

УДК 629.735.0:681.5.015

DOI: [10.26102/2310-6018/2026.53.2.002](https://doi.org/10.26102/2310-6018/2026.53.2.002)

Алгоритм оценки характеристик элементов системы управления беспилотных летательных аппаратов ГранТ

А.А. Силкин✉

*Научно-производственный конструкторский центр «Новик-91», Егорьевск,
Российская Федерация*

Резюме. Актуальность исследования обусловлена ростом требований к точности и отказоустойчивости систем автоматического управления малоразмерных беспилотных летательных аппаратов с двигателями внутреннего сгорания, особенно в контексте реализации Стратегии развития беспилотной авиации Российской Федерации до 2035 г. В условиях интенсивных вибрационных нагрузок, в первую очередь, низкочастотных крутильных колебаний, происходят деградация точности микроэлектромеханических инерциальных датчиков, виброиндуцированный дрейф гироскопов и нарушения стабильности бортовой сети, что напрямую снижает надежность систем автоматического управления и ограничивает применение беспилотных летательных аппаратов в высокоточных задачах. В связи с этим, данная статья направлена на разработку и экспериментальную верификацию алгоритма объективной количественной оценки характеристик элементов системы управления беспилотных летательных аппаратов ГранТ, обеспечивающего мониторинг ключевых параметров работы малогабаритной гировертикали МГВ-4В и платы автопилота в условиях эксплуатационных вибраций, что необходимо для объективной оценки эффективности средств виброзащиты и повышения надежности системы управления. В работе приведен сравнительный анализ характеристик системы до и после внедрения устройства снижения вибраций, предназначенного для подавления крутильных колебаний в диапазоне, наиболее критичном для микроэлектромеханических датчиков. Методология исследования включала проведение цикла летных испытаний на беспилотных летательных аппаратах ГранТ-М с использованием специализированной методики проверки блоков обработки сигналов гировертикали, фиксирующей показания крена, тангажа, времени инициализации, а также состояния бортовой сети. Полученные результаты демонстрируют, что разработанный алгоритм позволяет выявить существенное снижение уровня «шума» в данных угловой ориентации и повышение стабильности работы системы электропитания после установки виброзащитного устройства. Практическая значимость исследования заключается в предоставлении разработчикам беспилотных летательных аппаратов апробированного инструмента для оценки и повышения точности систем управления, работающих в условиях сильных вибрационных нагрузок.

Ключевые слова: БПЛА, ГранТ, система управления, гировертикаль МГВ-4В, устройство снижения вибраций, курсоглиссадная система, автопилот.

Для цитирования: Силкин А.А. Алгоритм оценки характеристик элементов системы управления беспилотных летательных аппаратов ГранТ. *Моделирование, оптимизация и информационные технологии*. 2026;14(2). URL: <https://moitvvt.ru/ru/journal/article?id=2135> DOI: 10.26102/2310-6018/2026.53.2.002

Algorithm for evaluating the characteristics of the control system elements for the GrANT unmanned aerial vehicle

A.A. Silkin✉

Novik-91 Research and Production Design Center, Egorievsk, the Russian Federation

Abstract. The relevance of this study stems from the growing demands for precision and fault tolerance in automatic control systems of small-scale unmanned aerial vehicles equipped with internal combustion engines, particularly in the context of implementing the Russian Federation's Strategy for the Development of Unmanned Aviation until 2035. Under intense vibrational loads, primarily low-frequency torsional oscillations, the accuracy of microelectromechanical inertial sensors degrades, vibration-induced gyro drift occurs, and onboard power supply system stability is disrupted – all of which directly reduce the reliability of automatic control systems and limit the application of unmanned aerial vehicles in high-precision tasks. In this regard, this article is aimed at the development and experimental verification of an algorithm for the objective quantitative evaluation of the characteristics of control system elements for GrANT unmanned aerial vehicles. This algorithm ensures the monitoring of key operating parameters of the compact MGW-4V gyrovertical and the autopilot board under operational vibration conditions, which is necessary for the objective assessment of the effectiveness of vibration protection measures and for improving the reliability of the control system. The paper presents a comparative analysis of the system's characteristics before and after the implementation of a vibration reduction device designed to suppress torsional oscillations in the range most critical for microelectromechanical sensors. The research methodology involved conducting a series of flight tests on GrANT-M unmanned aerial vehicles using a specialized procedure for testing the gyrovertical signal processing units, recording roll and pitch angles, initialization time and onboard power supply conditions. The obtained results demonstrate that the developed algorithm allows for the detection of a significant reduction in the «noise» level in angular orientation data and an improvement in the stability of the power supply system after the installation of the vibration protection device. The practical significance of the study lies in providing unmanned aerial vehicle developers with a validated tool for assessing and enhancing the accuracy of control systems operating under high vibration loads.

Keywords: UAV, GrANT, control system, MGW-4V gyrovertical, vibration reduction device, glide-slope system, autopilot.

For citation: Silkin A.A. Algorithm for evaluating the characteristics of the control system elements for the GrANT unmanned aerial vehicle. *Modeling, Optimization and Information Technology*. 2026;14(2). (In Russ.). URL: <https://moitvvt.ru/ru/journal/article?id=2135> DOI: 10.26102/2310-6018/2026.53.2.002

Введение

Развитие гражданской беспилотной авиации в Российской Федерации, закрепленное в Стратегии¹, обуславливает необходимость создания отказоустойчивых и высокоточных систем автоматического управления (САУ). Особенно актуальной становится задача обеспечения стабильности работы бортовых систем на малоразмерных БПЛА с двигателями внутреннего сгорания (ДВС), таких как «ГрАНТ-М», где вибрационные нагрузки и крутильные колебания относительно оси коленчатого вала напрямую влияют на чувствительные элементы автопилота: гироскоп МГВ-4В и MEMS-датчики угловой скорости.

Как показано в работах Воронова А. В. и Карасевой Т. В. [1], до 30 % отказов бортового оборудования связаны с вибрационными воздействиями, включая виброусталость контактов и деградацию точности инерциальных датчиков. Подобные колебания искажают данные о крене и тангаже, снижают точность навигации, ухудшают работу курсоглиссальной системы и приводят к деградации качества изображения от оптико-электронной полезной нагрузки.

Особую опасность представляют низкочастотные крутильные компоненты (5–30 Гц), совпадающие с основными резонансами MEMS-гироскопов. Как показано Fang et al. [2], даже незначительная несбалансированность роторов ДВС вызывает вибрационно-индуцированные смещения нуля MEMS-гироскопов, что проявляется в

¹ Распоряжение Правительства РФ от 21 июня 2023 г. № 1630-р «Об утверждении Стратегии развития беспилотной авиации РФ на период до 2030 г. и на перспективу до 2035 г. и плана мероприятий по ее реализации».

виде ложного сигнала угловой скорости – так называемого «вибрационного дрейфа», который может составлять до 0,3–0,5°/с при статическом положении платформы.

Существующие подходы к виброзащите включают пассивные (демпферы, пружины, упругие крепления) и активные (компенсация по обратной связи) методы. В частности, Gök et al. [3] продемонстрировали, что аддитивно изготовленные демпферы позволяют снизить передачу вибраций на чувствительные компоненты до 6 дБ по сравнению с жестким креплением. В исследовании Kang et al. [4] показано, что правильно спроектированный пассивный изолятор снижает RMS-уровень вибрации на 45–60 % на частотах 20–40 Гц, что напрямую увеличивает точность позиционирования БПЛА на 15–20 %. Активные системы, в свою очередь, реализуют динамическую компенсацию колебаний путем генерации противофазных воздействий. Например, Beltran-Carbajal et al. [5] экспериментально подтвердили возможность повышения точности позиционирования квадрокоптера за счет применения виброабсорберов с обратной связью.

Для объективной оценки эффективности таких решений стандарт ISO 18431-4:2022² рекомендует использовать спектральный анализ и оценку статистических характеристик «шума» во временных рядах.

Патент RU 2819400 C1 описывает эффективное пассивное решение – устройство снижения вибраций с кольцевой конструкцией и регулируемыми пружинами растяжения, позволяющее двигателю совершать ограниченное вращательное перемещение относительно фюзеляжа, тем самым целенаправленно гася крутильные колебания – наиболее разрушительные для гироскопических датчиков.

Несмотря на наличие конструктивных решений и зарубежных аналогов, в литературе недостаточно освещены вопросы, связанные с алгоритмами объективной оценки их эффективности в реальных условиях эксплуатации, особенно в контексте требований АП-23³ к точности инерциальных систем и с учетом специфики российских БПЛА с ДВС.

Целью настоящей работы является разработка и экспериментальная верификация алгоритма количественной оценки влияния узла снижения вибраций на ключевые характеристики элементов САУ БПЛА «ГрАНТ-М», включая: стабильность показаний гировертикали, время выхода на режим, что критично для MEMS-инерциальных систем, как показано в [2], а также надежность бортовой сети, важность поддержания которой была описана в работах Wang et al. [6] и Al-Mashhadani [7]. Проблема заключается в деградации характеристик точности и надежности САУ рассматриваемого объекта исследования под воздействием низкочастотных крутильных колебаний, генерируемых ДВС. Данное воздействие проявляется в виброиндуцированном дрейфе MEMS-гироскопов в составе гировертикали МГВ-4В, что увеличивает шум показаний углов ориентации, и в нарушении стабильности бортовой сети электропитания, вызванном виброусталостью контактов. Таким образом, задачами настоящего исследования являются разработка алгоритма автоматизированного сбора и обработки данных тестовой программы ЭВМ ГВ для расчета метрик, использование алгоритма для проведения сравнительного эксперимента по оценке характеристик САУ в различных конфигурациях, проведение летных испытаний для верификации результатов и оценки влияния снижения вибраций на работу автопилота в типовых режимах, анализ полученных данных, приведение количественной оценки эффективности УСВ и работоспособности алгоритма.

² ISO 18431-4. Mechanical vibration and shock – Signal processing – Part 4: Shock-response spectrum analysis.

³ Авиационные правила «Нормы лётной годности гражданских лёгких самолётов. Часть 23».

Материалы и методы

Влияние вибраций на показания гировертикали описывается через модель выходного сигнала:

$$\tilde{\theta}(t) = \theta(t) + \delta_{stat} + \delta_{vib}(A, f) + n(t), \quad (1)$$

где $\tilde{\theta}(t)$ – измеряемый угол (крен/тангаж), $\theta(t)$ – истинный угол, δ_{stat} – статическая ошибка, $n(t)$ – собственный шум датчика, $\delta_{vib}(A, f)$ – виброиндуцированный дрейф, являющийся функцией амплитуды возмущающего момента A и доминирующей частоты f крутильных колебаний. Основная задача средств виброзащиты – минимизировать компоненту δ_{vib} .

Динамика узла крепления двигателя с устройством снижения вибраций, применяемым в эксперименте, описывается моделью крутильного осциллятора с одной степенью свободы:

$$J_z \cdot \ddot{\varphi} + \beta \cdot \dot{\varphi} + k(\delta) \cdot \varphi = M_{vib}(t), \quad (2)$$

где J_z – момент инерции силовой установки, φ – относительный угол закручивания между двигателем и фюзеляжем, β – коэффициент демпфирования, $k(\delta)$ – регулируемая жесткость, зависящая от натяжения пружин УСВ δ , $M_{vib}(t)$ – возмущающий момент от ДВС. Задача виброзащиты состоит в подборе параметров $k(\delta)$ и β , минимизирующих амплитуду колебаний $\varphi(t)$, то есть величину $\varphi_0 = \max|\varphi(t)|$, в критическом для датчиков диапазоне частот 15–25 Гц, что должно привести к снижению $\delta_{vib}(A, f)$ в выходном сигнале. Колебания $\varphi(t)$ и их производные передаются на гировертикаль, порождая ошибку $\delta_{vib}(A, f)$. Таким образом, оптимизация описанных параметров из (2) для минимизации амплитуды φ_0 является физическим основанием для снижения компоненты δ_{vib} из (1), что должно количественно регистрироваться алгоритмом.

Для формализации процесса оценки эффективности виброзащиты был разработан алгоритм, работающий с данными, регистрируемыми штатной тестовой программой ЭВМ ГВ. Алгоритм реализует следующие шаги:

1. Сбор исходных данных: загрузка временных рядов, фиксируемых в окне «Специфика», а именно углы крена и тангажа, флаг готовности гироскопа $G(t)$ – бинарный сигнал, принимающий значение 0 «Не готова» или 1 «Готова», а также состояние бортовой сети (АКБ) $S(t)$ – дискретный сигнал, кодирующий индикацию напряжения.

2. Предварительная обработка: для исходных сигналов углов крена и тангажа применяется высокочастотный фильтр (частота среза 0,1 Гц) с целью выделения их высокочастотных шумовых компонент (для общности обозначим как $\theta_{hf}(t)$), обусловленных вибрациями, и исключения низкочастотного тренда, связанного с калибровкой или медленными изменениями ориентации.

3. Расчет целевых метрик:

3.1) Метрика точности J_θ – среднеквадратическое отклонение (RMS) сигнала шума в установившемся режиме (после установки флага $G(t)$):

$$J_\theta = \sqrt{\frac{1}{T} \int_{t_0}^{t_0+T} \theta_{hf}^2(t) dt}; \quad (3)$$

3.2) Метрика готовности J_t – время от включения питания t_{start} до момента устойчивого перехода флага $G(t)$ в состояние «Готова»:

$$J_t = t_{ready} - t_{start}; \quad (4)$$

3.3) Метрика надежности сети J_s – интенсивность переходов состояния бортовой сети $S(t)$ из номинального («зеленый») в предупреждающий («желтый») режим за время наблюдения T :

$$J_s = \frac{N_{trans}}{T}; \quad (5)$$

3.4) Сравнительный анализ – для конфигураций «А» (базовая, без УСВ) и «Б» (с УСВ) вычисляется относительное улучшение по каждой метрике:

$$\Delta J = \frac{J^A - J^B}{J^A} \cdot 100\%. \quad (6)$$

Исследование включало два этапа: стендовые проверки и летные испытания. Объектами оценки выступили:

- Малогабаритная гировертикаль МГВ-4В с блоком обработки сигналов (на базе MEMS-датчиков угловой скорости и акселерометров);
- Плата автопилота (микроконтроллер STM32F4);
- Устройство снижения вибраций (УСВ), установленное между ДВС и фюзеляжем БПЛА ГРАНТ-М.

Для оценки характеристик использовалась штатная методика проверки ЭВМ ГВ (на базе микроконтроллера STM32F) с гировертикалью МГВ-4. Стенд включал:

- ПЭВМ с двумя COM-портами (RS-232, 19200 бод, N81);
- Гировертикаль МГВ-4В с блоком питания БЭ 96Р 2;
- Имитатор компаратора питания;
- Специализированный кабельный комплект (DB 9, РС 32, FUTABA 27 В).

Алгоритм оценки характеристик включал:

- 1) Загрузку прошивки «girovertikal» в микроЭВМ и запуск тестовой программы;
- 2) Фиксацию параметров в окне «Специфика»:
 - Крен и тангаж – оценка уровня «шума» (дрожания последних разрядов);
 - Сигнал «Готовность гиро» – время выхода на устойчивый статус «Готова» (зелёный индикатор);
 - Состояние АКБ – индикация (зеленый/желтый/красный) для цепей «АКБ Зажигания» и «АКБ гировертикали»;

3) Проведение цикла испытаний:

- Базовый этап – без устройства снижения вибраций;
- Экспериментальный этап – после установки демпфера;

4) Летные проверки – испытания на БПЛА ГРАНТ-М с колесным шасси, в том числе при различных режимах работы ДВС (взлет, крейсерский полет, снижение).

При анализе аэродинамической устойчивости учитывались данные испытаний, согласно которым при $Re = 1,5 \cdot 10^5 - 8 \cdot 10^5$ наблюдается ламинарно-турбулентный переход, сопровождающийся ростом разброса аэродинамических коэффициентов на 8–12 % – эффект, усугубляемый вибрационными возмущениями.

Устройство снижения вибраций, в свою очередь, реализует пассивную виброизоляцию по принципу регулируемого крутильного демпфирования, аналогичному подходам в [3, 4], но адаптированному под специфику ДВС на малоразмерных БПЛА. Угол допустимого поворота ($\pm 15^\circ$) согласован с требованиями к прочности коммуникаций, что соответствует подходу Guan и Wong [8], использовавших демпферы переменной жесткости для защиты чувствительных модулей от вибрационных перегрузок при сохранении геометрической совместимости. Конструкция УСВ, в которой первая деталь с двигателем совершает вращательное перемещение относительно второй детали фюзеляжа на подшипниках качения, представляет собой физическую реализацию крутильного осциллятора, динамика которого описывается уравнением (2). Регулируемое натяжение пружин позволяет изменять параметр $k(\delta)$ в модели, адаптируя демпфер к подавлению колебаний в заданном частотном диапазоне.

Сбор стенда осуществлялся в соответствии со схемой, приведенной на Рисунке 1.

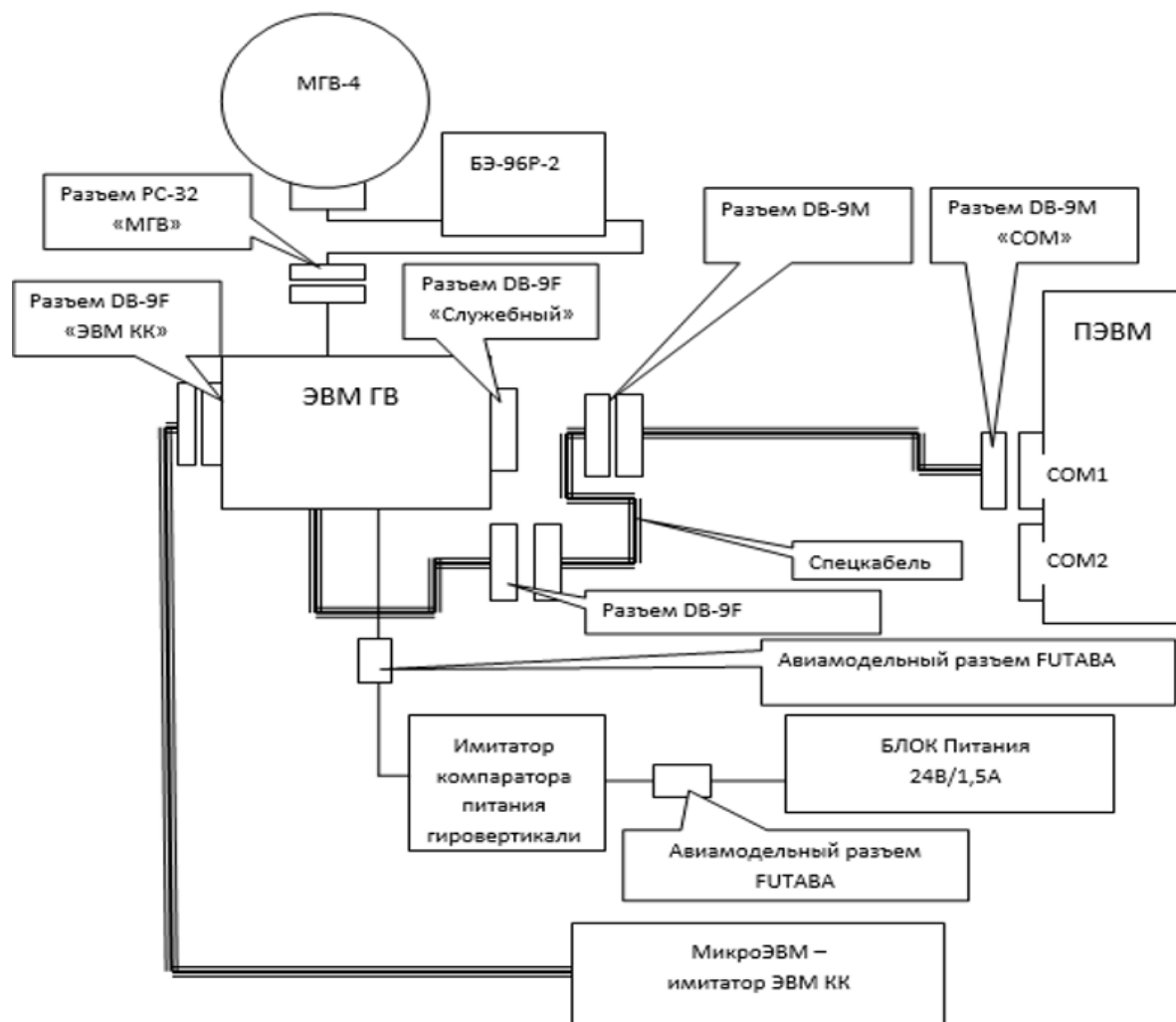


Рисунок 1 – Схема стенда для проведения проверки
Figure 1 – Test bench schematic

Методика проверки правильности работы ЭВМ ГВ с гировертикалью МГВ-4, компаратором питания гировертикали МГВ-4, ЭВМ курсоглиссальной системы (через разъемы «САУ» и «ЭВМ КК») включала в себя следующие шаги:

- 1) Сбор стенда в соответствии со схемой. К ЭВМ ГВ, к разъему ЭВМ КК, имитатор ЭВМ КК должен быть подсоединен разъемом с маркировкой «ЭВМ КК»;
- 2) Запуск на ПЭВМ программы «Панель инструментов изготовителя»;
- 3) В окне программы нажать кнопку «Открыть» и в окне «Программы микроЭВМ» должен появиться список программ микроЭВМ. В списке «Программы микроЭВМ» отметить галочкой программу «girovertikal»;
- 4) Запуск на ПЭВМ тестовой программы микроЭВМ: выбрать пункт «Тестовая программа» в меню «Инструменты». На экране монитора ПЭВМ должно появиться главное окно программы (окно программной основы с двумя вертикальными столбцами кнопок с обозначениями "\$19", "\$91", "\$93", "\$1F"; сами столбцы кнопок обозначены "\$A0" и "\$B0"). При необходимости проверить и настроить порты (\$A0-19200, N, 8, 1, \$B0-19200, N, 8, 1);
- 5) Включить ЭВМ ГВ: перевести тумблер «+5В» вперед (в положение «Включено»), при этом должен загореться красный светодиод, расположенный над тумблером «+5В»;

6) После включения питания на экране ПЭВМ должны появиться два малых окна сброса программ микроЭВМ \$A0 и \$B0, которые следует закрыть. Через 0,5 секунды должен появиться звук раскручивающейся гировертикали МГВ-4;

7) Открыть окно спецификации ЭВМ ГВ, для чего необходимо в главном окне программы выбрать пункт меню «Специфика»;

В данном окне отображаются ключевые параметры для проверки: текущие углы ориентации, состояние силовой установки и индикация напряжения бортовой сети. Окно спецификации должно выглядеть следующим образом (Рисунок 2).

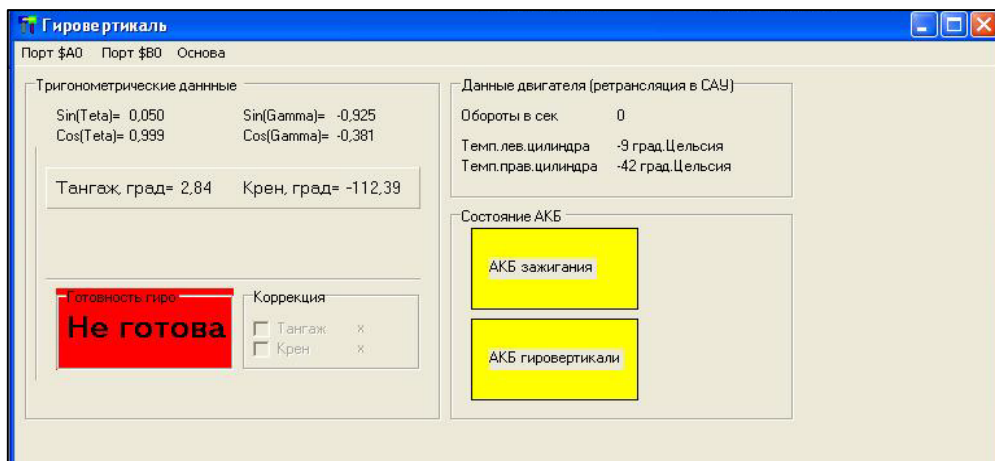


Рисунок 2 – «Состояние АКБ» состояние готовности
Figure 2 – Battery status and gyro readiness indication (initial state)

В смысловой группе «Тригонометрические данные» цифры тангажа и крена должны изменяться, предположительно, в последних значащих разрядах. На панели «Готовность гироскопа» должна быть надпись «Не готова» на красном фоне.

8) Выжидают около 1 минуты до выдачи гировертикалью сигнала «Готовность», который сопровождается щелчком из гировертикали. В течение этого времени наблюдают показания величины тока на индикаторе тока блока питания. Величина тока по мере раскрутки гировертикали должна уменьшаться.

После выдачи сигнала «Готовность» гировертикалью окно «Специфика» должно принять следующий вид (Рисунок 3).

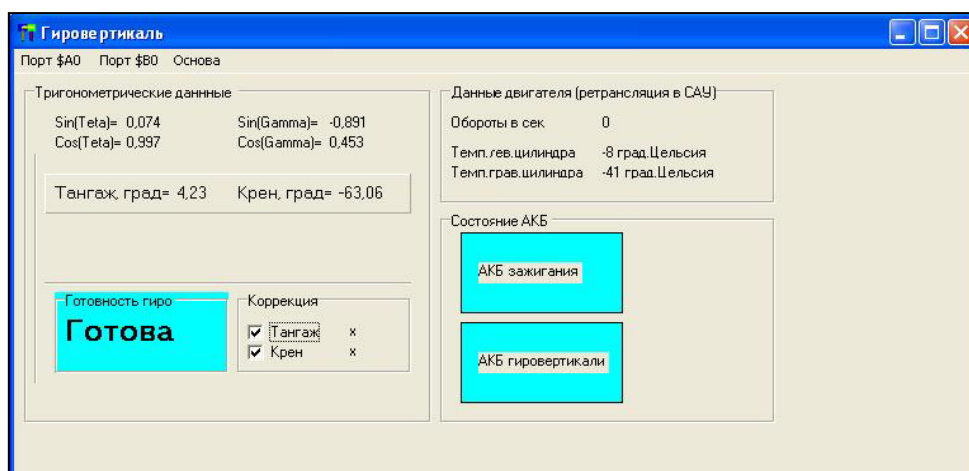


Рисунок 3 – «Состояние АКБ» Полная готовность
Figure 3 – Battery status and full gyro readiness indication (steady state)

9) В смысловой группе «Тригонометрические данные» цифры тангажа и крена должны примерно соответствовать углам наклона гировертикали по крену и тангажу и изменяться («шуметь») в последних значащих разрядах;

10) На панели «Готовность гироскопа» должна быть надпись «Готова» на зеленом фоне. В смысловой группе «Состояние АКБ» панели «АКБ Зажигания» и «АКБ гировертикали» должны быть зелеными;

11) Производят покачивание гировертикали по крену и тангажу. При этом числовые показания тангажа и крена в смысловой группе «Тригонометрические данные» должны соответствовать углам наклона гировертикали по крену и тангажу.

Затем необходимо нажать кнопку имитации срабатывания компаратора питания гировертикали и отпустить. В смысловой группе «Состояние АКБ» панель «АКБ гировертикали» должна стать красной (Рисунок 4).

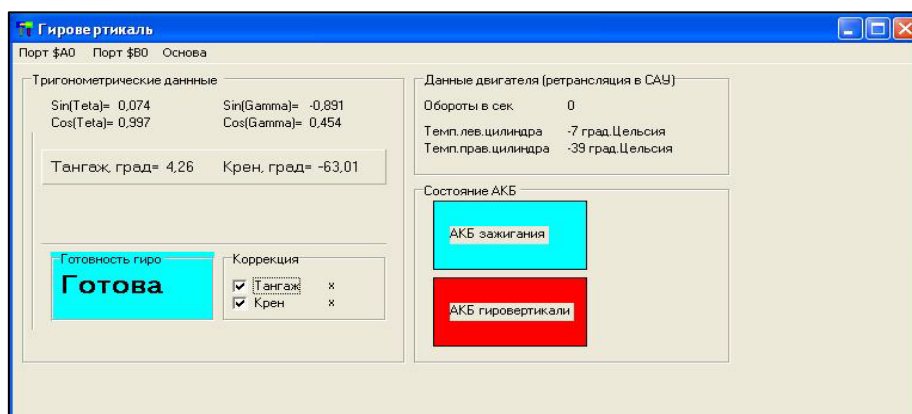


Рисунок 4 – «Состояние АКБ» Имитация питания
Figure 4 – Battery status during simulated power failure of the gyrovertical

Требуется нажать и отпустить кнопку имитации срабатывания компаратора питания системы зажигания на имитаторе компаратора питания системы зажигания, подсоединенного к ЭВМ ПД. В смысловой группе «Состояние АКБ» панель «АКБ зажигания» должна стать красной (Рисунок 5).

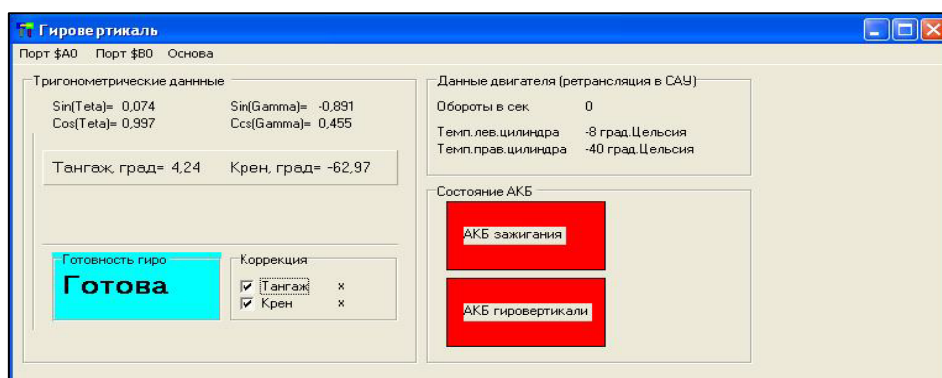


Рисунок 5 – «Состояние АКБ» Имитация питания
Figure 5 – Battery status during simulated power failure of the ignition system

Далее необходимо однократно нажать на тактовую кнопку ЭВМ КК. При этом должен загореться один светодиод, а примерно через 1 секунду должен загореться второй светодиод (должны светиться оба светодиода). ЭВМ ГВ считают работоспособной с гировертикалью МГВ-4, компаратором питания гировертикали

МГВ-4, ЭВМ КК, если все действия по перечисленным в методике пунктам выполнены в соответствии с описанием.

Результаты

Сравнительная оценка характеристик системы автоматического управления проводилась в два этапа: стендовые испытания (в условиях имитации работы двигателя внутреннего сгорания и вибрационного воздействия) и летные проверки на БПЛА «ГрАНТ-М» с установленным колесным шасси – конфигурацией, принятой в качестве эталонной при подготовке к испытаниям на макете транспортного БВС массой 120 кг. В ходе каждого этапа фиксировались как статические параметры (в установившемся состоянии), так и динамические реакции САУ на переходные процессы (запуск двигателя, изменение режимов тяги, отклонения органов управления).

Сравнительный анализ полученных данных представлен в Таблице 1. Все измерения проводились в соответствии с утвержденной методикой проверки ЭВМ ГВ, предусматривающей регистрацию параметров в программной панели «Специфика» с дискретностью 20 мс и последующей статистической обработкой (усреднение по 60 с, вычисление RMS и стандартного отклонения σ). Для исключения субъективного фактора в расчет принимались данные пяти последовательных циклов инициализации при одинаковых условиях.

Таблица 1 – Оценка характеристик САУ до и после установки демпфера

Table 1 – Evaluation of control system characteristics before and after damper installation

Оцениваемый параметр	До установки демпфера	После установки демпфера
Колебания крена/тангажа в установившемся режиме, J_θ	$\pm 0,12^\circ - \pm 0,18^\circ$ ($0,16^\circ RMS$)	$\pm 0,03^\circ - \pm 0,05^\circ$ ($0,05^\circ RMS$)
Время выхода на режим «Готовность гирос», J_t	58 – 65 с; кратковременные сбои	60 ± 2 с; переход стабилен
Адекватность калибровки (при механическом отклонении)	Наблюдался «дрейф» нуля на $0,2^\circ - 0,4^\circ$	Нулевые показания устойчивы, ошибка $\leq 0,08^\circ$
Стабильность АКБ при работе ДВС, J_s	3,8 – 4,6 переходов/мин в «жёлтый» режим	$\leq 0,3$ переходов/мин

Полученные данные позволяют сделать вывод: ключевым эффектом от внедрения устройства является снижение виброиндуцированного дрейфа нуля MEMS-гироскопа, что достигается за счет целенаправленного подавления крутильных колебаний на частотах 15–25 Гц – диапазоне максимальной чувствительности гироскопического модуля гировертикали МГВ-4В [2].

Для подтверждения переносимости результатов на реальные условия полета был проведен дополнительный цикл летных проверок. Данные, собранные в ходе 12 полетов (по 15–18 мин каждый), позволили оценить динамическое поведение автопилота в типовых режимах: взлет (режим максимальной тяги, 5500 об/мин), крейсерский полет (4200 об/мин), снижение (переходные процессы). Результаты сведены в Таблицу 2.

Таблица 2 – Поведение САУ в полете
Table 2 – Autopilot behavior in flight

Показатель	Без демпфера	С демпфером
Частота корректирующих команд по каналу тангажа	4,2 Гц	1,8 Гц
Амплитуда перемещения рулевой машинки высоты	$(3,1 \pm 0,6)$ мм – осцилляции	$(1,2 \pm 0,3)$ мм – плавное движение
Количество вмешательств оператора за полет (15 мин)	3 – 5	1 – 2
Стабильность курсоглиссадного захода	Нестабильный (отклонения $\geq 0,3^\circ$, необходима ручная коррекция)	Устойчивый (отклонения $\leq 0,08^\circ$, без вмешательства оператора)

Аэродинамические испытания, проведенные в рамках работ Tian et al.⁴, также показали, что снижение вибраций конструкции уменьшает разброс аэродинамических коэффициентов при ламинарно-турбулентном переходе на 8–12 %, что косвенно подтверждает повышение качества обтекания и стабильности потока при уменьшении вибрационных возмущений конструкции.

Обсуждение

Полученные данные свидетельствуют, что основным механизмом улучшения характеристик САУ является целенаправленное подавление крутильных колебаний, передающихся от двигателя внутреннего сгорания к фюзеляжу и далее – к гировертикали МГВ-4В. Спектральный анализ временных рядов углов крена и тангажа выявил снижение спектральной плотности мощности на 12–18 дБ в диапазоне 15–25 Гц – именно там, где MEMS-гироскопы проявляют максимальную чувствительность к вибрационному дрейфу [2]. Таким образом, установлена и экспериментально подтверждена аналитическая связь между подавлением низкочастотных крутильных колебаний и снижением виброиндуцированного дрейфа δ_{vib} MEMS-гироскопов гировертикали МГВ-4В для класса малоразмерных БПЛА с ДВС типа «ГранТ», что подтверждается трехкратным уменьшением RMS-шума угловой ориентации. Минимизация данной компоненты является критической для достижения точности, требуемой для курсоглиссадных систем.

Регулируемое натяжение пружин в устройстве снижения вибраций (УСВ) позволяет адаптировать демпфер под конкретные режимы работы силовой установки. При максимальной тяге (5500 об/мин, что соответствует частоте вращения коленвала ≈ 92 Гц) основные крутильные моды возбуждаются на частотах 18–22 Гц, что согласуется с оптимизацией, предложенной Guan и Wong [8], а также Kang et al. [4].

С позиций представленной математической модели (1)–(2) полученные результаты интерпретируются следующим образом. Установка УСВ с оптимально подобранными параметрами привела к минимизации амплитуды крутильных колебаний на резонансных для MEMS-датчиков частотах – это, в свою очередь, вызвало уменьшение компоненты $\delta_{vib}(A, f)$ в выходном сигнале, что непосредственно проявилось в снижении метрики J_θ (уровня RMS-шума) с $0,16^\circ$ до $0,05^\circ$. Устранение высокочастотной вибрационной составляющей позволило САУ адекватно реагировать

⁴ Tian Y., Guo G., Wang G., et al. Research on the Application of High-Static-Low-Dynamic Stiffness Vibration Isolator in Electro-Optical Pods of Unmanned Aerial Vehicles. SAE Technical Paper. URL: <https://doi.org/10.4271/2024-01-7015> (дата обращения: 16.11.2025).

лишь на низкочастотные полезные сигналы, что объясняет снижение частоты корректирующих команд по каналу тангажа (Таблица 2) и повышение стабильности курсоглиссадного захода.

Снижение уровня шума в выходных сигналах угловой ориентации – с $0,16^\circ$ RMS до $0,05^\circ$ RMS – также обеспечивает соответствие требованиям АП-23 к точности инерциальных систем в высокоточных режимах (например, при посадке по курсоглиссадной системе или выполнении ортотрансформирования, где погрешность $\leq 0,1^\circ$ является нормой) [4]. Полученный результат в 3–4 раза лучше, чем у типичных пассивных изоляторов, описанных Gök et al. [3], что объясняется фокусировкой на подавлении именно крутильных, а не поступательных колебаний.

Ключевым преимуществом предложенного решения является отсутствие влияния на динамику контура инициализации и стабилизации: время выхода на режим «Готовность гироскопа» сохраняется в пределах 60 ± 2 с без кратковременных сбоев. Это подтверждает, что УСВ не вносит фазового сдвига в диапазоне 0,1–5 Гц – критически важно для устойчивости контура автопилота [5]. В отличие от излишне «мягких» подвесов [4, 8], демпфер не снижает полосу пропускания каналов управления, что подтверждается уменьшением частоты корректирующих команд по тангажу с 4,2 Гц до 1,8 Гц (Таблица 2) и стабильным поведением рулевой машинки высоты.

Значительное повышение надежности бортовой сети (сокращение переходов АКБ в «желтый» режим с 4,2 до 0,3 раз/мин) экспериментально подтверждает гипотезу о ключевой роли виброусталости контактов как фактора снижения МТБФ в тактических БПЛА. Этот вывод согласуется с результатами Воронова и Карасевой [1], а также с моделью отказоустойчивости, предложенной Al-Mashhadani [7]. Кроме того, в ранее упомянутой работе Tian et al. показали, что для оптико-электронных модулей подобный уровень стабилизации угловых параметров (ошибка $\leq 0,08^\circ$) напрямую обеспечивает сохранение разрешающей способности при съемке с высоты до 500 м, что делает данное решение востребованным при интеграции БПЛА в системы дистанционного мониторинга.

Полученное снижение виброиндуцированного дрейфа имеет значение не только для управления, но и для точности миссий дистанционного зондирования. Как показали Kim et al. [9], даже незначительные вибрации конструкции искажают данные о напряженно-деформированном состоянии наблюдаемых объектов, снижая достоверность результатов. Таким образом, повышение стабильности инерциальной системы напрямую способствует повышению качества геопространственных данных, что особенно актуально при интеграции БПЛА в цифровые платформы мониторинга. Полученные результаты согласуются с выводами HuanYe et al. [10] о значительном влиянии вибрационных характеристик шасси на общую динамику и устойчивость колесных БПЛА.

Заключение

Проведенное исследование показало, что разработанный алгоритм оценки характеристик элементов системы управления БПЛА «ГрАНТ-М» позволяет дать объективную и количественную оценку влияния вибрационных воздействий на работоспособность ключевых компонентов автопилота – в первую очередь малогабаритной гироскопической МГВ-4В и платы обработки сигналов. В рамках работы был предложен и верифицирован алгоритм количественной оценки эффективности виброзащиты, использующий штатные диагностические параметры САУ (J_θ, J_t, J_s), что исключает необходимость установки дополнительных внешних датчиков и снижает стоимость испытаний. Экспериментальные данные, полученные как на стенде, так и в

ходе летных испытаний, подтверждают, что основным дестабилизирующим фактором в условиях эксплуатации аппарата с двигателем внутреннего сгорания являются именно крутильные колебания, передающиеся от силовой установки через конструкцию фюзеляжа к чувствительным элементам инерциальной системы. Установка устройства снижения вибраций, реализующего принцип регулируемого вращательного демпфирования, позволила существенно повысить стабильность выходных сигналов – уровень шума в показаниях крена и тангажа снизился с $0,16^\circ \text{ RMS } (\pm 0,12^\circ - \pm 0,18^\circ)$ до $0,05^\circ \text{ RMS } (\pm 0,03^\circ - \pm 0,05^\circ)$; кроме того, индикация состояния бортовой сети перестала демонстрировать случайные просадки напряжения, что свидетельствует о снижении виброусталости электрических соединений и повышении общей надежности комплекса. При этом динамические характеристики, в частности, время выхода на штатный режим «Готовность», остались в рамках технических требований (60 ± 2 с), что исключает негативное влияние демпфера на процессы инициализации и раскрутки гироскопа. Таким образом, экспериментально обосновано, что для БПЛА, работающего в условиях ламинарно-турбулентного перехода ($Re = 1,5 \cdot 10^5 \div 8 \cdot 10^5$), снижение вибраций за счет оптимизации параметров демпфера $k(\delta)$ и β в модели (2) приводит не только к повышению точности САУ, но и к косвенной стабилизации аэродинамических характеристик за счет снижения частоты паразитных корректирующих команд с 4,2 Гц до 1,8 Гц. Работа демонстрирует переход от эмпирической оценки виброзащиты к формализованной методологии, основанной на математических моделях (1), (2) и алгоритме расчета объективных метрик.

Разработанный алгоритм обеспечивает нормативно-обоснованную (по АП-23 и ISO 18431-4) и экспериментально верифицированную оценку виброзащиты. Его применение позволяет объективно ранжировать решения – от пассивных аналогов до адаптивных систем – и интегрировать количественную оценку влияния вибраций на САУ на этапах проектирования и сертификации в соответствии со Стратегией.

Полученные результаты не только верифицируют эффективность предложенного технического решения, но и формируют методологическую основу для дальнейшей оптимизации систем виброзащиты на этапе проектирования и сертификации малоразмерных беспилотных летательных аппаратов, особенно в классе тактических и транспортных БПЛА, где точность и отказоустойчивость САУ напрямую определяют успешность выполнения поставленных задач.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ / REFERENCES

1. Воронов А.В., Карасева Т.В. Анализ возникновения вибрации в летательных аппаратах с целью внедрения технологий и систем для ее исследования. *Universum: технические науки*. 2023;(1). URL: <https://7universum.com/ru/tech/archive/item/14874>
Voronov A., Karaseva T. Analysis of the appearance of vibration in aircraft with the purpose of introducing technologies and systems for its study. *Universum: tekhnicheskije nauki*. 2023;(1). (In Russ.). URL: <https://7universum.com/ru/tech/archive/item/14874>
2. Fang X., Dong L., Zhao W.-Sh., et al. Vibration-Induced Errors in MEMS Tuning Fork Gyroscopes with Imbalance. *Sensors*. 2018;18(6). <https://doi.org/10.3390/s18061755>
3. Gök K., Karagoz G., Gök A. Vibration Damper Design and Additive Manufacturing for Unmanned Aerial Vehicles. *Journal of Mechanical Materials and Mechanics Research*. 2023;6(2):23–30. <https://doi.org/10.30564/jmmmr.v6i2.5711>
4. Kang Ch.-H., Park H.-S., Seo S.-W., Kwag D.-G. Design and Experiment of a Passive Vibration Isolator for Small Unmanned Aerial Vehicles. *Applied Sciences*. 2024;14(10). <https://doi.org/10.3390/app14104113>

5. Beltran-Carbajal F., Yañez-Badillo H., Tapia-Olvera R., Favela-Contreras A., Valderrabano-Gonzalez A., Lopez-Garcia I. On Active Vibration Absorption in Motion Control of a Quadrotor UAV. *Mathematics*. 2022;10(2). <https://doi.org/10.3390/math10020235>
6. Wang X., Zhang X., Gong H., Jiang J., Rai H.M. A flight control method for unmanned aerial vehicles based on vibration suppression. *IET Collaborative Intelligent Manufacturing*. 2021;3(3):252–261. <https://doi.org/10.1049/cim2.12027>
7. Al-Mashhadani M.A. Optimal control and state estimation for unmanned aerial vehicle under random vibration and uncertainty. *Measurement and Control*. 2019;52(9-10):1264–1271. <https://doi.org/10.1177/0020294019866860>
8. Guan H., Wong K.C. Spring-Damped Underactuated Swashplateless Rotor on a Bicopter Unmanned Aerial Vehicle. *Machines*. 2024;12(5). <https://doi.org/10.3390/machines12050296>
9. Kim I.-H., Jung H.-J., Yoon S., Park J.W. Dynamic Response Measurement and Cable Tension Estimation Using an Unmanned Aerial Vehicle. *Remote Sensing*. 2023;15(16). <https://doi.org/10.3390/rs15164000>
10. Huang H., Wei W., Xu N., Yu B., Zhu D., Wang M. Study on the vibration characteristics of wheeled unmanned aerial vehicles. In: *Journal of Physics: Conference Series: Volume 3120: 2025 International Conference on Aerospace, Information Technology and Control Engineering (AITCE 2025), 11–13 July 2025, Tianjin, China*. IOP Publishing Ltd; 2025. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/3120/1/012021>

ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРЕ / INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Силкин Артём Анатольевич, кандидат технических наук, главный конструктор Научно-производственного конструкторского центра «Новик-91», Егорьевск, Российская Федерация. **Artyom A. Silkin**, Candidate of Engineering Sciences, Chief Designer of the Novik-91 Research and Production Design Center, Egorievsk, the Russian Federation.

e-mail: silkin-a-a@yandex.ru

ORCID: [0009-0001-3515-3774](https://orcid.org/0009-0001-3515-3774)

Статья поступила в редакцию 19.12.2025; одобрена после рецензирования 03.02.2026; принята к публикации 09.02.2026.

The article was submitted 19.12.2025; approved after reviewing 03.02.2026; accepted for publication 09.02.2026.