

МЕТОДИКА ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫХ СРЕДСТВ КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ СЕРИИ «АИСТ»

А. В. Седельников, Ю. Я. Пузин, А. С. Филиппов

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва,
Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34

В работе представлена методика лётной эксплуатации программно-аппаратных средств (ПАС), предназначенных для контроля параметров вращательного движения малого космического аппарата (МКА). Данная методика основана на практических результатах эксплуатации ПАС, установленных на борту лётного и опытного образцов МКА «Аист», которые функционируют по настоящее время. Основным отличием предлагаемой методики является реализация процедуры практически непрерывного контроля средствами бортовой аппаратуры (БА) с выбранной дискретностью, по данным которой осуществляется отработка режима компенсации возмущений, а также формирование и выдача в телеметрическую систему МКА программно-телеметрической информации (ПТМИ).

Разработанная методика направлена на повышение качества первичной информации о состоянии параметров вращательного движения МКА и качества реализованных алгоритмов управления электромагнитами БА. Это способствует как созданию благоприятных условий для реализации технологических процессов на борту МКА, так и значительному повышению качества телеметрической информации, передаваемой с МКА на Землю. Методика может быть применена и при эксплуатации МКА других серий, не содержащих больших упругих элементов конструкции.

Ключевые слова: малый космический аппарат, программно-аппаратное средство, методика эксплуатации, процедура непрерывного контроля, магнитные исполнительные органы, параметры вращательного движения.

Настоящая работа выполнена в рамках соглашения № 14.578.21.0229 от 26.09.2017 между Минобрнауки РФ и Самарским университетом (уникальный идентификатор проекта RFMEFI57817X0229).

Введение

Повышение эффективности управления вращательным движением МКА является важной и актуальной задачей. Причём средства для её решения, в отличие от КА среднего класса [1], существенно ограничены. Из-за массово-габаритных ограничений нецелесообразно применять в качестве основных исполнительных органов устройства, расходующие рабочее тело. С другой стороны, снижение угловой скорости вращательного движения МКА позволит существенно повысить достоверность телеметрической информации. Совместный анализ модуля угловой скорости и достоверности телеметрической информации, проведённый для опытного образца (ОО) МКА «Аист» (рис. 1), показывает наличие обратной корреляции между этими параметрами. Разумеется, что на качество телеметрической информации влияли и другие факторы, например, высота МКА над горизонтом в момент сеанса и т.д.

Ограниченность выбора средств для решения задачи снижения модуля угловой скорости вращательного движения [2] обуславливает невозможность создания полноценной системы управления орбитальным движением МКА. В этом случае важнейшую роль для повышения эффективности играют как алгоритмы управления БА [3, 4], так и программы, реализованные на средствах автоматизированного рабочего места (АРМ) для реконструкции углового движения МКА. Поэтому речь

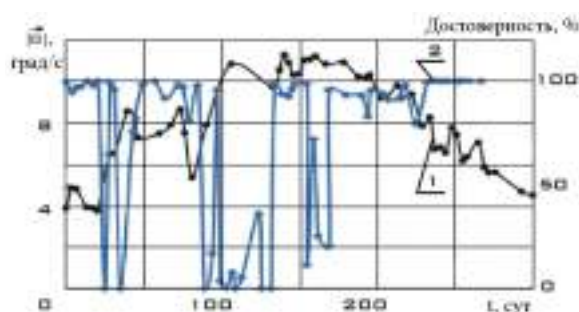


Рис. 1. Модуль угловой скорости ОО МКА «Аист» (кривая 1) и достоверность телеметрической информации (кривая 2)
Fig. 1. Module of angular speed of a prototype of the Aist small spacecraft (curve 1) and reliability of telemetric information (curve 2)

идёт о программно-аппаратном средстве как едином целом, предполагающем не только определённый набор средств измерения, контроля и управления (аппаратная часть), которые могут обеспечить заданный режим угловой ориентации МКА, но и эффективные алгоритмы функционирования (программная часть), которые обеспечивают реализацию режимов МКА на стадии его эксплуатации.

Для снижения угловой скорости вращения лётного образца (ЛО) и ОО МКА «Аист» в институте космического приборостроения Самарского национального исследовательского университета имени

академика С. П. Королёва была разработана научная аппаратура «МАГКОМ» [5].

Разрабатываемая методика тесно связана с опытом эксплуатации ЛО и ОО МКА «Аист», а также методикой наземных испытаний ПАС, изложенной в работе [6]. Реализация методики наземных испытаний позволяет сформировать информацию в виде поправочных коэффициентов о влиянии отдельных элементов обеспечивающей аппаратуры, а также штатных режимов работы этой аппаратуры в земных условиях на бортовые средства измерений (датчики магнитометра). Разрабатываемая методика эксплуатации позволит учесть динамические составляющие этого влияния на стадии эксплуатации МКА, а также те внешние воздействия, которые не были учтены при наземных испытаниях ПАС. Этот учёт предполагает производить в режиме, близком к режиму реального времени. Это обеспечивает максимальную эффективность функционирования ПАС на стадии эксплуатации МКА и оперативность воздействий на программную часть ПАС в плане корректировки величин поправочных коэффициентов с учётом реальной обстановки. Если методика наземных испытаний [5] демонстрирует возможность работы ПАС с заданной эффективностью, то методика эксплуатации позволяет обеспечить эту эффективность в реальных условиях космического полёта МКА на стадии его эксплуатации.

ПАС состоит из наземного и бортового сегмента. Бортовой сегмент ПАС включает в себя блок электроники (БЭ), выполненный на базе программируемого процессора, блок управления системой трех электромагнитов, блок электропитания, датчики измерения состояния вектора магнитной индукции геомагнитного поля, интерфейсы сопряжения и каналы связи с бортовыми системами МКА в целях приема команд управления, получения электропитания от бортовой СЭП и навигационной информации, а также передачи телеметрической информации.

Наземный сегмент ПАС представляет из себя автоматизированное рабочее место (АРМ) на базе персонального компьютера промышленной сборки с обеспечивающим и специальным математическим обеспечением, которое решает задачи планирования и управление работой бортового сегмента ПАС в полете, а также осуществляет обработку поступающей от бортового ПАС программно-телеметрической информации (ПрТМИ), расчет по этим данным параметров углового и орбитального движения МКА.

Существующая методика эксплуатации ПАС и её недостатки

Базой для создания новой методики эксплуатации ПАС является методика, которая была реализована при эксплуатации ОО и ЛО МКА «Аист». Эта методика предполагала следующие режимы работы научной аппаратуры «МАГКОМ»:

- «Режим информационного обмена» (РИО).
- «Режим измерения вектора магнитной индукции» (РИ ВМИ).
- «Режим компенсации микроускорений» (РКМ).
- «Режим МЕТЕОР» (РМ).

Основной задачей работы научной аппаратуры «МАГКОМ» была компенсация возмущений внешнего характера путём снижения угловой скорости эволюций МКА вокруг центра масс. При этом был реализован релейный закон управления с помощью МИО. Момент такого управления:

$$\vec{M}_{упр} = \vec{M}_{мар} = \vec{p} \times \vec{B}, \quad (1)$$

где \vec{B} — вектор индукции магнитного поля Земли, а \vec{p} — дипольный момент МКА.

При управлении вектор дипольного момента \vec{p} изменяется в соответствии с выбранным законом управления, который в существующей методике эксплуатации имеет вид:

$$\vec{p} = -\alpha \frac{d\vec{B}}{dt}$$

и представляет собой вариацию известного закона для МИО «-Vdot» [7].

Для режима РКМ на средствах программного обеспечения блока электроники «МАГКОМ» был реализован алгоритм, блок-схема которого приведена на рис. 2.

Для исключения собственных шумов магнитометров при обработке данных предусмотрена процедура усреднения скользящим средним, поскольку при отладке программного обеспечения было выявлено наличие у каждого датчика собственных шумов. Это приводит к тому, что при неподвижных датчиках магнитометра фиксируется ложная угловая скорость вращения МКА. Было выявлено, что величина этой скорости зависит от углового положения оси датчика относительно вектора индукции магнитного поля Земли. При их совпадении ложная угловая скорость составляет около $0,05^\circ/\text{с}$, при ортогональности — может достигать значения $0,9^\circ/\text{с}$ [5].

Применяя процедуру усреднения скользящим средним, удалось уменьшить максимальные ошибочные измерения до $0,5^\circ/\text{с}$, т.е. почти в два раза. В рамках процедуры усреднения вычисляются значения вектора индукции, соответствующие времени 11-го и 23-го измерений по формулам максимального правдоподобия:

$$\vec{B}_{11} = \frac{1}{21} \sum_{i=1}^{21} \vec{B}_i;$$

$$\vec{B}_{23} = \frac{1}{21} \sum_{i=12}^{32} \vec{B}_i.$$

Далее угол между этими векторами в момент времени 11-го и 23-го измерений оценивается по следующим формулам:

$$\varphi_x = \arccos \left(\frac{|\vec{B}_{23}|}{\sqrt{B_{Y23}^2 + B_{Z23}^2}} \right) - \arccos \left(\frac{|\vec{B}_{11}|}{\sqrt{B_{Y11}^2 + B_{Z11}^2}} \right);$$

$$\varphi_y = \arccos \left(\frac{|\vec{B}_{23}|}{\sqrt{B_{X23}^2 + B_{Z23}^2}} \right) - \arccos \left(\frac{|\vec{B}_{11}|}{\sqrt{B_{X11}^2 + B_{Z11}^2}} \right);$$

$$\varphi_z = \arccos \left(\frac{|\vec{B}_{23}|}{\sqrt{B_{X23}^2 + B_{Y23}^2}} \right) - \arccos \left(\frac{|\vec{B}_{11}|}{\sqrt{B_{X11}^2 + B_{Y11}^2}} \right).$$

При этом шаг измерений будет равен одному тактовому импульсу счетчика БЦВМ VSX-104. Его частота составляет $18,2 \text{ Гц}$ (55 мс). В промежутке между 11-м и 23-м измерениями происходит 12 тактов, что соответствует приблизительно интервалу времени $\Delta t = 0,66 \text{ с}$. Теперь можно рассчитать средние значения составляющих вектора угловой скорости МКА в строительной системе координат магнитометров:

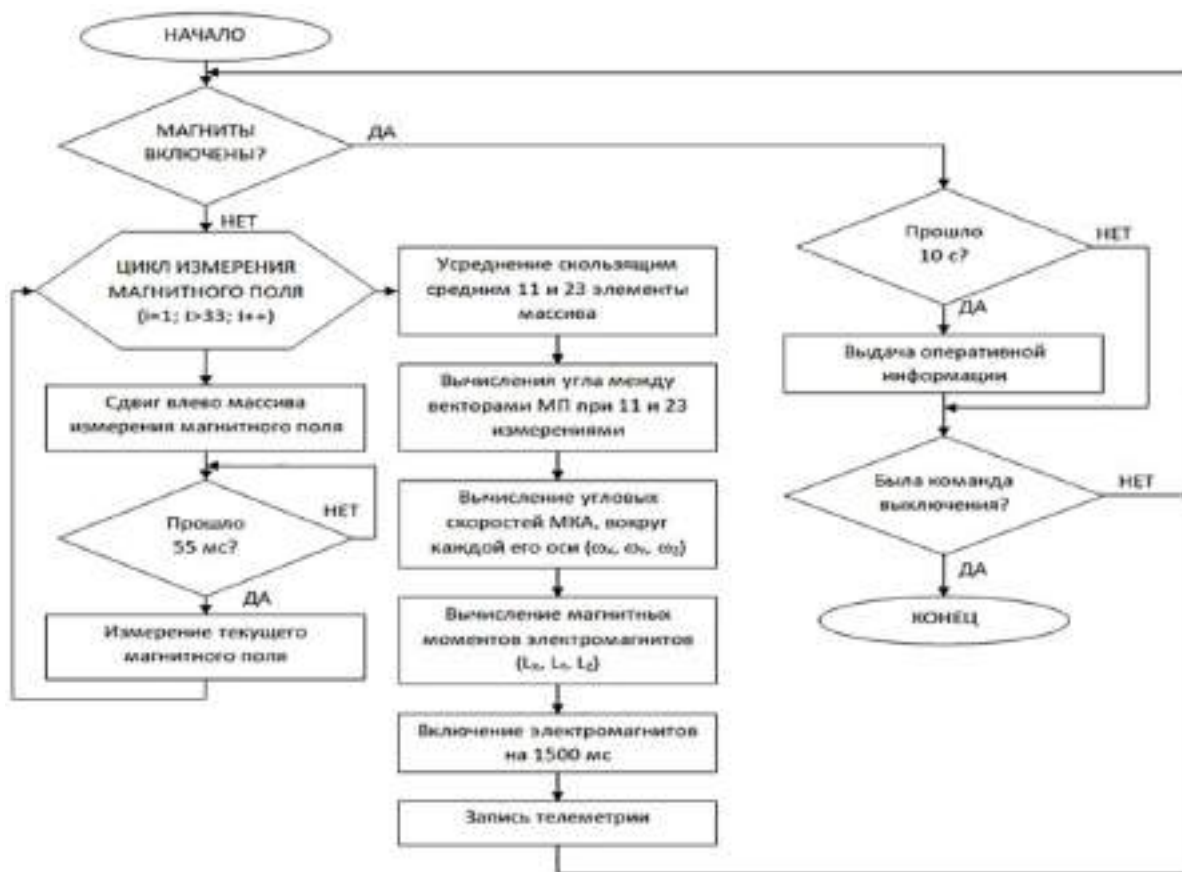


Рис. 2. Блок-схема алгоритма РКМ
 Fig. 2. Flowchart of an algorithm of the microaccelerations compensation mode

$$\bar{\omega}_x = \frac{\varphi_x}{\Delta t}; \bar{\omega}_y = \frac{\varphi_y}{\Delta t}; \bar{\omega}_z = \frac{\varphi_z}{\Delta t}.$$

Далее при известной ориентации связанной системы координат относительно строительной следует вычислить компоненты вектора угловой скорости в связанной системе координат.

Для релейного закона управления требуется определить знак управляющих моментов, вычисленных по формуле (1). При положительном знаке управляющего момента соответствующий электромагнит включается с прямой полярностью, при отрицательном — с обратной. Методикой эксплуатации, разработанной для ЛО и ОО МКА «Аист», был предусмотрен единственный режим работы МИО, при котором все три электромагнита могли включаться только одновременно на время 1,5 с.

Для ЛО МКА «Аист» на этапе летных испытаний стадии эксплуатации РКМ был применён два раза: 02.05 и 07.05 2013 г. Включение научной аппаратуры «МАГОМ» в режиме РКМ 02.05 позволило снизить угловую скорость вращения МКА с 2,5°/с до 0,25°/с на интервале времени около 4000 с. В дальнейшем работа «МАГКОМ» привела к повышению угловой скорости МКА примерно до 0,75°/с. Динамика угловой скорости вращения МКА при первом включении РКМ показана рис. 3. Включение научной аппаратуры «МАГКОМ» в режиме РКМ 07.05 значительно повлияло на динамику вращения МКА.

Реализованный релейный закон управления МИО не позволял обеспечить угловую скорость вращения ниже значения 0,25°/с. По методике эксплуатации обработка поступающей телеметрической информации от аппаратуры «МАГКОМ» проводилась наземными средствами только с целью

оценки параметров углового движения по данным измерений вектора индукции магнитного поля Земли и величин микроускорений в низкочастотной части спектра от 0 до 0,01 Гц.

При эксплуатации ОО МКА «Аист» режим РКМ включался трижды: 04.02.2014, 15.02.2014 и 07.04.2014. Угловая скорость вращения МКА уменьшалась с помощью алгоритма, заложенного в программное обеспечение «МАГКОМ», который предусматривал создание МИО постоянного по величине и переменного по направлению магнитного управляющего момента. Время начала включения режима РКМ на этапе лётной эксплуатации МКА выбиралось произвольно, без привязки к текущему положению МКА на орбите.

При эксплуатации ОО МКА «Аист» было установлено, что такой упрощенный алгоритм работы научной аппаратуры «МАГКОМ» в режиме РКМ не позволил достичь угловой скорости вращения МКА минимально возможных значений, как в случае эксплуатации ЛО МКА «Аист». Зафиксированы участки её локального снижения, после которых она вновь возрастала. Более того, создаваемый МИО магнитный управляющий момент периодически способствовал увеличению угловой скорости МКА, а не её уменьшению. Некорректная реализация алгоритма РКМ ввиду несовершенства методики стала приводить к дальнейшей «раскрутке» ОО МКА «Аист». После включения режима РКМ 04.02.2014 значение угловой скорости возросло примерно до 8,0°/с, а после включения 15.02.2014 превысило 10,0°/с. Методика эксплуатации не предусматривала никакого вмешательства в работу научной аппаратуры «МАГКОМ», поэтому было принято реше-

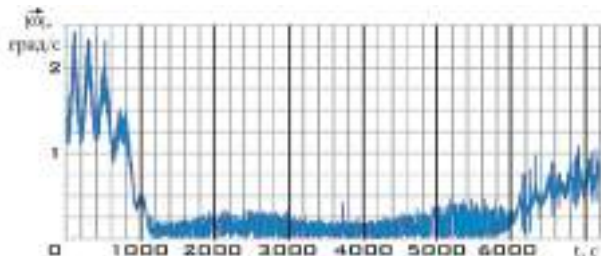


Рис. 3. Изменение угловой скорости вращения ЛО МКА «Аист» в режиме РКМ 02.05.2013
 Fig. 3. Change of rotation angular speed of a Aist small spacecraft flight sample in the microaccelerations compensation mode 5/2/2013

ние при дальнейшей эксплуатации ОО МКА «Аист» больше не включать режим РКМ.

Проведённый анализ опыта эксплуатации ЛО и ОО МКА «Аист» позволяет сделать выводы о том, что существующая методика имеет ряд недостатков:

1. Периоды работы научной аппаратуры, а также средств измерений в режиме РКМ выбирались только по критерию удобства их аппаратной реализации, без учёта параметров движения центра масс МКА и точности первичной информации, необходимой для корректной работы МИО.

2. Первичная информация формировалась только на основе одного бортового средства измерений, хотя в составе научной аппаратуры были два датчика магнитометра. Совместная обработка данных двух средств измерений повысила бы качество первичной информации и, как следствие, качество управления с помощью МИО.

3. Не была предусмотрена возможность переключения на другое средство измерений в случае его некорректной работы. Это могло бы вызвать неадекватную реальным возмущениям работу МИО.

4. Применялся слишком простой релейный закон управления МИО с одновременным включением всех трёх электромагнитов на максимальную мощность без возможности настройки параметров, влияющих на величину управляющего момента.

На устранение указанных и других недостатков существующей методики эксплуатации ПАС направлена разработка новой, более эффективной методики с магнитными средствами контроля и управления.

Методика эксплуатации ПАС

Основой разрабатываемой методики эксплуатации ПАС является процедура непрерывного контроля параметров вращательного движения МКА на всех этапах функционирования ПАС: в пассивных режимах без включения МИО и в активных режимах с включением МИО и обеспечением ориентации МКА.

Методика эксплуатации ПАС предполагает корректную и полную отработку методики наземных испытаний, изложенной в работе [6], поскольку при наземной отработке ПАС определяются возмущения от обеспечивающих систем и научной аппаратуры МКА, влияющие на качество первичной информации. Эффективность реализации методики эксплуатации неразрывно связана с полнотой и качеством проведённой отработки программы наземных испытаний ПАС.

Важной особенностью разрабатываемой методики является снижение нагрузки на вычислительные мощности бортовой части ПАС для их перерас-

пределения на более интенсивное накопление первичной информации. Поскольку для корректного восстановления непрерывного сигнала, например, рядом Котельникова [8] требуется придерживаться определённой частоты измерений.

Предлагаемая методика эксплуатации ПАС включает в себя несколько этапов:

1. *Тестирование работоспособности основных элементов ПАС.*

При выводе МКА на орбиту все его системы подвергаются широкому спектру внешних воздействий (акустическое воздействие, ударные нагрузки, перегрузки, вибрации, температурное воздействие и т.п.). Для оценки работоспособности всех основных элементов ПАС после выхода МКА на его рабочую орбиту необходимо провести тест корректности работы его составных частей. В рамках этого теста необходимо запустить ПАС в тестовом режиме, который по схеме работы принципиально не отличается от штатного режима. Отличие состоит лишь в том, что на МИО выдаются существенно заниженные величины тока по сравнению с режимом ориентации и, как следствие, создаётся значительно меньший, чем предусмотрено штатной работой, управляющий момент. Это даст возможность задействовать все функциональные блоки ПАС, не оказывая при этом значительного влияния на параметры вращательного движения МКА. При некорректной работе ПАС такой алгоритм не приведёт к увеличению угловой скорости вращения МКА, как это было в случае ОО МКА «Аист» [9].

Переход к этапу штатной эксплуатации ПАС возможен только после получения и анализа тестовых данных, подтверждающих работоспособность ПАС. При выявлении отказов или сбоев в работе ПАС на этапе тестирования его работоспособности необходимо приостановить эксплуатацию ПАС и принять соответствующие степени тяжести этих отказов решения по устранению сложившейся нештатной ситуации.

2. *Накопление измерительных данных составляющих вектора индукции магнитного поля Земли.*

В режиме происходит накопление данных измерений компонент вектора индукции магнитного поля Земли, выполненных бортовыми средствами, после успешного прохождения теста работоспособности ПАС. Эти данные должны передаваться средствами телеметрической системы МКА наземным пунктам приёма информации. Измерительные данные с датчиков магнитометра не обрабатываются на борту МКА, поскольку часть информации в виде массива поправочных коэффициентов на борту отсутствует. Это позволяет реализовать более интенсивный процесс накопления измерений с требуемой для корректной обработки частотой.

3. *Расчёт поправочных коэффициентов.*

Данные измерений обрабатываются средствами наземной части ПАС. Сравняется влияние собственных магнитных возмущений МКА на стадии лётной эксплуатации теми данными, которые были получены в ходе наземных испытаний ПАС для выявления не учтённых значимых источников возмущений. При этом, разумеется, наилучшим сценарием будет тот, при котором результаты сравнения покажут незначимые расхождения. Это можно трактовать как отсутствие на стадии эксплуатации значимых источников возмущений по сравнению со стадией наземных испытаний. При совпадении результатов на борт МКА передаётся массив поправочных коэффициентов, сформированный по-

сле наземных испытаний МКА, для использования его блоком вычислителя ПАС.

В случае обнаружения значимых различий необходимо выявить новые источники магнитных возмущений и учесть их при формировании массива поправочных коэффициентов. Для получения большего объёма данных измерений, возможно, будет необходимо вернуться к п. 2 данной методики, поскольку выявление и учёт дополнительных источников возмущений может существенно повлиять на эффективность работы МИО.

4. Определение оптимальных временных диапазонов работы ПАС в режиме обеспечения ориентации (РОО).

В зависимости от состава ПАС, допускающего или не допускающего применение МИО при нахождении МКА рядом с магнитными полюсами Земли, нужно правильно выбирать временные интервалы для работы ПАС. Функционирование магнитных систем ориентации вблизи магнитных полюсов ограничено из-за существенной неоднородности магнитного поля Земли в этих областях [10]. Солнечные датчики позволяют обеспечивать эффективную работу ПАС вблизи магнитных полюсов. Целесообразность такого варианта ПАС должна оцениваться индивидуально для каждого космического проекта, поскольку его стоимость при наличии солнечных датчиков существенно возрастёт [11].

5. Реализация РОО МКА.

Данные по временным интервалам работы ПАС с учётом ограничений на функционирование в зоне магнитных полюсов Земли используются при составлении программы работы ПАС в режиме ориентации. Эта программа закладывается на борт МКА, при этом ПАС переводится в РОО.

Первый этап реализации РОО — пассивный контроль параметров вращательного движения МКА с учётом информации, полученной при наземных испытаниях. Для реализации этого этапа предлагается проводить следующую *процедуру непрерывного контроля*. Она включает в себя две части. Первая из них касается подготовки корректной первичной информации для проведения активного контроля параметров вращательного движения МКА и управления, направленного на снижение модуля вектора угловой скорости МКА с помощью МИО, и подразделяется на следующие пункты.

1. Проведение не менее шести измерений компонентов вектора напряжённости магнитного поля Земли соответственно $B_{x1'}$, $B_{y1'}$, $B_{z1'}$ и $B_{x2'}$, $B_{y2'}$, $B_{z2'}$ каждым из двух датчиков магнитометра с частотой не реже раза в секунду.

2. Осуществление корректировки измерений с учётом поправочных коэффициентов, определённых в ходе наземных испытаний для каждого режима работы научной аппаратуры [6]. В результате корректировки получают новые значения компонентов вектора напряжённости магнитного поля B'_{x1} , B'_{y1} , B'_{z1} и B'_{x2} , B'_{y2} , B'_{z2} .

3. Вычисление значений компонентов магнитного поля Земли B_{xM} , B_{yM} , B_{zM} по математической модели магнитного поля Земли, реализованной на средствах наземной части ПАС.

4. Контроль значимости различий между соответствующими парами B'_{x1} , B'_{y1} , B'_{z1} и B_{xM} , B_{yM} , B_{zM} а также B'_{x2} , B'_{y2} , B'_{z2} и B_{xM} , B_{yM} , B_{zM} . В качестве первичной информации для осуществления управляющего воздействия необходимо выбрать дан-

ные, соответствующие в большей степени модельным значениям B_{xM} , B_{yM} , B_{zM} . Возможно, проведение совместной обработки измерений B'_{x1} , B'_{y1} , B'_{z1} и B'_{x2} , B'_{y2} , B'_{z2} обоих датчиков магнитометра. Для назначения весов различным наблюдениям следует провести минимизацию вектора невязок измерений относительно модельных значений. Для получения эффективной несмещённой оценки веса должны быть подчинены условию нормировки. Данные (совместной обработки или наилучшего из двух датчиков магнитометров) образуют вектор оптимальных значений компонентов B_{xopt} , B_{yopt} , B_{zopt} .

5. Вычисление углов между осями главной связанной системы координат МКА и вектором индукции магнитного поля с компонентами B_{xopt} , B_{yopt} , B_{zopt} .

6. Оценка составляющих вектора угловой скорости ω_x , ω_y , ω_z в те моменты времени, когда осуществлялись измерения вектора индукции магнитного поля Земли, и восстановление с помощью ряда Котельникова непрерывных функций $\omega_i = \omega_i(t)$, где $i = x; y; z$.

7. Расчёт управляющих моментов для передачи первичной информации с использованием восстановленных функций $\omega_i = \omega_i(t)$ на МИО.

Вторая часть процедуры непрерывного контроля призвана проводить контроль эффективности управления. В этой части осуществляется проверка соответствия величины снижения угловой скорости значениям, определённым техническим заданием. При наличии соответствия п. 1–6 повторяются циклично. В случае наличия значимого несоответствия необходимо перейти ко второму этапу реализации РОО.

Второй этап РОО — контроль параметров вращательного движения МКА с использованием первичной информации, полученной путём оптимизации данных наземных испытаний.

1. Контроль точности вычисления массива поправочных коэффициентов путём оценки значимости различий между оптимальными значениями поправочных коэффициентов с учётом реальных условий эксплуатации МКА и полученными на этапе наземных испытаний.

Эта процедура контроля предполагает статистический анализ данных измерений с обоих датчиков магнитометра, в ходе которого исследуются невязки двух средств измерений, полученные на этапе наземных испытаний и наблюдающиеся при орбите. Значимые различия между невязками следует трактовать как наличие факторов, значимо влияющих на средства измерений, не учтённых на стадии наземных испытаний. Следует выявить такие факторы и оптимизировать поправочные коэффициенты с их учётом, а затем вернуться к реализации первого этапа РОО с новым оптимизированным массивом поправочных коэффициентов.

2. Контроль корректности работы средств измерения путём оценки числовых параметров измерительных данных в одной и той же области орбиты МКА при осуществлении многократного её прохода (не менее шести раз).

Эта процедура предполагает периодическую оценку дисперсий датчиков магнитометра в контрольных точках орбиты МКА. Этот контроль может быть реализован в пассивной форме и заключаться в накоплении информации в случае выполнения условий по снижению угловой скорости МКА или активной форме, которая выражается в периодическом пересчёте весов наблюдений с разных средств измерений в совместной выборке.

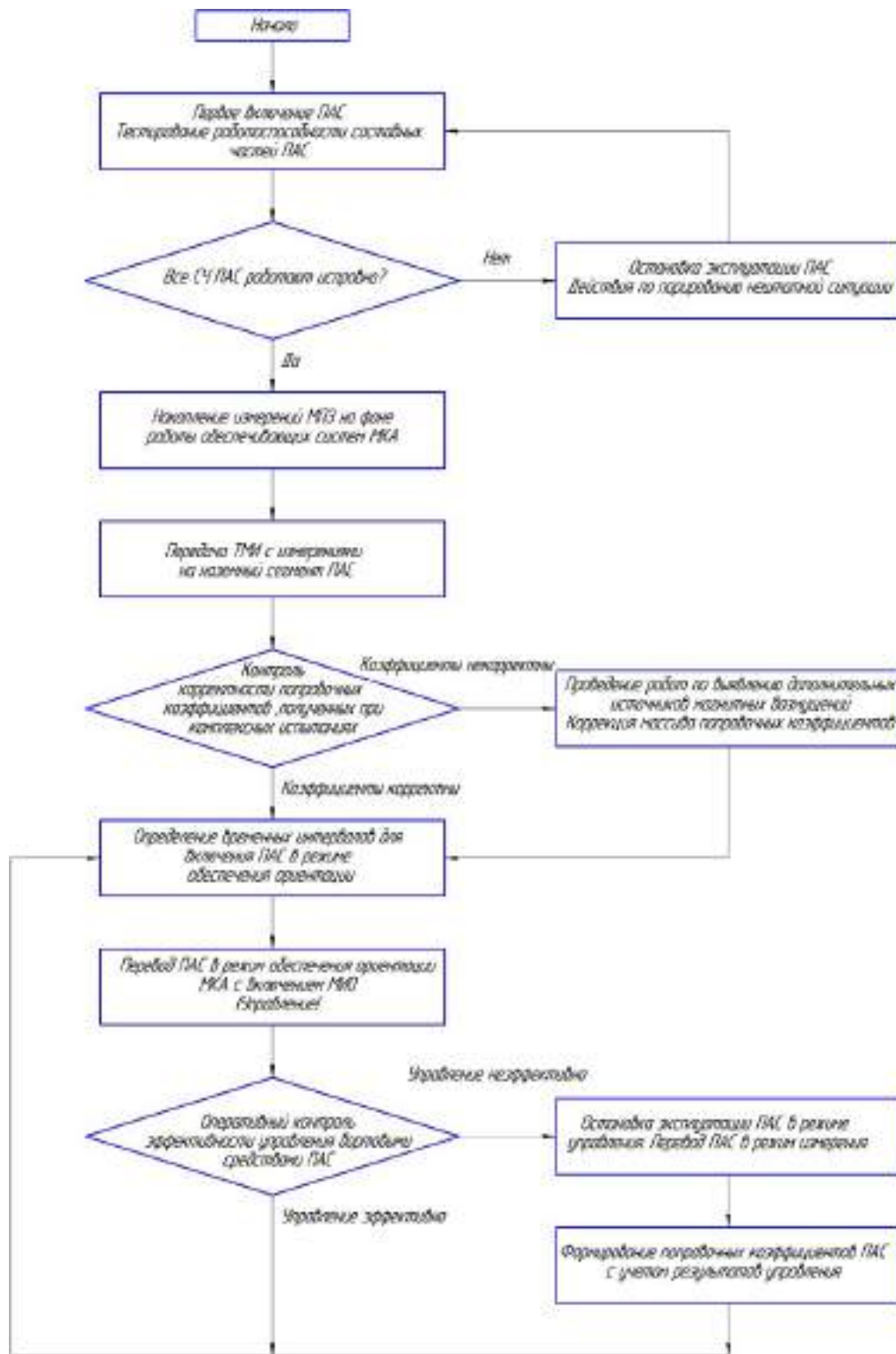


Рис. 4. Блок-схема методики эксплуатации ПАС
 Fig. 4. Flowchart of a technique of maintenance of a software and hardware device

В таком случае минимизируются не отдельные невязки наблюдений относительно модельных значений, а целевая функция, включающая в себя невязки и величины дисперсий измерений. Пересчёт весов может реализовываться непрерывно средствами наземной части ПАС после прохождения МКА каждой контрольной точки и уточнения дисперсий измерений. При достижении целевых значений угловой скорости МКА следует вернуться к первому этапу РОО с учётом оптимизированных весов измерений. Возможно включение этой процедуры в первый этап на постоянной основе.

3. Контроль корректности выбора частотного и временного интервалов измерений.

Данная процедура предполагает непрерывный контроль адекватности восстановления функций $\omega_i = \omega_i(t)$ рядом Котельникова. Причиной неэффективного управления могут являться не измерительные данные, а качество аппроксимации первичной информации на основе измерительных данных. Предполагается осуществлять в рамках этой процедуры анализ данных измерений средствами наземной части ПАС с помощью аппарата преобразований Фурье. Напри-

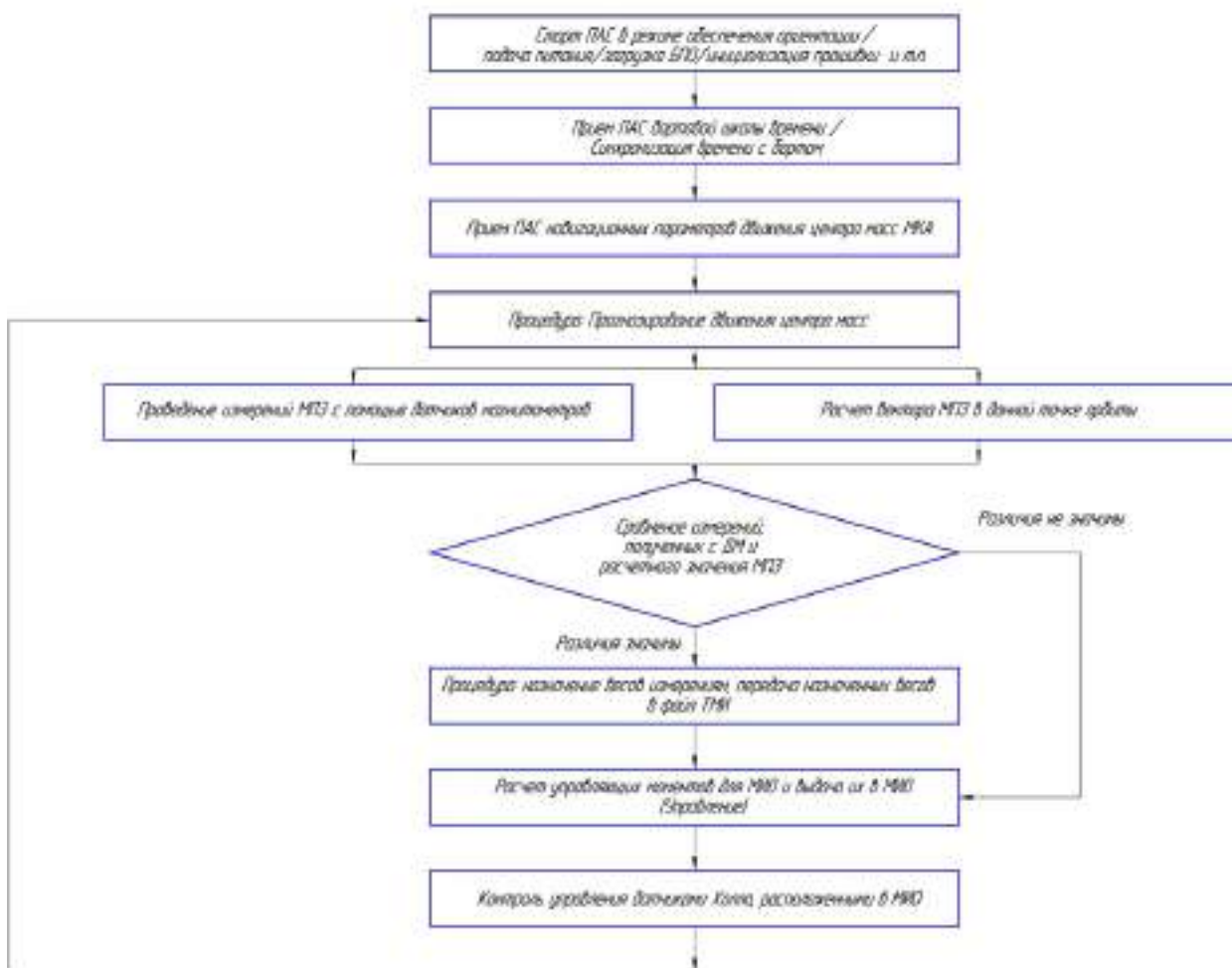


Рис. 5. Алгоритм процедуры непрерывного контроля
Fig. 5. Algorithm of the procedure of continuous control

мер, при частоте измерений в раз в секунду следует также проводить анализ сигнала с частотой раз в две секунды, удаляя каждое второе измерение. Наличие значимых отличий в восстановленных функциях означает некорректный выбор частотной области, поэтому необходимо повысить частоту измерений в два раза и продолжить анализ. То же самое следует делать и при анализе временного интервала, использующегося при восстановлении непрерывного сигнала. Сравнение отличий между полным отрезком и сокращённым в два раза позволит сделать выводы о корректности выбора отрезка. При наличии существенных отличий также нужно в два раза увеличить исходный временной отрезок.

Блок-схема разработанной методики представлена на рис. 4, а алгоритм процедуры непрерывного контроля — на рис. 5.

Основные результаты и выводы

1. Выявлены недостатки методики эксплуатации ПАС, использовавшейся при реализации проектов ЛО и ОО МКА «Аист».

2. Разработана новая, более сложная методика эксплуатации ПАС, учитывающая опыт эксплуатации ЛО и ОО «Аист» и свободная от выявленных недостатков.

3. Разработанная методика частично была использована при наземных и лётных испытаниях МКА дистанционного зондирования Земли «Аист-2Д» и показала свою более высокую эффективность по сравнению с методиками эксплуатации, которые были применены для проектов ЛО и ОО МКА «Аист».

Список источников

1. Молявко Д. П. Разработка метода активного контроля микроускорений на стадии эксплуатации космического аппарата: дис. ... канд. техн. наук. Омск, 2017. 134 с.
2. Zavoli A., Giulietti F., Avanzini G. [et al.]. Spacecraft dynamics under the action of Y-dot magnetic control law // Acta Astronautica. 2016. Vol. 122. P. 146–158. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.01.024.
3. Ovchinnikov M., Roldugin D., Penkov V. [et al.]. Fully magnetic sliding mode control for acquiring three-axis attitude // Acta Astronautica. 2016. Vol. 121. P. 59–62. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.12.031.
4. Ovchinnikov M., Roldugin D., Penkov V. Three-axis active magnetic attitude control asymptotical // Acta Astronautica. 2015. Vol. 110. P. 279–286. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.11.030.
5. Семкин Н. Д., Воронов К. Е., Телегин А. М. [и др.]. Результаты экспериментов, полученных с помощью научной аппаратуры «МАГКОМ» и «МЕТЕОР» малого космического аппарата «АИСТ» // Авиакосмическое приборостроение. 2014. № 7. С. 30–43.

6. Филиппов А. С. Разработка эффективной методики наземных испытаний датчиков магнитометров научной аппаратуры «МАГКОМ» на малых космических аппаратах типа «АИСТ» // Авиакосмическое приборостроение. 2018. № 3. С. 37–47.

7. Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Роддугин Д. С. [и др.]. Исследование быстродействия алгоритма активного магнитного демпфирования // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 2. С. 176–183.

8. Зиатдинов С. И. Восстановление сигнала по его выборкам на основе теоремы отсчётов Котельникова // Известия вузов. Приборостроение. 2010. Т. 53, № 5. С. 44–47.

9. 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.

10. Овчинников М. Ю., Пеньков В. И., Роддугин Д. С. [и др.]. Магнитные системы ориентации малых спутников. М.: ИПМ им. М. В. Келдыша, 2016. 366 с.

11. 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.

СЕДЕЛЬНИКОВ Андрей Валерьевич, доктор технических наук, доцент (Россия), профессор кафедры «Космическое машиностроение».
SPIN-код: 3987-6997

AuthorID (РИНЦ):431734

AuthorID (SCOPUS): 23013232300

ResearcherID: G-4444-2017

Адрес для переписки: axe_backdraft@inbox.ru

ПУЗИН Юрий Яковлевич, кандидат технических наук, ассистент кафедры «Космическое машиностроение».

Адрес для переписки: georgy_sam@mail.ru

ФИЛИППОВ Александр Сергеевич, аспирант кафедры «Космическое машиностроение».

SPIN-код: 3497-2255

AuthorID (РИНЦ): 962233

Адрес для переписки: filippoval89@mail.ru

Для цитирования

Седельников А. В., Пузин Ю. Я., Филиппов А. С. Методика летной эксплуатации программно-аппаратных средств контроля параметров вращательного движения малых космических аппаратов серии «Аист» // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2018. Т. 2, № 3. С. 35–43. DOI: 10.25206/2588-0373-2018-2-3-35-43.

Статья поступила в редакцию 05.06.2018 г.

© А. В. Седельников, Ю. Я. Пузин, А. С. Филиппов

METHOD OF FLIGHT OPERATION OF SOFTWARE AND HARDWARE FOR CONTROLLING PARAMETERS OF THE ROTATIONAL MOTION OF SMALL SPACECRAFT OF THE AIST SERIES

A. V. Sedelnikov, Yu. Ya. Puzin, A. S. Filippov

Samara National Research University,
Russia, Samara, Moskovskoe shosse, 34, 443086

The paper presents a methodology for flight operation of firmware intended for monitoring the parameters of the rotational motion of a small spacecraft. The developed technique is aimed at improving the quality of the primary information on the state of the parameters of the rotational motion of the small spacecraft and the quality of the implemented algorithms for controlling the electromagnets. This facilitates both the creation of favorable conditions for the implementation of technological processes on board of the small spacecraft, and a significant improvement in the quality of telemetric information transmitted from the small spacecraft to Earth. The technique can be applied to the operation of small spacecraft of other series that do not contain large elastic elements of the structure.

Keywords: small spacecraft, software and hardware, operating procedure, continuous control procedure, magnetic actuators, rotational motion parameters.

References

1. Molyavko D. P. Razrabotka metoda aktivnogo kontrolya mikrouskoreniy na stadii ekspluatatsii kosmicheskogo apparata [Development of a method for active monitoring of microaccelerations at the stage of operation of a spacecraft]. Omsk, 2017. 134 p. (In Russ.).
2. Zavoli A., Giulietti F., Avanzini G. [et al.]. Spacecraft dynamics under the action of Y-dot magnetic control law // *Acta Astronautica*. 2016. Vol. 122. P. 146–158. DOI: 10.1016/j.actaastro.2016.01.024. (In Engl.).
3. Ovchinnikov M., Roldugin D., Penkov V. [et al.]. Fully magnetic sliding mode control for acquiring three-axis attitude // *Acta Astronautica*. 2016. Vol. 121. P. 59–62. DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.12.031. (In Engl.).
4. Ovchinnikov M., Roldugin D., Penkov V. Three-axis active magnetic attitude control asymptotical // *Acta Astronautica*. 2015. Vol. 110. P. 279–286. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.11.030. (In Engl.).
5. Semkin N. D., Voronov K. E., Telegin A. M. [et al.]. Rezul'taty eksperimentov, poluchennykh s pomoshch'yu nauchnoy apparatury «MAGKOM» i «Meteor» malogo kosmicheskogo apparata «Aist» [The results of experiments obtained with the help of the scientific equipment «MAGKOM» and «Meteor» of the small spacecraft «Aist»] // *Aviakosmicheskoye priborostroyeniye. Aerospace Instrumentation*. 2014. No. 7. P. 30–43. (In Russ.).
6. Filippov A. S. Razrabotka effektivnoy metodiki nazemnykh ispytaniy datchikov magnitometrov nauchnoy apparatury «MAGKOM» na malykh kosmicheskikh apparatakh tipa «Aist» [Development of an effective method for ground-based testing of magnetometer sensors scientific equipment of the «MAGKOM» on small space vehicles of the «Aist» series] // *Aviakosmicheskoye priborostroyeniye. Aerospace Instrumentation*. 2018. No. 3. P. 37–47. (In Russ.).
7. Ovchinnikov M. Yu., Pen'kov V. I., Roldugin D. S. [et al.]. Issledovaniye bystrodeystviya algoritma aktivnogo magnitnogo dempirovaniya [Investigation of the effectiveness of an algorithm of active magnetic damping] // *Kosmicheskiye issledovaniya. Cosmic Research*. 2012. Vol. 50, no. 2. P. 176–183. (In Russ.).
8. Ziatdinov S. I. Vosstanovleniye signala po ego vyborkam na osnove teoremy otscheta Kotel'nikova [Reconstruction of Signal by Its Samples on the Base of Kotelnikov Counts Theorem] // *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Priborostroyeniye. Journal of Instrument Engineering*. 2010. Vol. 53, no 5. P. 44–47. (In Russ.).
9. Belousov A. I., Semkin N. D., Sedelnikov A. V. [et al.]. Analiz vrashchatelnogo dvizheniya malykh kosmicheskikh apparatov serii «Aist» [Analysis of rotary motion of small spacecrafts of the «Aist» series] // *Aviakosmicheskoye priborostroyeniye. Aerospace Instrumentation*. 2017. No. 8. P. 3–10. (In Russ.).
10. Ovchinnikov M. Yu., Pen'kov V. I., Roldugin D. S. [et al.]. Magnitnyye sistemy oriyentatsii malykh sputnikov [Magnetic systems for orientation of small satellites]. Moscow: IPM M. V. Keldysh Publ., 2016. 366 p. (In Russ.).
11. Belousov A. I., Sedelnikov A. V., Molyavko D. P. Organizatsiya opytно-seriynogo proizvodstva v kosmose na sovremennom etape [Organization of pilot batch production in space at the present stage] // *Nauchnoye obozreniye. Scientific Review*. 2016. No. 17. P. 186–194. (In Russ.).

SEDELNIKOV Andrey Valerievich, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of Space Engineering Department.

SPIN-code: 3987-6997; AuthorID (RSCI):431734

AuthorID (SCOPUS): 23013232300

ResearcherID: G-4444-2017

Address for correspondence: axe_backdraft@inbox.ru

PUZIN Yuri Yakovlevich, Candidate of Technical Sciences, Assistant of the Department of Space Engineering Department.

Address for correspondence: georgy_sam@mail.ru

FILIPPOV Alexander Sergeevich, Postgraduate student of the Space Engineering Department.

SPIN-code: 3497-2255; AuthorID (RSCI): 962233

Address for correspondence: filippoval89@mail.ru

For citations

Sedelnikov A. V., Puzin Yu. Ya., Filippov A. S. Method of flight operation of software and hardware for controlling parameters of the rotational motion of small spacecraft of the Aist series // *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2018. Vol. 2, no. 3. P. 35–43. DOI: 10.25206/2588-0373-2018-2-3-35-43.

Received 5 June 2018.

© A. V. Sedelnikov, Yu. Ya. Puzin, A. S. Filippov