



Научная статья

УДК: 621.432.98

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=189133>

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

ВИБРАЦИОННАЯ ДОВОДКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ С МАЛОРАЗМЕРНЫМ ПОРШНЕВЫМ ОДНОЦИЛИНДРОВЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

В. А. Морозов[✉], Г.М. Макарьянц, А.А. Булатов, В.Г. Смелов

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

✉ morozov.va@ssau.ru

Цитирование: Морозов В.А., Макарьянц Г.М., Булатов А.А., Смелов В.Г. Вибрационная доводка силовой установки с малоразмерным поршневым одноцилиндровым двигателем // Труды МАИ: электрон. журнал. № 149. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=189133>

Аннотация. В работе рассмотрен вопрос устранения отказов малоразмерного одноцилиндрового авиационного поршневого двигателя, возникающих по причине высоких динамических нагрузок в процессе его доводки. Доводочные работы последовательно выполнялись на наземном стенде, когда двигатель закреплялся на металлической раме, и в процессе наземной гонки, при его установке на воздушное судно – летающую лабораторию. Стендовые испытания позволили провести анализ надёжности узлов силовой установки. Было выявлено, что самым ненадёжным элементом является моторная рама – узел крепления двигателя к воздушному судну. Главная причина подавляющего числа отказов – вибрационная нагрузка. В процессе первых доводочных мероприятий на стенде наработка на отказ первого опытного образца силовой установки была увеличена с 1,3 ч до 5,6 ч. Испытания двигателя внутреннего сгорания, установленного на летающую лабораторию, позволили оценить вибрацию, передаваемую на полётный контроллер самолёта, что позволило выбрать рациональный способ крепления двигателя на беспилотном воздушном судне. Было показано, что для повышения надёжности и сохранения работоспособности силовой установки с одноцилин-

дровым поршневым двигателем, а также систем воздушного судна, двигатель нужно размещать на антивибрационной моторной раме, используя ориентацию цилиндром вниз.

Ключевые слова: вибрация; малоразмерный поршневой двигатель; двигатель внутреннего сгорания; ДВС; силовая установка; СУ; беспилотная авиационная система; БАС; беспилотное воздушное судно; БВС; летающая лаборатория; испытания; вибрационная доводка.

Финансирование: Работы выполнены в рамках соглашения № ПР-ОБСОФ/03-2025 о выполнении научного проекта «Летающая лаборатория для испытания поршневого малогабаритного ДВС (АПД-5) – авиационного поршневого двигателя мощностью 5 л.с.» в целях реализации Программы развития Самарского университета на 2025-2036 годы в рамках программы стратегического академического лидерства «Приоритет 2030» от «26» сентября 2025 г.

По результатам работы подана заявка на патент на полезную модель № 2025135635 «Моторная рама с вибрационной развязкой для поршневых одноцилиндровых двигателей внутреннего сгорания мощностью до 5 л.с.».

.....

VIBRATION REFINEMENT OF A POWER PLANT WITH A SMALL PISTON SINGLE-CYLINDER ENGINE

V.A. Morozov[✉], G.M. Makaryants, A.A. Bulatov, V.G. Smelov

Samara National Research University, Samara, Russia

✉ morozov.va@ssau.ru

Citation: Morozov V.A., Makaryants G.M., Bulatov A.A., Smelov V.G. Vibration refinement of a power plant with a small piston single-cylinder engine // Trudy MAI. 2026. No. 149. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=189133>

Abstract. The paper considers the issue of eliminating failures of a small-sized aircraft piston single-cylinder engine that occur due to high dynamic loads during its refinement. The finishing work was carried out sequentially on the ground stand, when the engine was mounted on a metal frame, and during the ground race, when it was installed on an aircraft – a flying laboratory. Bench tests allowed us to analyze the

reliability of the power plant (PP) components. It was revealed that the most unreliable element is the engine frame, the attachment point of the engine to the aircraft. The main reason for the overwhelming number of failures is vibration load. During the finishing measures at the stand, the failure time of the first prototype power plant was increased from 1.3 hours to 5.6 hours. Tests of the internal combustion engine (ICE) installed on the flying laboratory made it possible to evaluate the vibration transmitted to the aircraft flight controller, which made it possible to choose a rational way to mount the engine on the unmanned aerial vehicle (UAV). It has been shown that in order to increase the reliability and maintain the operability of a single-cylinder piston engine power plant, as well as aircraft systems, the engine must be placed on an anti-vibration engine frame using a cylinder-down orientation.

Keywords: vibration; small piston engine; internal combustion engine; internal combustion engine; power plant; PP; unmanned aircraft system; UAS, unmanned aircraft; UAV; flying laboratory; testing; vibration refinement.

Funding: The work was carried out under Agreement No. PR-OBSOF/03-2025 for the research project “Flying Laboratory for Testing a Small-Size Piston Internal Combustion Engine (APD-5) — an Aircraft Piston Engine with a Power Output of 5 hp”. The project was implemented within the Samara University Development Program for 2025–2036 and the “Priority 2030” Strategic Academic Leadership Program (agreement dated September 26, 2025).

As a result of the work, a patent application for utility model No. 2025135635 has been filed: “Motor Frame with Vibration Isolation for Single-Cylinder Internal Combustion Engines with a Power Output of up to 5 hp”.

Введение

Анализ развития отрасли беспилотной авиации, проведённый маркетинговым агентством Verified Market Reports [1], показывает, что глобальный рынок беспилотных авиационных систем (БАС) будет демонстрировать устойчивый рост в период с 2026 по 2033 годы. Использование БАС всего лишь для инспекционных миссий в муниципальных и природоохранных службах, предприятиях транспортной отрасли и в сельском

хозяйстве значительно повысило качество их работы и, как следствие, вызвало желание дальнейшего и более глубокого внедрения БАС в хозяйственные процессы [2]. Последующее за этим расширение номенклатуры решаемых БАС задач показало недостаточность возможностей ставшего уже традиционным для всех беспилотника с электрическим мотором. Возникла насущная потребность в установке на беспилотное воздушное судно (БВС) поршневого двигателя (ПД).

В настоящее время в России производство малоразмерных ПД развито в недостаточной степени. Согласно аналитическому исследованию архитектуры рынка беспилотной авиации от Ассоциации «Аэронекст», по состоянию на 2024 год насчитывалось всего лишь 10 компаний по производству малоразмерных двигателей внутреннего сгорания (ДВС) [3]. Дефицит ДВС особенно ощутим, когда речь идёт о двигателях малой размерности [4]. Поэтому для отечественных БВС важной является задача разработки силовой установки (СУ) небольшой мощности. В связи с этим в Самарском университете начались научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию двухтактного авиационного поршневого двигателя (АПД) мощностью 5 л.с. [5].

Потребность в двухтактном двигателе на 5 л.с. обусловлена тем, что он имеет большую удельную мощность, и в условиях расширения инспекционных задач, решаемых БВС, т.е. в условиях увеличения бортового энергопотребления, наилучшим образом подходит для летательного аппарата (ЛА) массой до 30 кг и размахом крыла до 3,5 м, которые имеют упрощённые требования к регистрации и производству полётов. Использование двухтактного двигателя по сравнению с традиционным четырёхтактным позволяет внедрить бортовую электросистему и отказаться от электропитания от аккумуляторов, что увеличивает время полёта самолёта с 20-25 мин до 45-50 мин.

На первый взгляд создание небольшого поршневого двигателя не является сложной технической задачей. Инженерная отрасль знания имеет достаточный опыт в создании ПД в том числе авиационного назначения. Расчёт рабочего процесса ДВС в полной мере описан в научно-технической [6] и даже учебной литературе [7]. Конструкция подобного двигателя традиционна: имеются широкие возможности выбора двигателя-прототипа. Технология изготовления,

материалы, вид обработки и сборка также известны [8]. При этом на этапе доводки при стендовых испытаниях на ресурс опытного образца ошибки, допущенные при конструировании и изготовлении, легко обнаруживаются и исправляются.

Однако при создании АПД существенную сложность представляет учёт динамических нагрузок [9]. Рабочий процесс малоразмерного ПД с мощностью в районе 5 л.с. определяет целесообразность его конструирования по одноцилиндровой схеме. Движение же поршня одноцилиндрового ПД в определённой мере получается неуравновешенным, в отличие, например, от оппозитных двухцилиндровых двигателей, когда разнонаправленное движение поршней вдоль одной оси уменьшает, противодействующую им, реактивную силу со стороны статора двигателя. Кроме того, рассматриваемый двухтактный двигатель, в отличие от четырёхтактного такого же объёма, имеет вдвое большую ударную нагрузку, из-за особенностей рабочего цикла. В связи с этим, в условиях малой размерности одноцилиндрового ПД неуравновешенная сила поршня, воздействуя на небольшие по массе элементы статора, приводит к относительно высокому виброускорению самого двигателя. Высокая вибрация может негативно сказываться на надёжности и работоспособности ПД, его систем, а также систем летательного аппарата, на который он установлен.

В силу высокой значимости фактора вибрации для безотказной работы ЛА и существенной неопределённости его проявления в работающей конструкции, учёт вибрации на этапе проектирования и конструирования с одной стороны оказывается необходим, с другой объективно затруднён. Поэтому проектирование и создание средств устранения вибрации одноцилиндрового АПД в настоящее время вынужденно осуществляется на этапе его доводки. В связи с этим, большую важность приобретает процесс получения опыта борьбы с вибрацией малоразмерных АПД, а в условиях высокой потребности создания отечественных АПД для БВС, получение такого опыта своевременно. Поэтому разработка алгоритма доводки по вибрации малоразмерных силовых установок беспилотных воздушных судов, а также разработка конструктивных мероприятий по устранению вибрации для того, чтобы появилась возможность в

будущем предлагать антивибрационные мероприятия уже на этапе проектирования и конструирования нового образца силовой установки, определяет актуальность проводимого в работе исследования.

Доводка, разрабатываемого АПД, подразумевает внедрение средств снижения вибрации и устранение негативных последствий её проявления. Целью внедряемых средств снижения вибрации является проверка чувствительности изменения среднеквадратичного виброускорения на полётном контроллере (ПК) самолёта, а также изменения наработки на отказ силовой установки к внедряемым антивибрационным мероприятиям. К таким мероприятиям в работе относились: расположение двигателя на летательном аппарате – ориентация двигателя (вверх и вниз цилиндром), установка между двигателем и планером самолёта антивибрационного адаптера, так называемой моторной рамы, усиление крепёжных элементов и применение дополнительной контровки крепежа.

Поэтому целью исследования является сохранение работоспособности авиационной силовой установки, выполненной на базе одноцилиндрового поршневого двигателя и повышение её надёжности за счёт разработки и внедрения методов и средств по борьбе с вибрацией.

Методика исследования

В работе исследовался одноцилиндровый малоразмерный АПД мощностью 5 л.с., разрабатываемый в Самарском университете (рисунок 1). При создании двигателя в качестве прототипа использовался мотор DLE-55 (ф. DLE, пр. КНР). В создаваемом двигателе планировалось снизить удельный расход топлива и массу по сравнению с прототипом.



Рисунок 1 – Внешний вид авиационного поршневого двигателя мощностью 5 л.с. разработки Самарского университета

Испытания проходила силовая установка в целом, в её состав входили; двигатель, моторная рама, воздушный винт, кок винта, сервопривод дроссельной заслонки карбюратора, блок зажигания, аккумулятор, стартер.

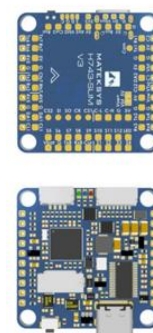
Ресурсные испытания и доводочные работы проводились как на наземном стенде, когда двигатель устанавливался на металлический каркас-раму (рисунок 2 а), так и в составе радиоуправляемого самолёта – специально изготовленной летающей лаборатории (рисунок 2 б). Самолёт оснащался ПК МАТЕК Н743 (рисунок 2 в) с SD-картой, на которую записывались контролируемые параметры, в том числе вибрация на ПК.



а



б



в

Рисунок 2 – испытательный стенд (а), самолёт – летающая лаборатория (б), используемый ПК (в)

Работа по вибрационной доводке создаваемого АПД проводилась поэтапно. После изготовления опытного образца двигатель запускался на наземном стенде и далее работал до появления первых признаков дефекта. Фиксировался хронометраж и вид дефекта, вносились изменения в конструкцию или технологию изготовления двигателя и далее он снова запускался до проявления очередной неисправности. Итогом исследований был анализ причин отказов и неисправностей СУ в ходе доводки. Определялись узлы и агрегаты с наибольшим числом отказов, также определялась наиболее часто встречающаяся причина отказов.

После окончания работ на стенде наземные испытания продолжились, но уже в составе летательного аппарата – летающей лаборатории. Запуски двигателя с выходом на максимальный режим проводились на земле. Оценивался ресурс силовой установки на планере и влияние вибрации на элементы планера. Фиксировалось значение среднеквадратичного виброускорения по трём

координатам на ПК, расположенном в хвостовой части фюзеляжа (рисунок 3) на демпфирующей платформе. Далее измеренное значение виброускорения сравнивалось с допустимыми значениями. Согласно требованиям от разработчика программного обеспечения для ПК [10] вибрация на нём должна быть не выше 30 мм/с^2 . При вибрации от 30 мм/с^2 до 60 мм/с^2 могут возникнуть проблемы с определением местоположения, как описывалось в статье [11] и уровнем авиагоризонта. Повышенная вибрация поршневого двигателя может создавать проблемы с оценкой ориентации БВС, как было упомянуто в статье [12]. При значениях вибрации от 60 мм/с^2 до 90 мм/с^2 всегда возникают сбои в автоматических режимах полёта. При вибрации от 90 мм/с^2 всегда возникают неисправности, что приводит к крушению воздушного судна.

В результате проведённых исследований формировался вывод об эффективности применяемых доработок силовой установки, обобщался опыт их доводки и формировались рекомендации для проектирования АПД.

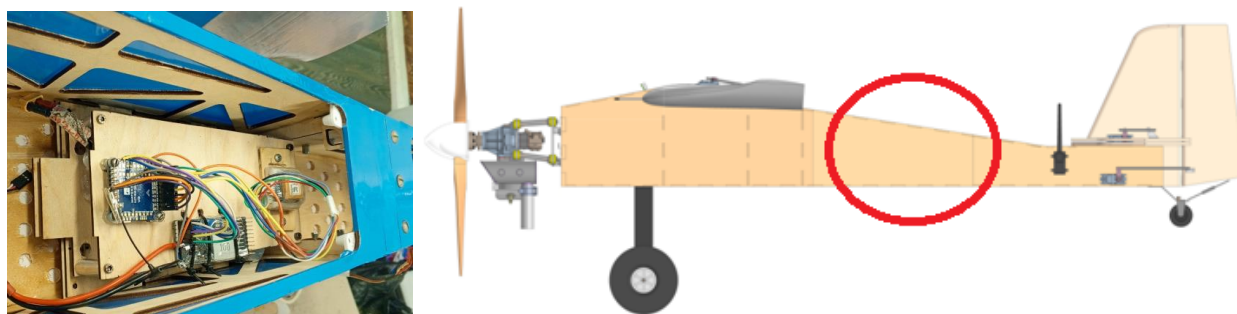


Рисунок 3 – Расположение полётного контроллера в фюзеляже летающей лаборатории

Результаты стендовых исследований

Доводка на стенде состояла из трёх серий гонки двигателя. Вначале мотор прикреплялся к раме стенда с помощью жёстких кронштейнов (рисунок 4).

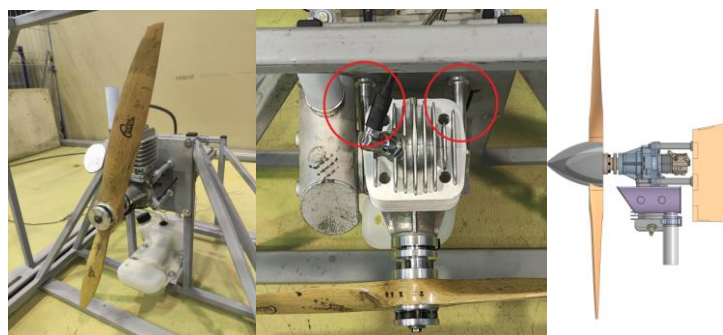


Рисунок 4 – Размещение двигателя на стенде цилиндром вверх и без моторной рамы (первая серия экспериментов на стенде)

Такое закрепление использовалось в силу рекомендаций производителя двигателя-прототипа [13], по руководству технической эксплуатации (РТЭ). При этом испытываемый двигатель ориентировался цилиндром вверх. Это не соответствовало рекомендациям ф. DLE, однако использовалось для проверки возможности его применения. Поскольку в эксплуатации при таком размещении мотора выхлоп происходит вверх и не мешает работе оборудования, установленного под фюзеляж самолёта. На стенде двигатель отработал 6,5 ч. Результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1

Неисправности силовой установки и их причины. Первая серия гонки двигателя на стенде.

Цилиндром вверх и без моторной рамы.

№	Неисправность	Причина	Наработка на отказ, ч.
1	Выкручивание и разрушение винтов крепления воздушного винта (ВВ) – рисунок 5	Повышенная вибрация, недостаточность фиксатора резьбы на болтовых соединениях	1
2	Неустойчивая работа двигателя на взлётном режиме, через 20 секунд, «захлёбывание»	Неправильная регулировка карбюратора, бедная ТВС	2
3	Разрушение болтов стоек крепления двигателя к стенду – рисунок 6	Повышенная вибрация, неудовлетворительная конструкция моторной рамы	3, 4, 4,5



а



б



в



г

Рисунок 5 – Выкручивание и разрушение болтов крепления воздушного винта (ВВ): остатки кусков резьбы в ступице ВВ (а), выкручивание винтов ВВ (б), погнутые и обломанные винты ступицы ВВ (в), разрушенный кок ВВ и болт его крепления (г)



а



б



в



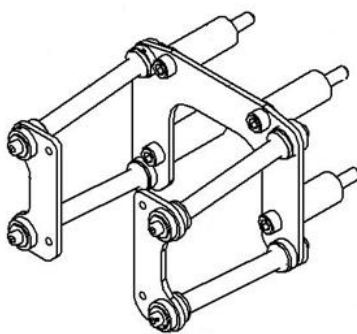
г

Рисунок 6 – Разрушения болтов стоек кронштейна крепления двигателя: куски болтов в стойках (а), выкручивание болтов стоек из-за вибрации (б, в), усталостный излом болта стойки крепления двигателя (г)

Как видно в основном неисправности были связаны с разрушением болтов (класс прочности 12.9) крепления двигателя к стенду. Дефект был связан с вибрацией и, несмотря на увеличение диаметра болтов, продолжал проявляться до конца испытаний. Было предположено, что это связано с высокой жёсткостью кронштейнов крепления двигателя и отсутствием в нём податливых элементов. Поэтому во второй серии экспериментов жёсткие кронштейны были заменены на податливый адаптер – моторную раму (рисунок 7).



а



б



в

Рисунок 7 – Общий вид податливой моторной рамы (а), схема (б), закрепление двигателя с помощью моторной рамы, вверх цилиндром (вторая серия экспериментов на стенде) (в)

Во второй серии экспериментов изменения коснулись только закрепления двигателя, расположение мотора вверх цилиндром сохранилось. Общее время испытаний составило 9 ч. Результаты представлены в таблице 2.

Таблица 2

Неисправности силовой установки и их причины. Вторая серия гонки двигателя на стенде. Цилиндром вверх и с моторной рамой.

№	Неисправность	Причина	Наработка на отказ, ч
1	Двигатель не развивает максимальные обороты	Перегрев двигателя из-за нарушения зазоров в цилиндро-поршневой группе (ЦПГ)	Постоянно в течение всей серии испытаний
2	Трудный запуск двигателя, неустойчивая работа	Залегания кольца из-за недостаточной ширины канавки поршня	8
3	Течь топлива из проставки карбюратора (рисунок 8)	Слом болта крепления карбюратора из-за переменных вибрационных нагрузок, повышенная вибрация	9

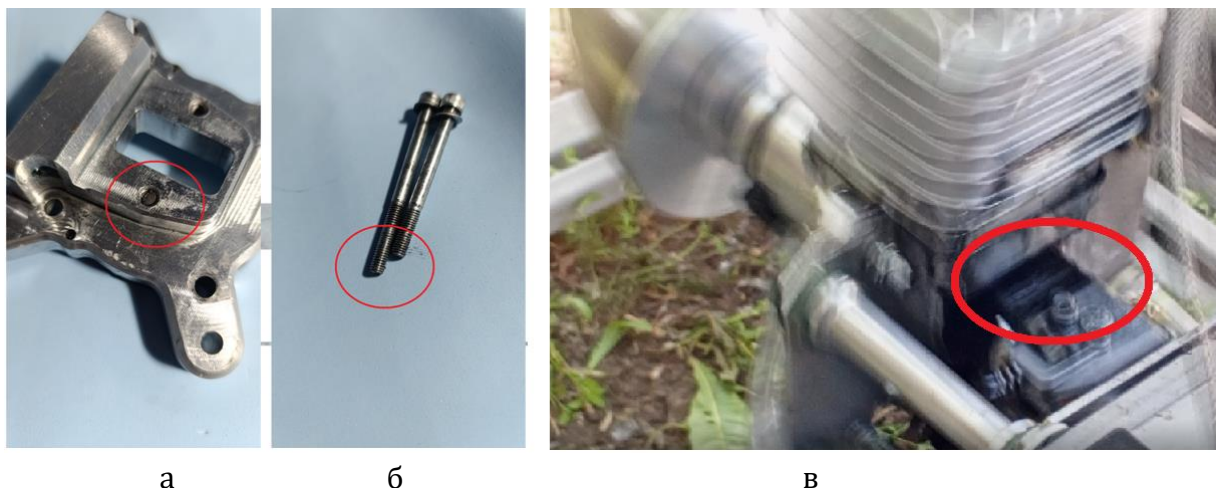


Рисунок 8 – Неисправность системы питания: кусок винта в крышке картера (а), сломанный винт карбюратора (б), течь из обратного пластинчатого клапана карбюратора из-за облома винта (в)

После закрепления двигателя на податливом адаптере разрушение болтов крепления к стенду прекратилось. Однако через шесть часов наработки по причине вибрации разрушилось крепление карбюратора. Дальнейшее увеличение диаметра болтов не представлялось возможным из конструктивных соображений, в силу чего в третьей серии экспериментов для снижения вибрации двигатель был установлен цилиндром вниз (рисунок 9).



Рисунок 9 – Размещение двигателя на стенде цилиндром вниз с закреплением через моторную раму (третья серия экспериментов на стенде)

Физическое обоснование снижения вибрации из-за нижнего расположения цилиндра заключается в следующем. При нижнем расположении цилиндра центр тяжести двигателя находится ниже оси вращения коленчатого вала, и во время вращения винта сила тяжести будет возвращать двигатель в его нейтральное положение. Двигатель как маятниковая система находится в устойчивом положении (рис. 10 а). В то время как при верхнем расположении цилиндра сила

тяжести будет удалять элементы двигателя от его исходного состояния. Масса цилиндро-поршневой группы, выступающая в роли маятника, колеблющегося вокруг оси вращения двигателя, занимает неустойчивое положение равновесия (рис. 10 б). Поэтому ожидается, что силовое колебательное воздействие на элементы крепления и узлы самого двигателя при нижнем расположении цилиндра будет меньше, чем при верхнем.

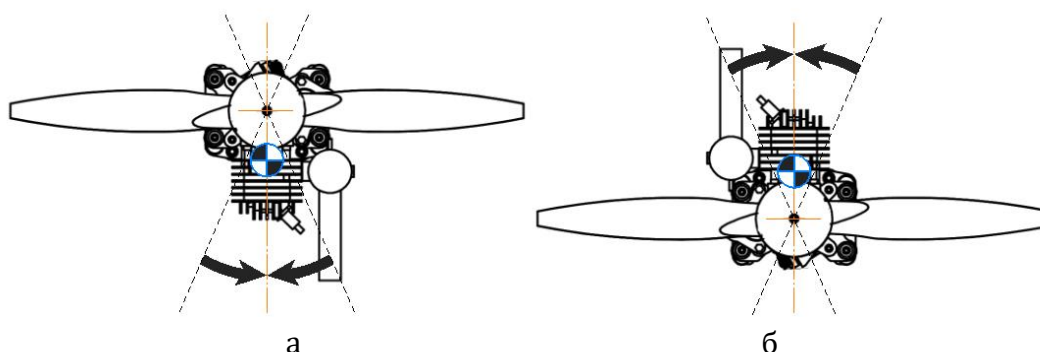


Рисунок 10 – Устойчивое равновесие двигателя (а), неустойчивое равновесие двигателя (б)

Общее время ресурсных испытаний двигателя, закреплённого на моторную раму, с нижним расположением поршня составило 15 ч. Результаты представлены в таблице 3. В этом случае отказы по причине вибрации наблюдались только на воздушном винте и были связаны с недостаточной его балансировкой, а также недостаточной контровкой элементов крепления. Отказов по причине высокой виброактивности двигателя как источника вибрации не наблюдалось.

Таблица 3

Неисправности силовой установки и их причины. Третья серия гонки двигателя на стенде.
Цилиндром вниз и с моторной рамой.

№	Неисправность	Причина	Наработка на отказ, ч
1	Двигатель не развивает максимальные обороты	Перегрев двигателя из-за нарушения зазоров в цилиндре.	Всегда
2	Течь топлива по картеру двигателя	Негерметичность картера двигателя.	7, 9, 10,13,14
3	Повышенная вибрация двигателя	Неотбалансированный ВВ, не выполнена проверка балансировки ВВ	10
4	Открутились винты крепления моторамы	Недостаток фиксатора резьбы в рез. соединениях, повышенная вибрация	6,9,13
5	Разрушение ВВ	Нарушение техники безопасности (ТБ)	7
6	Разрушение кока ВВ	Недостаточная усталостная прочность болта крепления кока ВВ	10
7	Незапуск двигателя, 10 раз	Разрушение коленвала (КВ) двигателя, недостаточная усталостная прочность КВ.	14

Собранный на ресурсных испытаниях экспериментальный материал позволил провести анализ надёжности авиационной одноцилиндровой поршневой СУ. Показано (рисунок 11), что самым ненадёжным элементом СУ была моторама. На её долю приходилось 32 % всех дефектов. На втором месте по дефектам оказались подвижные элементы двигателя, такие как цилиндропоршневая группа и кривошипно-шатунный механизм (КШМ). На их долю пришлось 27 % всех дефектов. На третьем месте – дефекты системы топливопитания и зажигания (23 %). Главной причиной большинства дефектов были вибрационные нагрузки (рисунок 12). В более чем 60 % случаев отказ происходил из-за недостаточной усталостной прочности или неадекватной контровки крепежа.

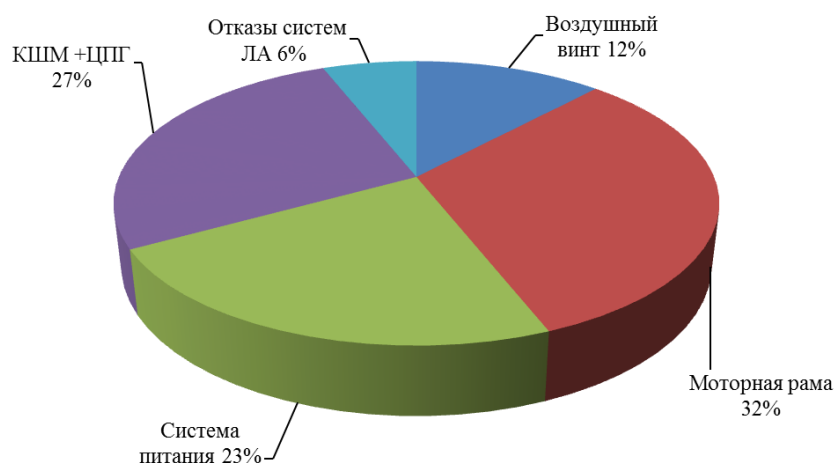


Рисунок 11 – Диаграмма распределения отказов по узлам и агрегатам

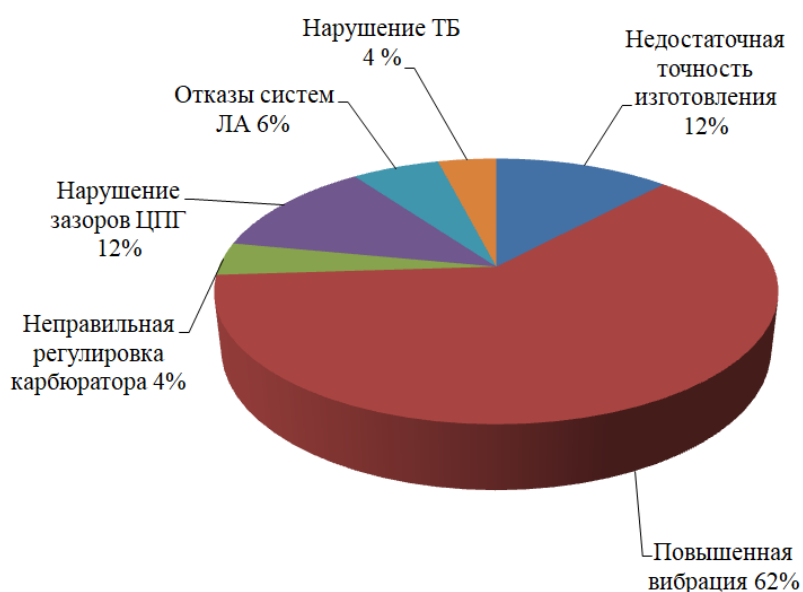


Рисунок 12 – Диаграмма распределения отказов по причине отказа

Количественное сравнение показателей надёжности приведено на рисунке 13. Как видно, использование моторной рамы и применение нижнего расположения цилиндра в отличие от штатного закрепления и верхнего расположения цилиндра увеличивает наработку на отказ с 1,3 ч до 5,6 ч, т.е. более чем в четыре раза.

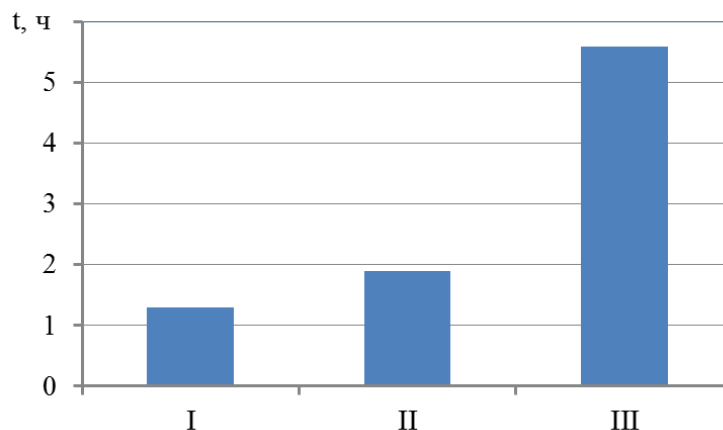


Рисунок 13 – Нарботка на отказ силовой установки на стенде: закрепление – жёсткий кронштейн, двигатель – вверх цилиндром (I); закрепление – моторная рама, двигатель – вверх цилиндром (II); закрепление – моторная рама, двигатель – вниз цилиндром (III)

Результаты исследований на воздушном судне

На следующем этапе проводилось исследование влияния вибрации СУ на элементы и системы воздушного судна. На практике в авиации пилотируемые самолёты летающие лаборатории применяют для как испытаний ДВС [14], так и для выполнения научно-прикладных работ в сфере вибрационной диагностики ДВС [15]. В беспилотной авиации летающие лаборатории применяются для научно-исследовательских работ, например, в области модернизации системы определения ориентации самолета в условиях вибрации поршневого двигателя [12].

В ходе экспериментальных исследований проводился замер вибрации на ПК. Величина вибрации на ПК определяет точность и стабильность его работы. Рассматривалось три варианта комплектации самолёта СУ. Первый вариант – двигатель закреплялся жёстко (с помощью крепления, рекомендованного для двигателя прототипа), цилиндром вниз (рисунок 14).

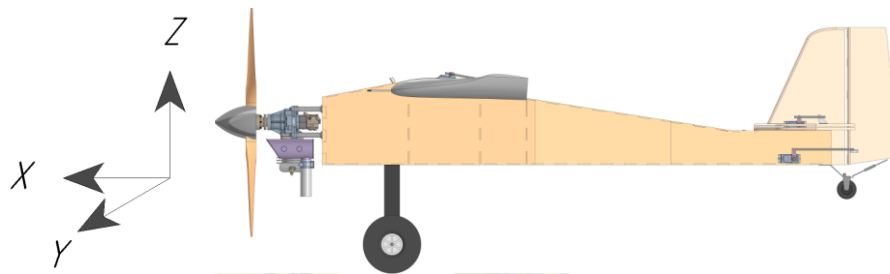


Рисунок 14 – Первый вариант крепления двигателя. Без моторной рамы, цилиндром вниз

Второй вариант – двигатель устанавливался на самолёт через виброизолирующую моторную раму, цилиндром вниз (рисунок 15). Ожидалось, что вибрация в этом варианте будет минимальна.

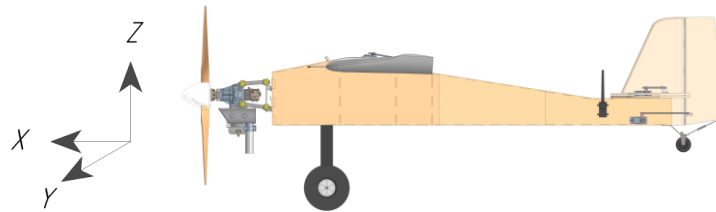


Рисунок 15 – Второй вариант крепления двигателя. С использованием моторной рамы, цилиндром вниз

Третий вариант – применялась моторная рама, но двигатель устанавливался цилиндром вверх (рисунок 16). Этот вариант заведомо хуже второго, однако, такую комплектацию использовали для количественной проверки степени её влияния на ПК.

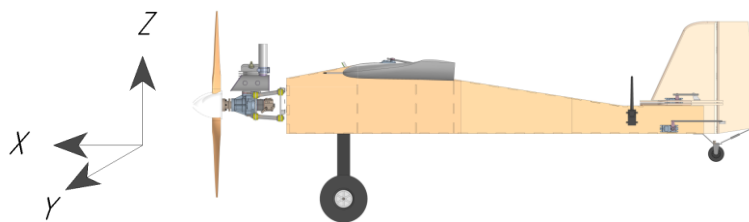


Рисунок 16 – Третий вариант крепления двигателя. С использованием моторной рамы, цилиндром вверх

Значение величины среднеквадратичного виброускорения на полётном контроллере показано на рисунке 17. Наибольшие значения вибрации наблюдались в направлении оси Z, это объясняется тем, что движение поршня совпадает с вертикальной осью. Отмечается, что уровень вибрации в конфигурации силовой установки с жёстким креплением двигателя превышает величину в 90 мм/с^2 , что говорит о гарантированном отказе ПК в воздухе. В то

время как использование моторной рамы независимо от расположения цилиндра (вверх или вниз) приводит к снижению вибрации на контроллере до уровня менее 30 мм/с^2 , что допустимо для его штатной безаварийной работы.

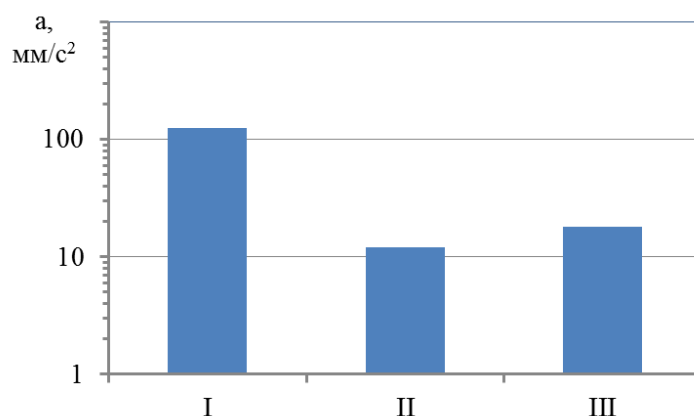


Рисунок 17 – Среднеквадратичное ускорение на полётном контроллере крепления двигателя: без моторной рамы, цилиндром вниз (I); крепления двигателя: с использованием моторной рамы, цилиндром вниз (II); крепления двигателя: с использованием моторной рамы, цилиндром вверх (III)

Как видно, использование моторной рамы в отличие от штатного закрепления снижает вибрацию на ПК со 126 мм/с^2 до 12 мм/с^2 , т.е. более чем в 10 раза. Однако расположение цилиндра (вверх или вниз) не сильно повлияло на вибрацию, передаваемую на ПК, чего нельзя сказать о влиянии расположения цилиндра на надёжность элементов самого двигателя

Заключение

При проведении доводочных работ в ходе ресурсных испытаний, разрабатываемого в Самарском университете малоразмерного одноцилиндрового поршневого двигателя внутреннего сгорания, выполнено внедрение конструкционных мероприятий по снижению вибрации, что позволило более чем в четыре раза увеличить наработку двигателя на отказ.

Было показано, что для сохранения работоспособности одноцилиндровой поршневой силовой установки двигатель необходимо размещать на демпфирующей моторной раме, использовать ориентацию поршнем вниз, уделять пристальное внимание размеру крепёжных элементов и способу их контроля. Очевидно, что в будущем при проектировании будут необходимы методики расчёта и конструирования антивибрационной моторной рамы, а

также расчёта динамики и прочности крепёжных элементов всей силовой установки, что является целью дальнейших исследований.

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest

The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. UAV Engine Market [Электронный ресурс] // Verified Market Reports. — 2024. URL: <https://www.verifiedmarketreports.com/product/uav-engine-market/> (дата обращения: 10.06.2025).
2. Беспилотная логистика: как работают дроны-доставщики в России [Электронный ресурс] // Regnum. — 2025. URL: <https://regnum.ru/news/3993181> (дата обращения: 03.02.2026).
3. АНАЛИТИЧЕСКИЙ ОТЧЕТ Архитектура рынка беспилотной авиации 2024 [Электронный ресурс] // Ассоциация "АЭРОНЕКСТ". – 2024. URL: <https://aeronext.aero/press room/analytics/232681> (дата обращения: 01.02.2026).
4. Названы основные проблемы в области российских БПЛА [Электронный ресурс] // MASHNEWS. – 2022. URL: <https://mashnews.ru/nazvaniy-osnovnyie-problemyi-v-oblasti-rossijskix-bpla.html> (дата обращения: 02.02.2026).
5. В Самаре создали легкий двигатель для БПЛА из отечественных деталей [Электронный ресурс] // ТАСС. – 2026. URL: <https://tass.ru/nauka/26467881> (дата обращения: 01.03.2026).
6. Бирюк В. В., Горшкалев А. А., Захаров М. О., Ларин В. Л. Разработка методики расчёта рабочего процесса и мощностных характеристик малоразмерного двухтактного двигателя внутреннего сгорания // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. — 2021. — Т. 20, № 3. — С. 97–109.
7. Вибе И. И. Новое о рабочем цикле двигателей: Скорость сгорания и рабочий цикл двигателя. — Свердловск: Машгиз, 1962. — 272 с.
8. Ягудин М. Л. Технология производства двигателей внутреннего сгора-

ния: учебное пособие для технических специальностей. — Москва: Машиностроение, 1981. — 248 с.

9. Бутин Д. А., Сергиевский С. А. Модель динамического воздействия поршневого двигателя внутреннего сгорания автомобиля // Труды НГТУ им. Р. Е. Алексеева. — 2021. — № 2. — С. 60–67.

10. Измерение вибрации [Электронный ресурс] // ARDUPILOT. – 2024. URL: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-measuring-vibration.html> (дата обращения: 20.03.2025).

11. Информация о полётном контроллере MATEK H743-SLIM V3 [Электронный ресурс] // Mateksys. – 2024. URL: <https://www.mateksys.com/?portfolio=h743-slim> (дата обращения: 25.03.2025).

12. Ying-Chih Lai, Shau-Shiun Jan. Attitude estimation based on fusion of gyroscopes and single antenna GPS for small UAVs under the influence of vibration // GPS Solutions. — 2011. — Vol. 15. — P. 67–77.

13. Руководство по технической эксплуатации (РТЭ) двигателя DLE-55 (Operator's Manual for DLE55) [Электронный ресурс] // Dlengine. – 2025. URL: <https://www.dlengine.com/en/rcengine/dle55/> (дата обращения: 25.03.2025).

14. Самолёт летающая лаборатория на базе Як-52 для испытаний поршневого двигателя АПД-А [Электронный ресурс] // Авиация России – 2022. URL: <https://aviation21.ru/yak-52-s-perspektivnym-porshnevym-dvigatелеm-apd-a-sovershil-probezhki-i-podlyoty/> (дата обращения: 13.03.2025).

15. Зиненков Ю. В., Кондратюк В. И., Аксёнов С. П., Голев И. М., Ковалёв А. В. Разработка летающей лаборатории на базе лёгкого беспилотного летательного аппарата // Вестник УГАТУ. — 2023. — Т. 26, № 2. — С. 41–52.

16. Juretić F., Gerhardinger D., Domitrović A., Ivošević J. Small Piston Engine Aircraft Vibration Measurement and Analysis // 43rd International Convention on Information, Communication and Electronic Technology (MIPRO), 2020. — Zagreb, Croatia: Faculty of Transport and Traffic Sciences, University of Zagreb, 2020. — DOI: 10.23919/MIPRO48935.2020.9245202.

References

1. UAV Engine Market [Electronic resource] // Verified Market Reports. — 2024. URL: <https://www.verifiedmarketreports.com/product/uav-engine-market> / (date of access: 06/10/2025).
2. Unmanned logistics: how delivery drones work in Russia [Electronic resource] // Regnum. — 2025. URL: <https://regnum.ru/news/3993181> (date of request: 02/03/2026).
3. ANALYTICAL REPORT Architecture of the unmanned aviation market 2024 [Electronic resource] // AERONEXT Association. - 2024. URL: https://aeronext.aero/press_room/analytics/232681 (date of request: 02/01/2026).
4. The main problems in the field of Russian UAVs are named [Electronic resource] // MASHNEWS. - 2022. URL: <https://mashnews.ru/nazvanyi-osnovnyie-problemyi-v-oblasti-rossijskix-bpla.html> (date of request: 02.02.2026).
5. Samara has created a lightweight engine for UAVs from domestic parts [Electronic resource] // TASS. - 2026. URL: <https://tass.ru/nauka/26467881> (date of request: 03/01/2026).
6. Biryuk V. V., Gorshkalev A. A., Zakharov M. O., Larin V. L. Development of a methodology for calculating the workflow and power characteristics of a small-sized two-stroke internal combustion engine // Bulletin of Samara University. Aerospace engineering, technology, and mechanical engineering. — 2021. — Vol. 20, No. 3. — pp. 97-109.
7. Vibe I. I. New information about the engine operating cycle: Combustion rate and engine operating cycle. Sverdlovsk: Mashgiz Publ., 1962. 272 p.
8. Yagudin M. L. Technology of production of internal combustion engines: a textbook for technical specialties. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 248 p.
9. Butin D. A., Sergievsky S. A. Model of dynamic impact of a Porsche internal combustion engine of a car // Proceedings of the NSTU named after R. E. Alekseev. - 2021. — No. 2. — pp. 60-67.
10. Vibration measurement [Electronic resource] // ARDUPILOT. - 2024. URL: <https://ardupilot.org/copter/docs/common-measuring-vibration.html> (date of notification: 03/20/2025).

11. Information about the MATEK H743-SLIM V3 flight controller [Electronic resource] // Mateksys. – 2024. URL: <https://www.mateksys.com/?portfolio=h743-slim> (date of request: 03/25/2025).
12. Ying-Ji Lai, Shau-Shiun Jan. Assessment of orientation based on the combination of gyroscopes and a single GPS antenna for small unmanned aerial vehicles when exposed to vibration // GPS Solutions. - 2011. — Volume 15. — pp. 67-77.
13. Technical Operation Manual (RTE) of the DLE-55 engine (Operator's Manual for DLE55) [Electronic resource] // Dlengine. – 2025. URL: <https://www.dlengine.com/en/rcengine/dle55/> (date of access: 03/25/2025).
14. Aircraft flying laboratory based on the Yak-52 for testing the APD-A piston engine [Electronic resource] // Aviation of Russia – 2022. URL: <https://aviation21.ru/yak-52-s-perspektivnym-porshnevym-dvigatelem-apd-a-sovershil-probezhki-i-podlyoty/> (date of access: 03/13/2025).
15. Zinenkov Yu. V., Kondratyuk V. I., Aksenov S. P., Golev I. M., Kovalev A.V. Development of a flying laboratory based on a light unmanned aerial vehicle // The messenger of UGATU. — 2023. — Vol. 26, No. 2. — pp. 41-52.
16. Juretich F., Gerhardinger D., Domitrovich A., Ivoshevich J. Vibration measurement and analysis of aircraft with small piston engines // 43rd International Convention on Information, Communication and Electronic Technologies (MIPRO), 2020. — Zagreb, Croatia: Faculty of Transport and Road Sciences, University of Zagreb, 2020 — DOI: 10.23919/MIPRO48935.2020.9245202.

Информация об авторах

Владислав Андреевич Морозов, аспирант, инженер-конструктор ИЦ-206; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; e-mail: morozov.va@ssau.ru

Георгий Михайлович Макарьянц, доктор технических наук, доцент, заведующий кафедрой эксплуатации авиационной техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; e-mail: makaryants@ssau.ru

Андрей Александрович Булатов, доцент, к.т.н. НТП-210 (НТП

"Авиатехнокон"), директор, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; e-mail: bulatov.aa@ssau.ru

Виталий Геннадиевич Смелов, доцент, к.т.н., Институт двигателей и энергетических установок, директор института; e-mail: smelov@ssau.ru

Information about the authors

Vladislav A. Morozov, postgraduate student, design engineer of IC-206; Samara National Research University named after academician S.P. Korolev; e-mail: morozov.va@ssau.ru

George M. Makaryants, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Head of the Department of Aviation Technology Operations; Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev; e-mail: makaryants@ssau.ru

Andrey A. Bulatov, Associate Professor, Candidate of Technical Sciences NTP-210 (NTP Aviatechnokon), Director, Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev; e-mail: bulatov.aa@ssau.ru

Vitaly G. Smelov, Associate Professor, Candidate of Technical Sciences, Institute of Engines and Power Plants, Director of the Institute; e-mail: smelov@ssau.ru

Получено 12 мая 2026 ● Принято к публикации 22 июня 2026 ● Опубликовано 31 августа 2026
Received 12 May 2026 ● Accepted 22 June 2026 ● Published 31 August 2026
