

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ НАЧАЛЬНОЙ ВЫСТАВКИ И КОНЕЧНОЙ ЖЕСТКОСТИ КОНСТРУКЦИИ НА ПОКАЗАНИЯ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С ВНУТРЕННЕЙ СИСТЕМОЙ АМОРТИЗАЦИИ И ДЕМПФИРОВАНИЯ

П.А. Илюшин

В.П. Наумченко

Д.Г. Пикунов

А.В. Соловьев

p.ilyushin@russian.space

v.naumchenko@russian.space

d.pikunov@russian.space

av.solovev@russian.space

АО «ЦЭНКИ» – филиал «НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова»,
Москва, Российская Федерация

Аннотация

В предыдущих работах авторов подтверждена принципиальная возможность обеспечения виброустойчивости применяемого в бесплатформенном измерительном блоке вибрационно-струнного акселерометра и представлен облик системы амортизации и демпфирования. Для этого создана математическая модель, на основе которой разработана программа на языке *Python*, позволяющая исследовать эффективность изменения параметров системы амортизации и демпфирования итерационным методом. Здесь проведена оценка влияния работы выбранной системы амортизации и демпфирования на точность выполнения целевой задачи и определены особенности облика блока. Полученные уточнения внедрены в программу на языке *Python*. Оценены результаты исследования при итерационном задании характеристик системы амортизации и демпфирования. Математическая модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы построена на основе волоконно-оптических гироскопов и вибрационно-струнных акселерометров. Проведена оценка влияния массы элементов конструкции системы амортизации и демпфирования, а также погрешностей начальной выставки на точность работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Согласно полученным результатам, сделан вывод о необходимости дальнейшего исследования методами поиска оптимальных решений в многокритериальной задаче

Ключевые слова

Бесплатформенный измерительный блок, бесплатформенная инерциальная навигационная система, волоконно-оптический гироскоп, вибрационно-струнный акселерометр, амортизация, навигация, выставка, погрешность

Поступила 07.03.2024

Принята 11.07.2024

© Автор(ы), 2025

Введение. В настоящее время для решения задач навигации в космических аппаратах и средствах выведения используют инерциальные приборы навигационной точности. Как правило, измерительные системы подразделяют по назначению на системы измерения на маневренных участках выведения и стабильных участках орбитального полета [1, 2]. В первом случае применяют вибростойкие инерциальные приборы с высоким диапазоном измерения, во втором — значительно более чувствительные, с меньшим диапазоном измерения и менее стойкие к воздействию внешних механических факторов [3]. Для выполнения целевой задачи космического аппарата потребовалась разработка высокоточного бесплатформенного измерительного блока (БИБ), работающего в условиях высоких механических нагрузок. В нем используют вибрационно-струнные акселерометры (ВСА) собственной разработки предприятия [4], характеризующиеся высокой чувствительностью, линейностью характеристики, широким диапазоном измерения. Особенности конструкции ВСА делают их недостаточно вибростойкими при предельных амплитудах внешних высокочастотных перегрузок, что приводит к необходимости создания дополнительной системы амортизации [5] и демпфирования [6] (САД) в БИБ. В БИБ применяют волоконно-оптические гироскопы (ВОГ), изготавливаемые на предприятии и не требующие применения системы амортизации для обеспечения виброзащиты.

Бесплатформенный измерительный блок необходим для решения задачи ориентации и навигации и является неотъемлемым компонентом. Задача виброзащиты успешно решается и в других технических областях, например в машиностроении, где она сводится к созданию значительных диссипативных сил, гасящих вызываемые механические колебания системы [7]. При этом не подразумевается ограничение габаритов, критичное для современных космических аппаратов, в которых БИБ и является неотъемлемым компонентом инерциальной навигационной системы (ИНС) [8]. Таким образом, для рассматриваемой задачи требуется разработка специальных технических решений [9–12].

Полученные результаты [13–15] подтвердили принципиальную возможность обеспечения вибростойкости ВСА в БИБ при использовании САД с виброгасящими демпферами (ВД). Причиной выхода из строя ВСА, размещенных на корпусе БИБ, являются возникающие при движении объекта в нештатном режиме колебания [16] в форме шумовой составляющей вибрации (ШСВ), которые приводят к возникновению ударов подвижной части ВСА о его корпус. Таким образом, для обеспечения

вибростойкости ВСА необходимо применять низкочастотную САД [17]. Для подобной САД характерны значительные линейные перемещения в пределах полосы пропускания ВСА. Вследствие несовершенства конструкции и возникновения моментов сил при работе САД возможны и угловые колебания, поэтому в разрабатываемой САД для бесплатформенной ИНС (БИНС) измерение кажущегося ускорения и абсолютной угловой скорости с минимальными искажениями становится важной особенностью. Здесь проведены исследования по оценке влияния внешних вибрационных воздействий и погрешности начальной выставки на показания БИНС при наличии внутренней САД и разработан подход, позволяющий проводить предварительную оценку подходящей САД математическими методами до разработки ее конструкции и начала натурных испытаний.

Стартовая система координат (ССК), в которой решается задача навигации и определяются координаты объекта, является правой прямоугольной. Ось X направлена в противоположную сторону от вектора силы тяжести. Ось Y лежит в плоскости горизонта в направлении на север. Ось Z дополняет систему до правой и направлена на восток. В рассматриваемой задаче ССК строго инерциальная. Для БИБ строится связанная с корпусом система координат (КСК), относительно которой необходимо измерять движение объекта. Однако в реальности измерения выполняются не в КСК, а в системе координат, связанной с измерительными осями чувствительных элементов — ВСА и ВОГ. Угловые скорости измеряются в гироскопической системе координат, а кажущееся ускорение — в акселерометрической. Таким образом, при решении задачи навигации возникает необходимость исходной привязки осей КСК к осям ССК, для чего осуществляется начальная выставка БИБ. Погрешности начальной выставки проявляются в погрешности определения координат в результате неправильной компенсации проекции кажущегося ускорения и неправильного преобразования координат из КСК в ССК.

В настоящей работе рассмотрено влияние различных исполнений САД на точность определения координат объекта, использующихся в системе управления его движением. Волоконно-оптические гироскопы установлены на неподвижном корпусе, однако их можно разместить и на подвижном основании блока чувствительных элементов (БЧЭ) совместно с ВСА, что заметно упростит конструкцию, но может привести к дополнительным погрешностям измерения. Хотя ВСА в составе БИБ концептуально необходимы САД, при их потенциальной замене акселерометрами с другим

принципом измерений можно отказаться от использования САД. Следует оценить погрешности решения задачи навигации при следующих наборах качественно различных вариантов. Первый вариант определяется местом закрепления ВОГ (на неподвижном корпусе или подвижном основании БЧЭ), второй — применяемыми ВСА (чувствительный к ускорению элемент в ВСА подвижен или вследствие малости его перемещений можно полагать его неподвижным) и местом установки акселерометра (на подвижном основании БЧЭ или неподвижном корпусе БИБ). В результате сочетания представленных вариантов получается шесть различных исполнений САД.

Цель работы — оценить влияние различных исполнений САД на решение целевой задачи при выбранной фундаментальной концепции построения САД, а также сформулировать критерий оценки пригодности исполнения САД для последующего сравнения подходящих решений между собой. *Задачи работы* — создание модели измерений при работе САД, описание математической модели алгоритма навигации и оценка погрешности в системе при работе различных исполнений САД.

Обзор литературы. Вопрос обеспечения вибрационной стойкости ВСА не рассмотрен в литературе, поскольку эти приборы уникальны и не имеют аналогов. К ВСА предъявляются требования к прецизионной чувствительности при измерениях линейных ускорений, вибростойкости при предельных линейных ускорениях и полосе пропускания, включающей в себя частоты, на которых действуют предельные уровни линейных ускорений, что дополнительно ограничивает использование имеющихся вариантов обеспечения вибростойкости.

Разработанные на предприятии варианты САД [4–6] применяют в отдельном приборе без гироскопов, в котором были и другие уровни вибровоздействий. Кроме того, в нем все три ВСА расположены соосно и, таким образом, их внутренняя САД выполняла роль ВД для соседних ВСА. Тем самым уровни вибровоздействий, возникающие при внешней вибрации, дополнительно снижались. Рассматриваемая система с позиции кинематического расположения ВСА принципиально отличается, поскольку при воздействии вибрации в ВСА несимметричные колебания возникают не только на основной, но и на дополнительных частотах по перпендикулярным осям ВСА, что дополнительно приводит к угловым колебаниям БЧЭ, на котором установлены ВСА.

Следовательно, принципиальным вопросом становится размещение ВОГ на подвижном БЧЭ, поскольку задача их вибростойкости обычно

решается без применения внешней САД [18, 19]. При разработке БИНС гироскопы устанавливаются на основание с как можно большей собственной частотой, чтобы исключить добавочные угловые колебания в пределах полосы пропускания БИНС. Таким образом, движение САД становится паразитным эффектом в показаниях ВОГ [20]. При этом ВОГ по сравнению с другими типами гироскопов является наименее вибростойким [21], но эта проблема не рассмотрена в настоящей работе.

Методы решения задач. Возможности разработанной ранее нелинейной математической модели здесь расширены. В модель добавлен скрипт для преобразования проекций угловой скорости на оси ВОГ и проекций кажущегося ускорения на оси ВСА в показания БИБ [22]. По этим показаниям следующий скрипт строит перемещения в КСК и ССК. В качестве входного воздействия принят закон движения, описывающий условные траектории в инерциальном пространстве, дополнительно приведен график спектральной плотности шума (СПШ) для соответствующих траекторий (рис. 1).

Для имитации нештатного полета к исходной траектории добавлены погрешности в виде импульсных помех, низкочастотной вибрации и высокочастотной ШСВ (рис. 2).

В работе не рассмотрено влияние некомпенсированных собственных погрешностей ВСА и ВОГ [23–25]. Полагается, что систематические постоянные погрешности и составляющие, связанные с влиянием внешних факторов, скомпенсированы с достаточной точностью и не влияют на показания. В качестве погрешностей рассматриваемой модели будут приниматься погрешности, непосредственно связанные с погрешностью начальной выставки и подвижностью САД.

Принцип измерений ВСА основан на определении проекции силы кажущегося ускорения на ось чувствительности (ОЧ), образованную массой на вибрирующей струне. Это крайне точные и стабильные датчики, но они требуют применения САД. В них реализована внутренняя САД. При их работе возникает перемещение относительно корпуса БИБ, следовательно, и погрешности измерения ускорений корпуса БИБ и движущегося объекта соответственно.

Вопрос возникновения угловых перемещений корпуса ВОГ при наличии его линейных перемещений требует углубленного исследования для каждого конкретного исполнения ВОГ как оптоэлектронного устройства [26, 27], поэтому здесь влияние линейных ускорений на показания ВОГ не рассмотрены, а учтена только проекция угловых скоростей на его ОЧ.

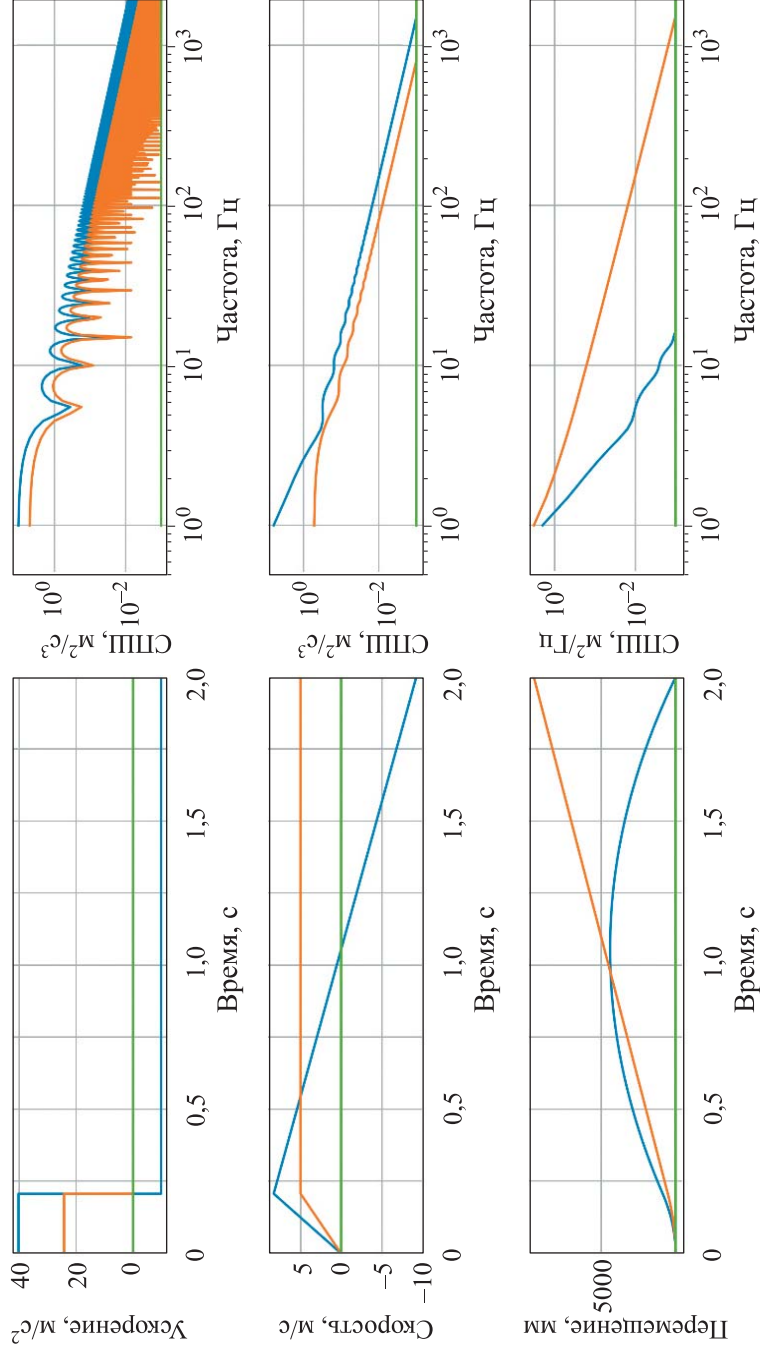


Рис. 1. Траектория движения корпуса БИБ (проекции траектории в пространстве на оси X (—), Y (—), Z (—) БИНС

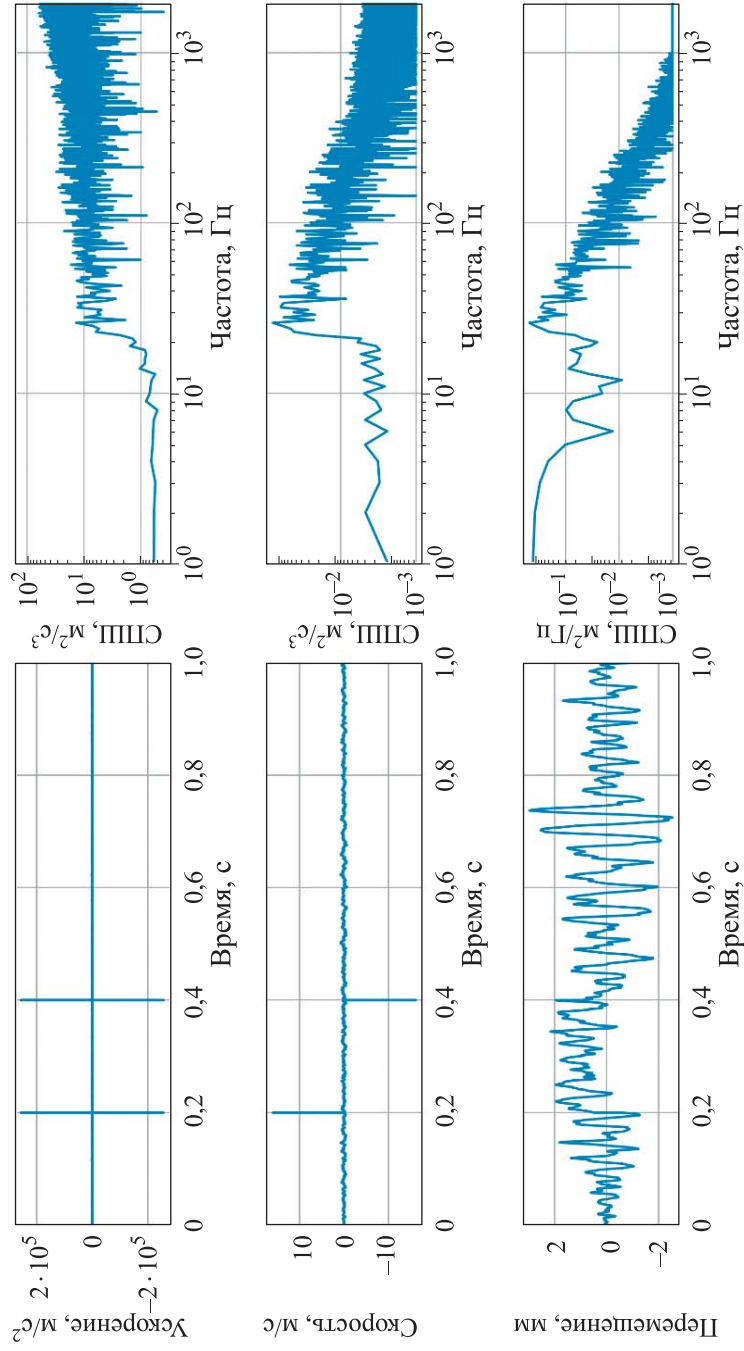


Рис. 2. Внешние механические воздействия на корпусе БИБ

Результаты. Движение чувствительной массы ВСА в инерциальном пространстве можно представить как сложное, состоящее из абсолютно-го движения центра вращения корпуса БИБ (центра жесткости САД), переносного движения подвижного БЧЭ и подвижной части ВСА относительно корпуса. Результаты исследования конструкции ВСА позволяют утверждать, что конструкция ВСА по сравнению с САД ВСА существенно более жесткая. Следовательно, в рассматриваемой задаче на измерения будет влиять только линейное движение САД ВСА, линейным движением чувствительной массы относительно САД ВСА и угловым движением внутри ВСА можно пренебречь. На основе формулы сложного движения материальной точки при условии указанных ограничений запишем:

$$\vec{R} = \vec{r}_k + \vec{r}_{\text{БЧЭ}} + \vec{r}_{\text{ВСА}} = r_k \vec{e}_k + (r_{\text{БЧЭ}} + r_{\text{ВСА}}) \vec{e}_{\text{БЧЭ}},$$

где \vec{R} — вектор перемещения ОЧ ВСА в ССК; \vec{r}_k, r_k — вектор перемещения корпуса БИБ в ССК и его модуль; $\vec{r}_{\text{БЧЭ}}, r_{\text{БЧЭ}}$ — вектор перемещения БЧЭ относительно корпуса и его модуль; $\vec{r}_{\text{ВСА}}, r_{\text{ВСА}}$ — вектор перемещения ОЧ ВСА относительно БЧЭ и его модуль; $\vec{e}_k, \vec{e}_{\text{БЧЭ}}$ — ортонормированные базисы системы координат, связанные с корпусом БИБ и БЧЭ. Действительное ускорение чувствительной массы определяется по теореме Кориолиса и с учетом $\dot{r}d\vec{e} / dt = \vec{\omega} \times \vec{r}$:

$$\begin{aligned} \frac{d^2 \vec{R}}{dt^2} = & \frac{d^2 r_k}{dt^2} \vec{e}_k + 2\vec{\omega}_k \frac{dr_k}{dt} \vec{e}_k + \vec{\varepsilon}_k r_k + \vec{\omega}_k [\vec{\omega}_k \times \vec{r}_k] + \\ & + \frac{d^2 (r_{\text{БЧЭ}} + r_{\text{ВСА}})}{dt^2} \vec{e}_{\text{БЧЭ}} + 2\vec{\omega}_{\text{БЧЭ}} \frac{d(r_{\text{БЧЭ}} + r_{\text{ВСА}})}{dt} \vec{e}_{\text{БЧЭ}} + \\ & + \vec{\varepsilon}_{\text{БЧЭ}} (\vec{r}_{\text{БЧЭ}} + \vec{r}_{\text{ВСА}}) + \vec{\omega}_{\text{БЧЭ}} [\vec{\omega}_{\text{БЧЭ}} (\vec{r}_{\text{БЧЭ}} + \vec{r}_{\text{ВСА}})]. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь $\vec{\omega}_k, \vec{\varepsilon}_k$ — угловая скорость и ускорение при вращении корпуса БИБ относительно осей ССК; $\vec{\omega}_{\text{БЧЭ}}, \vec{\varepsilon}_{\text{БЧЭ}}$ — угловая скорость и ускорение при вращении БЧЭ относительно корпуса.

Следует отметить, что ВСА измеряет только проекцию кажущегося ускорения на ОЧ. Эта проекция также зависит от места установки ВСА. Согласно (1), получаются следующие наборы векторов измерений для ВСА на БЧЭ А1, акселерометре с другим принципом измерений (с условно неподвижным чувствительным элементом) на БЧЭ А2 и на корпусе А3:

$$\begin{aligned}
 A1 = & \frac{d^2 r_k}{dt^2} \bar{e}_k + 2\bar{\omega}_k \frac{dr_k}{dt} \bar{e}_k + \bar{\varepsilon}_k \bar{r}_k + \bar{\omega}_k [\bar{\omega}_k \times \bar{r}_k] + \\
 & + \frac{d^2 (r_{\text{БЧЭ}} + r_{\text{ВСА}})}{dt^2} \bar{e}_{\text{БЧЭ}} + 2\bar{\omega}_{\text{БЧЭ}} \frac{d(r_{\text{БЧЭ}} + r_{\text{ВСА}})}{dt} \bar{e}_{\text{БЧЭ}} + \\
 & + \bar{\varepsilon}_{\text{БЧЭ}} (\bar{r}_{\text{БЧЭ}} + \bar{r}_a) + \bar{\omega}_{\text{БЧЭ}} [\bar{\omega}_{\text{БЧЭ}} (\bar{r}_{\text{БЧЭ}} + \bar{r}_{\text{ВСА}})], \quad (2)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 A2 = & \frac{d^2 r_k}{dt^2} \bar{e}_k + 2\bar{\omega}_k \frac{dr_k}{dt} \bar{e}_k + \bar{\varepsilon}_k \bar{r}_k + \bar{\omega}_k [\bar{\omega}_k \times \bar{r}_k] + \\
 & + \frac{d^2 r_{\text{БЧЭ}}}{dt^2} \bar{e}_{\text{БЧЭ}} + 2\bar{\omega}_{\text{БЧЭ}} \frac{dr_{\text{БЧЭ}}}{dt} \bar{e}_{\text{БЧЭ}} + \bar{\varepsilon}_{\text{БЧЭ}} \bar{r}_{\text{БЧЭ}} + \bar{\omega}_{\text{БЧЭ}} [\bar{\omega}_{\text{БЧЭ}} \times \bar{r}_{\text{БЧЭ}}], \\
 A3 = & \frac{d^2 r_k}{dt^2} \bar{e}_k + 2\bar{\omega}_k \frac{dr_k}{dt} \bar{e}_k + \bar{\varepsilon}_k \bar{r}_k + \bar{\omega}_k [\bar{\omega}_k \times \bar{r}_k].
 \end{aligned}$$

Волоконно-оптический гироскоп измеряет абсолютную угловую скорость, причем только корпуса, при установке ВОГ на корпус вектор наблюдений Y1, или корпуса и БЧЭ при его установке на БЧЭ Y2, описываемые в (1), (2):

$$\begin{aligned}
 Y1 = & [A_{iX} \ A_{iY} \ A_{iZ} \ \omega_X^k \ \omega_Y^k \ \omega_Z^k]^T; \\
 Y2 = & [A_{iX} \ A_{iY} \ A_{iZ} \ \omega_X^k + \omega_X^{\text{БЧЭ}} \ \omega_Y^k + \omega_Y^{\text{БЧЭ}} \ \omega_Z^k + \omega_Z^{\text{БЧЭ}}]^T.
 \end{aligned}$$

где A_{iX} , A_{iY} , A_{iZ} — проекции вектора ускорения на соответствующие оси ССК при i -м исполнении САД; ω_X^k , ω_Y^k , ω_Z^k — угловые скорости вращения БИБ вокруг осей ССК; $\omega_X^{\text{БЧЭ}}$, $\omega_Y^{\text{БЧЭ}}$, $\omega_Z^{\text{БЧЭ}}$ — угловые скорости вращения БЧЭ вокруг осей корпуса.

Вариант Y1 (A3) является наилучшим с позиции минимизации погрешностей конструкции БИБ, но может быть недостижим в реальности вследствие конечной жесткости элементов конструкции и наличия в них перемещений.

Показаний ВСА и ВОГ недостаточно для восстановления действительного ускорения корпуса, такая система уравнений принципиально не наблюдаема и в ней присутствует явная методическая погрешность. Возможно приблизить показания ВОГ и ВСА к реальным с использованием низкочастотного фильтра, но САД является низкочастотной колебательной системой, ее собственная частота находится в диапазоне частот полезного сигнала и полосы пропускания измерительного тракта. Если точно знать характеристики системы амортизации и, следовательно, параметры колебательного движения, то можно будет восстановить собственное

движение САД и учесть его при определении движения корпуса. Такой комплексный адаптивный фильтр должен быть рассмотрен отдельно.

В процессе выполнения целевой задачи в ВОГ и ВСА происходит непрерывное интегрирование абсолютной угловой скорости и кажущегося ускорения. Таким образом, каждый такт опроса БИБ предоставляет данные о проекции угла поворота на три перпендикулярные ОЧ ВОГ и о проекции кажущейся скорости на оси номинально перпендикулярные ОЧ ВСА. Принимаемая математическая модель измерений ЧЭ описывается формулой линейного описания показаний БИНС:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \alpha_X \\ \alpha_Y \\ \alpha_Z \end{bmatrix} &= M \begin{bmatrix} k_1^{\text{BOГ}} \\ k_2^{\text{BOГ}} \\ k_3^{\text{BOГ}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_1^{\text{BOГ}} \\ N_2^{\text{BOГ}} \\ N_3^{\text{BOГ}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \alpha_X^0 \\ \alpha_Y^0 \\ \alpha_Z^0 \end{bmatrix}, \\ \begin{bmatrix} \dot{r}_X \\ \dot{r}_Y \\ \dot{r}_Z \end{bmatrix} &= M \begin{bmatrix} k_1^{\text{BCA}} \\ k_2^{\text{BCA}} \\ k_3^{\text{BCA}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N_1^{\text{BCA}} \\ N_2^{\text{BCA}} \\ N_3^{\text{BCA}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_X \\ g_Y \\ g_Z \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь $\alpha_X, \alpha_Y, \alpha_Z$ — углы поворота осей КСК относительно ССК; M — матрица преобразования из ОЧ в оси КСК; $k_1^{\text{BOГ}}, k_2^{\text{BOГ}}, k_3^{\text{BOГ}}$ — масштабные коэффициенты ВОГ; $N_1^{\text{BOГ}}, N_2^{\text{BOГ}}, N_3^{\text{BOГ}}$ — цифровые показания ВОГ; $\alpha_X^0, \alpha_Y^0, \alpha_Z^0$ — начальные углы поворота осей КСК относительно ССК; $\dot{r}_X, \dot{r}_Y, \dot{r}_Z$ — проекции линейной скорости БИБ на соответствующие оси в КСК; $k_1^{\text{BCA}}, k_2^{\text{BCA}}, k_3^{\text{BCA}}$ — масштабные коэффициенты ВСА; $N_1^{\text{BCA}}, N_2^{\text{BCA}}, N_3^{\text{BCA}}$ — цифровые показания ВСА; g_X, g_Y, g_Z — проекции вектора ускорения свободного падения на оси КСК.

Показания ВОГ используют для вычисления угла поворота вокруг осей КСК по формуле, представляющей собой кинематическое уравнение Пуассона в кватернионной форме:

$$\begin{aligned} 2 \frac{dQ}{dt} &= \omega_q Q, \\ Q &= [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3], \quad \omega_q = [0 \ \omega_X \ \omega_Y \ \omega_Z]. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь Q — кватернион, описывающий поворот КСК в ССК; ω_q — угловая скорость вращения КСК в ССК в виде кватерниона; q_0, q_1, q_2, q_3 — компоненты кватерниона поворота; $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ — проекции скорости вращения на оси КСК, согласно выбранному исполнению БИБ для Y1 или Y2.

Интегрирование линейного кинематического уравнения в общем случае в настоящей работе не рассмотрено. Исходя из предположения о постоянстве проекций угловой скорости на оси КСК между тактами опроса решение ищется методом средней скорости. Чтобы это допущение было корректным, необходимо реализовать цифровой фильтр первичных показаний с достаточной зоной подавления датчика, обеспечивающий при такте вычислений алгоритма навигации условно постоянный сигнал. В зоне пропускания не должно быть искажений сигнала до верхних частот, определяемых динамикой системы. В модели реализован фильтр Чебышева второго рода. В этом случае результирующий кватернион, описывающий поворот из КСК в ССК, определяется из (4) как совокупность последовательных плоских поворотов вокруг каждой оси ССК:

$$\omega_X = \dot{\alpha}_X; \quad \omega_Y = \dot{\alpha}_Y; \quad \omega_Z = \dot{\alpha}_Z; \quad Q = Q_X Q_Y Q_Z, \quad (5)$$

где Q_X, Q_Y, Q_Z — кватернионы, описывающие поворот вокруг осей ССК.

Для удобства вычислений и дальнейшего программирования вводятся следующие обозначения, вытекающие из определения кватерниона, описывающего поворот в трехмерном пространстве:

$$\begin{aligned} CCC &= \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) - \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right), \\ CCS &= \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) + \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right), \\ CSC &= \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) - \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right), \\ CSS &= \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) + \sin\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right) \cos\left(\frac{\alpha_X}{2}\right), \\ Q &= [CCC \quad CSS \quad CSC \quad CCS]^T. \end{aligned} \quad (6)$$

С использованием кватерниона, согласно формуле описания поворота с помощью кватернионов, происходит преобразование вектора кажущейся скорости из связанной системы координат в стартовую (векторы записаны в форме кватернионов):

$$R_Q = Q r_Q Q^{-1},$$

$$R_Q = \begin{bmatrix} 0 \\ R_X \\ R_Y \\ R_Z \end{bmatrix}, \quad r_Q = \begin{bmatrix} 0 \\ r_X \\ r_Y \\ r_Z \end{bmatrix}; \quad Q = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}; \quad Q^{-1} = \begin{bmatrix} q_0 \\ -q_1 \\ -q_2 \\ -q_3 \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Окончательно абсолютное перемещение получается из кажущейся скорости после численного интегрирования линейной скорости и вектора кажущегося ускорения, согласно (3), (5)–(7), с допущением об их постоянстве на такте интегрирования:

$$\begin{bmatrix} R_X \\ R_Y \\ R_Z \end{bmatrix} = M_Q \begin{bmatrix} \tau \sum_1^{n\tau} \dot{r}_X \\ \tau \sum_1^{n\tau} \dot{r}_Y \\ \tau \sum_1^{n\tau} \dot{r}_Z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \tau^2 \sum_1^{n\tau} \sum_1^{n\tau} g_X \\ \tau^2 \sum_1^{n\tau} \sum_1^{n\tau} g_Y \\ \tau^2 \sum_1^{n\tau} \sum_1^{n\tau} g_Z \end{bmatrix},$$

$$M_Q = \begin{bmatrix} \begin{pmatrix} CCC^2 - CCS^2 \\ -CSC^2 + CSS^2 \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} -2CCC \text{ CSS} \\ 2CSC \text{ CSS} \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} 2CCC \text{ CSC} \\ 2CCS \text{ CSS} \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} 2CCC \text{ CSS} \\ 2CSC \text{ CSS} \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} CCC^2 - CCS^2 \\ +CSC^2 - CSS^2 \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} -2CCC \text{ CSS} \\ 2CCS \text{ CSC} \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} -2CCC \text{ CSC} \\ 2CCS \text{ CSS} \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} 2CCC \text{ CSS} \\ 2CCS \text{ CSC} \end{pmatrix} & \begin{pmatrix} CCC^2 + CCS^2 \\ -CSC^2 - CSS^2 \end{pmatrix} \end{bmatrix}.$$

Здесь n — номер текущего такта опроса; τ — такт опроса в модели.

Представленные формулы реализованы в математической модели в цифровом виде. Для определения погрешностей каждого исполнения по показаниям БИБ строилась траектория движения (рис. 3) и оценивались ее отклонения от реального входного воздействия.

В результате моделирования получен набор результатов при различных исполнениях САД. Результаты оказались независимыми, что свидетельствует о том, что задача выбора САД относится к классу задач оптимизации с векторным критерием. Далее для более наглядного представления результатов будет рассмотрена относительная погрешность навигации, приведенная к максимальной зафиксированной при работе погрешности. Если рассмотреть полный массив полученных данных (рис. 4), то можно обнаружить, что при расположении ВОГ на корпусе в результатах отчетливо проявляется распределение по группам. Погрешность навигации группы явно возрастает с увеличением перемещения в ВСА и БЧЭ.

Вполне ожидаемым оказалось, что при увеличении массы БЧЭ происходит уменьшение его относительного перемещения, но вместе с тем произошло и увеличение относительного перемещения в ВСА. Увеличение массы демпферов положительно влияет на снижение перемещения БЧЭ, но практически не влияет на перемещения в ВСА (рис. 5).

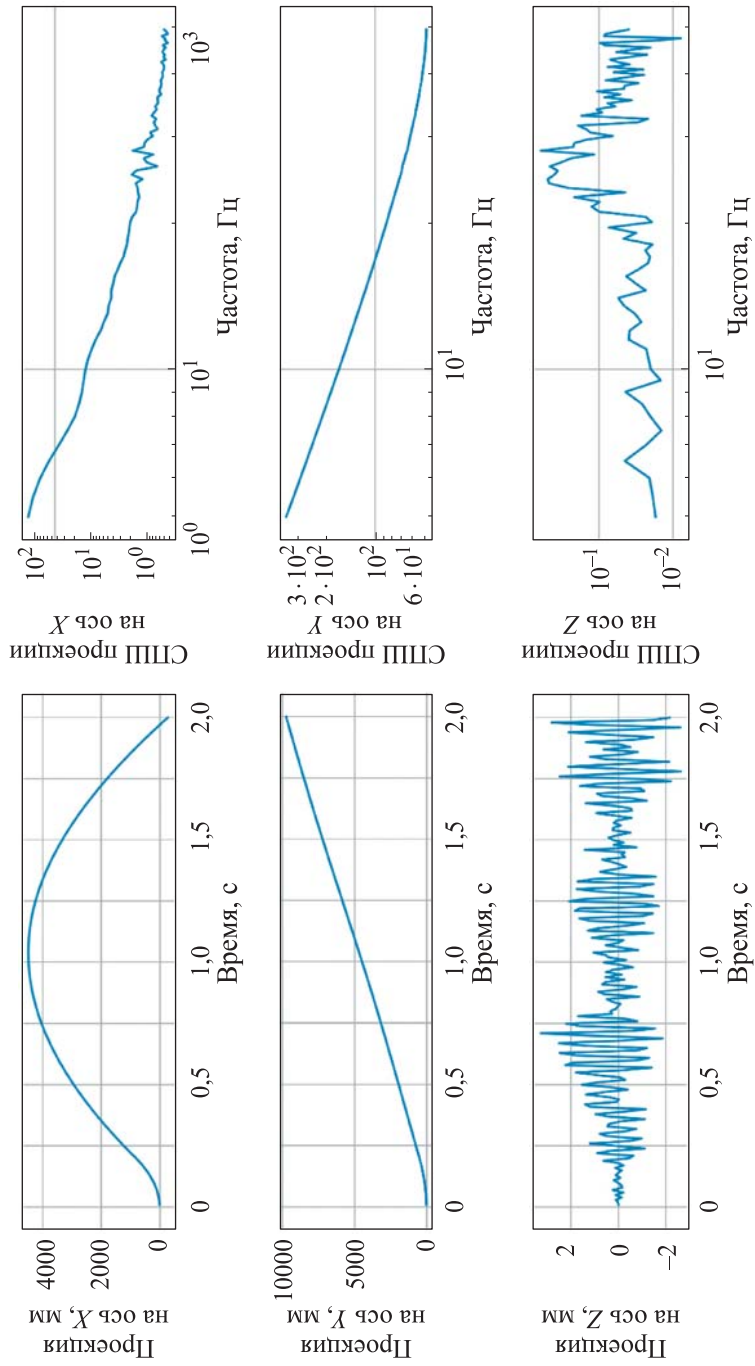


Рис. 3. Пример построенной по показаниям БИНС траектории при наличии механических воздействий

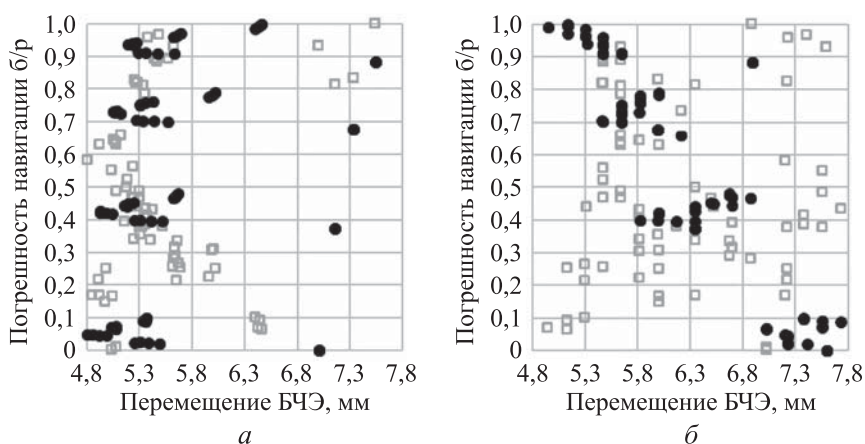


Рис. 4. Зависимости погрешности навигации от перемещений БЧЭ (а) и ВСА (б):

● — при креплении ВОГ непосредственно на корпусе, □ — при креплении ВОГ на подвижный БЧЭ

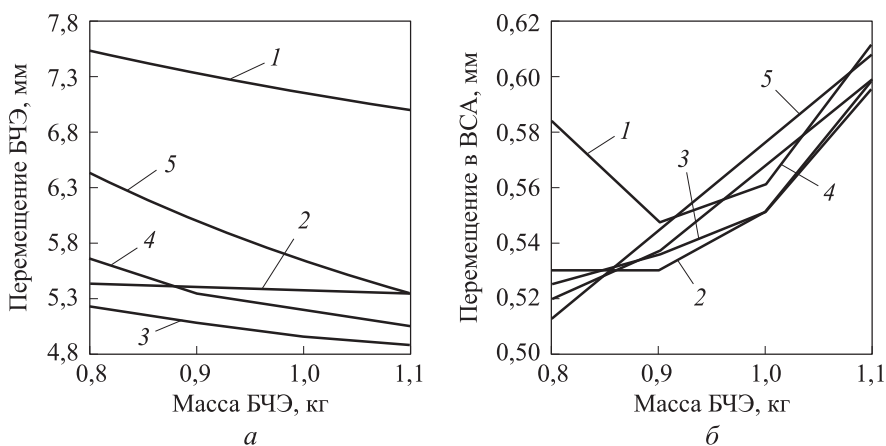


Рис. 5. Зависимости перемещения БЧЭ (а) и ВСА (б) от массы БЧЭ при отсутствии ВД (1) и наличии ВД массой 0,1 (2), 0,2 (3), 0,3 (4), 0,4 кг (5)

Далее результаты группируются по исполнениям с расположением ВД на БЧЭ и с расположением ВОГ на корпусе, поскольку расположение ВСА влияет на результаты существенно меньше. Наиболее явно проявилось снижение погрешности навигации при установленном на БЧЭ ВОГ с увеличением массы БЧЭ. Погрешность ниже и при меньшей массе демпфера, что связано с возникающими в системе угловыми перемещениями БЧЭ вследствие несимметричности воздействия, фиксируемыми ВОГ. Чем больше масса БЧЭ, тем меньше его перемещения. В таком случае вклад ВСА значительно меньше, что подтверждается при расположении ВОГ на корпусе (рис. 6).

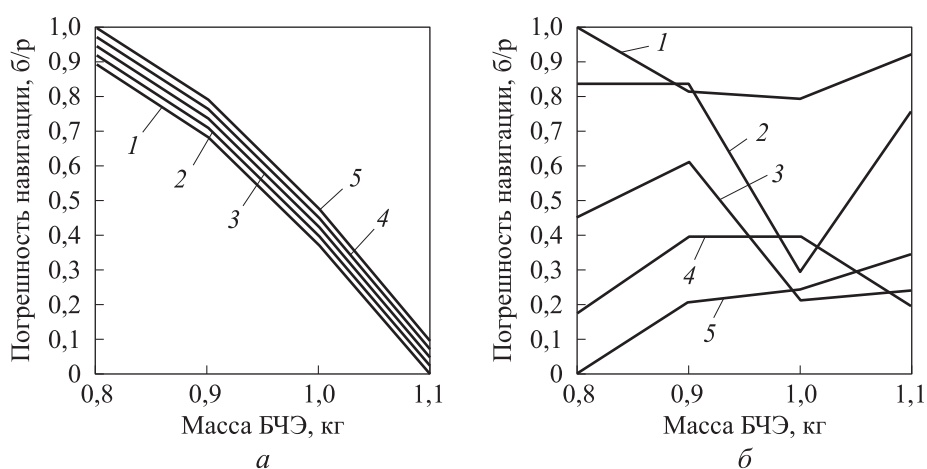


Рис. 6. Зависимости погрешности навигации от массы БЧЭ при отсутствии ВД (1) и наличии ВД массой 0,1 (2), 0,2 (3), 0,3 (4), 0,4 кг (5) при креплении ВОГ на подвижном БЧЭ (а) и корпусе (б)

Проведена оценка погрешности навигации при введении погрешности начальной выставки (рис. 7). Результат получился симметричным относительно нуля для погрешности выставки по оси Y , а погрешность по оси Z с разным знаком уже проявляется с небольшим отличием. Это следствие конструктивного расположения ВОГ и ВСА в БИБ. Наклон графика при установке ВОГ на БЧЭ заметно больше, чем при установке ВОГ на корпусе.

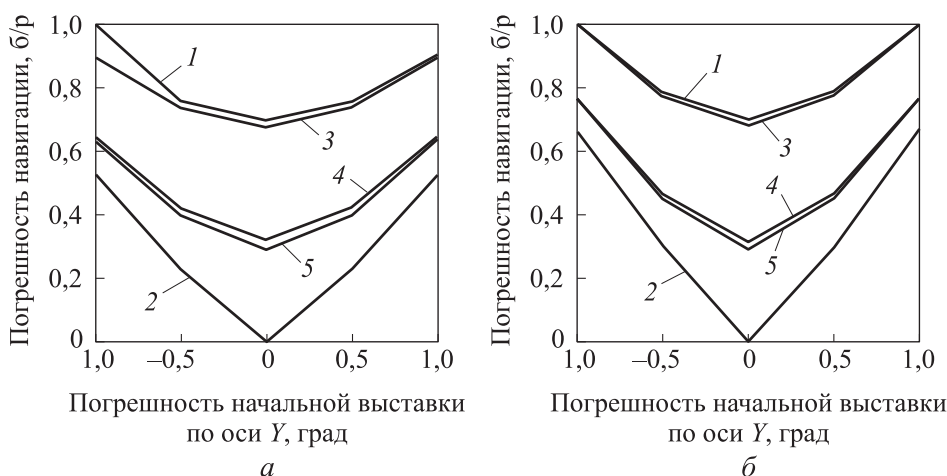


Рис. 7. Зависимость погрешности навигации от погрешности начальной выставки по оси Y при отсутствии погрешности выставки по оси Z (1) и ее наличии $-1,0$ (2), $-0,5$ (3), $0,5$ (4), $1,0$ (5) при креплении ВОГ на корпусе (а) и подвижном БЧЭ (б)

С учетом изложенного возникает противоречие при разработке САД — необходимо уменьшить как перемещение в ВСА, так и погрешность навигации. Исходя из особенностей эксплуатации БИБ важным является применение САД с минимальной массой БЧЭ и ВД. При дальнейшем выборе облика САД ожидается получение большого набора варьируемых характеристик САД и несравнимых по одному общему критерию результатов моделирования. Таким образом, для выбора окончательного облика САД необходимо провести исследование набора параметров соответствующими математическими методами поиска оптимального решения.

Заключение. Подтверждено, что САД влияет на точность решения задачи навигации. Причем по результатам оценки характеристик САД обнаружено, что необходимо исследовать критерии, оказывающие вклад с разным знаком в оценку пригодности исполнения САД. Условно их можно обозначить как «габариты конструкции», «запас до выхода из строя» и «точность навигации». В дальнейших работах при определении характеристик оптимальной САД планируется ввести комплексный критерий оценки качества САД, обеспечивающий работоспособность ВСА и сохраняющий погрешность выполнения целевой задачи в заданных пределах.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Водичева Л.В., Бельский Л.Н., Маслова О.И. и др. Оптимальное проектирование прецизионных малогабаритных БИНС для высокоманевренных подвижных объектов. *Вестник СГАУ*, 2009, № 4, с. 186–199. EDN: NAYGTR
- [2] Козлов Д.И., Аншаков Г.П., Мостовой Я.А. и др. Управление космическими аппаратами зондирования Земли. Компьютерные технологии. М., Машиностроение, 1998.
- [3] Сапожников И.Н., Неизвестных Ю.И., Духанин Н.Н. и др. Приоритет — точность. М., Рестарт, 2006.
- [4] Харьков И.А., Шустров А.Д., Селиванова Л.М. Трехкомпонентный дифференциальный вибрационно-струнный акселерометр. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2003, № 4 (53), с. 120–125.
- [5] Росин Э.И., Малышев В.В. Пружинный амортизатор. Патент СССР 507723. Заявл. 06.01.1975, опубл. 26.03.1976.
- [6] Росин Э.И., Богданова В.Д., Рыбкин В.К. Пространственный виброгаситель. Патент СССР 557219. Заявл. 30.12.1975, опубл. 05.05.1977.
- [7] Суконкина М.Л., Гайнов С.И. Обзор методов и устройств виброзащиты приборных платформ. *Труды НГТУ им. П.Е. Алексеева*, 2013, № 4, с. 311–319. EDN: SEZXGX

- [8] Алифанов О.М., Медведев А.А., Соколов В.П. Малые космические аппараты как эволюционная ступень перехода к микро и наноспутникам. *Труды МАИ*, 2011, № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=28112>
- [9] Гаврилин Б.Н., Галавкин В.В., Голубев К.А. и др. Амортизированный блок датчиков первичной информации бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Патент РФ 121364. Заявл. 16.12.2011, опубл. 20.10.2012.
- [10] Топильская С.В., Бородулин Д.С., Корнюхин А.В. Обеспечение стойкости к механическим воздействиям малогабаритного гироскопического измерителя вектора угловой скорости. *Космическая техника и технологии*, 2018, № 3, с. 61–68. EDN: XYUQZN
- [11] Подчерзев В.П., Топильская С.В. К обоснованию выбора параметров амортизации инерциальной системы ориентации. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2021, № 3 (136), с. 113–128. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3933-2021-3-113-128>
- [12] Бирюкова М.В., Туфан А., Ермаков В.Ю. Подход к снижению виброактивности малых космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2023, № 1 (144), с. 4–21. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2023-1-4-21>
- [13] Максимов С.А., Наумченко В.П., Илюшин П.А. и др. Анализ системы амортизации и демпфирования бесплатформенного инерциального измерительного прибора. *Труды МАИ*, 2023, № 129, с. 1–33. DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-20>
- [14] Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунев Д.Г. и др. Исследование обеспечения стойкости к внешним вибрационным возмущениям бесплатформенного инерциального измерительного прибора при помощи нелинейных элементов системы амортизации. *Молодежь. Техника. Космос. Тр. 14 Общерос. молодеж. науч.-техн. конф.* Т. 2. СПб., БГТУ Военмех, 2022, с. 29–31.
- [15] Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунев Д.Г. и др. Моделирование работы нелинейной системы амортизации и демпфирования бесплатформенного инерциального измерительного прибора. *Вестник НИЯУ МИФИ*, 2022, т. 11, № 6, с. 403–412. DOI: <https://doi.org/10.26583/vestnik.2022.15>
- [16] Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Матвеев С.А. и др. Виброзащита прецизионного оборудования космических аппаратов от внутренних источников возмущений. *Космические аппараты и технологии*, 2021, № 4, с. 217–226. DOI: <https://doi.org/10.26732/j.st.2021.4.05>
- [17] Нашиф А., Джоунс Д., Хендерсон Дж. Демпфирование колебаний. М., Мир, 1988.
- [18] Chen X., Wang W. Extracting and compensating for FOG vibration error based on improved empirical mode decomposition with masking signal. *Appl. Opt.*, 2017, vol. 56, iss. 13, pp. 3848–3856. DOI: <https://doi.org/10.1364/AO.56.003848>
- [19] Song R., Chen X. Analysis of fiber optic gyroscope vibration error based on improved local mean decomposition and kernel principal component analysis. *Appl. Opt.*, 2017, vol. 56, iss. 8, pp. 2265–2272. DOI: <https://doi.org/10.1364/AO.56.002265>

- [20] Микляшев А.В. Погрешность волоконно-оптического гироскопа при угловых колебаниях. *Известия вузов. Приборостроение*, 2019, т. 62, № 11, с. 982–988.
DOI: <https://doi.org/10.17586/0021-3454-2019-62-11-982-988>
- [21] Делэйе Ф. Бортовая инерциальная система координат Spacenaute® для европейской ракеты-носителя «Ариан-6» на основе волнового твердотельного гироскопа. *Гироскопия и навигация*, 2018, т. 26, № 4, с. 3–13.
DOI: <https://doi.org/10.17285/0869-7035.2018.26.4.003-013>
- [22] Арнольд В.И. Геометрия кватернионов. М., МЦНМО, 2017.
- [23] Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунов Д.Г. Анализ качества работы инерциальных приборов при воздействии внешних вибрационных возмущений. *Новые материалы и технологии в ракетно-космической авиационной и других высокотехнологичных отраслях промышленности. Сб. матер. 17-й Молодеж. конф.* М., 2021, с. 18–24.
- [24] Илюшин П.А., Наумченко В.П., Соловьев А.В. Анализ шумовых характеристик бесплатформенного инерциального блока космического назначения. *Тез. докл. XXII Науч.-техн. конф.*, 2021, с. 261–263.
- [25] Наумченко В.П., Илюшин П.А., Пикунов Д.Г. и др. Обработка показаний инерциальных приборов на унифицированном программно-математическом комплексе. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*, 2023, т. 195, № 4, с. 8–16.
EDN: GNJHPP
- [26] Антонова М.В., Корнюхин А.В. Виброиспытания бесплатформенного инерциального блока на базе волоконно-оптических гироскопов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2012, № 3.
DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2012-3-122>
- [27] Курбатов А.М., Курбатов Р.А. Способ повышения точности волоконно-оптических гироскопов при воздействии вибраций. Патент РФ 2627020. Заявл. 25.08.2016, опубл. 02.08.2017.

Илюшин Павел Алексеевич — главный специалист Отделения инерциальных приборов и датчиков АО «ЦЭНКИ»-филиал «НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова» (Российская Федерация, 111024, Москва, ул. Пруд Ключики, д. 12А).

Наумченко Владислав Павлович — ведущий инженер Отделения инерциальных приборов и датчиков АО «ЦЭНКИ»-филиал «НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова» (Российская Федерация, 111024, Москва, ул. Пруд Ключики, д. 12А).

Пикунов Дмитрий Григорьевич — начальник отдела Отделения инерциальных приборов и датчиков АО «ЦЭНКИ»-филиал «НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова» (Российская Федерация, 111024, Москва, ул. Пруд Ключики, д. 12А).

Соловьев Алексей Владимирович — канд. техн. наук, главный конструктор гироскопических приборов и систем–начальник центра АО «ЦЭНКИ»–филиал «НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова» (Российская Федерация, 111024, Москва, ул. Пруд Ключики, д. 12А).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунев Д.Г. и др. Анализ влияния погрешностей начальной выставки и конечной жесткости конструкции на показания бесплатформенной инерциальной навигационной системы с внутренней системой амортизации и демпфирования. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2025, № 1 (150), с. 91–112. EDN: XKXQJW

**THE IMPACT OF INITIAL ALIGNMENT AND STRUCTURE
FINITE RIGIDITY ERRORS ON STRAPDOWN INERTIAL
MEASUREMENT UNIT WITH INERTIAL SHOCK ABSORPTION
AND DAMPING SYSTEM READINGS ANALYSIS**

P.A. Ilyushin

V.P. Naumchenko

D.G. Pikunov

A.V. Solovyov

p.ilyushin@russian.space

v.naumchenko@russian.space

d.pikunov@russian.space

av.solovev@russian.space

JSC “TsENKI” – “NII PM”, Moscow, Russian Federation

Abstract

Previous works by the authors confirm the fundamental possibility of providing vibration resistance of the vibration-string accelerometer used in the strapless measuring unit and present the appearance of the shock absorption and damping system. To do this, a mathematical model is being created, on the basis of which a *Python* program has been developed, which makes it possible to study the effectiveness of changing the parameters of the damping and damping system using the iterative method. Here, the impact of the selected depreciation and damping system on the accuracy of the target task is assessed and the features of the block’s appearance are determined. The received clarifications are embedded in the *Python* program. The results of the study are evaluated when iteratively defining the characteristics of the shock absorption and damping system. The mathematical model of a strapless inertial navigation system

Keywords

Strapdown inertial measurement unit, strapdown inertial navigation system, fiber-optics gyro, vibrational-string accelerometer, damping, navigation, alignment, errors

is based on fiber-optic gyroscopes and vibration-string accelerometers. The impact of the mass of the structural elements of the damping and damping system, as well as the errors of the initial exposure, on the accuracy of the free-form inertial navigation system is assessed. According to the results obtained, it is concluded that further research is needed to find optimal solutions in a multi-criteria problem

Received 07.03.2024

Accepted 11.07.2024

© Author(s), 2025

REFERENCES

- [1] Vodicheva L.V., Belskiy L.N., Maslova O.I., et al. Optimal designing of precision small-size non-platform inertial navigation systems for highly maneuverable moving objects. *Vestnik SGAU* [Vestnik of the Samara State Aerospace University], 2009, no. 4, pp. 186–199 (in Russ.). EDN: NAYGTR
- [2] Kozlov D.I., Anshakov G.P., Mostovoy Ya.A., et al. Upravlenie kosmicheskimi apparatami zondirovaniya Zemli. Kompyuternye tekhnologii [Earth-sensing spacecraft management. Computer technology]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1998.
- [3] Sapozhnikov I.N., Neizvestnykh Yu.I., Dukhanin N.N., et al. Prioritet — tochnost [Precision is priority]. Moscow, Restart Publ., 2006.
- [4] Kharkov I.A., Shustrov A.D., Selivanova L.M. Three-Component differential vibrating-string accelerometer. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2003, no. 4 (53), pp. 120–125 (in Russ.).
- [5] Rosin E.I., Malyshev V.V. Pruzhinnyy amortizator [String shock absorber]. Patent SU 507723. Appl. 06.01.1975, publ. 26.03.1976 (in Russ.).
- [6] Rosin E.I., Bogdanova V.D., Rybkin V.K. Prostranstvennyy vibrogasitel [Dimensional vibration damper]. Patent SU 557219. Appl. 30.12.1975, publ. 05.05.1977 (in Russ.).
- [7] Sukonkina M.L., Gaynov S.I. Overview of the methods and devices of devices board vibroprotection. *Trudy NGTU im. R.E. Alekseeva*, 2013, no. 4, pp. 311–319 (in Russ.). EDN: SEZXGX
- [8] Alifanov O.M., Medvedev A.A., Sokolov V.P. Small-scale space vehicles as the evolutionary step of transition to micro and nano satellites. *Trudy MAI*, 2011, no. 49 (in Russ.). Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=28112>
- [9] Gavrilin B.N., Galavkin V.V., Golubev K.A., et al. Amortizirovannyy blok datchikov pervichnoy informatsii besplatformennykh inertsialnykh navigatsionnykh system [Shock-up primer information sensor unit for free platform inertial navigation systems]. Patent RU 121364. Appl. 16.12.2011, publ. 20.10.2012 (in Russ.).
- [10] Topilskaya S.V., Borodulin D.S., Korniyukhin A.V. Making a compact gyroscopic angular rate vector meter resistant to mechanical forces. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2018, no. 3, pp. 61–68 (in Russ.). EDN: XYUQZN

- [11] Podchezertsev V.P., Topilskaya S.V. Choosing damping parameters for the inertial orientation system. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2021, no. 3 (136), pp. 113–128 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3933-2021-3-113-128>
- [12] Biryukova M.V., Tufan A., Ermakov V.Yu. Approach to reducing vibroactivity of small spacecraft. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2023, no. 1 (144), pp. 4–21 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2023-1-4-21>
- [13] Maksimov S.A., Naumchenko V.P., Ilyushin P.A., et al. Strapdown inertial measurement unit shock absorption and damping linear system analysis. *Trudy MAI*, 2023, no. 129, pp. 1–33 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.34759/trd-2023-129-20>
- [14] Ilyushin P.A., Naumchenko V.P., Pikunov D.G., et al. [Study to ensure resistance to external vibration disturbances strapdown inertial measurement unit with nonlinear amortization system elements]. *Molodezh. Tekhnika. Kosmos. Tr. 14 Obshcheros. molodezh. nauch.-tekh. konf. T. 2* [Youth. Technique. Space. Proc. 14th Russ. Youth Conf. Vol. 2]. St. Petersburg, BSTU Voenmekh Publ., 2022, pp. 29–31 (in Russ.).
- [15] Ilyushin P.A., Naumchenko V.P., Pikunov D.G., et al. Modeling of the nonlinear system of damping and damping of a strapless inertial measuring device. *Vestnik NIYaU MIFI* [Vestnik Natsional'nogo Issledovatel'skogo Yadernogo Universiteta "MIFI"], 2022, vol. 11, no. 6, pp. 403–412 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.26583/vestnik.2022.15>
- [16] Zhukov Yu.A., Korotkov E.B., Matveev S.A., et al. Protection of precision spacecraft equipment from internal sources of vibration. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii* [Spacecrafts & Technologies], 2021, no. 4, pp. 217–226 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.26732/j.st.2021.4.05>
- [17] Nashif A.D., Jones D.I.G., Henderson J.P. *Vibration damping*. Wiley, 1985.
- [18] Chen X., Wang W. Extracting and compensating for FOG vibration error based on improved empirical mode decomposition with masking signal. *Appl. Opt.*, 2017, vol. 56, iss. 13, pp. 3848–3856. DOI: <https://doi.org/10.1364/AO.56.003848>
- [19] Song R., Chen X. Analysis of fiber optic gyroscope vibration error based on improved local mean decomposition and kernel principal component analysis. *Appl. Opt.*, 2017, vol. 56, iss. 8, pp. 2265–2272. DOI: <https://doi.org/10.1364/AO.56.002265>
- [20] Miklyashev A.V. Error of fiber-optic gyroscope at angular oscillations. *Izvestiya vuzov. Priborostroenie* [Journal of Instrument Engineering], 2019, vol. 62, no. 11, pp. 982–988 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.17586/0021-3454-2019-62-11-982-988>
- [21] Deleye F. SpaceNaute® the HRG based inertial reference system of Ariane 6 European space launcher, *Gyroscopy Navig.*, 2019, vol. 10, no. 1, pp. 1–6. DOI: <https://doi.org/10.1134/S2075108719010036>
- [22] Arnold V.I. *Geometriya kvaternionov* [Quaternions geometry]. Moscow, MTsNMO Publ., 2017.

[23] Ilyushin P.A., Naumchenko V.P., Pikunov D.G. [Performance of inertial units under the influence of external vibration disturbances analysis]. *Novye materialy i tekhnologii v raketno-kosmicheskoy aviatsionnoy i drugikh vysokotekhnologichnykh otraslyakh promyshlennosti. Sb. Mater. 17-y Molodezh. konf.* [New Materials and Technologies in Rocket and Space Aviation and Other High-Tech Industries. Proc. 17th Youth Conf.]. Moscow, 2021, pp. 18–24 (in Russ.).

[24] Ilyushin P.A., Naumchenko V.P., Solovyev A.V. [The noises influence estimation of inertial sensors on the accuracy of the gyroscopic platform exhibition]. *Tez. dokl. XXII nauch.-tekhn. konf.* [Abs. XXII Sci.-Tech. Conf.], 2021, pp. 261–263 (in Russ.).

[25] Naumchenko V.P., Ilyushin P.A., Pikunov D.G., et al. Processing of inertial devices readings on unified software and mathematical complex. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEEM* [Electromechanical Matters. VNIIEEM Studies], 2023, vol. 195, no. 4, pp. 8–16 (in Russ.). EDN: GNJHPP

[26] Antonova M.V., Korniyukhin A.V. Vibration tests of strapdown inertial unit based on fiber-optic gyroscopes. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2012, no. 3 (in Russ.).

DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2012-3-122>

[27] Kurbatov A.M., Kurbatov R.A. Sposob povysheniya tochnosti volokonno-opticheskikh giroskopov pri vozdeystvii vibratsiy [Method for improving accuracy of fiber-optic gyroscopes under vibration influence]. Patent RU 2627020. Appl. 25.08.2016, publ. 02.08.2017 (in Russ.).

Ilyushin P.A. — Chief Specialist, Inertial Units and Sensors Office, JSC “TsENKI”–“NII PM” (Prud Klyuchiki ul. 12A, Moscow, 111024 Russian Federation).

Naumchenko V.P. — Leading Engineer, Inertial Units and Sensors Office, JSC “TsENKI”–“NII PM” (Prud Klyuchiki ul. 12A, Moscow, 111024 Russian Federation).

Pikunov D.G. — Head of Department, Inertial Units and Sensors Office, JSC “TsENKI”–“NII PM” (Prud Klyuchiki ul. 12A, Moscow, 111024 Russian Federation).

Solovyov A.V. — Cand. Sc. (Eng.), Chief Designer – Head of Centre, Inertial Units and Sensors Centre, JSC “TsENKI”–“NII PM” (Prud Klyuchiki ul. 12A, Moscow, 111024 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Ilyushin P.A., Naumchenko V.P., Pikunov D.G., et al. The impact of initial alignment and structure finite rigidity errors on strapdown inertial measurement unit with inertial shock absorption and damping system readings analysis. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Instrument Engineering*, 2025, no. 1 (150), pp. 91–112 (in Russ.). EDN: KXQJW