

УДК 623.746
DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-4-67-83

Формирование облика беспилотного летательного аппарата вертолетного типа в части взлетно-посадочных устройств, обеспечивающих взлет и посадку на взлетно-посадочную площадку корабля

Д.В. Титов¹, А.Е. Парненков^{1,2}, А.В. Киселев^{1,3}

¹Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова, Томилино, Россия

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

³Московский энергетический институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Аннотация: В связи с растущими требованиями к флоту в части повышения эффективности решения поставленных задач с учетом постоянно усложняющейся оперативной обстановки требуется более широкое использование беспилотных летательных аппаратов, в том числе на кораблях малого и среднего водоизмещения. Таким образом, важной тенденцией развития беспилотных летательных аппаратов вертолетного типа (БЛА ВТ) является адаптация их к корабельным условиям базирования. Ключевой проблемой адаптации является обеспечение взлета и посадки на взлетно-посадочную площадку (ВППл) корабля. В данной статье рассматриваются вопросы влияния условий корабельного базирования, важнейшим из которых является качка, и требований к выполнению взлетно-посадочных операций, включая необходимость адаптации к системам принудительной посадки, на формирование облика ползкового шасси корабельного БЛА ВТ и формулируются специфические относительно шасси летательного аппарата берегового базирования технические требования к конструкции. При этом для исследования динамической и статической совместимости БЛА ВТ с кораблем детерминированные, или вероятностные, характеристики качки корабля должны задаваться в виде амплитуд и периодов качки, спектральных плотностей качки, дисперсий перемещений и скоростей центра ВППл, а также перемещений, скоростей и ускорений в центре ВППл. Исходя из заданных параметров рассчитывается кинематика движения центра ВППл, ее пространственно-сложных положений для решения задачи динамической совместимости БЛА ВТ с кораблем. Динамическая совместимость включает определение устойчивости и управляемости БЛА ВТ, раскрутку и остановку несущего винта, взлет и посадку, транспортировку БЛА ВТ по ВППл. Существующие и перспективные принципиальные конструктивные схемы ползкового шасси разделяются на четыре основных типа и оцениваются на предмет соответствия специфике эксплуатации на корабле, особое внимание при оценке уделяется возможности адаптации к системам принудительной посадки на палубу. По результатам оценки предлагается конструктивная схема шасси для перспективного корабельного БЛА ВТ параллелограммно-рычажного типа с выносным амортизатором. В качестве подтверждения соответствия предложенной схемы сформулированным требованиям приводятся результаты расчета динамической модели шасси при посадке и при бортовой качке, выполненного в программном комплексе Simcenter Motion. Предложенная схема возможна к реализации как для БЛА ВТ, так и для пилотируемых вертолетов корабельного и берегового базирования.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат вертолетного типа (БЛА ВТ), взлетно-посадочные устройства, корабельное базирование.

Для цитирования: Титов Д.В., Парненков А.Е., Киселев А.В. Формирование облика беспилотного летательного аппарата вертолетного типа в части взлетно-посадочных устройств, обеспечивающих взлет и посадку на взлетно-посадочную площадку корабля // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 4. С. 67–83. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-4-67-83

The formation of technical appearance of a helicopter-type unmanned aerial vehicle in part of take-off and landing devices that provide take-off and landing on the ship's helicopter landing pad

D.V. Titov¹, A.E. Parnenkov^{1,3}, A.V. Kiselev^{1,2}

¹National Helicopter Center Mil & Kamov, Tomilino, Russia

²Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

³Moscow Power Engineering Institute (National Research University), Moscow, Russia

Abstract: Due to the growing requirements to the fleet in terms of increasing the efficiency of solving assigned tasks, taking into account the ever-increasing operational situation, increased use of unmanned aerial vehicles is required, including small and medium-displacement ships. Thus, an important trend in the development of helicopter-type unmanned aerial vehicles (HT UAVs) is their adaptation to ship-based conditions. The key problem of adaptation is ensuring the take-off and landing on the ship's landing pad (runway). This article discusses the influence of ship-based conditions, the most important of which is ship's pitching, and requirements for performing takeoff and landing operations, including the need to adapt to forced landing systems, on the formation of the design of the landing gear of a HT UAV, and formulates the design specifications typical to the landing gear of a shore-based aircraft. At the same time, to study the dynamic and static compatibility of the HT UAV with the ship, deterministic or probabilistic characteristics of the ship's pitching should be set in the form of pitching amplitudes and periods, pitching spectral densities, variances of displacements and velocities of the runway center, as well as displacements, velocities and accelerations in the runway center. Based on the specified parameters, the kinematics of the movement of the center of the runway and its spatially complex positions are calculated to solve the problem of dynamic compatibility of the VTOL UAV with the ship. Dynamic compatibility includes determining the stability and controllability of the HT UAV, unwinding and stopping the main rotor, take-off and landing, and transporting the HT UAV along the runway. The existing and prospective basic design schemes of the skid landing gear are divided into four main types and evaluated for compliance with the specifics of operation on the ship, special attention is paid to the possibility of adaptation to forced landing systems on deck. Based on the evaluation results, a design scheme of the landing gear for a promising HT parallelogram-lever type UAV with an external shock absorber is proposed. As a confirmation of the compliance of the proposed scheme with the formulated requirements, the results of the calculation of the dynamic landing gear model during landing and rolling, performed in the Simcenter Motion software package, are presented. The proposed scheme can be implemented for both HT UAVs and manned ship-based and shore-based helicopters.

Key words: helicopter-type unmanned aerial vehicle (HT UAV), take-off and landing devices, ship-based.

For citation: Titov, D.V., Parnenkov, A.E., Kiselev, A.V. (2025). The formation of technical appearance of a helicopter-type unmanned aerial vehicle in part of take-off and landing devices that provide take-off and landing on the ship's helicopter landing pad. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 4, pp. 67–83. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-4-67-83

Введение

В современных условиях разведывательные и ударные комплексы с беспилотными авиационными системами признаются одним из важнейших средств повышения боевых возможностей соединений, частей и подразделений различных видов и родов войск вооруженных сил, в том числе кораблей военно-морского флота. Основная ставка делается на сравнительно дешевые БЛА, способные длительное время находиться в воздухе, нести любую полезную нагрузку в зависимости от предназначения и решаемых задач [1].

Таким образом, одной из важных тенденций создания и применения робототехниче-

ских и роботизированных воздушных комплексов с высокой степенью автономности¹ является разработка перспективных беспилотных летательных аппаратов вертолетного типа (БЛА ВТ) способных осуществлять взлет и посадку на взлетно-посадочную площадку (ВППл) корабля.

В мировой истории развития беспилотной авиации существует ряд БЛА ВТ, адаптированных к корабельным условиям базирования.

¹ Типы беспилотных летательных аппаратов. Обзор [Электронный ресурс] // Aviatest.aero. URL: <https://aviatest.aero/articles/typy-bespilotnykh-letatelnykh-apparatov-obzor/> (дата обращения: 23.12.2024).



Рис. 1. БЛА ВТ MQ-8B Fire Scout
Fig. 1. HT UAV MQ-8B Fire Scout



Рис. 2. БЛА ВТ Airbus VSR 700
Fig. 2. HT UAV Airbus VS 700

Американский MQ-8B Fire Scout, представленный на рис. 1, компании Northrop Grumman предназначен для решения задач воздушной разведки, выполнения целеуказания, поддержки высадки на побережье морского десанта и борьбы с надводными целями. Представляет собой БЛА ВТ одновинтовой схемы с взлетной массой 1 430 кг [2]. Шасси выполнено ползковым рычажного типа с выносным амортизатором, имеется система принудительной посадки на палубу.

Французский VSR700, представленный на рис. 2, компании Airbus Helicopters предназначен для ведения воздушной разведки, вы-

полнения целеуказания и корректировки огня, ретрансляции, борьбы с надводными целями, решения противолодочных задач и ведения радиоэлектронной борьбы². Представляет собой БЛА ВТ одновинтовой схемы с взлетной массой 700 кг. Шасси выполнено ползковым рессорного типа.

Шведский Skeldar V-200, представленный на рис. 3, компании Saab AB предназначен для решения задач воздушной разведки, мо-

² VSR700 Rotary Wing UAV [Электронный ресурс] // helis.com. URL: <https://www.helis.com/database/news/vsr700-eyes/> (дата обращения: 23.12.2024).



Рис. 3. БЛА VT Skeldar V-200
Fig. 3 HT UAV Skeldar V-200



Рис. 4. БЛА VT AWHero
Fig. 4. HT UAV AWHero

ниторинга и целеуказания. Представляет собой БЛА VT одновинтовой схемы с взлетной массой 245 кг³. Шасси выполнено ползковым рессорного типа.

Итальянский AWHero, представленный на рис. 4, компании Leonardo предназначен для решения задач воздушной разведки, мониторинга, выполнения целеуказания и поиска

подводных лодок. Представляет собой БЛА VT одновинтовой схемы с взлетной массой 205 кг. Шасси выполнено ползковым рычажного типа с выносным амортизатором⁴. В 2023 году на выставке SeaFuture была показана модернизированная модель с трехпорным рессорным шасси^{5,6}.

³ SKELDAR V-200 unmanned VTOL system trusted by naval forces worldwide [Электронный ресурс] // umsskeldar. URL: <https://umsskeldar.aero/unmanned-vtol-system-v-200-skeldar/#Technical-specification> (дата обращения: 23.12.2024).

⁴ Military certification for AWHero drone [Электронный ресурс] // helis.com. URL: <https://www.helis.com/database/news/daaa-certificate-awhero/> (дата обращения: 24.02.2025).

⁵ AWHero [Электронный ресурс] // leonardo.com. URL: <https://uncrewed.leonardo.com/en/products/awhero> (дата обращения: 23.12.2024).

Анализируя зарубежный опыт, можно отметить, что ползковое шасси в силу минимального веса [3], простоты конструкции и меньшего аэродинамического сопротивления получило широкое распространение на БЛА ВТ. Тем не менее при разработке конструкции ползкового шасси для корабельных БЛА ВТ необходимо учитывать ряд специфических факторов, влияющих на технический облик шасси корабельных вертолетов.

В АО «НЦВ Миль и Камов» холдинга «Вертолеты России» в настоящее время в инициативном порядке ведется разработка перспективного комплекса с корабельным БЛА ВТ.

Перспективный корабельный БЛА ВТ предназначен для решения задач воздушной разведки, поиска и спасения, ретрансляции сигналов, транспортировки грузов. БЛА ВТ выполняется по соосной схеме, обладающей при равной взлетной массе меньшими габаритами по сравнению с одновинтовой [4], с взлетной массой 1 200 кг.

Особенности условий корабельного базирования и требования к шасси

Корабельные условия и их особенности характеризуются рядом факторов, вносящих определенную специфику, влияющую на технический облик БЛА ВТ, и в частности на взлетно-посадочные устройства [4, 5].

Факторы, влияющие на взлетно-посадочные устройства:

- волнение моря и качка корабля;
- сложные метеорологические условия.

Следствие влияния факторов:

- неустойчивость БЛА ВТ на качающейся взлетно-посадочной площадке;
- сложности транспортировки БЛА ВТ по палубе корабля.

Рекомендации по снижению влияния факторов:

- выбор кинематической схемы взлетно-посадочных устройств;

- определение параметров и характеристик шасси;
- применение системы принудительной посадки.

Взлет и посадка производятся на ВППл корабля, которая подвержена сложному пространственному движению по крену, дифференту, высоте и курсу. Качка корабля на регулярном волнении описывается гармоническими функциями и амплитудно-фазовыми характеристиками. При регулярном волнении свободные колебания быстро демпфируются и наблюдаются вынужденные колебания с частотой морского волнения, напоминая хорошо известную динамическую систему грузика на упругой опоре с демпфированием, имеющую гармоническое возбуждение опоры. В общем случае под действием волн корабль движется как твердое тело с шестью степенями свободы, совершает малые гармонические колебания и его движение может быть выражено системой из шести уравнений.

При этом для исследования динамической и статической совместимости БЛА ВТ с кораблем детерминированные, или вероятностные, характеристики качки корабля должны задаваться в виде амплитуд и периодов качки, спектральных плотностей качки, дисперсий перемещений и скоростей центра ВППл, а также перемещений, скоростей и ускорений в центре ВППл.

Исходя из заданных параметров, рассчитывается кинематика движения центра ВППл, ее пространственно-сложных положений для решения задачи динамической совместимости БЛА ВТ с кораблем. Динамическая совместимость включает определение устойчивости и управляемости БЛА ВТ, раскрутку и остановку несущего винта, взлет и посадку, транспортировку БЛА ВТ по ВППл.

Следствием описанных условий корабельного базирования являются специфические относительно шасси ЛА берегового базирования технические требования к конструкции ползкового шасси корабельных БЛА ВТ [4]:

- большая величина противокapotажного угла;
- большой ход в вертикальной плоскости;

⁶ RUAS Leonardo AWHero at SeaFuture 2023 [Электронный ресурс] // helis.com. URL: <https://www.helis.com/database/news/seafuture2023-awhero/> (дата обращения: 23.12.2024).

- чувствительность к малым нагрузкам (малая величина начального усилия страгивания штока амортизатора).

С целью расширения эксплуатационных возможностей БЛА ВТ в части обеспечения устойчивости на ВППл при кренах корабля более 15° , дифферентах более 3° и рыскании $1,5-2,0^\circ$, предотвращения его соскальзывания и опрокидывания, а также для обеспечения посадки в сложных гидрометеорологических условиях предпочтительно использовать систему принудительной посадки на палубу [4], обеспечивающую:

- автоматический захват и фиксацию ЛА на палубе в момент посадки,
- силовое подтягивание ЛА к палубе с целью предотвращения сползания, разворотов и опрокидывания в условиях качки,
- удержание ЛА на палубе перед взлетом с отцеплением по команде оператора.

Стоит отметить, что применение подобной системы наиболее актуально для кораблей небольшого водоизмещения (предназначенных для базирования группы БЛА ВТ вместо одного вертолета типа Ка-27), более восприимчивых к качке.

Подходы к формированию технического облика системы принудительной посадки

Современные системы принудительной посадки на палубу («Гарпун») предусматривают размещение устройства обеспечения механической связи (механизма фиксации) между ЛА и кораблем в нижней части фюзеляжа вертолета (БЛА ВТ) вблизи центра тяжести. При несомненных выгодах в части восприятия нагрузок подобное размещение механизма фиксации накладывает определенные ограничения в части размещения топливных баков и целевой нагрузки.

Поскольку перспективный корабельный БЛА ВТ представляет собой универсальный носитель, целевое оборудование которого размещено в съемном модуле, устанавливаемом на подфюзеляжные узлы навески, рациональным решением является фиксация по-

средством захвата за ползки. В свою очередь подобное конструктивное решение выдвигает требование к обеспечению минимальных изменений колеи шасси при обжати амортизаторов.

Также требования к простоте конструкции захватов самой системы принудительной посадки на палубу ограничивают применение роботизированных шасси, рассмотренных в работах [6–9], для которых возможна реализация специфических технических требований к конструкции, упомянутых выше, поскольку у таких схем контакт с ВППл осуществляется в точке, а не по линии, как у ползкового шасси, что к тому же ужесточает требования по точности приземления.

Подходы к формированию технического облика ползкового шасси БЛА ВТ корабельного базирования

1. Классическое ползковое шасси рессорного типа представлено на рис. 5. При всей простоте и надежности конструкции оно имеет ряд неустраняемых недостатков для целей обеспечения корабельного базирования. Поскольку амортизация и поглощение энергии происходят за счет упругих деформаций рессор и трения ползков о поверхность, сложно обеспечить большой ход в вертикальной плоскости и чувствительность к малым нагрузкам, шасси является достаточно жестким [10, 11]. Кроме того, по мере прогиба рессоры монотонно растет колея шасси, что затрудняет использование системы принудительной посадки с фиксацией за ползки.

2. Ползковое шасси рычажного типа с выносным амортизатором представлено на рис. 6. Опоры шарнирно прикреплены к силовой конструкции фюзеляжа. Ось шарнира является центром окружности, по которой движутся ползки при обжати амортизатора. Для восприятия продольной нагрузки могут быть установлены дополнительные продольные тяги между опорами и фюзеляжем. Такая кинематическая схема позволяет реализовать большой ход в вертикальной плос-

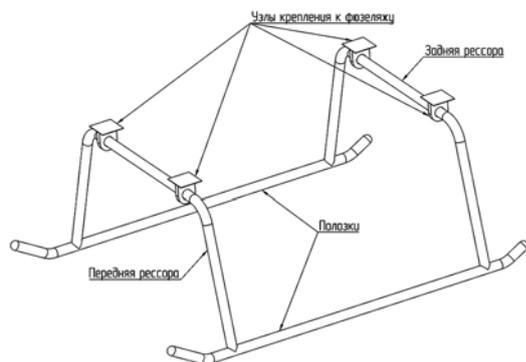


Рис. 5. Полосковое шасси рессорного типа
Fig. 5. Spring-type skid landing gear

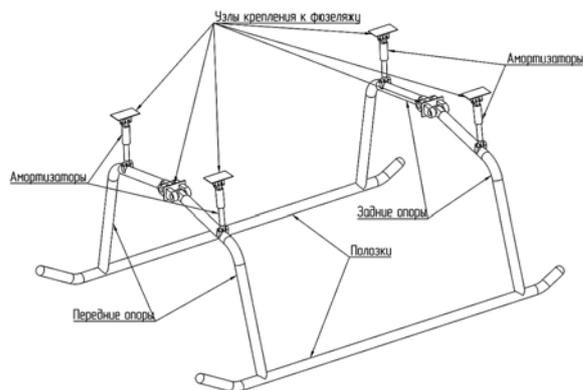


Рис. 6. Полосковое шасси рычажного типа с выносным амортизатором
Fig. 6. Lever-type skid landing gear with external shock absorber

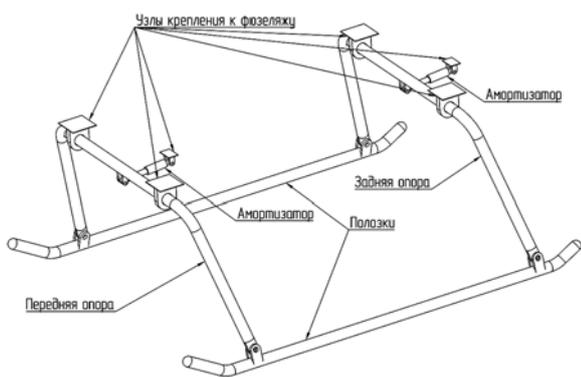


Рис. 7. Полосковое шасси параллелограммного типа с выносным амортизатором
Fig. 7. Parallelogram type skid landing gear with external shock absorber

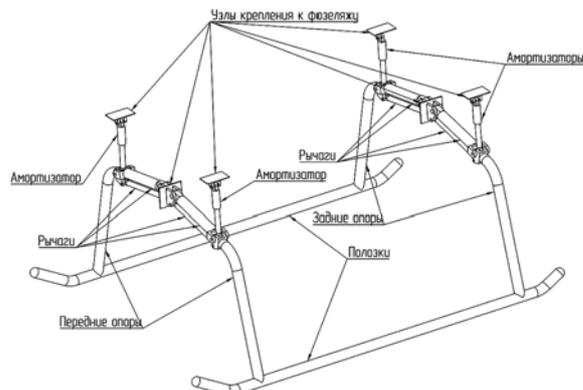


Рис. 8. Полосковое шасси параллелограммно-рычажного типа с выносным амортизатором
Fig. 8. Parallelogram-lever type skid landing gear with external shock absorber

кости и чувствительность к малым нагрузкам (за счет правильного выбора параметров и характеристик амортизатора, методика расчета которого рассмотрена, например, в работе [12]). Но остается проблема использования системы принудительной посадки с фиксацией за ползки, поскольку при обжати амортизатора колея шасси монотонно растет.

3. Полосковое шасси параллелограммного типа с выносным амортизатором представлено на рис. 7. Опоры шасси совместно с ползками и силовой конструкцией фюзеляжа формируют параллелограммный механизм. Эта схема позволяет реализовать большой ход в вертикальной плоскости, чувствительность к

малым нагрузкам, а также сохранение постоянной колеи при обжати шасси. Но при этом имеет критический недостаток, связанный с перемещением центра тяжести БЛА ВТ вдоль продольной оси при обжати шасси, что может привести в условиях качки к возникновению незатухающих колебаний и последующей аварийной ситуации. Кроме того, требуется тщательный подбор параметров и характеристик опор с целью исключения эффекта «запирания механизма» при обжати.

4. Полосковое шасси параллелограммно-рычажного типа с выносным амортизатором представлено на рис. 8. Каждая опора прикрепляется к силовой конструкции фюзеляжа

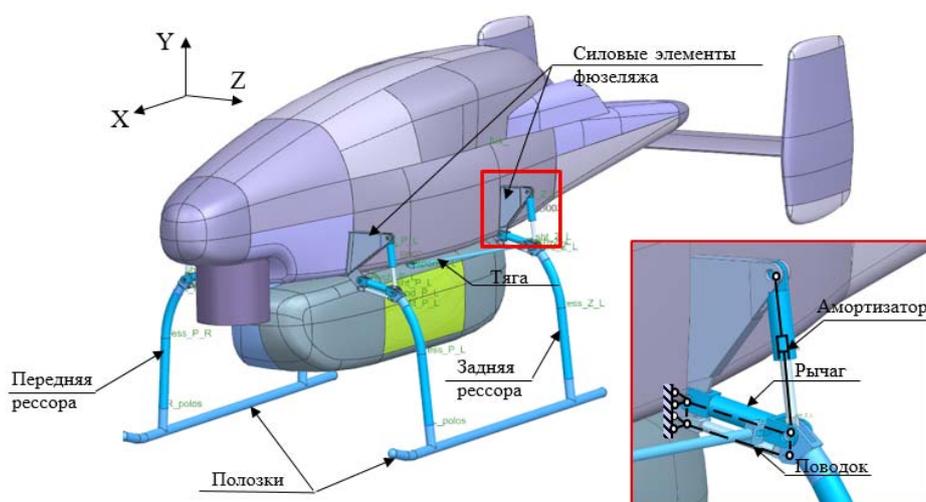


Рис. 9. Установка шасси на БЛА VT
Fig. 9. Installing the landing gear onto a VT UAV

парой рычагов, формируя параллелограммные механизмы. Для восприятия продольной нагрузки могут быть установлены дополнительные продольные тяги между опорами и фюзеляжем. Данная кинематическая схема шасси позволяет соединить достоинства двух предыдущих вариантов. Коля шасси при обжатии амортизатора изменяется незначительно. Таким образом, по совокупности преимуществ и по полноте соответствия сформулированным выше требованиям для перспективного корабельного БЛА VT использование подобной схемы является предпочтительным.

Расчет шасси

Кинематическая схема шасси перспективного корабельного БЛА VT представлена на рис. 9.

Для подтверждения соответствия требований выбранной схемы сформулированы следующие расчетные условия:

- посадка на два ползка с эксплуатационной скоростью;
- стоянка на ВППл в условиях качки.

В настоящем анализе, основной целью которого является проверка работоспособности конструкции и выявление основных законо-

мерностей в поведении элементов шасси под нагрузкой, влияние бокового ветра при посадке и ветровой нагрузки на стоянке не учитывались.

Также принято размещение БЛА VT при посадке и базировании в центре ВППл симметрично диаметральной плоскости корабля, что в целом соответствует предполагаемым условиям эксплуатации БЛА VT на кораблях одиночного базирования малого водоизмещения.

Для создания динамической модели применены программное обеспечение и методики моделирования, успешно апробированные и валидированные при разработке шасси различных типов винтокрылых летательных аппаратов АО «НЦВ Миль и Камов» [13]⁷.

Динамическая модель БЛА VT на шасси, представленная на рис. 10, разработана в программном комплексе Simcenter Motion из так называемых субмеханизмов. Каждый из субмеханизмов в свою очередь является динамической моделью и состоит из перемещаемых тел и их соединений. Перемещаемые тела в данном расчете считаются абсолютно жесткими. Для каждого перемещаемого тела

⁷ Предварительный расчет жесткости и демпфирования шасси: технический отчет: АО «НЦВ Миль и Камов». М., 2023. 165 с.

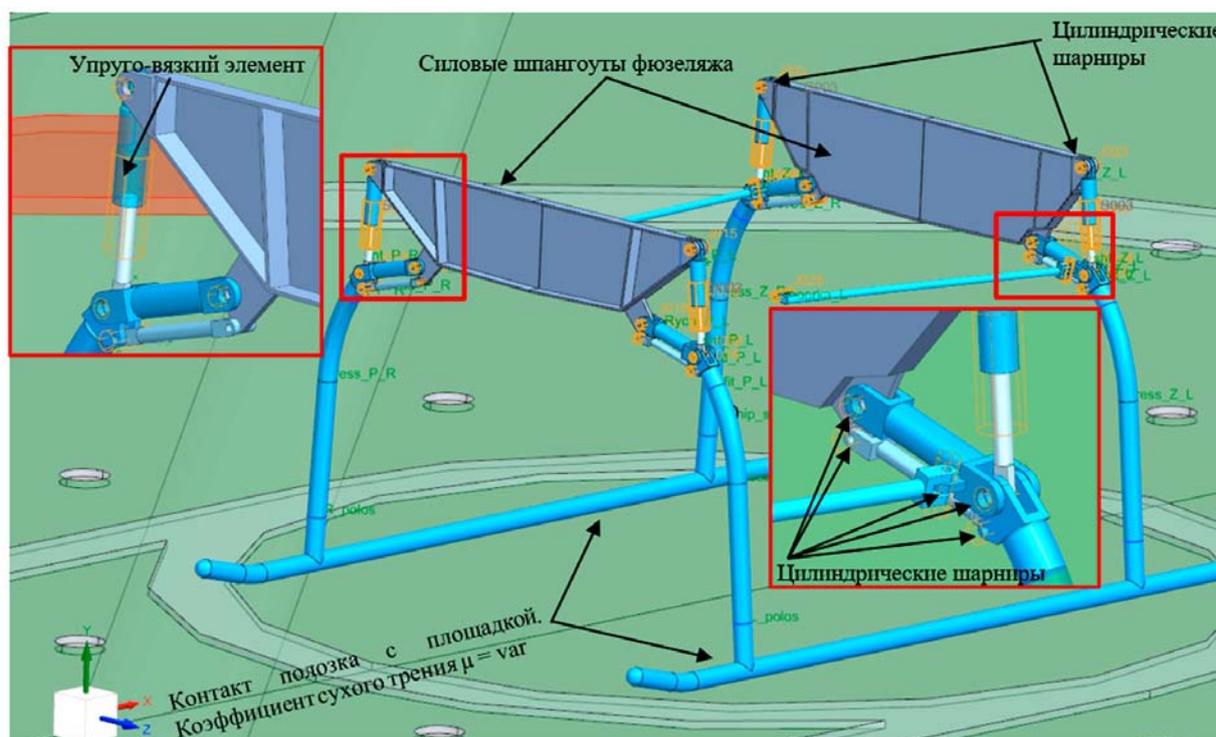


Рис. 10. Динамическая модель шасси
Fig. 10. Dynamic model of landing gear

задаются его центр тяжести, масса и моменты инерции.

Амортизаторы шасси пневмогидравлические и смоделированы упруго-вязкими элементами (пружины, демпферы).

Характеристика упругого элемента амортизатора соответствует политропному процессу сжатия газа и задана в соответствии с формулой (1) и представлена на рис. 11.

$$Q_{\Gamma} = \frac{p_0 F_{\Gamma}}{\left(1 - \frac{y}{H}\right)^n} = \frac{p_0 \pi d^2}{4 \left(1 - \frac{s}{H}\right)^n}, \quad (1)$$

где p_0 – начальное давление зарядки газовой камеры амортизатора; F_{Γ} – площадь эффективного сечения газовой камеры; H – конструктивный ход амортизатора; s – ход амортизатора; $n = 1,2$ – показатель политропы; d – диаметр штока амортизатора.

Характеристика вязкого элемента задана в соответствии с формулой (2) и представлена на рис. 12.

$$Q_{\text{ж}} = \zeta \frac{\rho F_{\text{ж}}}{2} \left(\frac{F_{\text{ж}}}{f}\right)^2 \cdot \dot{s}^2, \quad (2)$$

где ζ – коэффициент гидравлического сопротивления; ρ – плотность жидкости; $F_{\text{ж}}$ – площадь давления на жидкость; f – площадь проходных отверстий; \dot{s} – скорость обжатия амортизатора.

Контакт между ползочками и посадочной площадкой задан с использованием функции 3D contact, которая позволяет учитывать жесткость контактных пар на взаимное проникновение, а также коэффициенты трения скольжения и трения покоя.

В рамках расчета посадки на два ползочка с эксплуатационной скоростью проведено моделирование посадок БЛА ВТ на неподвижную жесткую площадку. Динамическая модель посадки представлена на рис. 13.

Для расчета были приняты следующие величины:

начальная скорость вертикальной посадки $V_y = 2$ м/с;

начальная тяга $T_0 = 2/3G$, где G – масса БЛА ВТ;

коэффициенты трения между ползочком и посадочной площадкой $\mu = 0,05; 0,5$.

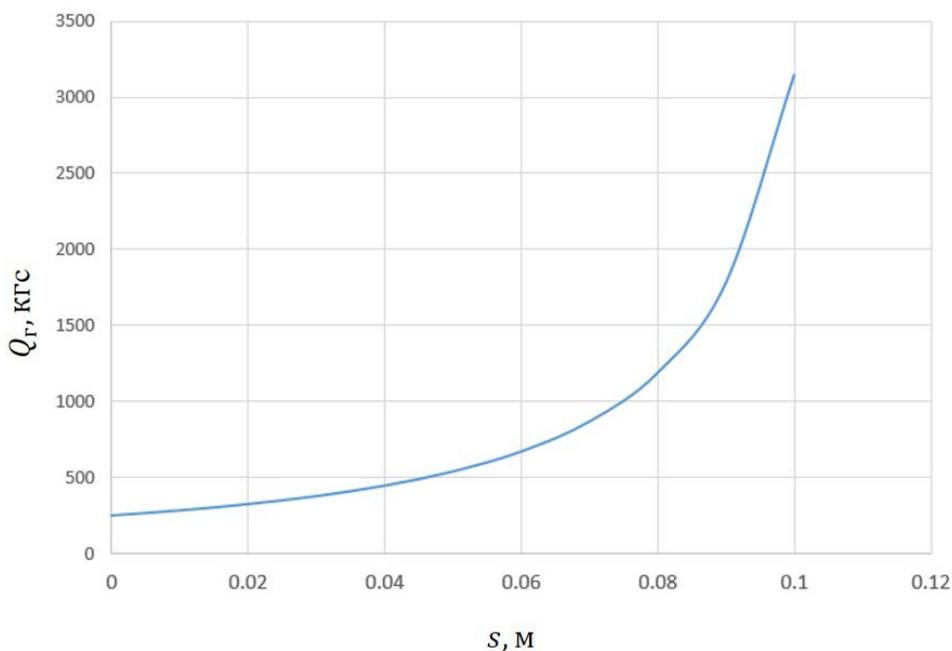


Рис. 11. Диаграмма обжатия амортизатора
Fig. 11. Shock absorber compression diagram

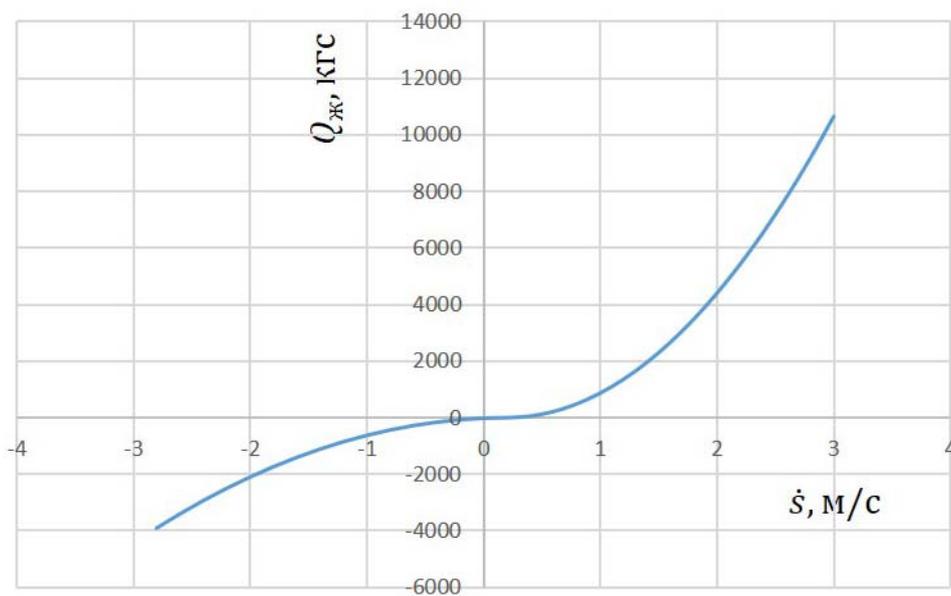


Рис. 12. Диаграмма демпфирования амортизатора
Fig. 12. Shock absorber damping diagram

Начальные условия для системы:

$$y(t=0) = 0 \text{ м};$$

$$V_y(t=0) = -2 \text{ м/с}.$$

Время интегрирования $t = 2$ с.

Шаг интегрирования $h = 0,01$ с.

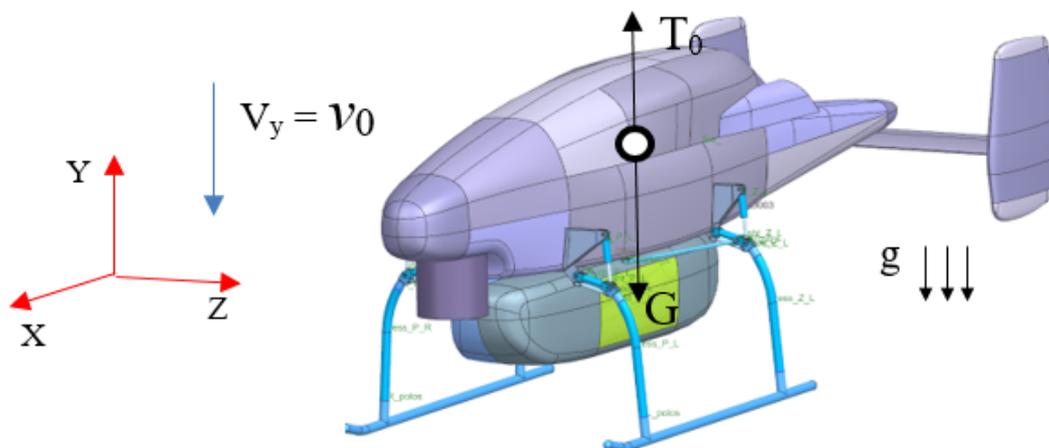


Рис. 13. Динамическая модель посадки
 Fig. 13. Dynamic model of landing

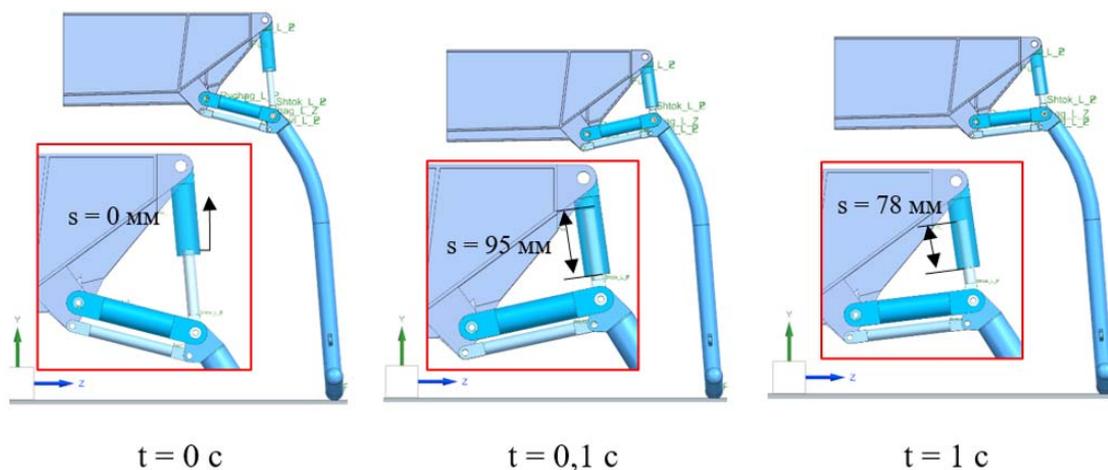


Рис. 14. Отображения момента посадки с начальной скоростью $V_y = 2$ м/с
 Fig. 14. Displays the moment of landing with an initial velocity of $V_y = 2$ м/с

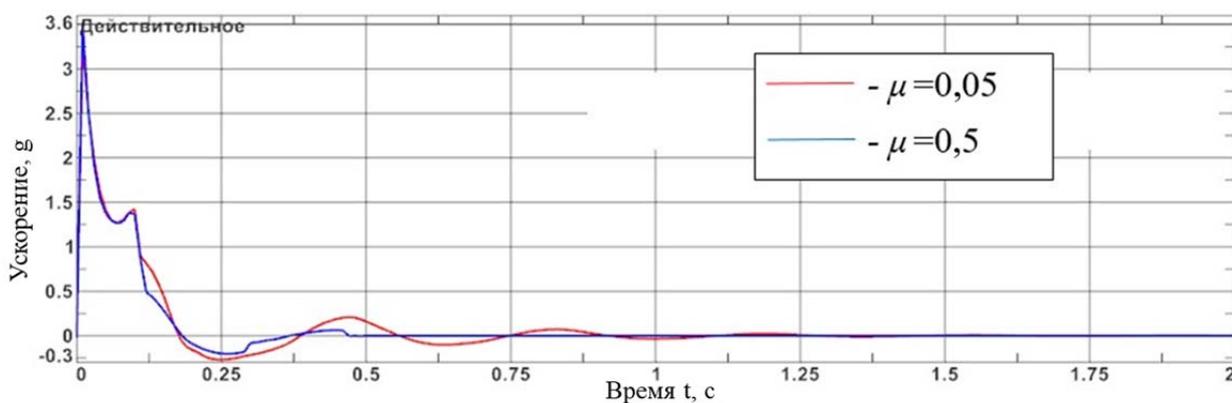


Рис. 15. Вертикальная перегрузка центра масс при посадке с начальной скоростью $V_y = 2$ м/с, g
 Fig. 15. Vertical overload of the center of mass during landing with an initial velocity of $V_y = 2$ м/с, g

Результаты расчета посадки представлены на рис. 14–18.

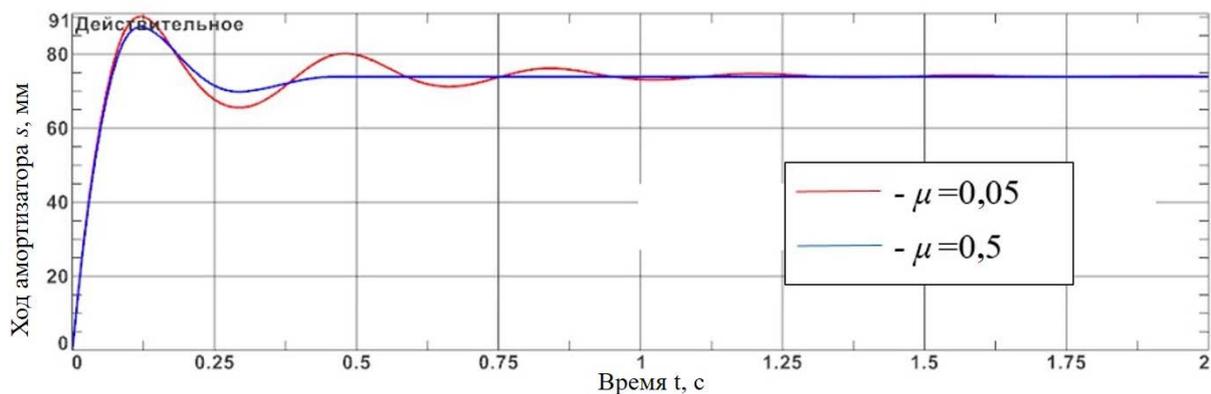


Рис. 16. Ход заднего амортизатора при посадке с начальной скоростью $V_y = 2$ м/с, мм
Fig. 16. The stroke of the rear shock absorber during landing with an initial velocity of $V_y = 2$ m/s, mm

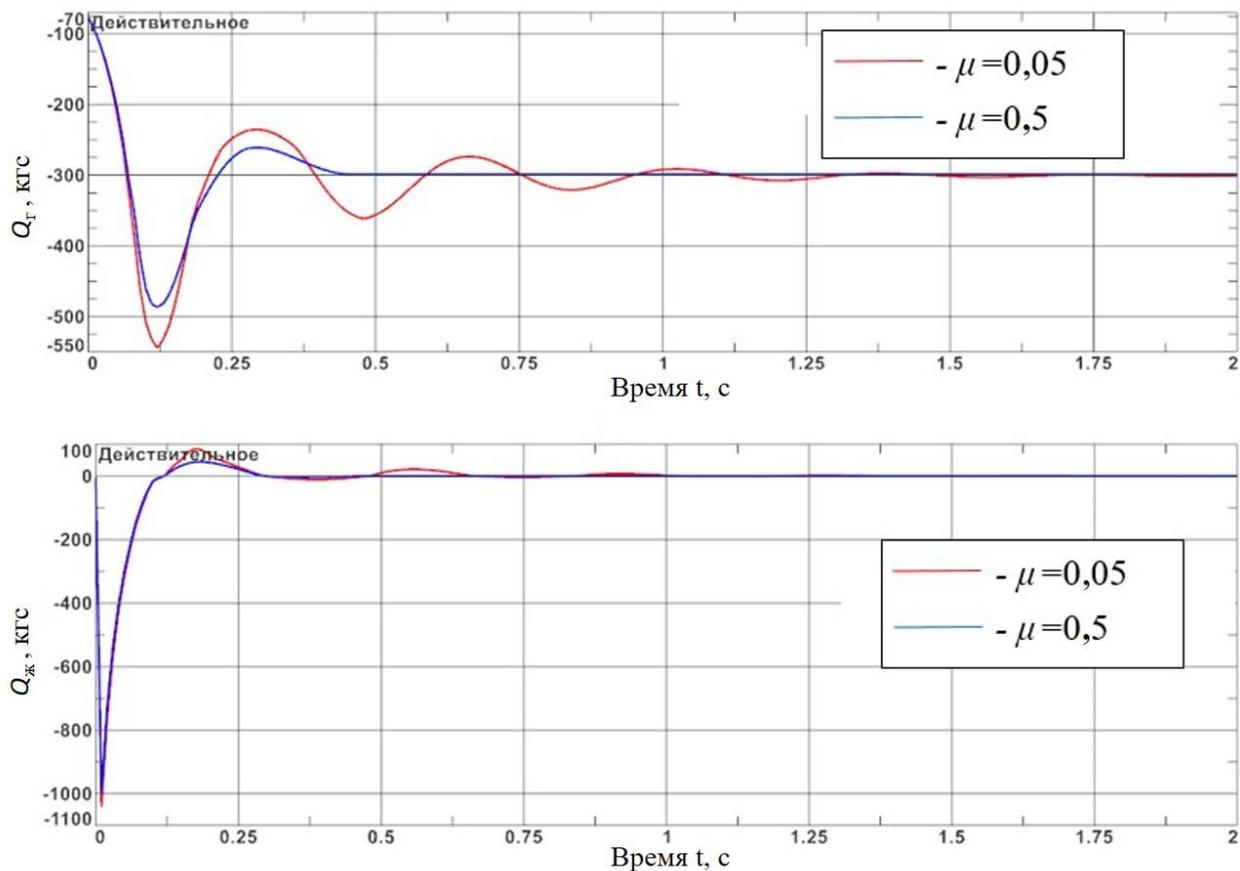


Рис. 17. Усилия в заднем амортизаторе при посадке с начальной скоростью $V_y = 2$ м/с, кгс
Fig. 17. Forces in the rear shock absorber during landing with an initial velocity of $V_y = 2$ m/s, kgf

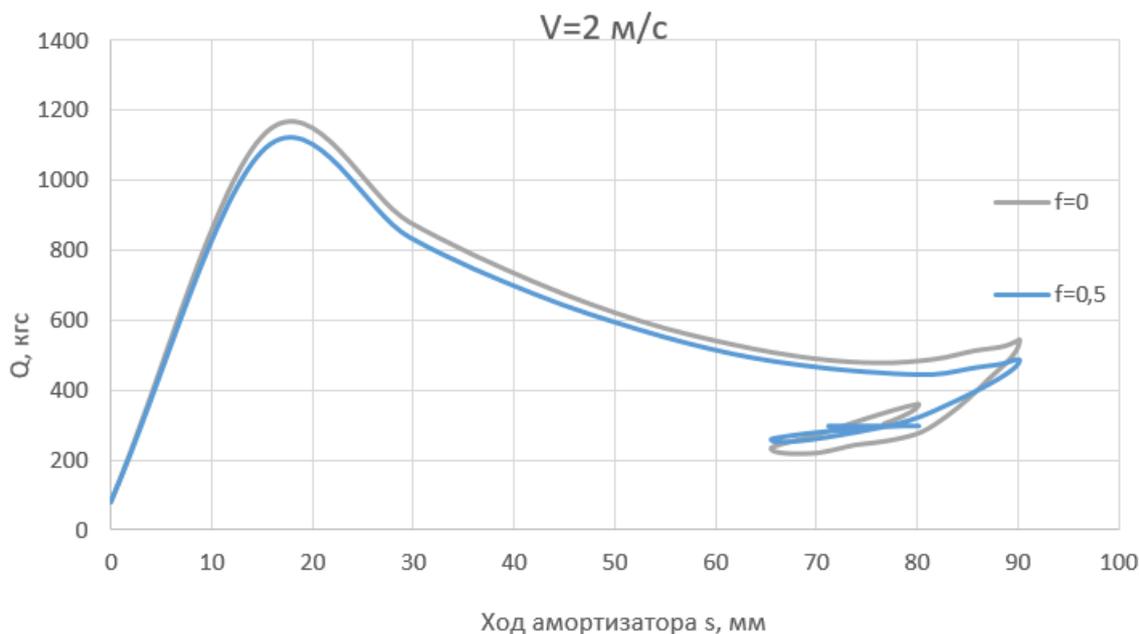


Рис. 18. Диаграмма обжатия заднего амортизатора при посадке с начальной скоростью $V_y = 2$ м/с, кгс
Fig. 18. Compression diagram of the rear shock absorber during landing with an initial velocity of $V_y = 2$ m/s, kgf

В рамках расчета колебаний на стоянке на ВПП рассмотрены колебания БЛА ВТ на корабле малого водоизмещения в условиях морского волнения. Под морским волнением понимается качка корабля определенной балльности с заданной амплитудой и периодом качания. Килевая и вертикальная качка корабля приводит в основном к изменению вертикальной перегрузки в центре масс БЛА ВТ [4], следствием чего является изменение величины усилий в амортизаторах и нагрузок, приходящихся со стороны шасси на фюзеляж. Детальный расчет на прочность элементов шасси и конструкции фюзеляжа не входит в цели настоящего анализа. Для определения устойчивости БЛА ВТ на корабле достаточно рассмотреть бортовую качку, что позволит проверить выбранную схему на факт наличия незатухающих колебаний и рассчитать величину корректировки противокapotажного угла, определяемую различным обжатием амортизаторов при наклоне БЛА ВТ на качающейся палубе [4]. Предполагается действие бортовой и килевой качек независимо друг от друга. На рис. 19 представлена расчетная схема бортовой качки.

Бортовая качка задается как регулярное гармоническое кинематическое возмущение

в соответствии с формулой (3), приложенное к центру качки:

$$\theta_{\text{борт}} = \theta_0 \cdot \sin\left(\frac{2\pi}{T_{\text{борт}}} \cdot t\right). \quad (3)$$

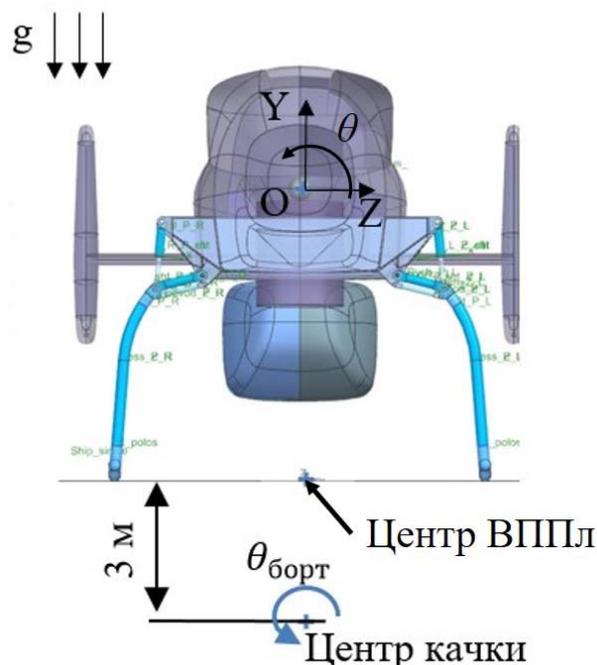


Рис. 19. Расчетная схема бортовой качки
Fig. 19. Calculation scheme of on-board pitching

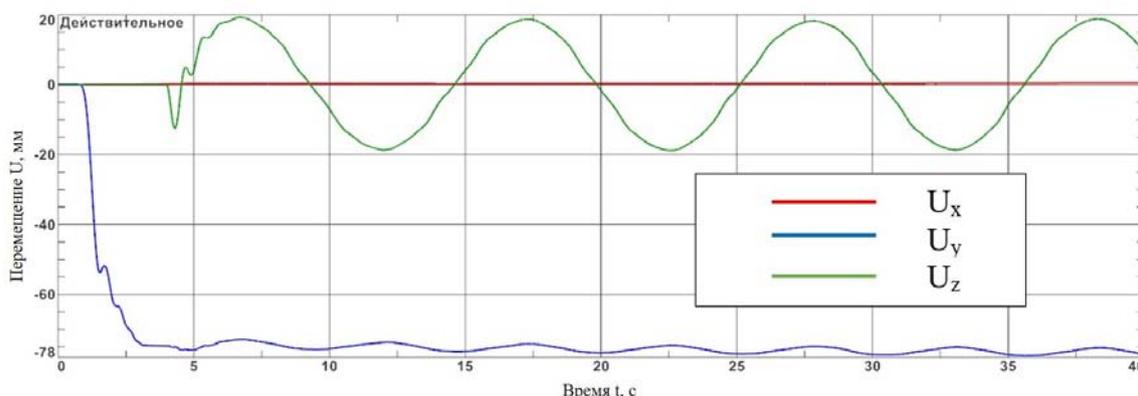


Рис. 20. Линейные перемещения ЦМ БЛА ВТ относительно ВППл, бортовая качка, мм
Fig. 20. Linear movements of the HT UAV center of mass relative to the landing pad, side pitching, mm

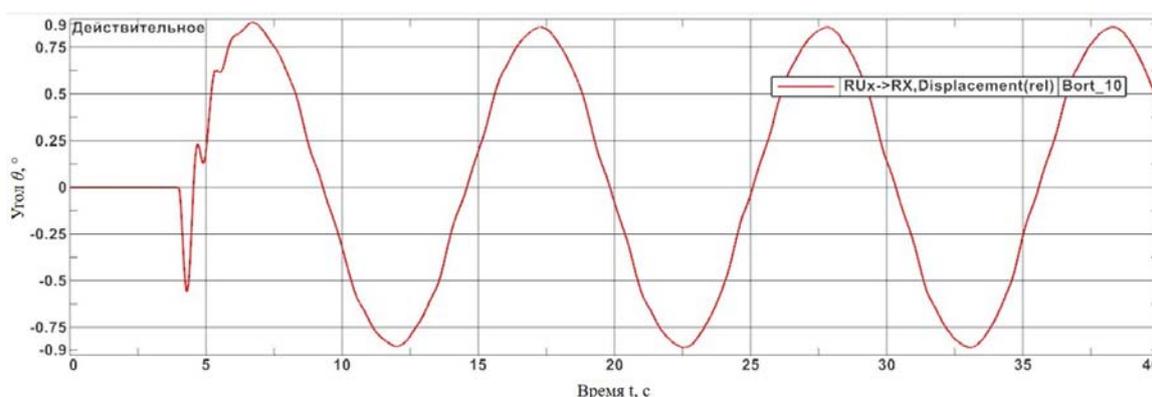


Рис. 21. Угол поворота БЛА ВТ относительно ВППл θ , бортовая качка, град
Fig. 21. Angle of rotation of the HT UAV relative to the landing pad θ , side roll, deg

Для расчета были приняты следующие величины:

коэффициенты трения между ползком и посадочной площадкой $\mu = 0,5$,
время интегрирования $t = 40$ с,
шаг интегрирования $h = 0,01$ с.

Результаты расчета посадки представлены на рис. 20–23.

Величину корректировки противокapotажного угла [4] для принятой в расчете геометрии БЛА ВТ можно определить в соответствии с формулой

$$\Delta\phi = \frac{\Delta s'}{B} = \frac{2\Delta s}{B} = \frac{2 \cdot 0,004}{1,5} = 0,3^\circ, \quad (4)$$

где $\Delta s'$ – разница вертикальных перемещений ползков по левому и правому борту; Δs – разница хода амортизаторов по левому и правому борту; B – колея шасси.

Можно отметить, что полученная величина является незначительной по сравнению с минимально допустимой величиной противокapotажного угла γ , равной 35° , следовательно, данная схема шасси демонстрирует хорошую устойчивость при размещении на корабле.

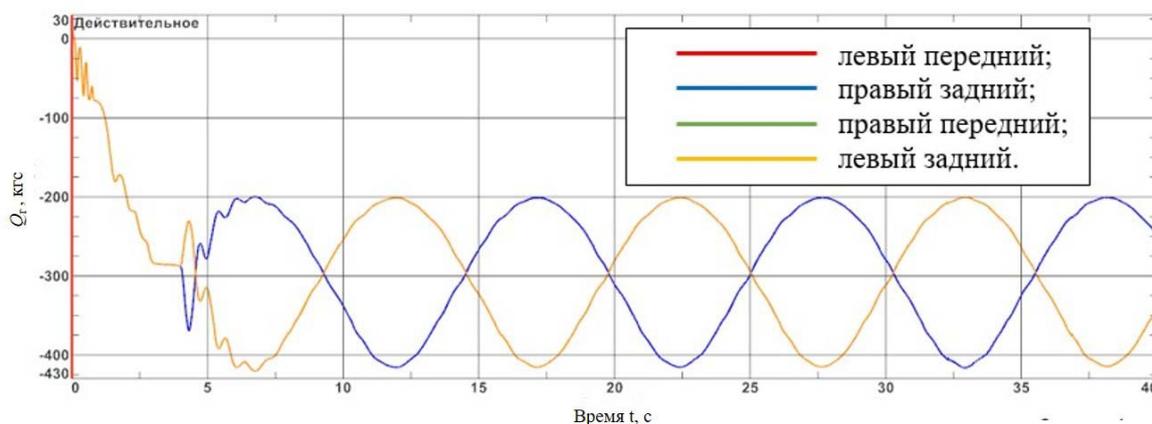


Рис. 22. Усилия в амортизаторах Q_r , бортовая качка, кгс
Fig. 22. Forces in shock absorbers Q_r , side pitching, kgf

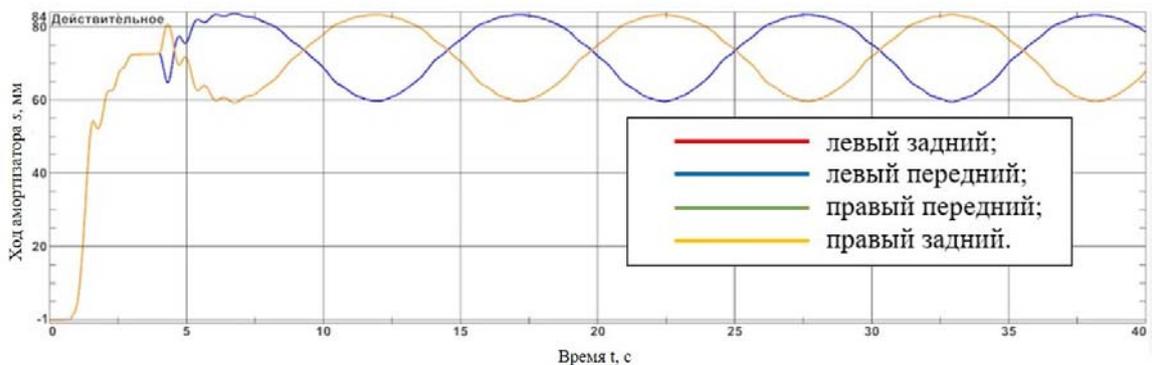


Рис. 23. Ход амортизаторов шасси, бортовая качка, мм
Fig. 23. Stroke of the landing gear shock absorbers, side pitching, mm

Заключение

Технический облик корабельного БЛА ВТ в части взлетно-посадочных устройств определяется спецификой условий базирования на корабле.

С учетом наложенных ограничений на конструкцию шасси установлено, что наиболее предпочтительной для перспективного БЛА ВТ является схема ползкового шасси рычажно-параллелограммного типа с выносным амортизатором, так как она обеспечивает заданный клиренс при посадке и неизменяемую поперечную базу для возможности применения механизма принудительной посадки с фиксацией за ползки при относительно малых посадочных перегрузках, а также устойчивое и не приводящее к возникновению незатухающих колебаний поведение на корабле малого водоиз-

мещения. Подобная схема может быть применена также для пилотируемых вертолетов берегового и корабельного базирования.

В дальнейшем необходимо провести работы для выбранной конструкции шасси, связанные с оптимизацией конструкции по массе, определением достаточной прочности, а также, по отстройке системы «шасси – фюзеляж» от автоколебаний типа земной резонанс.

Список литературы

1. Кошкин Р.П. Беспилотные авиационные системы. М.: Стратегические приоритеты, 2016. 676 с.
2. Рябов К. Семейство беспилотных летательных аппаратов MQ-8 (США) [Электронный ресурс] // Военное обозрение. 2015.

URL: <https://topwar.ru/67878-semeystvo-bespilotnyh-letatelnyh-apparatov-mq-8-ssha.html> (дата обращения: 23.12.2024).

3. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976. 368 с.

4. Сокоиков Ю.Г. Применение вертолетов с авианесущих кораблей. М.: Военное издательство, 1989. 180 с.

5. Hodge S.J. Simulating the environment at the helicopter-ship dynamic interface: research, development and application / S.J. Hodge, J.S. Forrest, G.D. Padfield, I. Owen // *The Aeronautical Journal*. 2012. Vol. 116, iss. 1185. Pp. 1155–1184. DOI: 10.1017/S0001924000007545

6. Kiefer J., Ward M., Costello M. Rotorcraft hard landing mitigation using robotic landing gear [Электронный ресурс] // *Journal of dynamic systems, measurement, and control*. 2016. Vol. 138. ID: 031003. DOI: 10/1115/1/4032286 (дата обращения: 23.12.2024).

7. León B.L., Rimoli J.J., Di Leo C.V. Rotorcraft dynamic platform landings using robotic landing gear [Электронный ресурс] // *Journal of dynamic systems, measurement, and control*. 2021. Vol. 143, iss. 11. ID: 111006. 19 p. DOI: 10/1115/1/4051751 (дата обращения: 23.12.2024).

8. Boix D.M., Goh K., McWhinnie J. Modelling and control of helicopter robotic landing gear for uneven ground conditions // 2017 Workshop on research, education and development of unmanned aerial systems (RED-UAS). Sweden, Linköping, 2017. Pp. 60–65. DOI: 10.1109/RED-UAS.2017.8101644

9. Stolz B., Bröderman T., Castiello E. et al. An adaptive landing gear for extending the operational range of helicopters // 2018 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Spain, Madrid, 2018. Pp. 1757–1763. DOI: 10.1109/IROS.2018.8594062

10. Урбанович В.А., Червоная Е.А., Шепель И.Н. Метод расчета характеристик общего напряженно-деформированного состояния ползкового шасси вертолета при его посадке на авторотации // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сборник научных трудов*. 2017. Вып. 75. С. 163–172.

11. Михайлов С.А., Коротков Л.В., Неделько Д.В. К расчету статического нагружения трубчатого ползкового шасси вертолета // *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*. 2010. № 4. С. 3–6.

12. Загидулин А.Р. К расчету жидкостно-газовой амортизации шасси летательного аппарата / А.Р. Загидулин, Е.Г. Подружин, Г.И. Расторгуев, В.И. Максименко // *Научный вестник НГТУ*. 2017. № 4 (69). С. 117–128. DOI: 10.17212/1814-1196-2017-4-117-128

13. Кручинин М.М. Методика выбора параметров колесного шасси на основе формально-имитационных математических моделей: дис. ... канд. тех. наук. М.: МАИ, 2019. 170 с.

References

1. Koshkin, R.P. (2016). Unmanned aerial systems. Moscow: Strategicheskkiye prioritety, 676 p. (in Russian)

2. Ryabov, K. (2015). MQ-8 family of unmanned aerial vehicles (USA). *Voyennoye obozreniye*. Available at: <https://topwar.ru/67878-semeystvo-bespilotnyh-letatelnyh-apparatov-mq-8-ssha.html> (accessed: 23.12.2024). (in Russian)

3. Tishchenko, M.N., Nekrasov, A.V., Radin, A.S. (1976). Helicopters. Selection of parameters in design. Moscow: Mashinostroyeniye, 368 p. (in Russian)

4. Sokovikov, Yu.G. (1989). The use of helicopters from aircraft-carrying ships. Moscow: Voyennoye izdatelstvo, 180 p. (in Russian)

5. Hodge, S.J., Forrest, J.S., Padfield, G.D., Owen, I. (2012). Simulating the environment at the helicopter-ship dynamic interface: research, development and application. *The Aeronautical Journal*, vol. 116, issue 1185, pp. 1155–1184. DOI: 10.1017/S0001924000007545

6. Kiefer, J., Ward, M., Costello, M. (2016). Rotorcraft hard landing mitigation using robotic landing gear. *Journal of dynamic systems, measurement, and control*, vol. 138. DOI: 10/1115/1/4032286 (accessed: 23.12.2024).

7. León, B.L., Rimoli, J.J., Di Leo, C.V. (2021). Rotorcraft dynamic platform landings using robotic landing gear. *Journal of dynamic systems, measurement, and control*, vol. 143, issue 11, ID: 111006, 19 p. DOI: 10/1115/1/4051751 (accessed: 23.12.2024).

8. **Boix, D.M., Goh, K., McWhinnie, J.** (2017). Modelling and control of helicopter robotic landing gear for uneven ground conditions. *In: 2017 Workshop on research, education and development of unmanned aerial systems (RED-UAS)*. Sweden, Linköping, pp. 60–65. DOI: 10.1109/RED-UAS.2017.8101644

9. **Stolz, B., Bröderman, T., Castiello, E. et al.** (2018). An adaptive landing gear for extending the operational range of helicopters. *In: 2018 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. Spain, Madrid, pp. 1757–1763. DOI: 10.1109/IROS.2018.8594062

10. **Urbanovich, V.A., Chervonaya, E.A., Shepel, I.N.** (2017). Method for calculating the characteristics of the general stress-strain state of the helicopter's skid chassis during its landing on autorotation. *Otkrytye informatsionnye i com-*

pyuternye integrirovannye tekhnologii: sbornik nauchnykh trudov, issue 75, pp. 163–172. (in Russian)

11. **Mikhailova, S.A., Korotkov, L.V., Nedel'ko, D.V.** (2010). Analysis of static loading of a helicopter tubular skid landing gear. *Russian Aeronautics*, vol. 53, no. 4, pp. 369–374.

12. **Zagidulin, A.R., Podruchin, E.G., Rastorguev, G.I., Maksimenko, V.N.** (2017). Calculation of liquid-gas dampers of the aircraft landing gear. *Science bulletin of the Novosibirsk state technical university*, no. 4 (69), pp. 117–128. DOI: 10.17212/1814-1196-2017-4-117-128 (in Russian)

13. **Kruchinin, M.M.** (2019). Methodology for selecting parameters of wheeled landing gear on the base of formal-simulation mathematical models: Cand. of Tec. Sc. Thesis. Moscow: MAI, 170 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Титов Дмитрий Васильевич, руководитель группы общего проектирования АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», d.titov@nhcmk.ru.

Парненко Алексей Евгеньевич, кандидат технических наук, главный конструктор научно-конструкторского центра перспективного проектирования винтокрылых летательных аппаратов АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), a.parnenkov@nhcmk.ru.

Киселев Алексей Владимирович, инженер-конструктор, АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», аспирант Московского энергетического института (национального исследовательского университета), kiselevAVI@mpei.ru.

Information about the authors

Dmitry V. Titov, the Head of the General Design Group of JSC National Helicopter Center Mil & Kamov, d.titov@nhcmk.ru.

Alexey E. Parnenkov, Candidate of Technical Sciences, Chief Designer of the Scientific and Design Center for Advanced Design of Rotary-wing Aircraft of JSC National Helicopter Center Mil & Kamov, Associate Professor of Chair of Helicopter Design, Moscow Aviation Institute (National Research University), a.parnenkov@nhcmk.ru.

Alexey V. Kiselyov, Design Engineer, JSC National Helicopter Center Mil & Kamov, Postgraduate Student, Moscow Power Engineering Institute (National Research University), kiselevAVI@mpei.ru.

Поступила в редакцию	04.03.2025	Received	04.03.2025
Одобрена после рецензирования	14.04.2025	Approved after reviewing	14.04.2025
Принята в печать	24.07.2025	Accepted for publication	24.07.2025