на правах рукописи

ВИДЕНКИН НИКОЛАЙ АНДРЕЕВИЧ

Метрологическое обеспечение автоматизированных измерительно-вычислительных комплексов по определению параметров геометрии масс космических аппаратов

05.11.15 – Метрология и метрологическое обеспечение

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук



Москва, 2017

Работа выполнена в Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана.

Научный руководитель: Резник Сергей Васильевич
доктор технических наук, профессор

Официальные опоненты: Мельников Виталий Геннадьевич
доктор технических наук, доцент,
ФГАОУВО «Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет ИТМО», кафедра технологии приборостроения

Лесниченко Роман Иванович
кандидат технических наук,
ВА РВСН им. Петра Великого, кафедра информационно-телеметрического и метрологического обеспечения

Ведущая оранизация: ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет»)

Защита состоится «29» июня 2017 г. в 14:30 на заседании диссертационного совета Д 212.141.18 в Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу:
105005, г. Москва, 2-ая Бауманская ул., д.5, стр. 1.

Телефон для справок 8 (499) 267-09-63.

Ваш отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью, просим направлять по указанному адресу.

С диссератацией можно ознакомиться в библиотеке Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана и на сайте bmstu.ru.

Автореферат разослан «25» мая 2017 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.141.18
д.т.н., профессор Цветков Ю.Б.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы

Надежность системы управления полетом космического аппарата (КА) непосредственно зависит от точности входных технологических параметров, в том числе параметров геометрии масс (ПГМ): массы, положения центра масс (ЦМ), осевых и центробежных моментов инерции (МИ) – компонентов тензора инерции (ТИ). Контроль ПГМ проводится на этапе окончательной сборки КА для установления их действительных значений и проверки соответствия заданным допускам. Современные стенды контроля ПГМ обладают рядом недостатков.

Во-первых, традиционные стенды контроля ПГМ характеризуются низким уровнем унификации и высокой трудоёмкостью измерительного цикла, что сопряжено с большими производственными и эксплуатационными затратами.

Во-вторых, в комбинированных стендах, разработка которых ведется на протяжении последних десяти лет, выявлены следующие проблемы: российские стенды совмещенного контроля показывают низкий уровень точности, а зарубежные комплексы – высокую стоимость, обусловленную применением дорогостоящих комплектующих: сферических аэростатических подшипников в качестве опор и высокоточных измерительных приборов.

Таким образом, в настоящее время актуально создание автоматизированных измерительно-вычислительных комплексов контроля статических и динамических ПГМ на базе стенда с единой системой базирования, обеспечивающих высокие показатели точности (абсолютная погрешность измерения горизонтальных КЦМ ±0,1 мм, вертикальных ±1,0 мм, массы ±0,3 кг, относительная погрешность измерений осевых МИ ±0,1 %). Существенное сокращение эксплуатационных затрат может быть достигнуто за счёт комплексной автоматизации измерений, а фундаментальное снижение стоимости оборудования – заменой дорогостоящих опор на стандартные подшипники качения с сохранением существующих антифрикционных характеристик.

Цель работы заключается в повышении уровня метрологического обеспечения автоматизированных измерительно-вычислительных комплексов контроля параметров геометрии масс космических аппаратов за счёт совмещения измерений массы, положения центра масс и компонентов тензора инерции на едином оборудовании, достижения высокого уровня точности измерений каждого из параметров с сокращением эксплуатационных и производственных затрат.

Для достижения цели работы поставлены следующие **задачи**:

1. Провести сравнительный анализ методов измерений ПГМ на предмет их точности, границ применимости, возможности комплексной автоматизации и совместного использования в едином оборудовании. Выбрать и обосновать принципиальную схему комбинированного стенда для измерения статических и динамических ПГМ – массы, положения ЦМ, осевых МИ и компонентов ТИ.

Разработать методики автоматизированных измерений параметров геометрии масс для выбранной принципиальной схемы, обеспечивающие абсолютную погрешность измерений горизонтальных КЦМ ±0,1 мм, вертикальных ±1,0 мм, массы ±0,3 кг, и относительную погрешность измерений

МГТУ
им. Н.Э. Баумана
Библиотека

осевых МИ ±0,1% для КА в диапазоне масс от 50 до 1000 кг при доверительной вероятности, определенной государственными поверочными схемами для соответствующих величин.

2. Теоретически обосновать и экспериментально отработать способ исключения методических погрешностей измерений ПГМ за счёт компенсации негативного влияния диссипативных сил в опоре совмещенного стенда на результаты измерений как статических, так и динамических параметров.

3. Эмпирическим путем проверить разработанные методики измерений ПГМ на базе опытного образца автоматизированного комбинированного стенда, который реализует описанные подходы, для объектов испытаний в диапазоне масс от 50 до 1000 кг для подтверждения характеристик точности.

Тема диссертационной работы отвечает планам работ по реализации задач Федеральной космической программы России на 2011-2020 гг. в рамках следующих опытно-конструкторских работ: «Прогресс АСК», гос. контракт №922-Т507/11 от 23.04.2011, «Балансир», гос. контракт №922-Т378/11 от 15.12.2011, «Центровка», гос. контракт №922- К449/14/74 от 19.02.2014.

Предметом исследования является комбинированный высокоточный метод измерительного контроля параметров геометрии масс космических аппаратов, пригодный для комплексной автоматизации.

Методы исследования

Разработка методик измерений ПГМ проведена с применением аппарата прикладной метрологии, теоретической механики, теории автоматического управления. Для анализа методик и их оптимизации использованы методы имитационного моделирования. Экспериментальные данные получены в ходе аттестации опытного образца стенда «АМИК» в качестве испытательного оборудования по ГОСТ Р 8.568-97.

Научная новизна

1. Впервые разработана методика автоматизированных измерений статических и динамических ПГМ на едином испытательном стенде, учитывающая систематические составляющие погрешностей, обусловленные деформацией оснастки и неопределенностью геометрических характеристик.

2. Впервые разработаны методы снижения случайных составляющих погрешностей измерений компонентов тензора инерции КА за счет оптимизации технологической схемы позиционирования объекта испытаний относительно базовой системы координат стенда.

3. Впервые разработаны методы полного исключения методической погрешности измерений ПГМ, обусловленной негативным влиянием диссипативных сил в опорах комбинированного автоматизированного стенда.

Практическая значимость

1. Впервые теоретически обоснованы и апробированы методики автоматизированного измерения массы, положения ЦМ и компонентов ТИ космических аппаратов на стенде с совмещенной системой базирования; достигнуты высокие показатели точности, которые были ранее характерны для стендов раздельного базирования. Абсолютная погрешность измерений вертикальной КЦМ ±1,0 мм, горизонтальных ±0,1 мм, массы ±0,3 кг,

относительная погрешность измерений МИ ±0,1%.

2. Разработаны конструкция, система управления и исполнительные алгоритмы опор автоматизированной компенсации сил трения, применимые для исключения методической погрешности измерений в стендах совмещенного контроля ПГМ КА в диапазоне масс от 50 до 1000 кг. Их использование сокращает затраты на производство стендов в десять раз в сравнении со стендами, в которых используются аэростатические сферические подшипники.

3. Разработано метрологическое обеспечение автоматизированного стенда контроля ПГМ для изделий в диапазоне масс от 50 до 1000 кг в объеме программы и методики испытаний, реализующее проверку соответствия характеристик стенда требованиям единства и необходимой точности измерений.

4. Разработанные методики были применены в опытном образце стенда автоматизированного контроля ПГМ «АМИК». Проведенная первичная аттестация опытного образца в качестве испытательного оборудования подтвердила метрологическую прослеживаемость результатов измерений и их высокую точность; стенд был признан годным для применения в сфере государственного регулирования.

Результаты диссертации использованы в научно-исследовательских и опытно-конструкторских работах по созданию автоматизированных стендов на ФГУП НПО «Техномаш», что отражено в акте о внедрении.

На защиту выносятся:

- Методики автоматизированных измерений параметров геометрии масс, обеспечивающие высокие показатели точности измерений: абсолютная погрешность измерений горизонтальных КЦМ ±0,1 мм, вертикальных ±1,0 мм, измерений массы ±0,3 кг, относительная погрешность измерений осевых МИ ±0,1% для КА в диапазоне масс от 50 до 1000 кг.
- Теоретическое обоснование оптимизации технологической схемы позиционирования изделия при измерениях компонентов ТИ, обеспечивающей минимизацию случайной погрешности измерения углового отклонения главной оси инерции относительно строительной оси.
- Научно-методический подход к исключению негативного влияния сил трения в опорных узлах на точность результатов измерений статических и динамических ПГМ на стенде с совмещенной системой базирования.
- Научно-техническое обоснование принципиальной конструкции автоматизированного измерительно-вычислительного комплекса контроля ПГМ.
- Программные алгоритмы автоматизированных измерений массы, положения ЦМ и компонентов ТИ на совмещенном стенде, обеспечивающие заданные параметры точности, и сокращение испытательного цикла с пяти до одной рабочей смены.
- Результаты испытаний опытного образца автоматизированного стенда контроля ПГМ «АМИК», подтверждающие высокую точность предложенных методов: абсолютные погрешности измерения координат центра масс (КЦМ) ±0,1…1,0 мм, массы ±0,3 кг, осевых МИ ±0,1%.

Достоверность и обоснованность результатов исследований гарантируется корректностью выбора исходных допущений при постановке задач,

адекватностью применяемых моделей и подтверждается данными физических экспериментов, поставленных на опытном образце автоматизированного стенда контроля ПГМ «АМИК», разработанном ФГУП «НПО «Техномаш».

Личный вклад автора состоит в разработке, теоретическом обосновании и экспериментальном подтверждении эффективности принципиально нового подхода к автоматизированным совмещенным измерениям разнородных ПГМ КА, который обеспечивает повышение точности, снижение эксплуатационных затрат испытаний и производственной стоимости стендов. Все основные результаты и выводы работы получены лично автором.

Апробация основных результатов работы проводилась на научных конференциях и семинарах, в том числе: «Актуальные проблемы российской космонавтики: XXXVI Академические чтения по космонавтике» (Москва, 2012) [1]; «Науки и технологии: XXXII Всероссийская конференция по проблемам науки и технологий» (Миасс, 2012) [2, 4]; «Новые технологии: IX Всероссийская конференция» (Миасс, 2012) [3]; «Новые материалы и технологии для ракетно-космической и авиационной техники» (Королёв, Московская обл., 2013) [5]; «Итоги диссертационных исследований: Всероссийский конкурс молодых ученых, посвященного 90-летию со дня рождения академика В.П. Макеева» (Миасс, 2012) [7, 6]; «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (Москва, 2014) [8]; «Состояние и проблемы измерений: XIII Всероссийская научно-технической конференции» (Москва, 2015) [11].

Материалы диссертации отражены в тринадцати научных работах, в числе которых три статьи в журналах, рекомендуемых ВАК РФ [9, 10, 13], а также патент на изобретение [12].

Структура и объем работы

Работа состоит из 4 глав, выводов к каждой главе, общих выводов, списка литературы и приложения; содержит 128 страниц текста, 50 рисунков, 13 таблиц. Список литературы включает 104 источника.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертации, поставлены цели и задачи работы, определено её содержание, указаны основные положения, выносимые на защиту.

Первая глава носит обзорно-аналитический характер. Представлены существующие методы контроля массы, положения ЦМ и компонентов ТИ. Проведен сравнительный анализ для выбора принципиальной схемы стенда контроля ПГМ по следующим критериям: точность метода; диапазон измерений; границы применимости; сложность автоматизации; возможность совмещения или комбинирования; трудоёмкость разработки оборудования.

В результате анализа был выбран и обоснован в качестве базового для определения статических ПГМ метод уравновешивания в неустойчивом положении. Для измерения осевых МИ и компонентов ТИ – метод физического маятника с упругой связью.

Вторая глава посвящена разработке методик измерений статических и динамических ПГМ на стенде согласно выбранной базовой схеме. Приведено

описание математических моделей измерений массы, положения ЦМ, осевых МИ и компонентов ТИ, оценка доверительных границ результатов измерений, исследование оптимальных схем позиционирования объекта испытаний для снижения случайных составляющих погрешностей измерений компонентов ТИ.

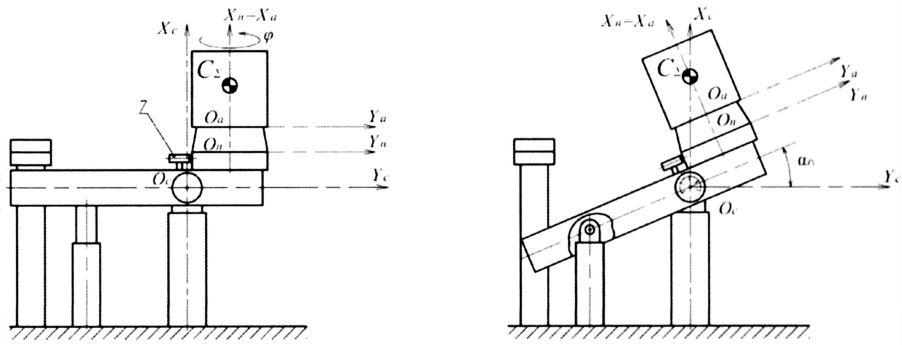
Ключевой операцией в ходе определения массы и КЦМ является поиск равновесного положения платформы стенда с изделием и адаптером для i положений изделия на платформе, которое задается углом поворота планшайбы стенда (φ_i) (Рисунок 1). Определение равновесного угла представляет собой количественную оценку функциональной зависимости между величинами угла наклона платформы (α_{ij}) стенда и силы реакции на опорном ролике ($P_{\alpha ij}$), измеренными соответствующими средствами – датчиками угла и дисбаланса (совместное измерение). Число измерений – n, $i=1...4$, углы поворота $\varphi_i=\pi(i-1)/2$. Численно определяется равновесным углом (α_{pi}).

$$\alpha_{pi} = \alpha_{pmi} + \alpha_{ci} + \alpha_d, \qquad (1)$$

где α_{pmi} - непосредственно измеренная на стенде величина равновесного угла методом принудительного уравновешивания. α_{ci} - начальное отклонение угла наклона от уровня горизонта, величины угловой деформации α_d платформы в плоскости наклона, вызванной нагрузкой от веса объекта испытаний.

С учетом линеаризации уравнений статического равновесия платформы стенда, для величин $P_{\alpha ij}$ и $\mathrm{tg}\alpha_{ij}$ составляется система условных уравнений, решение которой получается из условия минимума суммы квадратов невязок.

$$\alpha_{pmi} = \mathrm{arctg}\left[\left(\left(\sum_{j=1}^{n}\mathrm{tg}\alpha_{ij}\right)\left(\sum_{j=1}^{n}P_{\alpha ij}{}^{2}\right)-\left(\sum_{j=1}^{n}P_{\alpha ij}\right)\left(\sum_{j=1}^{n}P_{\alpha ij}\,\mathrm{tg}\alpha_{ij}\right)\right)\Big/\left(n\left(\sum_{j=1}^{n}P_{\alpha ij}{}^{2}\right)-\left(\sum_{j=1}^{n}P_{\alpha ij}\right)^{2}\right)\right] \qquad (2)$$



(а) (б)

Рисунок 1 – Принципиальная схема измерения координат центра масс. Начальное (а) и рабочее (б) положения

Для определения КЦМ изделия ($x_и$, $y_и$, $z_и$) в собственной системе координат учитывается масса, КЦМ и высота адаптера (h_a, m_a, x_a, y_a, z_a):

$$\begin{cases} x_и = \left(x_\Sigma(m_a+m_и) - x_a m_a\right)/m_и - h_a; \\ y_и = \left(y_\Sigma(m_a+m_и) - y_a m_a\right)/m_и; \\ z_и = \left(z_\Sigma(m_a+m_и) - z_a m_a\right)/m_и. \end{cases} \qquad (3)$$

Получены зависимости для расчета величин суммарных КЦМ системы изделия с адаптером по известным геометрическим параметрам стенда (H, S) и величинам измеренных равновесных углов ($\alpha_{p1}\ldots\alpha_{p4}$):

$$x_\Sigma = 2S\frac{(\mathrm{tg}\alpha_{p1}+\mathrm{tg}\alpha_{p2}+\mathrm{tg}\alpha_{p3}+\mathrm{tg}\alpha_{p4})}{(\mathrm{tg}\alpha_{p1}+\mathrm{tg}\alpha_{p3})^2+(\mathrm{tg}\alpha_{p2}+\mathrm{tg}\alpha_{p4})^2}-H;$$

$$y_\Sigma = S\frac{(\mathrm{tg}\alpha_{p3}-\mathrm{tg}\alpha_{p1})(\mathrm{tg}\alpha_{p1}+\mathrm{tg}\alpha_{p2}+\mathrm{tg}\alpha_{p3}+\mathrm{tg}\alpha_{p4})}{(\mathrm{tg}\alpha_{p1}+\mathrm{tg}\alpha_{p3})^2+(\mathrm{tg}\alpha_{p2}+\mathrm{tg}\alpha_{p4})^2}; \qquad (4)$$

$$z_\Sigma = S\frac{(\mathrm{tg}\alpha_{p4}-\mathrm{tg}\alpha_{p2})(\mathrm{tg}\alpha_{p1}+\mathrm{tg}\alpha_{p2}+\mathrm{tg}\alpha_{p3}+\mathrm{tg}\alpha_{p4})}{(\mathrm{tg}\alpha_{p1}+\mathrm{tg}\alpha_{p3})^2+(\mathrm{tg}\alpha_{p2}+\mathrm{tg}\alpha_{p4})^2}.$$

Доверительные границы результатов измерения Δ_x, Δ_y, Δ_z оцениваются по величинам средних квадратических отклонений (СКО) средних арифметических измеряемых КЦМ $S_x(x)$. $S_x(y)$, $S_x(z)$ и неисключенных систематических составляющих погрешностей (НСП) $\theta(x)$, $\theta(y)$, $\theta(z)$.

$$S_x(x)=\frac{1}{\sqrt{3}}\sqrt{\sum_{i=1}^{4}\left(b_{\alpha pi}^2\cdot S^2\left(\alpha_{pi}\right)\right)}, \qquad (5)$$

где: $b_{\alpha pi}$ – частные производные КЦМ по величинам равновесных углов.

Среднеквадратические отклонения величин равновесных углов:

$$S(\alpha_{pi})=\sqrt{S^2\left(\alpha_{pui}\right)+S^2\left(\alpha_{ki}\right)}; \qquad (6)$$

где $S(\alpha_{pui})$ - среднеквадратическое отклонение измеренного равновесного угла для текущего положения планшайбы; $S(\alpha_{ki})$ - среднеквадратическое отклонение корректировочной поправки (учёт неадекватности математической модели измерений), равно среднеквадратическому отклонению рассчитанного угла равновесия при измерении контрольного приспособления с известными КЦМ.

СКО оценки равновесного угла $S(\alpha_{pui})$:

$$S(\alpha_{pui})=\frac{1}{n-2}\sqrt{\sum_{j=1}^{n}P_{\alpha ij}{}^2\Bigg/\left(n\left(\sum_{j=1}^{n}P_{\alpha ij}{}^2\right)-\left(\sum_{j=1}^{n}P_{\alpha ij}\right)^2\right)}\frac{\sqrt{\sum_{j=1}^{n}v_j^2}}{1+\mathrm{tg}^2\alpha_{pi}}, \qquad (7)$$

где v_j – остаточные невязки системы условных уравнений.

$$\theta(x)=1{,}4\sqrt{b_{xx\Sigma}^2\theta_{x\Sigma}^2+b_{xxa}^2\theta_{xa}^2+b_{xma}^2\theta_{ma}^2+b_{xmu}^2\theta_{mu}^2+\theta_{ha}^2}, \qquad (8)$$

где $b_{xx\Sigma}$, b_{xxa}, b_{xma}, b_{xmu}, $b_{yy\Sigma}$, b_{yya}, b_{yma}, b_{ymu} $b_{zz\Sigma}$, b_{zza}, b_{zma}, b_{zmu} – коэффициенты влияния; $\theta_{x\Sigma}$, θ_{xa}, θ_{ma}, θ_{mu}, θ_{ha} - границы НСП соответствующих переменных.

Границы НСП равновесных углов:

$$\theta_{\alpha pi}=\sqrt{\theta_{\alpha pui}^2+\theta_{\alpha c}^2+\theta_{\alpha d}^2+\theta_{\alpha ki}^2}, \qquad (9)$$

где $\theta_{\alpha c}$ – инструментальная погрешность датчика уровня; $\theta_{\alpha d}$ – НСП косвенного измерения величины угловой деформации платформы в плоскости наклона; величина границы НСП корректировочной поправки $\theta_{\alpha ki}$ (учёт неадекватности математической модели).

НСП величин измеренных равновесных углов:

$$\theta_{\alpha pи} = \cos^2\alpha_{pи}\sqrt{\theta_\alpha^2\sum_{j=1}^{n}\left(\frac{c_{\alpha ij}}{D'}\right)^2 + \theta_P^2\sum_{j=1}^{n}\left(\frac{c_{tPij}D' - c_{Pij}D'_t}{D'^2}\right)^2}, \qquad (10)$$

где D' и D'_t - определители матриц коэффициентов системы нормальных уравнений, $c_{\alpha ij}$, c_{tPij} - частные производные определителей по элементам.

Величины погрешностей для координат y и z определяются аналогично.

Определение массы изделия проводится методом статического уравновешивания подвижной части стенда с установленным на неё противовесом.

Для обеспечения необходимой точности измерений искомых ПГМ был проведен анализ, заключающийся в решении обратной задачи – поиске необходимых величин погрешностей применяемых измерительных средств для объектов испытаний в диапазоне от 50 до 1000 кг.

В результате анализа получены пределы инструментальных погрешностей:

$\theta_P \le 0{,}1$ кг; $\theta_{\alpha p} \le 30''$, $\theta_H \le 0{,}1$ мм; $\theta_S \le 0.05$ мм; $\theta_{\alpha c} \le 10''$; $\theta_d \le 0{,}01$ мм.

Согласно выбранной базовой схеме, измерение осевых МИ проводится маятниковым способом (рисунок 2). Величина осевого МИ изделия оценивается по значениям измеренных периодов колебаний T при известной приведенной жесткости квазиупругой силы $C_{пр}$:

$$J_i = (C_{пр} - m_u g r_c \cos\theta_{icм})T^2 / 4\pi^2 - J_{ai} - M_\Sigma r_c^2 \cos^2\theta_{icм}. \qquad (11)$$

СКО среднего арифметического оценки осевого МИ:

$$S_x(J_t) = \frac{(C_{пр} - m_u g r_c \cos\theta_{icм})}{2\pi^2}\cdot T \cdot S_x(T), \qquad (12)$$

где $S_x(T)$ – СКО среднего арифметического оценки периода.

НСП оценки осевого МИ:

$$\theta(J_i) = 1{,}4\sqrt{b_{mи}^2\theta_{mи}^2 + b_{ma}^2\theta_{ma}^2 + b_c^2\theta_c^2 + b_g^2\theta_g^2 + b_r^2\theta_r^2 + b_\theta^2\theta_\theta^2 + \theta_{Ja}^2 + \theta_{Jo}^2}, \qquad (13)$$

где $b_{mи}$, b_{ma}, b_c, b_T, b_g, b_r, b_θ – коэффициенты влияния; $\theta_{mи}$, θ_{ma}, θ_c, θ_T, θ_g, θ_r, θ_θ, θ_{Ja}, θ_{Jo} - границы НСП соответствующих элементов.

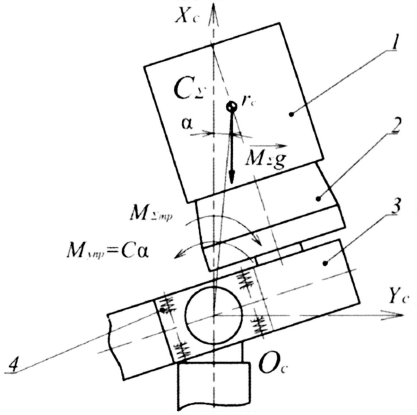


Рисунок 2 - Принципиальная схема измерения осевых моментов инерции:
1 – изделие, 2 –адаптер, 3 – подвижная платформа стенда, 4 – колебательный узел

Компоненты ТИ J^P_j КА рассчитываются из системы уравнений из шести МИ, измеренных относительно шести пространственных геометрических осей:

$$\sum_{j=1}^{6} J_j^P a(\varphi_i, \vartheta_i) = J_i, \tag{14}$$

где ϑ_i, φ_i – направляющие углы измерительной оси в сферической системе координат, J^P_j – рассчитанные компоненты ТИ ($j=1$ для J_{xx}, $j=2$ для J_{yy} и т.д.).

Необходимое количество осей достигается за счет позиционирования изделия в пространстве относительно оси колебаний с помощью механизма углового смещения в плоскости $O_cX_cZ_c$.

$$J_j^P = \det(F_j) / \det(F), \tag{15}$$

где, F – матрица коэффициентов в системе уравнений (5), F_j,– матрицы коэффициентов в системе уравнений (5), в которых соответственный j-ый столбец заменен на столбец решений данной системы уравнений.

СКО среднего арифметического оценки компонента ТИ J^P_j:

$$S_x(J_j^P) = \sum_{i=1}^{6} (G^i{}_j / \det(F) \cdot S_x(J_i))^2, \tag{16}$$

где G^i_j – частная производная $\det F_j$ по J_i (численно равна алгебраическому дополнению элемента f_{ij} матрицы F_j), $S_x(J_i)$ – СКО среднего арифметического оценки осевого МИ J_i.

Неисключенная систематическая погрешность измерения компонентов тензора инерции, вызванная погрешностью измерения углов сферической системы координат, задающих направление рассматриваемых осей:

$$\theta(J_j^P) = \frac{1,4}{\det(F)} \sqrt{\sum_{i=1}^{6} \left(\left(H^i{}_{\varphi} \det(F) - E^i{}_{\varphi} \det(F_j) \right)^2 \cdot \theta_{\varphi}^2 + \left(H^i{}_{\vartheta} \det(F) - E^i{}_{\vartheta} \det(F_j) \right)^2 \right) \cdot \theta_{\vartheta}^2}. \tag{17}$$

где $H^i{}_j$ и $E^i{}_j$ – частные производные $\det F_j$ и $\det F$ соответственно по φ_i и ϑ_i. $\vartheta_{\varphi j}$, $\vartheta_{\theta j}$ - границы неисключенных систематических погрешностей.

Доверительные границы результатов измерения Δ_{Jj} оценивается по величинам СКО среднего арифметического $S_x(J^P_j)$ и НСП $\theta(J^P_j)$:

Главные осевые МИ определяются из характеристического уравнения численным подбором с произвольно заданным шагом:

$$\lambda^3 - I \cdot \lambda^2 + L \cdot \lambda - D, \tag{18}$$

где λ – собственное число тензора инерции, I, L, D – коэффициенты характеристического уравнения.

Неопределенность измерения главных осевых МИ J_{0k} ($k=1$ для J_{0x}, $k=2$ для J_{0y}, $k=3$ для J_{0z}) при выбранном подходе обусловлена погрешностью Δ_{Jj} измерения компонентов ТИ J^P_j:

$$\theta(J_{0k}) = 1,4 \sqrt{\sum_{j=1}^{6} c_{\lambda j}^2 \Delta_{Jj}^2}. \tag{19}$$

где $c_{\lambda j}$ – частные производные собственных чисел λ_k по j-ому компоненту ТИ, определяемые при дифференцировании характеристического уравнения, как функции λ_k, заданной в неявном виде.

Направления главных осей инерции определены собственными векторами ТИ для каждого из собственных чисел λ_k. Угловое отклонение главной оси

инерции от строительной определяется углом нутации α_k, заданным направлением собственного вектора.

Погрешность измерения угла отклонения α_k обусловлена неисключенной систематической составляющей погрешности измерения компонентов ТИ J^P_j и погрешностью измерения главного осевого МИ J_{0k}:

$$\Delta_\alpha = \sqrt{d^2_{\alpha 0}\theta^2(J_{0k}) + \sum_{j=1}^{6} d^2_{\alpha j}\Delta^2_{J_j}}, \qquad (20)$$

где $d_{\alpha j}$ – частные производные угла α_k по j-ому компоненту ТИ для j=1...6 и главному осевому МИ J_{0k} для j=0.

Для качественного управления КА значимым результатом измерения параметров ТИ являются направления главных осей инерции. В работе приведено теоретическое обоснование оптимальной схемы позиционирования, при которой погрешность измерений направления главных осей инерции достигает минимального значения. Задача оптимизации состояла в поиске минимума целевой функции (ЦФ) при варьировании значениями направляющих углов φ_i и ϑ_i шести осей для выбранных принципиальных схем. Конструктивное исполнение стенда позволяет два принципиальных положения осей в пространстве: первое - на поверхности конуса, ориентированного вдоль оси Ox, с центром в точке O и углом раскрытия равным $180°\text{-}2\cdot\vartheta_{см}$; второе - в плоскости (Oyz).

В качестве критерия оптимума целесообразно принять абсолютную погрешность измерения углового отклонения главной оси инерции:

$$\Delta_\alpha(\varphi_i, \vartheta_i) \to \min \qquad (21)$$

Численное моделирование проведено для объекта (прямоугольный параллелепипед) с габаритными размерами a=3 м, b=1 м, c=1,5 м и массой m=1000 кг, углы Эйлера поворота системы координат модели относительно измерительной α=5°, β=15°, γ=5°. Угловое смещение $\vartheta_{см}$=20°. Относительная случайная погрешность измерения осевых МИ – 0,1%. Инструментальная погрешность определения направляющих углов измерительных осей ϑ_i, φ_i – 1'.

Результаты показывают (Таблица 1), что оптимальная схема расположения двух осей в горизонтальной плоскости, а оставшихся четырёх на поверхности конуса. Абсолютная допускаемая погрешность определения направления главной оси инерции Ox при применении такой схемы не превышает 6' при доверительной вероятности измерений p=0,95.

Таблица 1.

Результаты оптимизации технологических схем

Номер оси	Схема А		Схема Б		Схема В	
	ϑ, град	φ, град	ϑ, град	φ, град	ϑ, град	φ, град
1	90	77	90	88	90	21
2	70	0	90	181	90	89
3	70	70	70	26	90	337
4	70	155	70	153	70	24
5	70	208	70	206	70	180
6	70	274	70	332	70	334
Δ_α, '	±6,77		±5,96		±6,88	

В третьей главе проводится разработка технических средства для компенсации методических погрешностей измерений ПГМ за счёт исключения негативного влияния сил трения в опоре совмещенного стенда на результаты измерений, взамен дорогостоящих аэростатических сферических подшипников, применяемых традиционно в качестве опорных узлов.

Критическими конструктивными элементами стендов контроля ПГМ КА являются шарнирные опоры, поддерживающие вес подвижной части (платформы с установленным изделием). Точность определения ПГМ напрямую зависит от силы трения в шарнирных опорах, поскольку с увеличением сил трения снижается чувствительность измерительной системы. Для увеличения точности измерений в опоре должны быть реализованы технические решения для снижения трения покоя в ходе статических измерений и сопротивление движению при определении осевых МИ. В работе предложен способ снижения сил трения в опорах на основе подшипников качения, существенно снижающий стоимость в сравнении со сферическими аэростатическими подшипниками. Способ заключается в принудительном угловом перемещении внешнего кольца опорного подшипника относительно внутреннего, что достигается применением конструкции опор с «развязанными» подшипниками (рисунок 3).

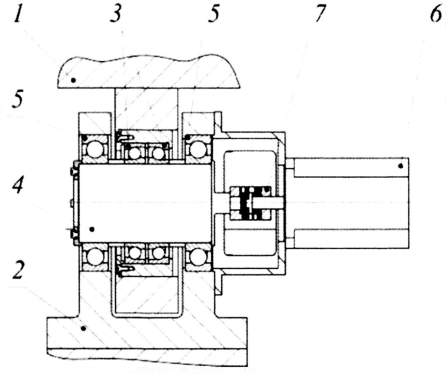


Рисунок 3 – Типовая конструкция опоры управляемого снижения трения:
1 – платформа стенда; 2 – неподвижное основание; 3 – подшипники опорные;
4 – промежуточный вал; 5 – подшипники разгружающие; 6 – электродвигатель;
7 – гибкая муфта

Движение подшипников в опорах приводит к возбуждению колебаний на датчике дисбаланса вблизи локального (применительно к полному диапазону углов наклона) положения равновесия. Считая, что колебания вблизи текущего положения равновесия на датчике носят гармонический характер, можно выделить основную частоту осцилляции методом расчёта автокорреляционной функции (АКФ). Массивы текущих значений дисбаланса и угла наклона вычислить путем осреднения показаний датчиков за цикл колебаний при известной опорной частоте. Математические ожидания и погрешность действительных значений получить в результате статистической обработки полученных массивов данных.

При измерении моментов инерции трение является источником методической погрешности вследствие затухания колебаний. Поддержание амплитуды достигается управлением величиной и направлением момента от сил трения в зависимости от текущего углового положения платформы (рисунок 4).

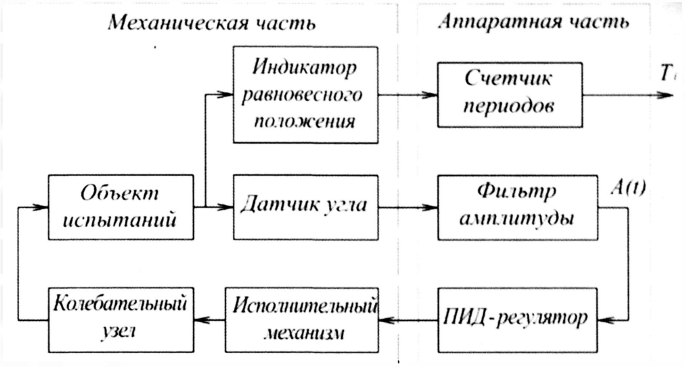


Рисунок 4 – Структурная схема системы управления автоколебаниями

В основе математической модели следящей системы с обратной связью по угловому положению платформы стенда лежит дифференциальное уравнение вращательного движения платформы с изделием вблизи положения равновесия. Управление производится изменением передаточного отношения U.

$$\begin{cases} J_{\Sigma пр} \cdot \ddot{\alpha} + \left(C \cdot \alpha - M_{\Sigma} g r_c \cdot \sin\alpha\right) = M_{\Sigma пр}; \\ M_{\Sigma пр} = M_{v1} + M_{v2} + M_{\delta} = -B_1 \cdot \dot{\alpha}_{дв} - B_2 \cdot \dot{\alpha} - M_{\mu}; \\ \dot{\alpha}_{дв} = U \cdot \dot{\alpha}. \end{cases} \quad (22)$$

Исследование проводилось при следующих значениях параметров: геометрические параметры стенда H=0,5 м; S=0,35 м; масса платформы m_0=600 кг; момент инерции платформы J_0=350 кг·м^2; жесткость пружины C=65000 Н·м; коэффициент сухого трения качения $\mu=1\cdot10^{-4}$ м; коэффициент вязкого трения качения $B_1=3\cdot10^{-2}$ Н·м·с; $B_2=1\cdot10^{-2}$ Н·м·с.

В результате анализа математической модели в среде MatLab Simulink были выбраны оптимальные коэффициенты пропорционально-интегрально-дифференциального (ПИД) регулятора для измерительного процесса с различными объектами испытаний в диапазоне масс - от 50 кг до 1000 кг, собственных осевых МИ - от 15,0 кг·м^2 до 300,0 кг·м^2, амплитудами колебаний от 0,3° до 2,5° при условии обеспечения робастного управления. Показано существование зависимости периода от амплитуды колебаний, что означает необходимость контроля амплитуды в ходе измерительного процесса. Доказана применимость модели свободных незатухающих колебаний при измерении МИ с применением предложенного способа компенсации диссипативных сил.

Экспериментальное подтверждение адекватности разработанных математических моделей было проведено на макетной установке определения инерционных характеристик. Полученные экспериментальные значения величин

случайных погрешностей периодов колебаний находятся в пределах, не превышающих 40 мкс (рисунок 5) при заданной амплитуде колебаний, что соответствует требуемому уровню точности определения осевых МИ с заданной относительной погрешностью 0,1% при доверительной вероятности 0,95.

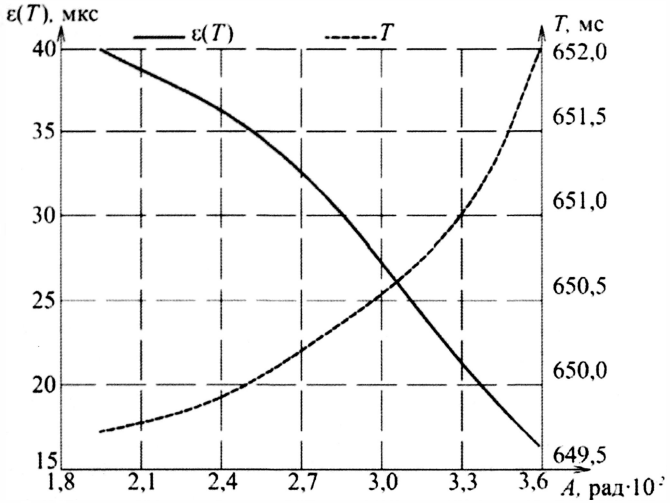


Рисунок 5 – Эмпирические зависимости математического ожидания (T, мс) и случайной погрешности периода (ε(T), мкс) от амплитуды колебаний (A, рад)

Четвертая глава посвящена экспериментальной отработке методик измерений в ходе испытаний опытного образца автоматизированного стенда «АМИК» (Рисунок 6). Для проведения измерений в автоматическом режиме создано программное обеспечение, функции которого разделены для блоков:

- Модуль обработки и отображения результатов выполняет функции хранения и систематизация измеренных данных; вычисление массы, КЦМ и осевых МИ; визуализацию измерений для оператора.
- Модуль управления технологическим процессом измерений выполняет функции непосредственное управление исполнительными механизмами: приводами узла компенсации трения, подвижной стойки, поворота планшайбы, фиксации противовеса, фиксации колебательного узла и захвата датчика дисбаланса; осуществляет сбор данных с периферийных устройств: датчиков и преобразователей.

Техническими средствами для воспроизведения условий испытаний являются контрольные приспособления (КП). Проектные ПГМ КП приближены к номинальным характеристикам конкретного изделия для реализации дифференциального метода измерений для исключения систематической погрешности. Для опытного образца стенда «АМИК» разработана локальная поверочная схема, которая определяет порядок передачи единиц измерения данных ПГМ от первичных эталонов к стенду, что обосновывает возможность его применения в сфере государственного регулирования.

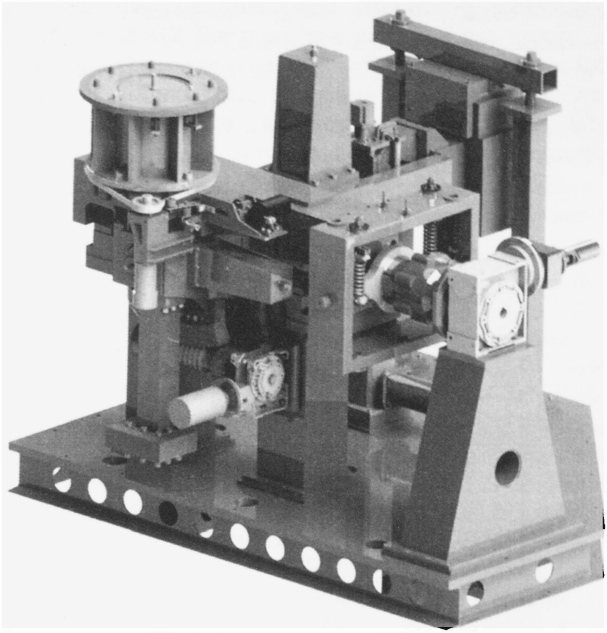


Рисунок 6 - Общий вид опытного образца стенда «АМИК»

Проверка основных характеристик точности опытного образца стенда «АМИК» была проведена в ходе его первичной аттестации. На стенде были проведены серии измерений массы, положения ЦМ и осевого МИ для двух контрольных приспособлений с номинальными массами, находящимися на границах диапазона: КП1000 и КП50 (Таблица 2).

Таблица 2.

Результаты испытаний опытного образца стенда «АМИК» с применением контрольных приспособлений КП-1000, КП-50

Наименование параметра	Действительное значение	Измеренное значение	Допустимая погрешность	Фактическая погрешность
Контрольное приспособление КП-1000				
Масса, кг	891,161	891,140	± 0,300	± 0,266
Координата центра масс X, мм	500,31	500,33	± 1,00	± 0,14
Координата центра масс Y, мм	0,00	-0,02	± 0,10	± 0,07
Координата центра масс Z, мм	0,00	-0,01	± 0,10	± 0,06
Момент инерции J, кг·м^2	174,230	174,193	± 0,174	± 0,158
Контрольное приспособление КП-50				
Масса, кг	50,017	50,011	± 0,300	± 0,065
Координата центра масс X, мм	41,03	41,12	± 1,00	± 0,43
Координата центра масс Y, мм	0,00	-0,05	± 0,10	± 0,06
Координата центра масс Z, мм	-0,05	-0,07	± 0,10	± 0,07

Полученные результаты испытаний подтверждают высокие показатели точности стенда (±0,1 мм для вертикальной КЦМ, ± 0,01 для горизонтальных КЦМ, ±0,3 кг для массы, ±0,1% для осевых моментов инерции). Опытный образец стенда «АМИК» успешно выдержал мероприятия первичной аттестации, по результатам которой был признан годным для применения в сфере государственного регулирования (аттестат №1/2015 от 17.06.2015).

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Проведен сравнительный анализ методов и существующего оборудования контроля параметров геометрии масс, на основе которого была обоснована принципиальная схема комбинированного автоматизированного высокоточного стенда для измерений массы и положения центра масс методом статического уравновешивания в неустойчивом положении, и компонентов тензора инерции методом обращенного физического маятника с упругой связью. Комбинирование измерительных возможностей и комплексная автоматизация испытаний повышают эффективность испытательного оборудования за счет сокращения рабочего цикла и снижения эксплуатационных затрат.

Разработаны методики измерений массы, положения ЦМ и компонентов ТИ на комбинированном стенде, включающие оценку доверительных границ результатов измерений. Снижение систематических погрешностей измерений ПГМ в сравнении с существующими стендами достигается контролем линейных деформаций оснастки и отклонений геометрических параметров стенда, а случайных погрешностей – за счет статистической обработки больших массивов входных данных с применением метода наименьших квадратов, что позволяет для КА в диапазоне номинальных значений масс от 50 до 1000 кг достичь погрешностей горизонтальных КЦМ, не превышающих ±0,1 мм, вертикальных КЦМ - ±1,0 мм, массы - ±0,3 кг при доверительной вероятности, определенной государственными поверочными схемами для соответствующих величин,.

2. Проведена оптимизация технологических схем позиционирования КА относительно оси колебаний стенда при измерениях компонентов ТИ, заключающаяся в поиске такого пространственного положения шести измерительных осей, при котором погрешность углового отклонения главной оси инерции КА от строительной достигает наименьшего значения. Анализ проведен методом последовательного перебора с переменным шагом варьирования, в результате которого определена оптимальная схема позиционирования; искомая погрешность измерений не превышает ±6' при доверительной вероятности 0,95.

3. Предложена методика учета методических погрешностей, вызванных негативным влиянием сил трения при измерениях ПГМ путём исключения адгезионной составляющей сил трения при измерении равновесных углов, и поддержании незатухающих колебаний при измерении осевых МИ. Методика конструктивно реализована в опорах управляемого снижения трения с развязанными подшипниками качения. Применение стандартных деталей и узлов позволяет снизить стоимость производства опор в десять раз в сравнении с традиционно используемыми аэростатическими сферическими подвесами.

Теоретически и экспериментально подтвержден низкий уровень неопределенностей измерений периодов колебаний, при котором относительная погрешность измерений осевых МИ не превышает ±0,1% при доверительной вероятности 0,95.

4. Разработан измерительно-вычислительный комплекс контроля ПГМ, реализующий предложенные в работе методики измерений. Программные алгоритмы выполняют следующие функции: выполнение основных и вспомогательные механические операции, сбор первичных данных с цифровых измерительных приборов, вычисление искомых параметров и их погрешностей, вследствие чего достигнута низкая трудоемкость измерительного цикла по сравнению с ручными и полуавтоматическими стендами. Длительность цикла измерений всех ПГМ не превышает одной рабочей смены.

5. Разработанная принципиальная локальная поверочная схема стенда определяет порядок передачи единиц измерения ПГМ от первичных эталонов к стенду, ключевыми элементами которой выступают эталонные измерительные комплексы статических моментов и моментов инерции, что обосновывает возможность применения стенда в сфере государственного регулирования.

6. Новые принципиальные подходы к определению положения центра масс, массы и осевых моментов инерции были применены при разработке опытного образца стенда «АМИК». Результаты испытаний стенда подтвердили высокую точность предлагаемых методов для КА в диапазоне масс от 50 до 1000 кг. Абсолютная погрешность измерения вертикальной координаты центра масс не превышает ±1,0 мм, горизонтальных - ±0,1 мм, массы - ±0,3 кг, относительной погрешности осевых моментов инерции - ±0,1%.

ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Виденкин Н.А. Разработка и экспериментальная проверка алгоритмов измерений на автоматизированном массоцентровочном стенде / Н.А. Виденкин, Е.В. Матвеев // Актуальные проблемы российской космонавтики: матер. XXXVI Академических чтений по космонавтике. – М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства. 2012. С. 73-75. (0,15/0,1 п.л.)

2. Виденкин Н.А. Новые автоматизированные стенды для контроля инерционных характеристик космических аппаратов / Е.В. Матвеев, Н.А. Виденкин, Е.В. Кочкин // Наука и технология.: Тез. докл. XXXII Всерос. конф. по проблемам науки и технологий. Миасс: МСНТ. 2012. С. 205. (0,1 п.л.)

3. Виденкин Н.А. Оптимизация технологических схем позиционирования при определении эллипсоидов инерции космических аппаратов / Н.А. Виденкин, Е.В. Матвеев, , Е.В. Кочкин // Наука и технология: Мат. IX Всерос. конф. М.: РАН, 2012. – С. 53-64. (0,7 п.л./0,3 п.л.)

4. Виденкин Н.А. Технологические схемы позиционирования при контроле геометрии масс космических аппаратов / Н.А. Виденкин, Е.В. Матвеев, Е.В. Кочкин // Наука и технология: Тез. докл. XXXII Всерос. конф. по проблемам науки и технологий. Миасс: МСНТ, 2012. С. 172. (0,06 п.л./ 0,04 п.л.)

5. Виденкин, Н.А. Анализ погрешностей при контроле массо-инерционных характеристик космического летательного аппарата / Н.А. Виденкин // Новые материалы и технологии для ракетно-космической и авиационной техники: Сб. матер. молодежной конф. Королёв: Изд-во ИПК «Машприбор», 2013. С. 110-115. (0,4 п.л.)

6. Применение контрольных приспособлений для аттестации стендов контроля геометрии масс космических аппаратов / Н.А. Виденкин [и др.] // Итоги диссертационных исследований. Том 1: Матер. VI Всерос. конкурса молодых ученых, посвященного 90-летию со дня рождения академика В.П. Макеева – М.: РАН, 2014. – С. 54-55. (0,15 п.л. / 0,1 п.л.)

7. Исследование источников и оценка значений погрешностей стенда контроля координат центра масс и массы космического аппарата / Н.А. Виденкин, [и др.] // Итоги диссертационных исследований. Т. 1: матер. VI Всероссийского конкурса молодых ученых, посвященного 90-летию со дня рождения академика В.П. Макеева. М.: РАН, 2014. С. 61-62. (0,15 п.л. / 0,1 п.л.)

8. Виденкин, Н.А. Универсальный метод определения параметров тензора инерции космических летательных аппаратов / Н.А. Виденкин // Конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации работ. – М.: МАИ, 2014. – С. 226-228. (0,18 п.л.)

9. Виденкин, Н.А. Универсальный метод определения параметров тензора инерции космических летательных аппаратов [Электронный ресурс] / Н.А. Виденкин // Электронный журнал «Труды МАИ», 2015. № 81. URL: https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57857 (дата обращения: 02.10.2016). (0,6 п.л.)

10. Виденкин, Н.А. Оптимизация технологических схем позиционирования при определении тензора инерции космического аппарата / Н.А. Виденкин, Е.В. Матвеев, Е.В. Кочкин // Технология машиностроения, 2015. № 12. С.48-53. (0,4 п.л./ 0,3 п.л.)

11. Виденкин, Н.А. Автоматизация стендов измерительного контроля инерционных характеристик космических летательных аппаратов / Н.А. Виденкин // Состояние и проблемы измерений: Сб. матер. XIII Всероссийской научно-технической конф. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. – С.110-113. (0,2 п.л.)

12. Способ определения массы и положения центра масс изделия и устройство для его осуществления: пат. 2579827 РФ МПК51 G 01 M 1/12. / Н.А. Виденкин [и др.]; заявитель и патентообладатель ФГУП «НПО «Техномаш». № 2015106342/28; заявл. 26.02.2015; опубл. 10.04.2016 Бюл.№ 10. (0,5 п.л./0,2 п.л.)

13. Виденкин Н.А. Новый подход к определению моментов инерции космических аппаратов на основе анализа автоколебательной системы / Н.А. Виденкин, С.В Резник // Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2016. № 9(678). С. 81-89. (0,5 п.л./ 0,3 п.л.)