

Научная статья

УДК 621.432.98

URL: <https://trudymai.ru/publications.php?ID=186880>

EDN: <https://www.elibrary.ru/WRGSOB>

## **ВЛИЯНИЕ ВИБРАЦИИ КОНВЕРТИРОВАННЫХ МАЛОГАБАРИТНЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ НА БЕСПИЛОТНОЕ ВОЗДУШНОЕ СУДНО**

**В.А. Морозов✉, Г.М. Макарьянц, Д.В. Щербо**

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», г. Самара, Россия

✉ [morozov.va@ssau.ru](mailto:morozov.va@ssau.ru)

---

**Цитирование:** Морозов В.А., Макарьянц Г.М., Щербо Д.В. Влияние вибрации конвертированных малогабаритных поршневых двигателей внутреннего сгорания на беспилотное воздушное судно // Труды МАИ. 2025. № 145. URL: <https://trudymai.ru/publications.php?ID=186880>

---

**Аннотация.** В работе рассмотрено применение малогабаритного поршневого двигателя бытового, неавиационного назначения, переоборудованного для авиационного применения на малоразмерном беспилотном летательном аппарате самолётного типа летающих лабораторий. Проведено сравнение стоимостных и технических характеристик специализированных авиационных и конвертированных поршневых двигателей. Показана целесообразность такой конверсии. Выполнен инженерно-статистический анализ неисправностей по наработке силовых установок с конвертированным поршневым двигателем в составе летательного аппарата и испытательного стенда. Выявлено, что наиболее частые отказы и неисправности связаны с вибрационным разрушением элементов планера и креплений двигателя. Предприняты меры по защите конструкции планера и полетного контроллера от негативного влияния

вибрации. Эффективность внедрённых мероприятий подтверждена наземными испытаниями, в ходе которых возникновение отказов не наблюдалось. Так же зафиксировано снижение среднеквадратичного значения виброускорения на полётном контроллере до приемлемого уровня. Дано заключение о возможности применения конвертированного поршневого двигателя в составе малоразмерного беспилотного летательного аппарата.

**Ключевые слова:** вибрация, вибрационная диагностика, поршневой двигатель, беспилотный летательный аппарат, авиационная конверсия, техническая диагностика, испытания, конвертированный авиационный поршневой двигатель (АПД).

---

## RESEARCH TESTS OF CONVERTED SMALL-SIZED PISTON COMBUSTION ENGINES OF AN UNMANNED AIRCRAFT

V.A. Morozov✉, G.M. Makaryants, D.V. Shcherbo

Samara National Research University, Samara, Russia

✉ [morozov.va@ssau.ru](mailto:morozov.va@ssau.ru)

---

**Citation:** Morozov V.A., Makaryants G.M., Shcherbo D.V. Research tests of converted small-sized piston internal combustion engines of an unmanned aircraft // Trudy MAI. 2025. No. 145. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/publications.php?ID=186880>

---

**Abstract.** This paper examines the use of a small-sized piston engine for domestic, non-aviation use, converted for aviation use in a small-sized unmanned aerial vehicle of the airplane type. Currently, converted piston engines are successfully used in unmanned aerial vehicle. The cost and technical characteristics of specialized aviation and converted PEs are compared. Converted engines are superior in terms of fuel consumption and cost. However, they have slightly inferior technical parameters, such as thrust, weight, and power. The feasibility of such a conversion is demonstrated. An engineering and statistical analysis of malfunctions during the operation of power plants with converted piston engines in aircraft and on a test rig is performed. A qualitative reliability analysis of prototype PEs and unmanned aerial vehicles was conducted. During testing, failures were identified and classified by the nature of their

manifestation, by components and assemblies, and by cause of failure. It was found that the most frequent failures and malfunctions are related to vibration-induced damage to airframe components and engine mounts. Measures have been taken to protect the airframe and flight controller from the negative effects of vibration. Special dampers have been installed in the engine mounts. The effectiveness of these measures has been confirmed by ground tests, during which no failures were observed. Vibration measurements were conducted using vibration diagnostics. A reduction in the root-mean-square vibration acceleration on the flight controller to an acceptable level was also recorded. This article serves as a reference for engineers designing unmanned aerial vehicles with piston engines. A conclusion is provided regarding the feasibility of using a converted piston engine in a small unmanned aerial vehicle.

**Keywords:** Vibration, vibration diagnostics, piston engine, unmanned aerial vehicle, aviation conversion, technical diagnostics, tests, converted aircraft piston engine (APE).

---

## Введение

Необходимость насыщения рынка летательных аппаратов (ЛА) поршневыми двигателями (ПД) является важной задачей. В настоящее время в научных подразделениях Самарского университета ведутся разработки малогабаритных авиационных поршневых двигателей (АПД) [1]. Однако помимо создания ПД, специализированных для авиационного применения, существует направление конверсии ПД, имеющих бытовое назначение и переоборудованных для установки на воздушные суда (ВС).

Одно из первых применений неавиационного ПД на ЛА состоялось в авиамodelьном спорте во второй половине 70-х годов XX века. Впервые двухтактный бензиновый поршневой двигатель «Квадра» от ручной цепной пилы был установлен на радиоуправляемую модель самолёта. Мощность двигателя составила 2,2 л.с., а рабочий объём 34,1 см<sup>3</sup> [2].

В то время широкого распространения направление разработки малогабаритных авиационных ПД не получило. Это было связано с крайне ограниченным развитием электронных систем управления беспилотных ВС (БВС). В настоящее же время, с решением вопросов оснащения БВС доступным и

надёжным полётным контроллером возможности ЛА расширились. Помимо авиамodelьного, беспилотные ВС широко применяются для дистанционного зондирования земли (ДЗЗ) с инспекционными миссиями в сельском хозяйстве и газо и нефтетранспортной промышленности. В связи с этим возникает потребность в малогабаритных АПД, обладающих необходимой мощностью, низким расходом топлива, малой массой и самое важное приемлемой стоимостью. Конвертированный поршневой двигатель удовлетворяет всем этим требованиям. Однако при его эксплуатации актуальными остаются, во-первых, вопрос снижения уровня вибрации, передаваемой от конвертированной силовой установки на планер и, во-вторых, вопрос вибрационной защиты ответственных элементов ВС, например, таких как проводка управления, соединение проводов, элементы крепления агрегатов, элементы электронной системы управления ВС и аппаратуры ДЗЗ.

Целью работы является оценка работоспособности малоразмерного беспилотного летательного аппарата в условиях вибрационного воздействия со стороны установленного на него конвертированного поршневого двигателя.

### **Технико-экономическое обоснование применения конвертированных ПД**

В ходе технико-экономического анализа рассмотрены двигатели в диапазоне мощностей до 5 л.с. и рабочим объёмом от 35 до 56 см<sup>3</sup>. В анализ вошли специализированные АПД DLE-55 (Китай) [3] и MVVS 50 IRS (Чехия) [4], а также ПД снятые с ручного механизированного инструмента для скашивания травы – бензотримера: двухтактный Favourite BT 56 (Китай) и четырёхтактный Honda GX35 AVIA (Япония), конвертированные для установки на малоразмерный беспилотный самолёт и получившие в названии авторскую добавку AVIA (рис. 1).



а  
FAVOURITE BT56 AVIA



б  
HONDA GX-35 AVIA



Рисунок 1 - Внешний вид конвертированных двигателей и их исходный вид

В ходе конвертации был проведён демонтаж деталей, необходимость в которых отпала в лётных условиях эксплуатации. Так были демонтированы детали пластикового кожуха, отвечающего за сбор охлаждающего воздуха, поступающего от крыльчатки, приводимой во вращение валом двигателя. В составе ЛА охлаждение осуществлялось от набегающего потока воздуха, формируемого воздушным винтом. Так же были убраны силуминовые крепления кожуха к картеру двигателя. Кроме этого с двигателя был демонтирован топливный бак и его крепления. В ходе конверсии топливный бак был расположен в центре тяжести ЛА. Это позволило свести к нулю изменение центровки самолета при расходовании топлива. Также демонтирован глушитель и установлена расширенная труба диаметром 16 мм с целью облегчения конструкции, а также с целью отвода выхлопных газов от фюзеляжа ЛА. Демонтирована воздушная заслонка карбюратора и воздушный фильтр из-за больших габаритов, создающих повышенное сопротивление. Общий вес демонтированных деталей составил 1,2 кг или 30% от массы исходного агрегата. Для адаптации двигателя под авиационные нужды была изготовлена втулка крыльчатки для передачи крутящего момента от вала двигателя к воздушному винту. Также изготовлены пятиточечные крепления двигателя к моторной раме. В таблице 1 представлены технические характеристики получившихся в ходе конверсии силовых установок.

Таблица 1

Технические характеристики конвертированных ПД

Наименование характеристики	Favourite BT 56 AVIA	Honda GX35 AVIA
Объём, <i>с</i>	56	35
Тактность	2 Т	4 Т
Мощность, .	3,3	1,3
Кол-во и расположение цилиндров	1, горизонтальный	1, горизонтальный
Масса исходная, г	3,5	3,46
Масса после конвертации, г	2,6	2,7
Тяга с ВВ 20х8, г	7	6,2
Расход топлива	1,7 л/ч при 9000 об/мин	0,7 л/ч при 5600 об/мин
Цена исходного двигателя, руб.	5 000	11 740
Цена конвертации, руб.	1 200	1 500

Технико-экономический анализ проводился для двигателей примерно одинаковой массы. Сравнение характеристик специализированных и конвертированных силовых установок показало очевидное техническое преимущество авиационных. Мощность и развиваемая двадцатидюймовым винтом тяга авиационных двигателей оказалась примерно в два раза выше конвертированных (рис. 2). Однако экономически конвертированные двигатели получились значительно выгоднее как со стороны себестоимости, так и с точки зрения затрат на эксплуатацию. Расход топлива конвертированных двигателей вышел в два раза меньше (рис. 2), чем у специализированных, а главное стоимость бытовых, хоть и переоборудованных, двигателей оказалась примерно в 6 раз меньше, чем у авиационных (рис. 3).

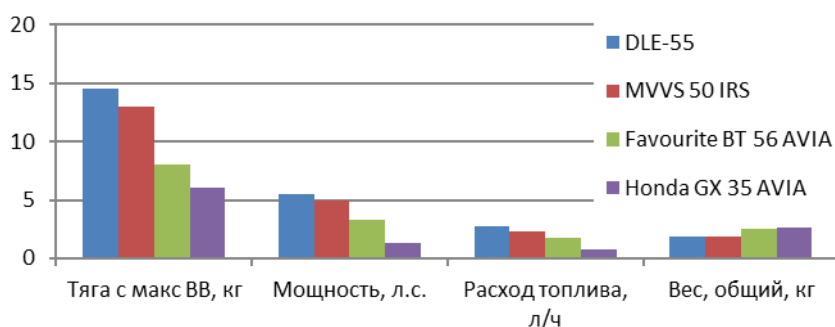


Рисунок 2 - Сравнение технических характеристик специализированных и конвертированных АПД

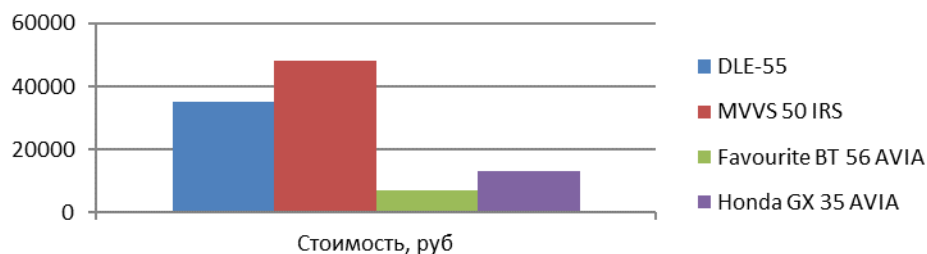


Рисунок 3 - Сравнение экономических характеристик специализированных и конвертированных АПД

Некоторый дефицит в мощности и тяге конвертированных двигателей, безусловно, ухудшает динамические и манёвренные возможности ЛА. Однако на



крейсерском режиме, наиболее характерном для миссий ДЗЗ, это не является критичным. Низкая тяга силовой установки может быть успешно скомпенсирована повышением аэродинамического качества ВС. В то же время существенная экономия затрат на покупку и, что самое главное, затрат на обслуживание при эксплуатации конвертированных двигателей является существенным их преимуществом. Это демонстрирует целесообразность использования конвертированных ПД в определённых нишах рынка авиационных ДВС (двигателей внутреннего сгорания).

### **Описание разработанных для исследования конвертированных АПД самолётов - летающих лабораторий**

В ходе работы проведены наземные и лётные испытания конвертированных ПД в составе испытательного стенда и самолетов – летающих лабораторий собственного изготовления (рис. 4). Разработанному для этих целей ВС было присвоено название «Бензиныч». В ходе исследований было изготовлено три модификации летающей лаборатории. На модификациях «Бензиныч-1» и «Бензиныч-2» исследовалась работа двухтактного двигателя. Модификация «Бензиныч-3» оснащалась четырёхтактным двигателем.



а

«Бензиныч-1»



б

«Бензиныч-2»



в

«Бензиныч-3»

Рисунок 4 - Внешний вид самолётов - летающих лабораторий

Общие для каждой модификации летно-технические характеристики представлены в таблице 2.

Таблица 2

Летно-технические характеристики ЛА серии «Бензиныч»

Размах крыла, м	2,7
Длина, м	1,68
Масса взлётная максимальная, г	12
Масса полезной нагрузки, г	4
Скорость крейсерская, км/ч	70

## Качественный анализ надёжности

В ходе работы проведён качественный анализ надёжности [5], а также сбор статистики отказов и неисправностей по двум исследуемым двигателям в составе испытательного стенда и трёх самолётов – летающих лабораторий. В ходе эксплуатации обоих двигателей наработка в составе ЛА и в составе испытательного стенда составила 43 часа. Сразу же проявились следующие отказы, угрожающие безопасности полётов:

- обрыв несущей шпильки двигателя (на рис. 5 видна часть шпильки, оставшаяся внутри двигателя);
- усталостный излом маховика двигателя (рис. 6);
- скол уха крепления картера двигателя (рис. 7);
- выкручивание винта крепления карбюратора (рис. 8).

Характер отказов говорит о повышенной вибрации ЛА, как одной из основных причин неисправностей. Кроме этого, следует отметить, что произошедшее впоследствии крушение самолёта «Бензиныч-1» (рис. 9) также было следствием высокого уровня вибрации, приведшее к поломке тяги управления рулём высоты.



Рисунок 5 – Обрыв несущей шпильки, кусок шпильки, извлеченный из двигателя

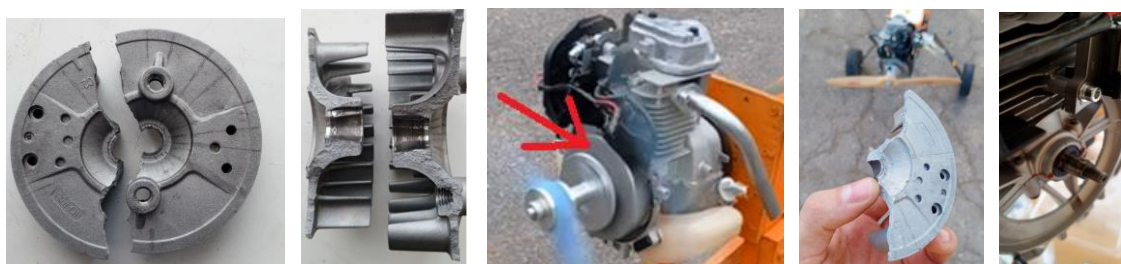


Рисунок 6 – Усталостный излом маховика вала двигателя



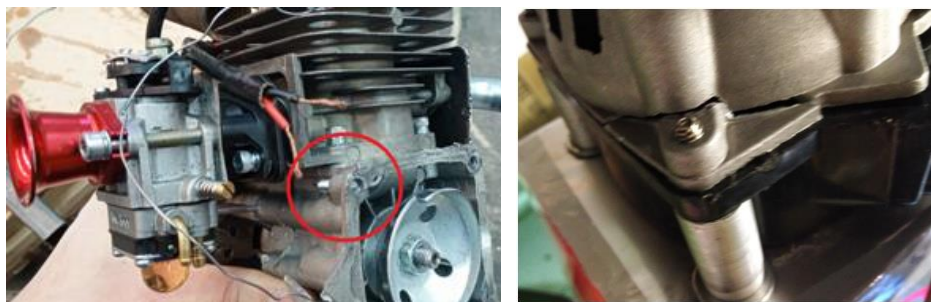


Рисунок 7 – Скол уха крепления картера двигателя

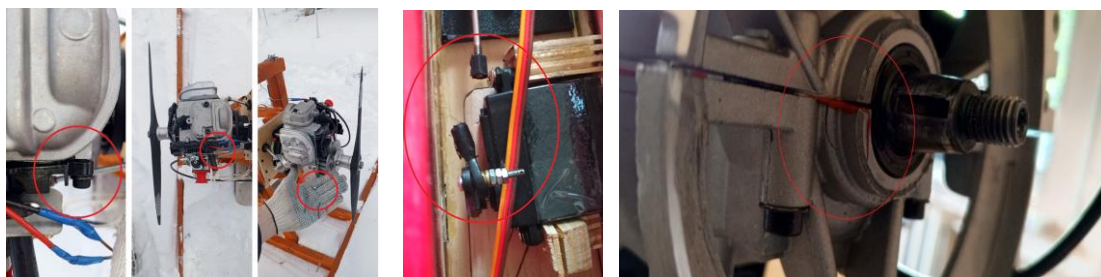


Рисунок 8 – Выкручивание винта крепления карбюратора и выхлопного патрубка



Рисунок 9 – Кадры крушения ЛА «Бензиныч-1»

Информация обо всех отказах, произошедших во время испытаний, приведена в таблице 3. Выявлены причины возникновения отказов, а также проведена классификация отказов по характеру проявления: конструктивно-производственный недостаток (КПН), т.е. связанный с ошибками при проектировании агрегатов или неправильном заданием условий их эксплуатации, а также эксплуатационный отказ (Э), связанный с нарушением правил эксплуатации и технологии проведения технического обслуживания.

## Статистические данные об отказах

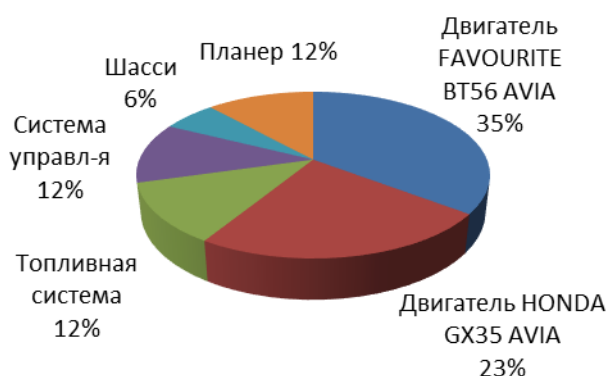
Узел, агрегат, деталь	Характер отказа	Обстоятельства обнаружения	Причина	Класс
ЛА «БЕНЗИНЫЧ-1»				
Двигатель FAVOURITE BT56 AVIA	Разрушение тяги дроссельной заслонки карбюратора	При наземных испытаниях, на газовке.	Разрушение жёсткой тяги из-за переменных нагрузок, негативное влияние вибрации	КПН
	Разрушение шпильки крепления двигателя	После посадки, при после-полётном осмотре	Неправильно спроектированное крепление ДВС. Негативное воздействие вибрации	КПН
Топливная система	Течь топлива из под штуцера бензобака	При газовке, при осмотре	Старение и разрушение резинового уплотнения штуцера	Э
	Заглох двигатель в полете	После посадки, на послеполётном осмотре	Проворот бака на 90° в местах крепления и прекращение подачи топлива. Ненадёжное крепление бака	КПН
Система управления	Разрушение наконечника тяги РВ	В полете на высоте 20 метров произошла потеря управления, ЛА врезался в землю под 45 ° и разрушился	Недостаточная прочность материала наконечника тяги РВ из-за негативного воздействия вибрации двигателя	КПН
Шасси	Потеря контр гайки фиксирующей левое колесо	После посадки, на послеполётном осмотре	Износ резинового фиксатора гайки. Негативное воздействие вибрации	КПН
ЛА «БЕНЗИНЫЧ-2»				
Двигатель FAVOURITE BT56 AVIA	Разрушение «уха» картера	При наземных испытаниях, при выходе на взлётный режим	Неправильное крепление ДВС, без демпферов, на жёсткую, Негативное воздействие вибрации	КПН
	Деформация шпильки крепления	При наземных испытаниях, при осмотре	Неправильное крепление ДВС, негативное воздействие вибрации	КПН
	Нарушение соединения глушителя с ДВС	В полете, было замечено резкое увеличение мощности на ХХ.	Недостаточная затяжка винтов крепления глушителя, недостаток фиксатора резьбы на винтах	Э
	Разрушение шпильки крепления двигателя	При наземных испытаниях, на осмотре	Неправильно спроектированное крепление ДВС. Негативное воздействие вибрации	КПН

Планер	Повреждение узлов крепления ГО.	При буксировке ЛА	Нарушения правил транспортировки ЛА	Э
	Повреждение обшивки лев. консоли	При буксировке ЛА	Нарушения правил транспортировки ЛА	Э
ЛА «БЕНЗИНЫЧ-3»				
Двигатель HONDA GX35 AVIA	Разрушение шпильки крепления двигателя	При наземных испытаниях	Неправильное крепление ДВС, негативное влияние вибрации	КПН
	Разрушение маховика двигателя	При газовке, маховик разрушился и вылетел через ВВ	Усталостный излом по шпоночному пазу, производственный дефект детали	КПН
	Трещина картера в зоне переднего коренного ШП	При периодическом осмотре	Негативное воздействие вибрации, повреждение картера частями маховика	КПН
	Выкручивание винтов крепления глушителя и карбюратора	При наземных испытаниях, на осмотре	Недостаток фиксатора резьбы, негативное воздействие вибрации	Э
Система управления	Нарушения работоспособности блока понижения напряжения	При наземных испытаниях	Создание электромагнитных помех катушкой зажигания, взаимное влияние агрегатов	КПН

Анализ неисправностей показал, что 70 % отказов, являются конструктивно-производственными, 30 % отказов – эксплуатационными (рис. 10).

Э 30 %

КПН 70%



а

б

Рисунок 10 – Диаграмма распределения отказов  
а – по характеру проявления; б – по узлам и агрегатам

На долю двигателей пришлось 58 % отказов. При этом самым ненадёжным оказался двухтактный Favourite BT 56 AVIA. На его долю выпало 35 % от общего числа отказов. Четырёхтактный Honda GX35 AVIA отказывал в 23 % случаев.

Анализ причин появления отказов показал, что наиболее часто отказы появлялись по причине повышенной вибрации – 59 % (рис. 11).



Рисунок 11 – Диаграмма распределения отказов по причине отказа

### **Модернизация крепления силовой установки к мотораме ЛА**

Силовая установка поршневого ЛА является главным источником вибрации, которая через места крепления двигателя к планеру передаётся на конструкцию самолёта в целом и далее на его системы и приборы. В этих условиях очевидным способом защиты ВС от повышенных динамических нагрузок является закрепление силовой установки на податливых виброизолирующих опорах [7]. Однако кроме выбора величины податливости креплений силовой установки на самолёте также важным вопросом является определение количества этих креплений и места их расположения.

Опыт установки специализированного авиационного ДВС DLE-55 на малоразмерном самолёте [3] показывает, что при весе двигателя (до 1,5 кг) допускается его присоединение через жесткое крепление без упругих виброизоляторов. Двигатель при этом стыкуется к самолёту через 4 - 5 точек. Используют как осевое крепление, при котором крепёжные болты работают на

растяжение (рис. 12 а), так и поперечное, при котором двигатель укладывается на раму и крепится к ней болтами, работающими на срез (рис. 12 б).

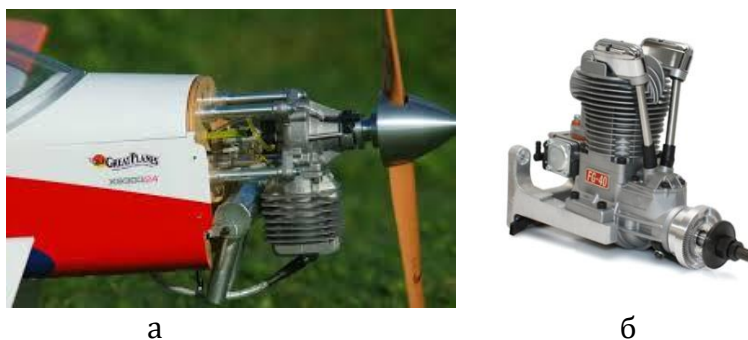


Рисунок 12 – Крепление двигателя DLE-55: осевое (а) и поперечное (б)

Однако для конвертированного двигателя, например, HONDA GX35 в работе [7], скорее всего из-за вибрации большей в сравнении со специализированным авиационным, предлагается его монтаж на самолёт через податливые резиновые шайбы (рис. 13 а). Кроме этого вводятся два дополнительных узла крепления с левой и с правой стороны мотора в районе его центра тяжести (рис. 13 б). Такая дополнительная опора позволяет снять с крепёжных болтов вредный изгибающий момент.

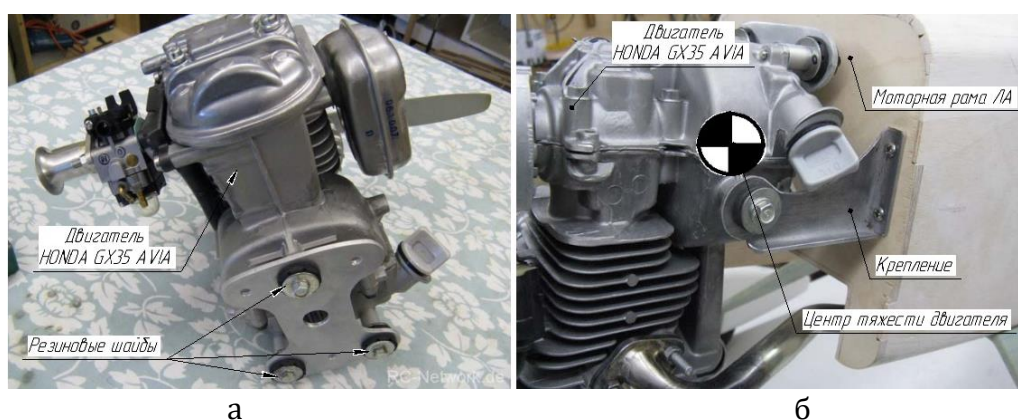


Рисунок 13 – Узлы крепления двигателя HONDA GX35 [7]: податливые опоры (а); дополнительная опора в районе центра тяжести (б)

Ввиду высокого числа неисправностей по причине вибрации на самолёте «Бензиныч-3» при его доводке были применены все описанные выше способы виброизоляции (рис. 14). Использовалось сочетание осевого и поперечного крепления. В точках стыковки с планером применялись резиновые виброизоляторы средней жёсткости. Двигатель получил дополнительное крепление в районе центра тяжести.



После внедрения мероприятий по вибрационной защите ВС [6], при испытаниях с наработкой 25 ч - отказов из-за вибрации не наблюдалось.

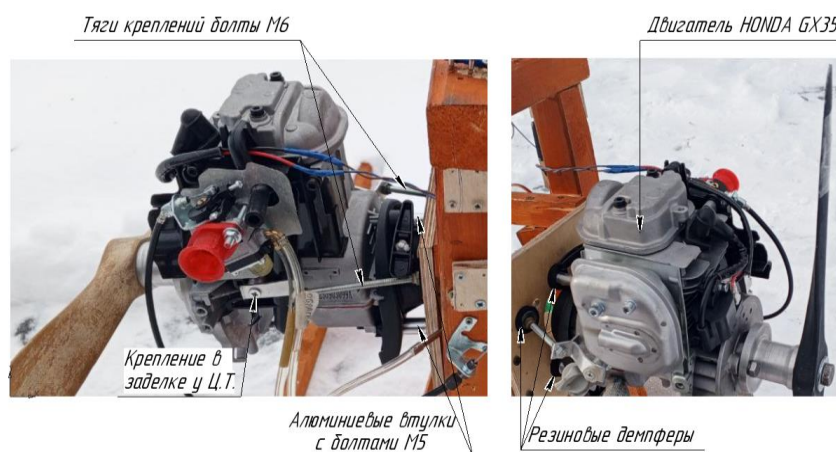


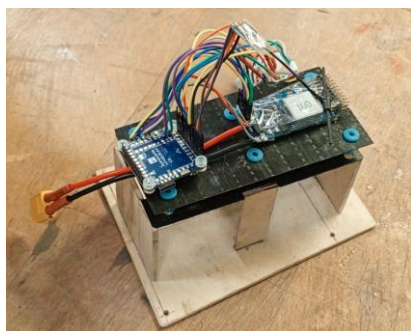
Рисунок 14 – Применённые мероприятия

### **Проведение замеров вибрации на полётном контроллере**

В ходе испытаний ЛА как исходной конструкции, так и конструкции с внедренными мероприятиями по его защите от вибрирующей силовой установки, проводилась запись среднеквадратичного значения виброускорения на полётном контроллере (ПК) системы управления ЛА. Запись вибрации осуществлялась с помощью встроенного штатного трёхкомпонентного виброакселерометра. Следует отметить, что полетный контроллер является ключевым агрегатом, определяющим работоспособность ЛА. ПК используется для полёта самолёта в автоматическом режиме, например, таком как стабилизация по тангажу и крену или возврат на точку взлёта. Погрешности в работе ПК могут привести к отклонению от желаемой траектории полёта и либо невыполнению миссии, либо крушению и потере ЛА. Корректная работа полётного контроллера в высокой степени зависит от внешнего воздействия, в том числе вибрационного. Это определило выбор места замера вибрации при испытаниях.

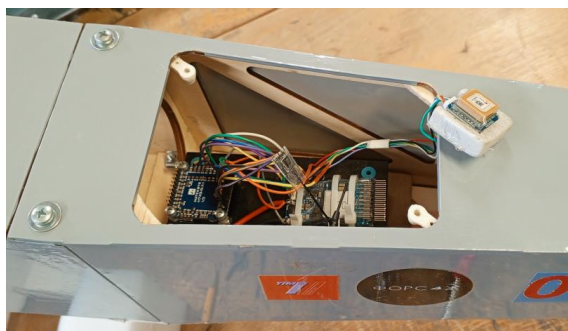


На рис. 15 изображен модуль системы управления летающей лаборатории «Бензиныч» с ПК [8] и платой разводки питания для потребителей.



а

модуль в сборе



б

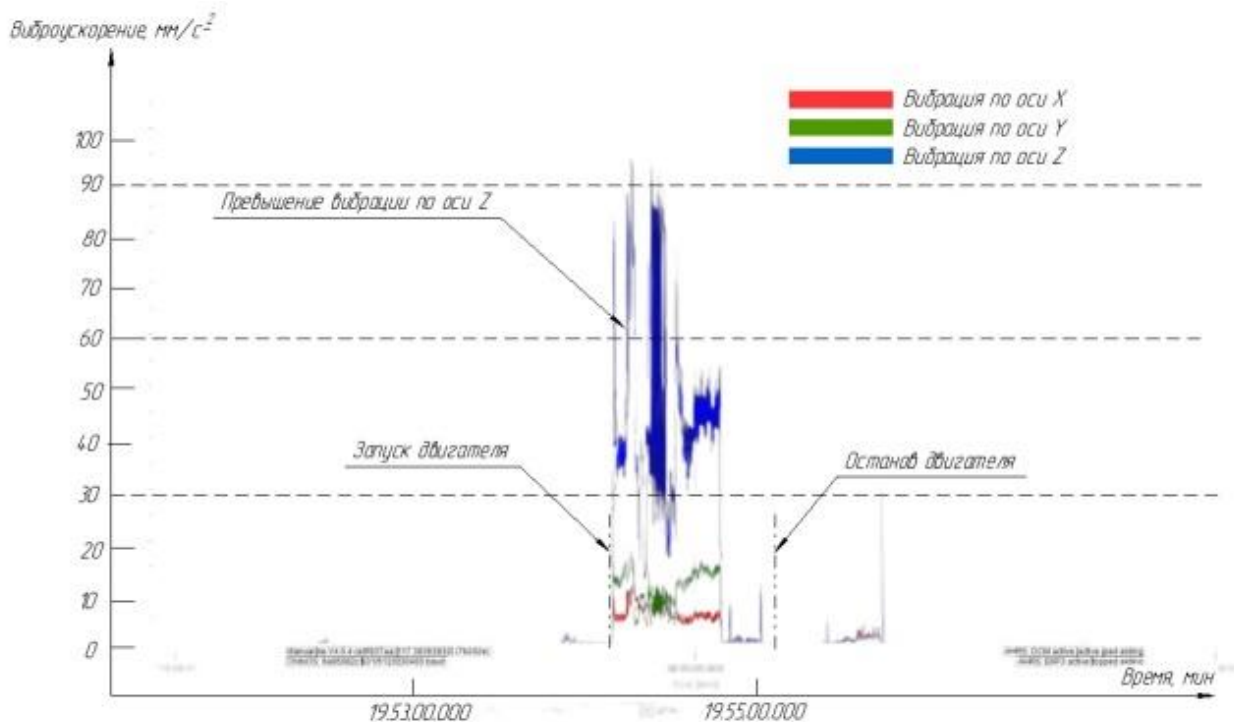
вид в хвостовом отсеке

Рисунок 15 – Полётный контроллер

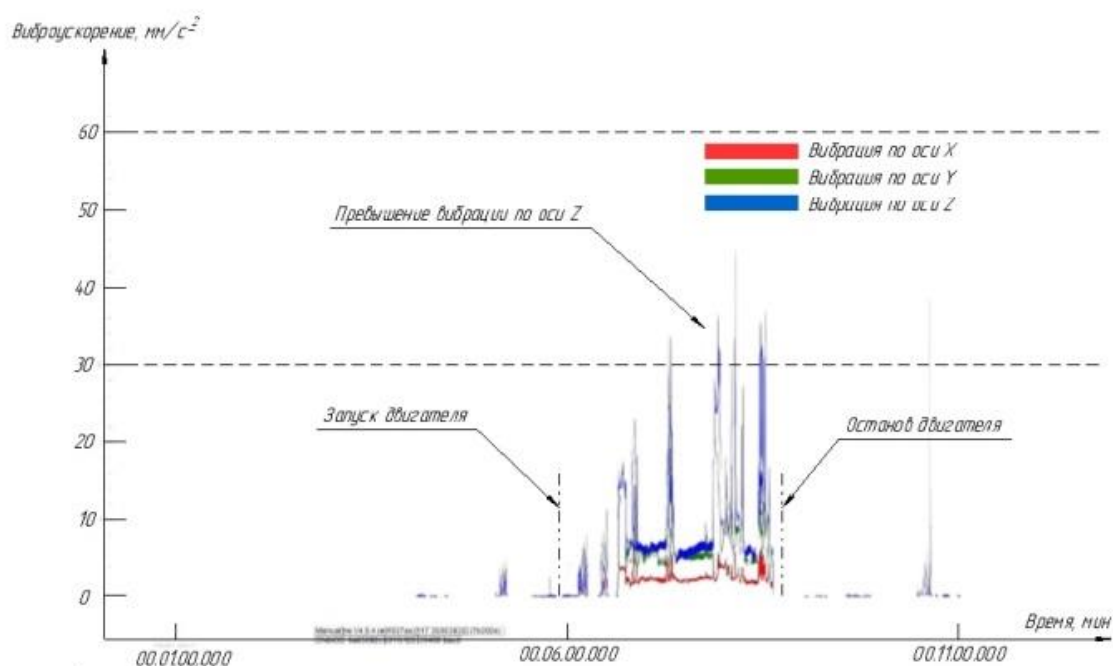
Для используемого на самолёте «Бензиныч» полётном контроллере есть ограничения по вибрации [9]. Вибрация ниже  $30 \text{ мм/с}^2$  считается допустимой, при вибрации от  $30 \text{ мм/с}^2$  до  $60 \text{ мм/с}^2$  могут возникнуть проблемы с определением местоположения и уровнем горизонта. При значениях вибрации от  $60 \text{ мм/с}^2$  до  $90 \text{ мм/с}^2$  всегда возникают сбои в автоматических режимах полета. При вибрациях от  $90 \text{ мм/с}^2$  всегда возникают неисправности, что приводит к крушению ВС [10].

Эксперимент по замеру вибрации проводился при запуске двигателя в составе ВС на земле. Режимы двигателя изменялись от малого газа до взлётного. Выполнялась имитация резкого выхода двигателя на взлётный режим. Вибрация записывалась по оси X, совпадающей со строительной осью самолёта, Y – в боковом направлении и Z – в вертикальном направлении.

На рис. 16 представлены результаты замеров вибрации исходной конструкции самолёта «Бензиныч». Как видно по оси Z наблюдается превышение уровня в  $60 \text{ мм/с}^2$ , причём кратковременно вибрация превышает даже максимально допустимые  $90 \text{ мм/с}^2$ . После внедрённых мероприятий уровень вибрации на контроллере упал и стал менее  $30 \text{ мм/с}^2$  (рис. 17), однако пиковые значения, наблюдаемые в процессе выхода на максимальный режим, всё же превышали допустимое значение  $30 \text{ мм/с}^2$ , что говорит о некоторой вероятности возникновения неисправностей при автоматических режимах полета.



а



б

Рисунок 16– Результаты замеров вибрации на исходной конструкции самолёта «Бензиныч-3» (а) и ЛА при установке двигателя на виброизолирующие опоры (б)

Стоит отметить, что самый продолжительный режим работы двигателя, где в основном используется полётный контроллер, является крейсерский режим, обороты на котором составляют менее 50% от максимальных. Вибрация на нём не превышает 30 мм/с<sup>2</sup>, что входит в границы нормы. В связи с этим рекомендуется ограничить максимальное время работы двигателя на взлётном режиме и отразить это в РЛЭ и РТЭ (руководство по лётной эксплуатации и

руководство по технической эксплуатации БАС соответственно). После принятых мер по снижению вибрации разработанный малоразмерный беспилотный летательный аппарат с конвертированным поршневым двигателем можно признать работоспособным.

### **Заключение**

Согласно проведённому сравнительному анализу технических и экономических характеристик двигателя бытового назначения: двухтактный Favourite BT 56 и четырёхтактный HONDA GX35, конвертированные для установки на воздушное судно могут конкурировать на рынке с авиационными ДВС.

Показана техническая возможность конвертации рассмотренных двигателей для авиационного применения на беспилотных малоразмерных летательных аппаратах. При этом отмечено, что пристальное внимание необходимо уделить виброизоляции конструкции планера ВС в местах крепления к нему двигателя.

---

### **Конфликт интересов**

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

### **Conflict of interest**

The authors declare no conflict of interest.

### **Список источников**

1. Разработка малоразмерного поршневого двигателя в Самарском университете [Электронный ресурс] URL: <https://ssau.ru/news/21503-v-samarskom-universitete-im-koroleva-razrabotan-malorazmernyy-porshnevoy-dvigatel-dlya-bespilotnikov> (дата обращения: 20.03.2025).

2. Двигатели для спортивного моделизма Ч.2. И. Калина, Пер. с чешского Е. Г. Соломониной. – М.: ДОСААФ, 1988.- 333с., ил.
3. DLE-55, Поршневой двигатель, сайт производителя, [Электронный ресурс] URL: <https://www.dlengine.com/en/rcengine/dle55/> (дата обращения: 20.03.2025).
4. MVVS 50 IRS, Поршневой двигатель, сайт производителя, [Электронный ресурс] URL: <https://eshop.mvvs.cz/gb/50cc/6-mvvs-50-s-irs.html> (дата обращения: 20.03.2025).
5. Техническое обслуживание и ремонт авиационной техники: Методические указания по курсовому проектированию / И.М. Макаровский, Самарский государственный аэрокосмический университет, Самара, 2004, 60 с.
6. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти томах. / Ред. совет: В.Н. Челомей (пред.) – М.: Машиностроение, 1981. – Т.6. Защита от вибраций и ударов / Под ред. К.В. Фролова, 1981, 456 с., ил.
7. Переделка четырёхтактного двигателя Honda GX35, Конрад Куник, 04.06.2008 RC-Network.de [Электронный ресурс] URL: <https://www.rc-network.de/threads/honda-gx35-4.11779909/> (дата обращения: 20.06.2025).
8. Полётный контроллер MATEK H743-SLIM V3, сайт производителя. [Электронный ресурс] URL: <https://www.mateksys.com/?portfolio=h743-slim> (дата обращения: 25.03.2025).
9. ARDUPILOT Диагностика некоторых распространённых проблем с помощью log-файлов. Механические неисправности, Вибрации. сайт производителя полётного контроллера [Электронный ресурс] URL: <https://ardupilot.org/plane/docs/common-diagnosing-problems-using-logs.html#vibrations> (дата обращения: 20.03.2025).
10. ARDUPILOT Измерение вибрации сайт производителя полётного контроллера [Электронный ресурс] URL: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-measuring-vibration.html> (дата обращения: 20.03.2025)

## References

1. Development of a small-sized piston engine at Samara University [Electronic resource] URL: <https://ssau.ru/news/21503-v-samarskom-universitete-im-koroleva-razrabotan-malorazmernyy-porshnevoy-dvigatel-dlya-bespilotnikov> (date of access: 20.03.2025).
2. Engines for sports modeling. Part 2. I. Kalina, Transl. from Czech. E. G. Solbmonina. - M.: DOSAAF, 1988.-333s., ill.
3. DLE-55, Piston engine, manufacturer's website, [Electronic resource] URL: <https://www.dlengine.com/en/rcengine/dle55/> (date of access: 20.03.2025).
4. MVVS 50 IRS, Piston engine, manufacturer's website, [Electronic resource] URL: <https://eshop.mvvs.cz/gb/50cc/6-mvvs-50-s-irs.html> (date of access: 20.03.2025).
5. Maintenance and repair of aircraft equipment: Guidelines for course design / I.M. Makarovskiy, Samara State Aerospace University, Samara, 2004, 60 p.
6. Vibrations in technology: Handbook. In 6 volumes. / Ed. board: V.N. Chelomey (pres.) - M.: Mechanical Engineering, 1981. - T. 6. Protection from vibrations and impacts / Ed. K.V. Frolov, 1981, 456 p., ill.
7. Honda GX35 Four-Stroke Engine Modification, Konrad Kunik, 04.06.2008 RC-Network.de [Electronic resource] URL: <https://www.rc-network.de/threads/honda-gx35-4.11779909/> (date of access: 20.06.2025).
8. MATEK H743-SLIM V3 Flight Controller, manufacturer's website. [Electronic resource] URL: <https://www.mateksys.com/?portfolio=h743-slim> (date of access: 25.03.2025).
9. ARDUPILOT Diagnostics of Some Common Problems Using Log Files. Mechanical Failures, Vibrations. Flight controller manufacturer's website [Electronic resource] URL: <https://ardupilot.org/plane/docs/common-diagnosing-problems-using-logs.html#vibrations> (access date: 20.03.2025).
10. ARDUPILOT Vibration measurement Flight controller manufacturer's website [Electronic resource] URL: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-measuring-vibration.html> (access date: 20.03.2025).

### Информация об авторах

**Владислав Андреевич Морозов**, аспирант, инженер-конструктор ИЦ-206, Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», г. Самара, Россия; e-mail: [morozov.va@ssau.ru](mailto:morozov.va@ssau.ru)

**Георгий Михайлович Макарьянц**, доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой эксплуатации авиационной техники, Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», г. Самара, Россия; e-mail: [makaryants@ssau.ru](mailto:makaryants@ssau.ru)

**Дмитрий Васильевич Щербо**, начальник учебного аэродрома, Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», г. Самара, Россия; e-mail: [tsherbo.dv@ssau.ru](mailto:tsherbo.dv@ssau.ru)

### Information about the authors

**Vladislav A. Morozov**, Postgraduate Student, Design Engineer at IC-206, Samara National Research University, Samara, Russia; e-mail: [morozov.va@ssau.ru](mailto:morozov.va@ssau.ru)

**Georgy M. Makaryants**, D. Sc. (Engineering), Associate Professor, Head of the Department of Aircraft Maintenance, Samara National Research University, Samara, Russia; e-mail: [makaryants@ssau.ru](mailto:makaryants@ssau.ru)

**Dmitry V. Sherbo**, Head of the Training Airfield, Samara National Research University, Samara, Russia; e-mail: [tsherbo.dv@ssau.ru](mailto:tsherbo.dv@ssau.ru)

---

Получено 6 октября 2025 ● Принято к публикации 10 ноября 2025 ● Опубликовано 30 декабря 2025  
Received 6 October 2025 ● Accepted 10 November 2025 ● Published 30 December 2025

---