
2. Khairnasov K.Z. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2013, vol. 20, no. 3, pp. 134–138.
3. Kirilin A.N., Tkachenko S.I., Salmin V.V. *Malye kosmicheskie apparaty serii “Aist” <proektirovanie, ispytaniya, ekspluatatsiya, razvitiye>* (Small spacecraft of the “AIST” series <design, testing, operation, development>), Samara, Samarskii nauchnyi tsentr RAN, 2017, 348 p.
4. Abrashkin V.I., Voronov K.E., Piyakov A.V. *Preprinty IPM im. M.V. Keldysha*, 2017, no. 57, pp. 1–37. DOI: 10.20948/prepr-2017-57
5. Glazkova I.A., Malyshev V.V., Darnopykh V.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2009, vol. 16, no. 6, pp. 125–134.
6. Blinov V.N., Ivanov N.N., Sechenov Yu.N. *Malye kosmicheskie apparaty. Kniga 3. Minisputniki. Unifitsirovannye kosmicheskie platformy dlya malykh kosmicheskikh apparatov* (Small spacecraft. Book 3. Minisatellites. Unified space platforms for small spacecraft), Omsk, OmGTU, 2010, 348 p.
7. Belousov A.I., Sedel’nikov A.V., Molyavko D.P. *Nauchnoe obozrenie*, 2016, no. 17, pp. 186–194.
8. Annenkov A.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 175–179.
9. Kovalenko A.P. *Magnitnye sistemy upravleniya kosmicheskimi letatel’nymi apparatami* (Spacecraft magnetic control systems), Moscow, Mashinostroenie, 1975, 248 p.
10. Alekseev K.B., Bebenin G.G. *Upravlenie kosmicheskimi letatel’nymi apparatami* (Spacecraft control), Moscow, Mashinostroenie, 1974, 340 p.
11. Abrashkin V.I., Bogoyavlenskii N.L., Voronov K.E., Kazakova A.E., Puzin Yu.Ya., Sazonov V.V., Semkin N.D., Chebukov S.Yu. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2007, vol. 45, no. 5, pp. 450–470.
12. Semkin N.D., Sazonov V.V., Voronov K.E. *Fizika volnovykh protsessov i radiotekhnicheskie sistemy*, 2015, vol. 18, no. 4, pp. 67–73.
13. Sedelnikov A.V., Filippov A.S., Gorozhakina A.S. Evaluation of calibration accuracy of magnetometer sensors of Aist small spacecraft. *Journal of Physics: Conference series*, 2018, vol. 1015.
14. Abrashkin V.I., Voronov K.E., Piyakov A.V. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2015, vol. 53, no. 5, pp. 395–408.
15. Belousov A.I., Semkin N.D., Sedel’nikov A.V. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2017, no. 8, pp. 3–10.
16. Semkin N.D., Voronov K.E., Telegin A.M., Piyakov A.V., Piyakov I.V. *Aviakosmicheskoe priborostroenie*, 2014, no. 7, pp. 30–43.
17. Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Shakhmatov E.V. *Opytno-tekhnologicheskii malyi kosmicheskii apparat “Aist–2D”* (Experimental and technological AIST-2D small spacecraft), Samara, SamNTs RAN, 2017, 324 p.
18. Khmel’nitskii Ya.A., Salina M.S., Kataev Yu.P. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2018, vol. 25, no. 2, pp. 52–60.
19. Sedelnikov A.V. Mean of microaccelerations estimate in the small spacecraft internal environment with the use fuzzy sets. *Microgravity Science and Technology*, 2018, vol. 30, no. 4, pp. 503–509. DOI: 10.1007/s12217-018-9620-y
20. Levskii M.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2007, vol. 14, no. 3, pp. 104–111.