

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ЭЛЕКТРОПРИВОДА СИЛОВОГО ГИРОСКОПИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА С ПОВЫШЕННЫМИ ТРЕБОВАНИЯМИ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ ЗАДАНЫХ СКОРОСТЕЙ ВРАЩЕНИЯ

© 2020

- Д. С. Положенцев** начальник сектора по разработке электроприводов; АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург; ассистент кафедры управления в технических системах; Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения, г. Санкт-Петербург; pds6476564@yandex.ru
- А. А. Давыдов** ведущий инженер-конструктор сектора разработки систем управления угловым движением и движением центра масс КА; АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара; arrtttem@mail.ru
- М. Г. Шипов** начальник сектора разработки систем управления угловым движением и движением центра масс КА; АО «Ракетно-космический центр «Прогресс», г. Самара; maxim.shipov@gmail.com
- Е. П. Казаков** инженер сектора по разработке электроприводов; АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург; аспирант кафедры систем автоматизированного проектирования; Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина), г. Санкт-Петербург; e.kazakov.1@mail.ru
- Б. И. Малых** техник 1 категории сектора по разработке электроприводов; АО «Научно-исследовательский институт командных приборов», г. Санкт-Петербург; магистрант кафедры систем приводов, мехатроники и робототехники; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург; malyhb@mail.ru

Рассматриваются вопросы проектирования исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса с повышенными требованиями в части точности обеспечения заданной скорости вращения подвеса гиromотора. Представлено краткое описание исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса, применяемого в настоящее время и кратко описана проблематика улучшения характеристик таких электроприводов. В качестве решения предложен исполнительный электропривод, функционирующий в режиме попеременного замыкания контура обратной связи на датчики угла, расположенные в осях подвеса гироскопа и ротора двигателя. В статье приведена схема расположения силовых гироскопических комплексов на перспективном космическом аппарате дистанционного зондирования земли и представлены аналитические выражения для определения управляющих моментов, воздействующих на космический аппарат, по осям системы координат, совмещённой с ним. Представлено сравнение ошибки стабилизации по угловой скорости вращения космического аппарата при использовании «классической» и разработанной структур построения исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса. Результаты, представленные в настоящей работе, могут быть использованы для разработки исполнительных электроприводов силовых гироскопических комплексов с повышенными требованиями по обеспечению заданных скоростей вращения, установленных на космические аппараты различного назначения.

Космический аппарат; система управления движением; силовой гироскопический комплекс; исполнительный электропривод; обратная связь по угловому положению; дополнительный контур обратной связи по положению

Цитирование: Положенцев Д.С., Давыдов А.А., Шипов М.Г., Казаков Е.П., Малых Б.И. Проектирование исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса с повышенными требованиями по обеспечению заданных скоростей вращения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 3. С. 31-38. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-31-38

Рассматривая современный космический аппарат (КА) как единую техническую систему, функционально можно разделить его составные части на две принципиально разные части: модуль полезной нагрузки, или целевой аппаратуры, с помощью которого КА выполняет основные задачи, и модуль служебных систем, обеспечивающий нормальное функционирование целевой аппаратуры и всего КА в целом в агрессивных условиях открытого космоса [1]. Система управления движением (СУД) является одной из важнейших служебных систем любого современного КА. Вне зависимости от назначения КА его целевая аппаратура должна быть сориентирована в правильном направлении – это одно из основных функциональных требований, предъявляемых к КА. Кроме того, необходимо обеспечить устойчивое движение аппарата при наличии различных возмущающих воздействий, способных отклонить КА от заданной ориентации. Управление ориентацией КА должно происходить непрерывно в течение нескольких лет, что и является основной задачей СУД [2].

Успешная работа СУД возможна в том случае, если система обеспечена исполнительными органами (ИО), способными развивать управляющие моменты с величинами, необходимыми для обеспечения требуемой динамики вращения КА. Важными требованиями для таких устройств являются высокая удельная мощность и точность создания управляющего момента. Перечисленным требованиям в полной мере удовлетворяют активные электромеханические ИО, известные как силовые гироскопические комплексы (СГК) [3].

Как правило, СГК состоит из силового гироскопического прибора (СГП) – силового гироскопа в кардановом подвесе с двумя степенями свободы (гиродина) и электронного прибора (ЭП) – устройства, обеспечивающего выполнение заданных СУД КА команд управления и выдачу телеметрической информации [4]. Управляющий момент СГК определяется как векторное произведение кинетического момента ротора гиromотора на угловую скорость поворота его подвеса. Трёхмерная модель СГП одного из перспективных СГК представлена на рис. 1.

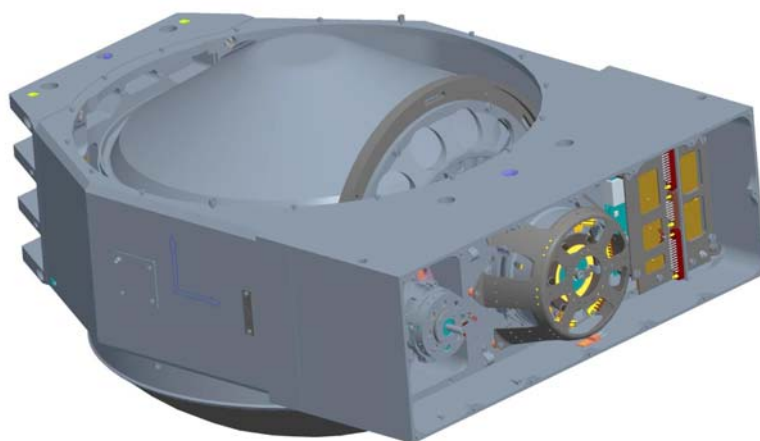


Рис. 1. Вид разрабатываемого перспективного СГП

Стабильность модуля кинетического момента ротора может быть обеспечена с точностью до десятых долей процента, поэтому качество создаваемого СГК управляющего момента в значительной мере определяется работой исполнительного электропривода (ИЭП), призванного обеспечить необходимую динамику и точность реализации угловой скорости вращения подвеса гиromотора (ПГ).

Современный ИЭП СГК строится на основе вентильного двигателя и работает в режиме обратной связи по угловому положению ПГ. На валу ПГ располагается датчик угла, сообщающий информацию о направлении вектора кинетического момента СГК в СУД КА. Обычно этот датчик угла используется для организации обратной связи по угловому положению ПГ, а также для управления вентильным двигателем. Жёсткие требования по ограничению габаритно-массовых характеристик изделия, стойкости к факторам космического пространства, наличию резервирования и длительному сроку активного существования существенно влияют на структуру, состав и элементы конструкции ИЭП. В частности, разрешающая способность датчика угла (с учётом электронного преобразователя) ограничена указанными требованиями и обычно не превышает 16–18 значащих разрядов.

Проработка ИЭП СГК с повышенными требованиями по обеспечению заданных скоростей вращения ПГ показала невозможность их выполнения в случае использования «классической» схемы построения электропривода с использованием одного датчика угла [5], так как требовалось увеличение числа разрядов датчика угла до 20–22.

Для выполнения заданных технических требований было предложено решение об установке датчика угла на ось двигателя ИЭП для организации дополнительного контура обратной связи [6]. Это является принципиальным отличием от ИЭП СГК, применяемых в настоящее время, где управление электроприводом строится исключительно по угловому положению ПГ. Структурная схема предложенного ИЭП СГК представлена на рис. 2, где И1, И2 – интеграторы заданной скорости вращения; АС – анализатор заданного кода скорости; РУ – регулятор контура углового положения; ВШИМ – векторный широтно-импульсный модулятор; БВУ – блок вычисления электрического углового положения ротора двигателя; КУМ – ключевой усилитель мощности; Д – двигатель; Р – редуктор; ПГ – подвес гироскопа; ДУ ПГ – датчик углового положения ПГ; ЭП ДУ – электронный преобразователь сигнала датчика угла; МК – микроконтроллер; БУП – блок управления приводом, N_{ω} – заданный код угловой скорости вращения ПГ; $N_{\text{ШИМ}}$ – входное значение кода ВШИМ; $N_{\alpha}^{\text{ИЗМ}}$ – код электрического углового положения ротора двигателя; T_{i1}, T_{i2}, T_{i3} – длительности сигналов ВШИМ, управляющие КУМ; $U_{\text{амп1}}, U_{\text{амп2}}, U_{\text{амп3}}$ – амплитудные значения линейных напряжений, подаваемых на двигатель; $\alpha_{\text{ДВ}}$ – значение углового положения ротора двигателя; $\alpha_{\text{ПГ}}$ – значение углового положения ПГ; $M_{\text{упр}}$ – значение момента упругости, создаваемого ПГ; $N_{\text{Д}}$ – код измеренного углового положения ротора двигателя; $N_{\text{ПГ}}$ – код измеренного углового положения ПГ.

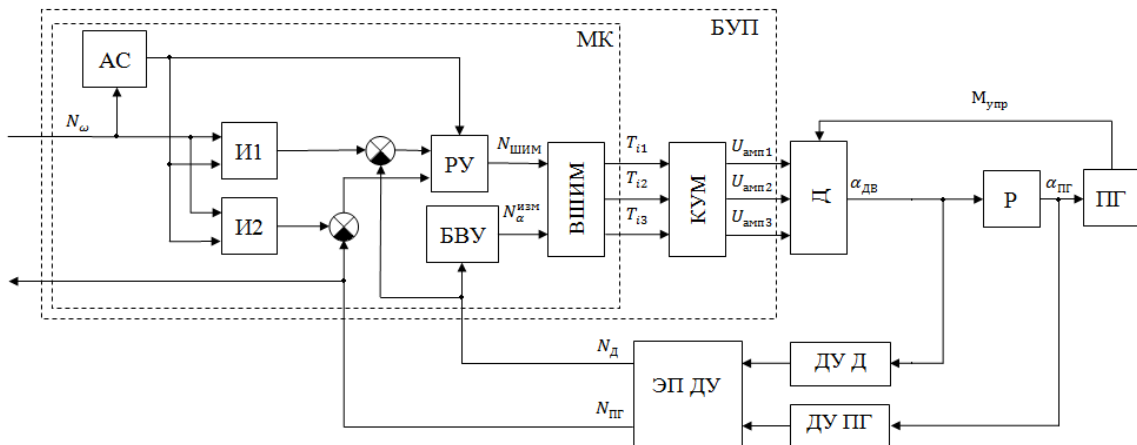


Рис. 2. Структурная схема ИЭП СГК с двумя датчиками обратной связи

Электропривод функционирует в режиме попеременного замыкания контура обратной связи на датчики угла, расположенные на осях ПГ и роторе двигателя. За выбор датчика угла, через который будет замкнут контур обратной связи, отвечает АС, настроенный на фиксирование момента перехода граничной величины заданной угловой скорости вращения ПГ, определяемой режимами работы СГК. В этот момент меняются коэффициенты регулятора угла и рассчитывается новое значение интегратора скорости того контура, на котором в дальнейшем будет работать электропривод. Использование обратной связи по угловому положению ротора двигателя позволяет повысить чувствительность и точность работы ИЭП при обеспечении малых задаваемых скоростей вращения ПГ.

Результаты математического моделирования, а затем и испытаний опытных образцов ИЭП СГК, показали эффективность принятых схемотехнических и алгоритмических решений. Предложенная схема построения электропривода позволяет выполнить требования по точности обеспечения заданной скорости вращения ПГ.

Основное назначение разрабатываемого СГК заключается в создании управляющего момента с целью обеспечения заданного углового движения КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Рассматриваемый в настоящей статье гироскопический комплекс предназначен как для совершения перенацеливания от одного маршрута съёмки до другого, так и для отслеживания траектории подспутниковой точки при выполнении съёмки земной поверхности. Задачами, решаемыми данным типом КА, могут являться: контроль чрезвычайных ситуаций, экологический контроль и охрана окружающей среды, а также информационное обеспечение рационального природопользования и хозяйственной деятельности [7]. В связи с этим управление электроприводом СГК должно осуществляться с высокой точностью при больших скоростях (режим перенацеливания), а также на малых скоростях (при минимальном управляющем воздействии) при выполнении съёмки. На рис. 3 представлена компоновка четырёх СГК в составе перспективного КА ДЗЗ.

Управляющие моменты по осям системы координат, совмещённой с КА (ССК):

$$M_x = \sum_{i=1}^2 H_i \dot{\beta}_i \sin \beta_i - \sum_{i=3}^4 H_i \dot{\beta} \sin \beta_i,$$

$$M_y = \sin 25^\circ \left(\sum_{i=1}^4 H_i \dot{\beta} \cos \beta_i \right),$$

$$M_z = -\cos 25^\circ \left(\sum_{i=1}^2 H_i \dot{\beta} \cos \beta_i - \sum_{i=3}^4 H_i \dot{\beta} \cos \beta_i \right),$$

где M_i – управляющий момент по осям ССК; H_i – кинетический момент, создаваемый i -ым СГК; $\dot{\beta}_i$ – скорость вращения i -го ПГ; β_i – угловое положение i -го ПГ.

Особенностью применения подобных гироскопов является быстрая смена его режима работы: после высокодинамичного движения СГК, как и сам КА, должен остановиться и скомпенсировать до приемлемого уровня, на интервале съёмки, возможные погрешности углового движения за время не более 3 с. Использование «классической» схемы построения электропривода не всегда позволяет выполнить требования, предъявляемые к работе СУД КА.

На рис. 4 представлены характеристики точности и ИЭП СГК: «классическая» схема построения электропривода и вариант построения электропривода с дополнительным контуром обратной связи.

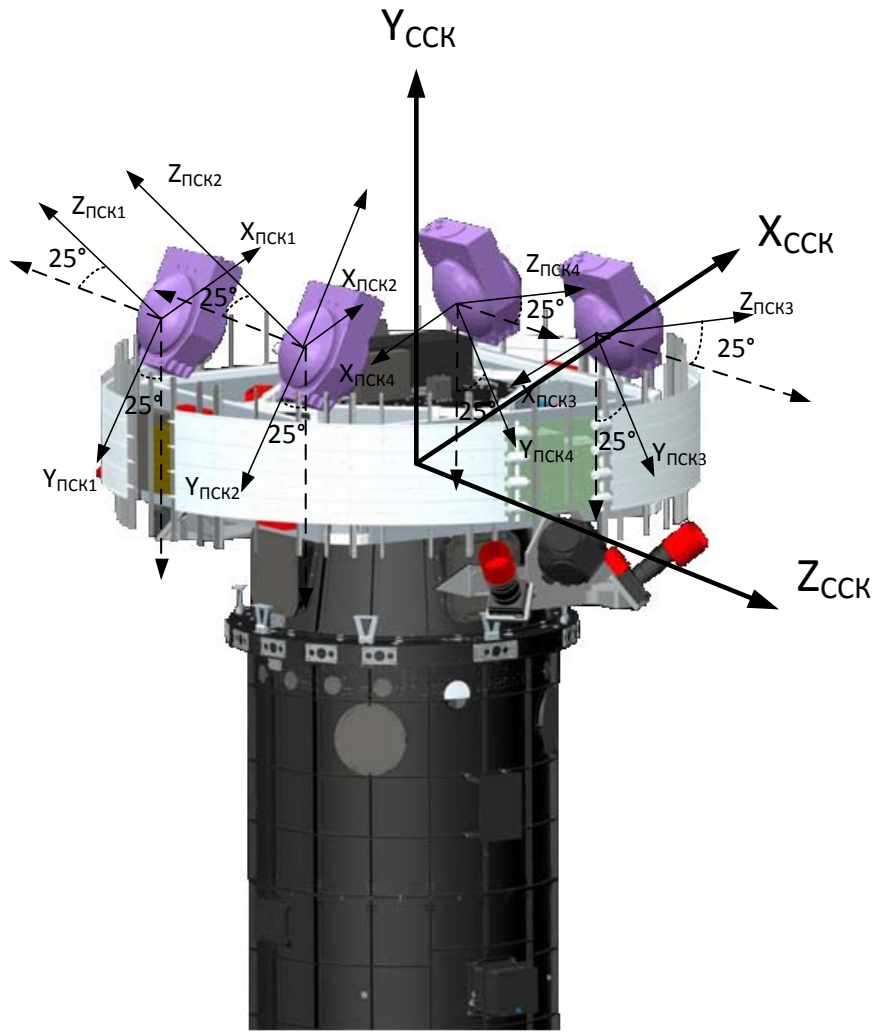


Рис. 3. СГК в составе КА ДЗЗ



Рис. 4. Ошибка стабилизации по угловой скорости вращения КА

Как видно из графиков, для «классической» схемы наблюдается повышенная погрешность в начале функционального участка и выраженный колебательный характер к третьей секунде высокоточного движения. Полученные погрешности напрямую влияют на качество целевой информации и могут приводить к её ухудшению: появлению «смазов», синусоидальных искажений изображения.

По результатам полученных более высоких характеристик точности привода с использованием дополнительного контура обратной связи по сравнению с «классическим» приводом стало возможным использование информации о текущем угловом положении подвеса гиromотора и его угловой скорости в законе формирования управления на предстоящем такте управления.

Проблема построения прогнозного состояния КА возникает из-за того, что при знании требуемого вектора состояния аппарата информация с измерительных приборов (информация об угловой скорости и угловом положении КА) формируется с запаздыванием от 62,5 до 125 мс. Информация о текущем угловом положении ПГ поступает без запаздывания. Зная заданную угловую скорость подвеса, можно экстраполировать вектор состояния КА на момент времени формирования управления на текущем такте работы СУД. Использование прогнозирования углового движения КА также позволило повысить точность работы СУД.

Результаты математического моделирования работы СУД КА позволяют сделать предварительные выводы, что ИЭП, построенный с использованием дополнительного контура обратной связи, приводит к повышению характеристик точности СУД КА при обеспечении заданных параметров углового движения. При этом достигнутые характеристики позволяют рассматривать СГК для КА более лёгкого класса по сравнению с теми, для которых они разрабатывались.

Библиографический список

1. Разработка систем космических аппаратов / под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка. М.: Альпина Паблишер, 2015. 765 с.
2. Каргу Л.И. Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 172 с.
3. Васильев В.Н. Системы ориентации космических аппаратов. М.: ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. 310 с.
4. Положенцев Д.С., Смирнов К.А. Система управления исполнительного электропривода силового гироскопического комплекса // Известия СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2019. № 8. С. 31-38.
5. Положенцев Д.С., Джукич Д.Й. Исполнительный электропривод гиродина // Сборник научных трудов «Электронные и электромеханические системы и устройства». Томск: Томский политехнический университет, 2016. С. 301-306.
6. Якимовский Д.О., Положенцев Д.С., Джукич Д.Й. Исполнительный электропривод перспективного силового гироскопического комплекса // Доклады ТУСУР. 2018. Т. 21, № 3. С. 103-108. DOI: 10.21293/1818-0442-2018-21-3-103-108
7. Куренков В.И., Гоголев М.Ю. Методы исследования эффективности ракетно-космической техники: электрон. учеб. пособие. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2012. 285 с.

DESIGN OF CONTROL MOMENT GYRO ELECTRIC DRIVE WITH STRICT REQUIREMENTS ON ENSURING DESIRED ROTATIONAL VELOCITIES

© 2020

- D. S. Polozhentcev** Head of the Sector of Electric Drive Design; JSC “Control Devices Research Institute”, Saint Petersburg, Russian Federation; Assistant of the Department of Control in Engineering Systems; Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, Saint Petersburg, Russian Federation; pds6476564@yandex.ru
- A. A. Davidov** Leading Design Engineer of the Department of Spacecraft Attitude and Center of Mass Motion Control Systems; Joint Stock Company Space Rocket Center “Progress”, Samara, Russian Federation; arrtttem@mail.ru
- M. G. Shipov** Head of the Department of Spacecraft Attitude and Center of Mass Motion Control Systems; Joint Stock Company Space Rocket Center “Progress”, Samara, Russian Federation; maxim.shipov@gmail.com
- E. P. Kazakov** Engineer of the Sector of Electric Drive Design; JSC “Control Devices Research Institute”, Saint Petersburg, Russian Federation; Postgraduate Student of the Department of Computer-Aided Design Systems; Saint Petersburg Electrotechnical University LETI; Saint Petersburg, Russian Federation; e.kazakov.1@mail.ru
- B. I. Malykh** First Category Technician of the Sector of Electric Drive Design; JSC “Control Devices Research Institute”, Saint Petersburg, Russian Federation; Master Student of the Department of Drive Systems, Mechatronics and Robotic Technology; D.F. Ustinov Baltic State Technical University VOENMEH, Saint Petersburg, Russian Federation; malyhb@mail.ru

The paper discusses the issues of designing a control moment gyroscope electric drive with strict requirements in terms of the accuracy of ensuring a given rotation rate of the gyro motor suspension. A brief description of the control moment gyroscope electric drive applied currently is presented and the issues of improving the electric drive characteristics are discussed. As a solution, an electric drive is proposed which operates in the mode of feedback loop using angle sensors located on the axes of the gyroscope suspension and the engine rotor. The paper describes the arrangement of the control moment gyroscopes on advanced spacecraft for Earth remote sensing and presents the analytic expressions needed to calculate the control moments that affect the spacecraft. The moments are in the projection to the coordinate system brought into coincidence with the spacecraft. The paper compares spacecraft angular velocity stabilization errors for the cases of using the conventional scheme of control moment gyroscope electric drive and the newly developed one. The presented results can be used for developing control moment gyroscope electric drives to be mounted on spacecraft of different purpose with strict requirements on ensuring operation at specified rotational velocities.

Spacecraft; motion control system; control moment gyros; electric drive; angular position feedback; additional loop of attitude position feedback

Citation: Polozhentcev D.S., Davidov A.A., Shipov M.G., Kazakov E.P., Malykh B.I. Design of control moment gyro electric drive with strict requirements on ensuring desired rotational velocities. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 3. P. 31-38. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-3-31-38

References

1. Spacecraft systems engineering / ed. by P. Fortescue, G. Swinerd., J. Stark. John Wiley & Sons, Ltd, 2011.
2. Kargu L.I. *Sistemy uglovoy stabilizatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft angular stabilization systems]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 172 p.
3. Vasil'ev V.N. *Sistemy orientatsii kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft attitude control systems]. Moscow: FGUP «NPP VNIIEEM» Publ., 2009. 310 p.
4. Polozhentsev D.S., Smirnov K.A. Control system of control moment gyroscope electric drive. *Izvestia SPbETU «LETI»*. 2019. No. 8. P. 31-38. (In Russ.)
5. Polozhentsev D.S., Dzhukich D.Y. Iсполnitel'nyy elektroprivod girodina. *Sbornik nauchnykh trudov «Elektronnye i elektromekhanicheskie sistemy i ustroystva»*. Tomsk: Tomsk Polytechnic University Publ., 2016. P. 301-306. (In Russ.)
6. Yakimovsky D.O., Polozhentsev D.S., Djukich D.Y. Increasing sensitivity of control moment gyroscope electric drive when operating at low rotational velocities. *Proceedings of TUSUR University*. 2018. V. 21, no. 3. P. 103-108. (In Russ.). DOI: 10.21293/1818-0442-2018-21-3-103-108
7. Kurenkov V.I., Gogolev M.Yu. *Metody issledovaniya effektivnosti raketno-kosmicheskoy tekhniki: elektron. ucheb. posobie* [Methods of investigating the efficiency of rocket and space equipment]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2012. 285 p.