

**ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВТОМОБИЛЬНОГО ТРАНСПОРТА/OPERATION OF ROAD TRANSPORT**DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53> EDN: PMCSYB**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРЕОДОЛЕНИЯ ПРЕПЯТСТВИЙ КВАНТОМОБИЛЕМ**

Научная статья

Котиков Ю.Г.^{1,*}¹ ORCID : 0000-0001-7532-7380;¹ Санкт-Петербургский государственный архитектурно-строительный университет, Санкт-Петербург, Российская Федерация

* Корреспондирующий автор (cotikov[at]mail.ru)

Предложена: 28.11.2025; Принята: 08.05.2026; Опубликовано: 18.05.2026

Аннотация

Целью расчетного исследования явилось формирование и моделирование процедур преодоления препятствий (ППП) квантомобилем (автомобилем с квантовым двигателем (КД)) — с обеспечением количественной оценки динамики и энергетики реализуемых процессов. Задачи исследования: модернизация авторской Модели приземного движения квантомобиля (МПДК) под поставленную цель; типизация полетных циклов (ПЦ); разработка сценариев управления вектором траста для профилей ПЦ; проведение программного имитационного моделирования (ПИМ) на базе МПДК с экспериментами на множестве вариантов ПП; обобщение результатов расчетов и формирование рекомендаций. Сформированная модель позволяет в ходе ПИМ ПП проследживать траектории изменения параметров движения, формировать показатели динамики и энергетики полета. Использованы графические возможности ПО Matlab-Simulink. Введен типаж ПЦ квантомобиля при ПП, а также текстовая пиктография для схематического представления этих ПЦ в тексте и БД. На базе предыдущих работ автора, посвященных рассмотрению движения квантомобиля по и вблизи опорной поверхности (ОП): взлету, полету, спуску, приземлению, устойчивости ТС, энергозатратам — решается задача управления вектором траста КД с учетом перечисленных аспектов при ПП квантомобилем на маршруте. В серии расчетов ПП квантомобилем при различных сценариях изменения значений высоты препятствия, продольной скорости, углов наклона вектора траста и других факторов дана оценка вариантов ПП экипажа с КД. Расчеты ПП квантомобилем способны стать ядром алгоритмов решения оптимизационной задачи ПП методом переборных. МПДК рассматривается в качестве основы для дальнейшего развития моделирования движения квантомобиля в произвольных условиях.

Ключевые слова: квантомобиль, квантовый двигатель, моделирование, Matlab-Simulink, преодоление препятствия, полетный цикл, текстовая пиктограмма.

SIMULATING OVERCOMING OBSTACLES BY A QUANTOMOBILE

Research article

Kotikov Y.G.^{1,*}¹ ORCID : 0000-0001-7532-7380;¹ St. Petersburg State University of Architecture and Civil Engineering, Saint-Petersburg, Russian Federation

* Corresponding author (cotikov[at]mail.ru)

Suggested: 28.11.2025; Accepted: 08.05.2026; Published: 18.05.2026

Abstract

The aim of the computational study was to develop and simulate overcoming obstacles procedures (OOP) for a quantomobile (a vehicle with a quantum engine (QE)), while providing a quantitative evaluation of the dynamics and energy balance of the processes involved. Research objectives: to modernise the author's Model of Ground Movement of a Quantomobile (MGMQ) to meet the set objective; classification of flight cycles (FC); development of thrust vector control scenarios for FC profiles; conducting software simulation modelling (SSM) based on the MGMQ with experiments on a variety of OO variants; summarising the results of calculations and formulating recommendations. The developed model allows for the tracking of trajectories of changes in motion parameters and the generation of indicators of flight dynamics and energetics during OO SSM. The graphical capabilities of Matlab-Simulink software were used. The typology of quantum vehicle FCs during OO was introduced, as well as textual pictograms for the schematic representation of these FCs in text and databases. Based on the author's previous work, which examined the motion of a quantum vehicle on and near a reference surface (RS) — take-off, flight, descent, landing, vehicle stability, and energy consumption — the problem of controlling the thrust vector of the quantomobile is solved, taking into account the listed aspects during flight along a route. In a series of calculations of the quantomobile flight path under various scenarios involving changes in obstacle height, longitudinal velocity, thrust vector angles and other factors, an assessment is provided of flight path options for the crew with the QE. OO calculations by a quantomobile could form the core of algorithms for solving the OO optimisation problem using the trial and error method. The MPDC is regarded as the basis for the further development of quantomobile motion modelling under arbitrary conditions.

Keywords: quantomobile, quantum engine, simulation, MATLAB-Simulink, obstacle overcoming, flight cycle, text pictogram.

Введение

В развитие идеи извлечения энергии из физического вакуума (ФВ) [1] в физике формируется единая теория поля — суперобъединения гравитационных и электромагнитных сил, — способной послужить научной платформой для практического извлечения энергии. Примерами вариантов этой теории являются Теория Суперобъединения В.С. Леонова [2] и Gravity-Electro-Magnetism Unification Theory Д. Бранденбурга [3].

Одной из целей теории суперобъединения является реализация механизма пропульсии (формирования траста — толкающей силы). Отметим успехи группы Д. Бранденбурга по созданию Теории пропульсии [4]. Достигнутый уровень знаний позволяет прогнозировать осуществление идеи бестопливного квантового двигателя (КД), реализующего пропульсию в ФВ путем местной деформации грави-электро-магнитного поля с получением опоры трасту со стороны внешнего ареала поля.

Над этой идеей работают научные коллективы: в США [3], [4], [5]; Великобритании [6], [7]; Германии [8]; Китае [9]; России [10]. Тесты, проводимые в этих коллективах, показывают, что КД способен создать траст и в вакууме, и в атмосфере.

Отмечается также скептицизм ряда исследователей по поводу состоятельности теории пропульсии КД, основанный на результатах лабораторных исследований их концептуальных образцов КД (например, [11]).

Всё же, хотя получаемые импульсы траста (тяги) КД пока малы, надежда на практическую реализацию названных идей становится все более существенной [12].

Предположение, что физики задачу извлечения энергии ФВ решат успешно, а инженеры создадут конструкции КД, инициирует необходимость рассмотрения особенностей использования этого траста для движения транспортных средств (ТС).

Появление КД позволит заменить традиционные формы продольной тяги автомобилей, добавив функционал вертикальной тяги. Реализация идеи КД приведет к появлению нового типа транспортных средств (ТС) — квантомобилей [2], [12]. В них станет возможным прикладывать траст КД к корпусу экипажа непосредственно; необходимость трансмиссии отпадет, колесам при движении по опорной поверхности (ОП) останется только опорная функция.

Вертикальную компоненту траста (в шарнирном варианте конструкции КД) можно будет использовать для управления вертикальным движением ТС. Горизонтальная компонента траста при этом остается для преодоления сил сопротивления продольному движению экипажа (используем слово «экипаж» в смысле «коляска», но не «команда»). КД, с реализацией функций движителя ТС, становится силовой установкой типа Квантовый двигатель-двигатель (КДД).

Автор рассматривал ранее концепции механики и энергетики ТС с КДД [13], [14], [15], [16], которые легли в основу развиваемой Simulink-модели приземного движения квантомобиля (МПДК) и настоящего исследования.

В плоскости развёртывания угла тангажа β вектор траста F_T раскладывается на две ортогональные компоненты F_{Tx} и F_{Tz} (представляя собой векторную сумму составляющих, см. рис. 1 [12], [13]):

$$F_T = F_{Tx} + F_{Tz}. \quad (1)$$

В скалярной записи это:

$$F_T = \text{sqrt} (F_{Tx}^2 + F_{Tz}^2). \quad (2)$$

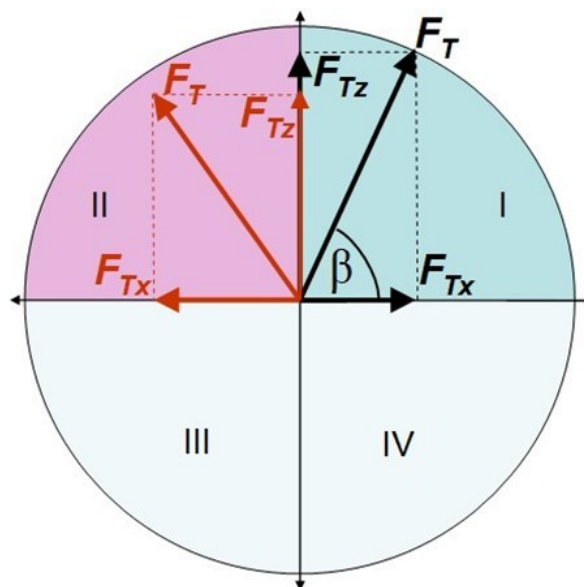


Рисунок 1 - Разложение вектора траста F_T на горизонтальную F_{Tx} и вертикальную F_{Tz} компоненты

Примечание: DOI: 10.23670/IRJ.2024.142.29.2

В публикациях [12], [17] на базе МПДК рассмотрена методика расчета тяговых сил квантомобилей для наземной и воздушной сред. Методика, в связи с необходимостью учета лифта, отличается от традиционных алгоритмов расчета силового баланса автомобиля. Здесь будем использовать уравнения балансов горизонтальных сил, вертикальных сил и силовых моментов, представленные в работах [13], [15] и [17].

В работах [13], [15], [17] рассматривались вопросы продольной устойчивости квантомобилей. Во избежание продольного опрокидывания в полете и «галоирования» [18] при посадке утверждалась необходимость оперативной генерации стабилизирующего момента (реализуемого, например, парой трастеров-стабилизаторов в передней и задней точках экипажа).

Для случая ТС с КДД в МПДК осуществляется охват всех трех категорий взлета и посадки ЛА: *CTOL*, *STOL* и *VTOL* [19], [20] — единым алгоритмом [15], [17].

В МПДК также оцениваются упругие силы и демпфирование в подвеске. Колебательная система подвески представлена в упрощенном виде: одномассовая колебательная система под нагрузкой с одной приведенной жесткостью (упругостью) c_{up} подвески в целом и одним общим коэффициентом демпфирования амортизаторов k_{am} , приложенным к общей массе экипажа m [15], [17], [21], [22].

Полет квантомобилей становится возможным только тогда, когда суммарная подъемная сила (СПС) F_{zSum} , представляющая собой сумму аэродинамической F_{wz} и трастовой F_{Tz} подъемных сил (АПС и ТПС) [15], превосходит вес этого объекта.

Унаследуем из работ [15] и [17] для нулевого значения вертикальной координаты $p_z = 0$ исходное положение статического равновесия экипажа, когда СПС $F_{zSum} = 0$ и на экипаж снизу действует лишь сила упругости $F_{up} = G_q = m * g$. Используются [17] следующие значения высоты p_z : H_{f1} — высота положения экипажа в момент потери/приобретения контакта колес с ОП; H_{f2} — высота смены конфигурации ТС (подвески и оперения); H_{f3} — высота безопасности полета.

Вертикальное движение экипажа в момент касания колес ОП сопровождается квазирезонансным ударом [23]. Смягчение удара обеспечивается, во-первых, характеристиками подвески, и во-вторых, траекторными характеристиками (выведением вертикальной скорости v_z и ускорения a_z как можно ближе к нулю) [17].

Наличие вертикальной тяги позволит ТС совершать полетные циклы (ПЦ) [24], [25] при преодолении препятствий (ПП). Автором рассматривалось поведение квантомобилей на этапах ПЦ: трогания [13], взлета [15], [16], спуска и приземления [17]. Следует отметить, что цена вертикальной тяги (отношение затрачиваемой мощности к создаваемой тяге) — пока высока [14], [16], [26], [27], что заостряет актуальность минимизации энергозатрат в ПЦ.

Перечисленные идеи и разработки заложили в основу исследования некоторого множества ПЦ. Новые аспекты, подлежащие рассмотрению: типизация ПЦ, их символическое представление, разработка сценариев управления вектором траста (профилем траста) для профилей ПЦ, демонстрация наработок.

Гипотеза исследования: МПДК позволяет решать задачу ПП как в прямой постановке (по заданному профилю траста определить профиль ПЦ), так и в обратной (для заданного профиля ПЦ подобрать профиль траста).

Проработку актуальных вопросов ПП гипотетическим квантомобилем, ввиду отсутствия подобных опубликованных научных работ других исследователей, можно считать как значимой, так и актуальной со значительным временным лагом реального воплощения.

Методы и принципы исследования

2.1. Цель и задачи исследования

Целью исследования (на базе проработки 27 вышеприведенных источников) явилось моделирование процедур преодоления препятствий (ППП) квантомобилем с обеспечением количественной оценки динамики и энергетики реализуемых процессов.

Отсутствие признанных теоретических основ движения квантомобилей, натуральных образцов исследуемых объектов и эмпирических данных по ним, вызывает необходимость использовать подход с опорой на программное имитационное моделирование (ПИМ).

Задачами по достижению цели явились следующие:

- А. Модернизация МПДК под поставленную цель.
- Б. Типизация ПЦ и их символическое представление.
- В. Разработка сценариев управления вектором траста для профилей ПЦ.
- Г. Проведение ПИМ на базе МПДК с охватом представительного множество вариантов ПП ТС.
- Д. Обсуждение и обобщение результатов расчетов.
- Е. Формирование рекомендаций и выводов.

2.2. Балансы сил и моментов

Используем 3-DOF [22] МПДК — учитываем балансы горизонтальных, вертикальных сил и моментов сил [13], [15], [17]. Основой балансов явилась схема (рис. 2) [17], разворачиваемая в плоскости тангажа.

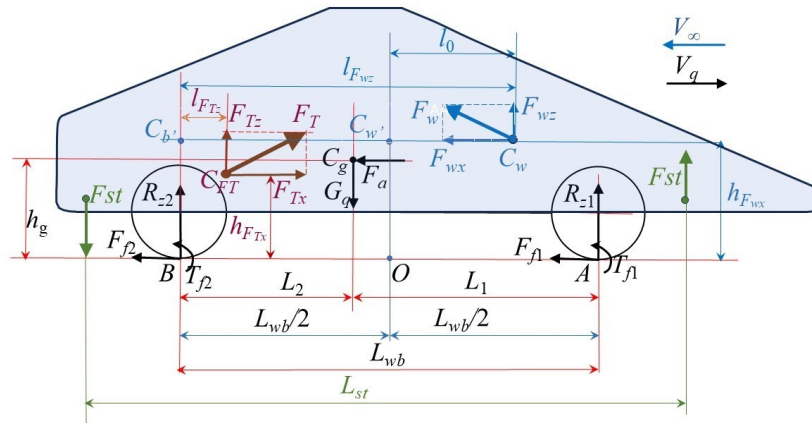


Рисунок 2 - Схема сил, формирующих балансы сил и моментов:

V_q – вектор скорости движения квантомобиля; V_∞ – скорость набегающего потока воздуха); C_g – центр тяжести экипажа; G_g – сила тяжести экипажа; F_a – сила инерции экипажа; C_{FT} – точка приложения траста КД к корпусу экипажа; F_T , F_{Tx} и F_{Tz} – траст КД и его покомпонентные компоненты; C_w – центр давления аэродинамических сил; F_w , F_{wx} и F_{wz} – сила воздействия воздуха и ее покомпонентные компоненты; F_{f1} и F_{f2} – силы сопротивления качению передних и задних колес, соответственно; T_{f1} и T_{f2} – моменты сопротивления качению колес; h_{Fwx} , h_{FTx} , h_g – расстояния векторов соответствующих сил F_{wx} , F_{Tx} , F_a от ОП; l_{Fwz} , l_{FTz} – расстояния векторов соответствующих сил F_{wz} , F_{Tz} до вертикали от оси задних колес; l_0 – расстояние вектора силы F_{wz} до вертикали центра колесной базы; L_{wb} , L_1 и L_2 – расстояния базовое и от осей колес до проекции центра тяжести на ОП; А и В – центральные точки пятен контакта колес с ОП; R_{z1} и R_{z2} – нормальные реакции ОП; L_{st} – расстояние между стабилизирующими трастерами

DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.2>Примечание: по ист. [19]. DOI: [10.60797/IRJ.2025.158.47.1](https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.158.47.1)

Используем результаты исследования влияния прикладываемых к экипажу сил и моментов на устойчивость квантомобиля [12], [13], [15], [17].

2.3. Сведения о расчете энергозатрат

Начало цепочки энергопреобразований начинается с подачи на корпус квантомобиля траста F_T под углом β к горизонту. Осуществляем расчет работы, совершаемой экипажем в ПЦ под воздействием этого траста. Учитываем, что в механику движения при реализации наклонов вектора траста, внедряется лифт экипажа [12].

Используем в расчетах понятия [14], [16]:

- Энергетическая цены тяги (ЭЦТ) (Вт/Н), где ЭЦТ $K_{NF} = N/F$, а N — реализуемая мощность, F — скаляр силы;
- Энергетическая цена вертикальной тяги (ЭЦВТ) $K_{NF,h}$;
- Энергетическая цена горизонтальной тяги (ЭЦГТ) $K_{NF,l}$.

Отметим, что величины K_{NF} , $K_{NF,h}$ и $K_{NF,l}$ имеют размерность скорости, поскольку $N = F \cdot V$, откуда следует $[N/F] = [V] = \text{м/с}$. Это характеризует *мгновенную скорость* передачи энергии от одной физической системы (экипажа) к другой (среде) [16]: для продольного движения ТС это соответствует скорости его движения $v_x = K_{NF,l} = \text{var}$, а для режима висения квантомобиля $K_{NF,h} = \text{const}$. Например, для квантомобиля с массогабаритными характеристиками автомобиля КамАЗ-4326 должно быть $K_{NF,h} < 55 \text{ Вт/Н}$ [14].

Отметим также, что в отличие от векторной суммы силовых компонент F_{Tx} и F_{Tz} (см. (1) и (2)), соответствующие мощности N_{FTx} и N_{FTz} , а также величины работы A_{FTx} и A_{FTz} , являясь скалярными величинами, складываются алгебраически — аддитивно [14], то есть:

$$N_{FT} = N_{FTx} + N_{FTz}, \quad (3)$$

$$A_{FT} = A_{FTx} + A_{FTz}. \quad (4)$$

Также важен знаковый аспект суммирования энергозатрат при торможении горизонтальной составляющей траста F_{Tx} (при $\beta > 90^\circ$ – см. на рис. 1). Факт рекуперации энергии пока очевиден лишь за счет силы инерции массы ТС F_a — здесь энергозатраты вычитаются из накопленной суммы (знак «−»). Энергозатраты же на реализацию сил сопротивления ОП F_r и воздуха F_{wx} накапливают сумму энергозатрат (знак «+»).

Поскольку исследованию подвергаются ПЦ различных типов и протяженности, логично проводить сравнение их по удельной энергоэффективности на единицу пути:

$$K_{AxzmSumR} = A_{xzmSumR}/p_x, \quad (5)$$

где $A_{xzmSumR}$ — накопленные на пути p_x энергозатраты как аддитивная сумма затрат на продольное и вертикальное движения и стабилизацию экипажа.



2.4. Формализация ППП

Будем использовать известное понятие *Профиль полета* — это траектория полёта ЛА в координатах Дальность-высота [28]. Не менее полезным является представление траектории полета в координатах Время-высота [29]: ведь в пакетах ПО интегрирование производится по времени. Назовем это *Временным профилем полета*.

Обобщенное представление временного профиля полета квантомобиля приведено на рисунке 3 слева. Расставлены реперные точки: 0 — стартовая; 1 — точка отрыва колес от ОП; 2 — достижения максимальной высоты взлета; 3 — начала спуска; 4 — первого касания колесами ОП; 5 — завершения ПЦ (остановки, либо дальнейшего движения по ОП).

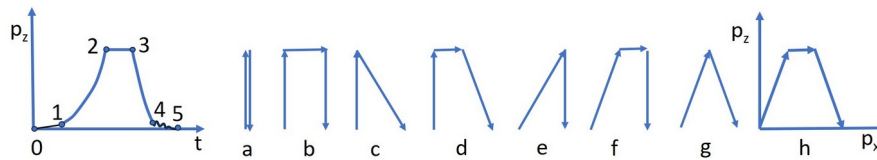


Рисунок 3 - Обобщенный полетный цикл и его типы профиля
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.3>

Справа на рисунке 3 приведены основные профили ПЦ в координатах $p_z(p_x)$. Тип *a*: вертикальные взлет и посадка (используем символ « \updownarrow »). Тип *b*: вертикальный взлет — горизонтальное продвижение с зависанием над точкой посадки — вертикальный спуск (символ « $\up\downarrow$ »). Тип *c*: вертикальный взлет — наклонный спуск (« $\up\backslash$ »). Тип *d*: вертикальный взлет — горизонтальное продвижение — наклонный спуск (« $\up\backslash$ »). Тип *e*: взлет по наклонной — вертикальный спуск (« $\swarrow\downarrow$ »). Тип *f*: взлет по наклонной — горизонтальное продвижение — вертикальный спуск (« $\swarrow\downarrow$ »). Тип *g*: взлет по наклонной — наклонный спуск (« $\swarrow\backslash$ »). Тип *h*: взлет по наклонной — продвижение по горизонтали — наклонный спуск (« $\swarrow\backslash$ »).

Единичные символы детализации ПЦ: спуск с торможением трастом — « \rangle »; движение в воздухе между взлетом и спуском: с $v_x = \text{const}$ — « $_$ », с $v_x = \text{var}$ — « \frown »; движение по ОП — « $_$ ».

Как видим, обозначения в кавычках, набранные из таблицы символов Word, соответствуют представлениям ПЦ на рисунке 3. Эти символы здесь играют роль пиктографов. Назовем это *текстовой пиктографией* и будем использовать ее далее.

2.5. Программное обеспечение модели МПДК

Система (рис. 4) состоит из пяти подсистем: *Scenario* — для выработки сценариев реализации задающего вектора $F_T(t)$ и угла $\beta(t)$; *Longitudinal Dynamics* — расчета показателей динамики продольного движения (на основе [12]); *Reactions&Moments* — расчета сил и моментов в плоскости тангажа [12]; *Vertical Dynamics* — динамики вертикального движения [15]; *Energetics* — расчета показателей энергетике движения (рис. 5).

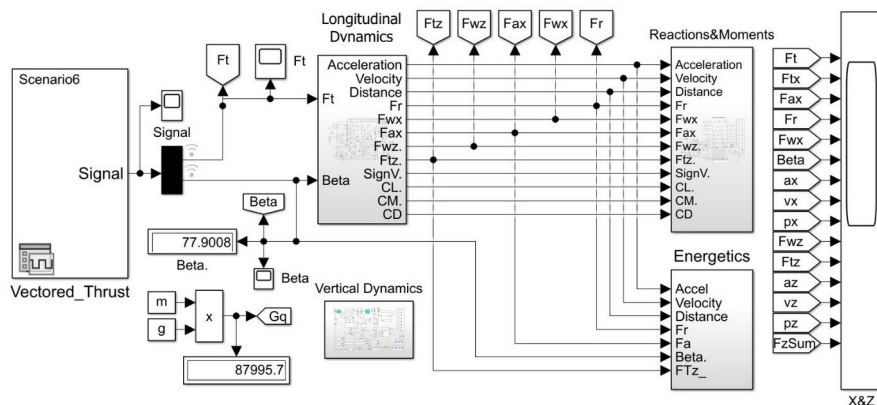


Рисунок 4 - Главный модуль S-модели МПДК
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.4>

Описание подсистемы *Energetics* имеется в [16], а настоящая версия обогатилась ветвью расчета суммарных энергозатрат с учетом реверса траста $A_{xzmSumR} = A_{F_{DxR}} + A_{F_{zSum}} + A_{F_{St}}$, где $A_{F_{DxR}}$ — затраты на продольное перемещение ТС с учетом реверса траста, $A_{F_{zSum}}$ — затраты на вертикальное перемещение, $A_{F_{St}}$ — на работу стабилизаторов (см. нижний слой на рис. 5).

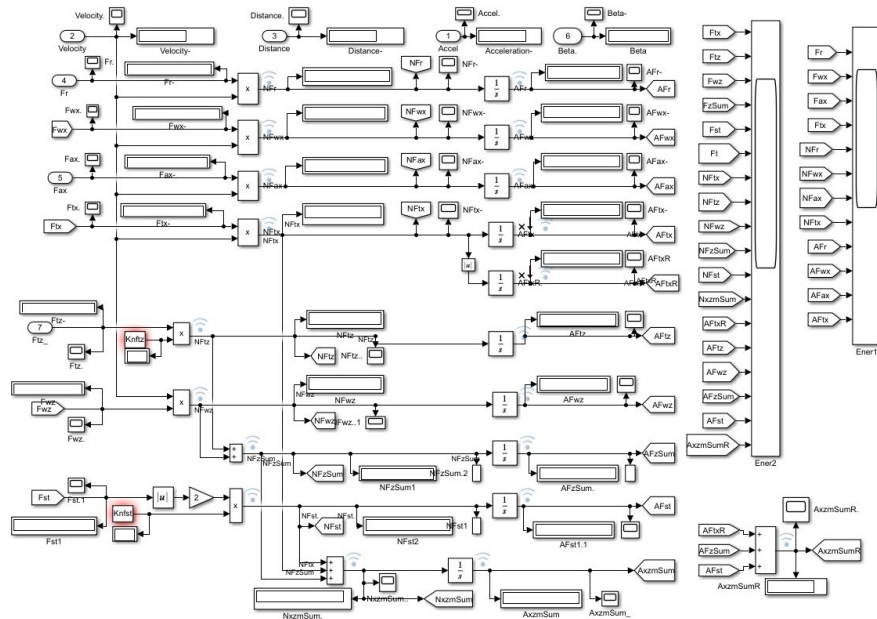


Рисунок 5 - Подсистема Energetics
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.5>

Результаты расчета показателей преодоления препятствий

3.1. Подготовка моделей ТС

Для проведения ПИМ ПП привлекли две макромоделли из ряда «плохообтекаемых тел» (ПОТ) [30], [31]: 1-Box и Davis (использованных в [15], [16], [17]). ПОТ 1-Box (параллелепипед весом 88 кН и габаритами грузовика КамАЗ-4326), с низкими аэродинамическими свойствами ($c_d = 0,5$; $c_l = 0$ – т.е. с отсутствием АПС), в тяжелых дорожных условиях ПП ($f_{k0} = 0,3$). ПОТ Davis (см. рис. 2) весом 88 кН, с превосходной аэродинамикой ($c_d = 0,263$; $c_l = 0,42$ — т.е. со значительной АПС), с легкими условиями движения по ОП ($f_{k0} = 0,02$). Таблица параметров этих ПОТ представлена в работе [17]. Особо отметим величину $K_{NF,h} = 50$ Вт/Н (округленное, ближайшее к границе значение в допустимой области (см. в [16])). Для обеспечения продольного движения экипажа весом 88 кН при его вывешивании выбрали траст $F_T = 90$ кН (при $\beta = 78^\circ \div 102^\circ$ горизонтальной тяги достаточно для движения в вывешенном состоянии — обосновано в [12], см. также рис. 1).

Определили три значения высоты вывешивания экипажа H_h : 1м (сверхкороткий перелет); 9,99 м (перелет без смены конфигурации на высоте $H_{l2} = 10$ м); $H_{l3} = 25$ м (перелет со сменой конфигурации для ПОТ Davis на высоте H_{l2}). Высота отрыва колес от ОП: $H_{l1} = G/c_{up} = 88000 \text{ Н} / 600000 \text{ Н} \cdot \text{м}^{-1} = 0,1467$ м.

Для принятия закона управления трастом $U = f(F_T, \beta)$ установили в качестве ограничения допустимые вертикальные ударные ускорения $|a_z| < 15 \text{ м/с}^2$ [23], [32] (иначе — отбраковка).

Замечание: весь анализ проводим для покрываемого квантомобилем расстояния, зная, что длина препятствия будет меньше минимум на длину ТС.

3.2. План экспериментов ПИМ

Будем различать нумерацию: номер по порядку в плане ПИМ, например, №пп 1, и другой — «журнальный» номер в общей сквозной нумерации журнала исследования в среде МПДК, например, #821В. В журнальном номере индекс В — 1-Box, индекс D — Davis. Для нумерации сценариев действия вектора траста $\{F_T; \beta\}$ используем «Sc_», например, Sc8^ (где ^ — текстовый пиктограф).

Начало. Четыре коротких ПЦ с высотой взлета $h = 1$ м — обоими ПОТ по 2 «прыжка» каждым: один прыжок с наклонным подъемом и спуском и продолжением движения по ОП (^) (номера №пп — 1÷2); другой прыжок — наклонный подъем, затем торможение трастом до $v_x = 0 \text{ м/с}$ (</>) (№пп — 3÷4).

Четыре взлета-посадки с высотой взлета $h \approx 10$ м — по 2 ПЦ каждым ПОТ: один вариант — _ (№пп — 5÷6); другой вариант — | (№пп — 7÷8).

Далее 8 взлетов-посадок с высотой взлета $h = 25$ м и меняющейся дистанцией, зависящей от заданного закона изменения траста (№№ пп — 9÷16):

- вертикальный взлет, сразу спуск по вертикали (‡) (№пп — 9);
- два взлета-посадки ПОТ 1-Box: первый — вертикальный взлет, 10 сек разгона на высоте $h = 25$ м, спуск с сохранением скорости v_x , выбег по ОП до остановки — _ (№пп 10); второй — такой же взлет и разгон, но спуск — с торможением трастом (|) (№пп 11);
- два подобных ПЦ Davis: первый — _ (№пп 12); второй — | (№пп 13);
- два умеренных ПЦ «разгон — движение на высоте 25 м — спуск со сбросом FT» — ^/: один — с ПОТ 1-Box (№пп — 14), второй — с Davis (№пп — 15).
- один цикл «вертикальный взлет — висение на месте 10 сек ($v_x = 0$) — вертикальный спуск» — († ‡) (№пп — 16).

Далее следуют 8 циклов (№№пп 17÷24) со взлетом на высоту $h = 25$ м и выполнением задания покрытия дистанции 1000 м в момент посадки:



- два цикла ПОТ 1-Вох: один (№пп 17) — $\lceil _$; другой (№пп 18) — $\lceil _$;
- четыре цикла ПОТ 1-Вох (№№пп 19÷22): $\lceil _$ ($v_{дан}$ — из массива {10, 20, 30, 40} м/с);
- два цикла ПОТ Davis (№№пп 23÷24), подобных предыдущему ($v_{дан}$, однако, — элемент массива {20, 40} м/с).

В завершение два ездовых цикла (ЕЦ) по ОП ($_$) на дистанции 1000 м: один — ПОТ 1-Вох (№пп 25); другой — ПОТ Davis (№пп 26).

3.3. Фиксация результатов расчетов ПЦ

На рисунке 6 приведена запись параметров ПЦ ПОТ Davis (в виде 4-ех мультипроцессорных экранов) с достижением высоты $p_z = 1$ м и далее спуском без реверса траста (#821D). Такое сводное «полотно» дает возможность обозреть изменения всего множество параметров, представляющих процесс перемещения ТС на этапе ПП. Условные обозначения— нижеследующие.

F_r , F_{wx} , F_{ax} и F_{Tx} — продольные силы сопротивления ОП, воздуха, инерции и их сумма, соответственно; N_{Fr} , N_{Fwx} , N_{Fax} и N_{FTx} — мощности, развиваемые этими силами; A_{Fr} , A_{Fwx} , A_{Fax} и A_{FTx} — накапливаемые энергозатраты на работу названных сил.

F_{Tz} , F_{wz} и F_{zSum} — вертикальные ТПС, АПС и их сумма СПС, соответственно; N_{FTz} , N_{Fwz} и N_{FzSum} — мощности, развиваемые этими силами; A_{FTz} , A_{Fwz} и A_{FzSum} — накапливаемые энергозатраты на работу названных сил.

F_{st} , N_{Fst} и A_{Fst} — сила тяги одного трастера-стабилизатора, мощность двух стабилизаторов и накапливаемые энергозатраты на работу двух стабилизаторов, соответственно.

F_T — модуль вектора тяги КД; N_{xzmSum} — сумма значений мощности, развиваемых продольными, вертикальными силами и стабилизирующими трастерами; $A_{xzmSumR}$ — суммарные накапливаемые энергозатраты на движение экипажа (с учетом энергозатрат на реверс).

Величины a_x , a_z — продольное и вертикальное ускорения; v_x , v_z — продольная и вертикальная скорости; p_x , p_z — продольная и вертикальная координаты положения.

F_{az} , F_{vz} , F_{pz} и F_{am} — вертикальная инерционная сила, сила аэродинамического сопротивления вертикальному движению экипажа, упругая сила рессор и сила сопротивления амортизаторов, соответственно.

K_{msm} — индикатор задействования амортизаторов [17].

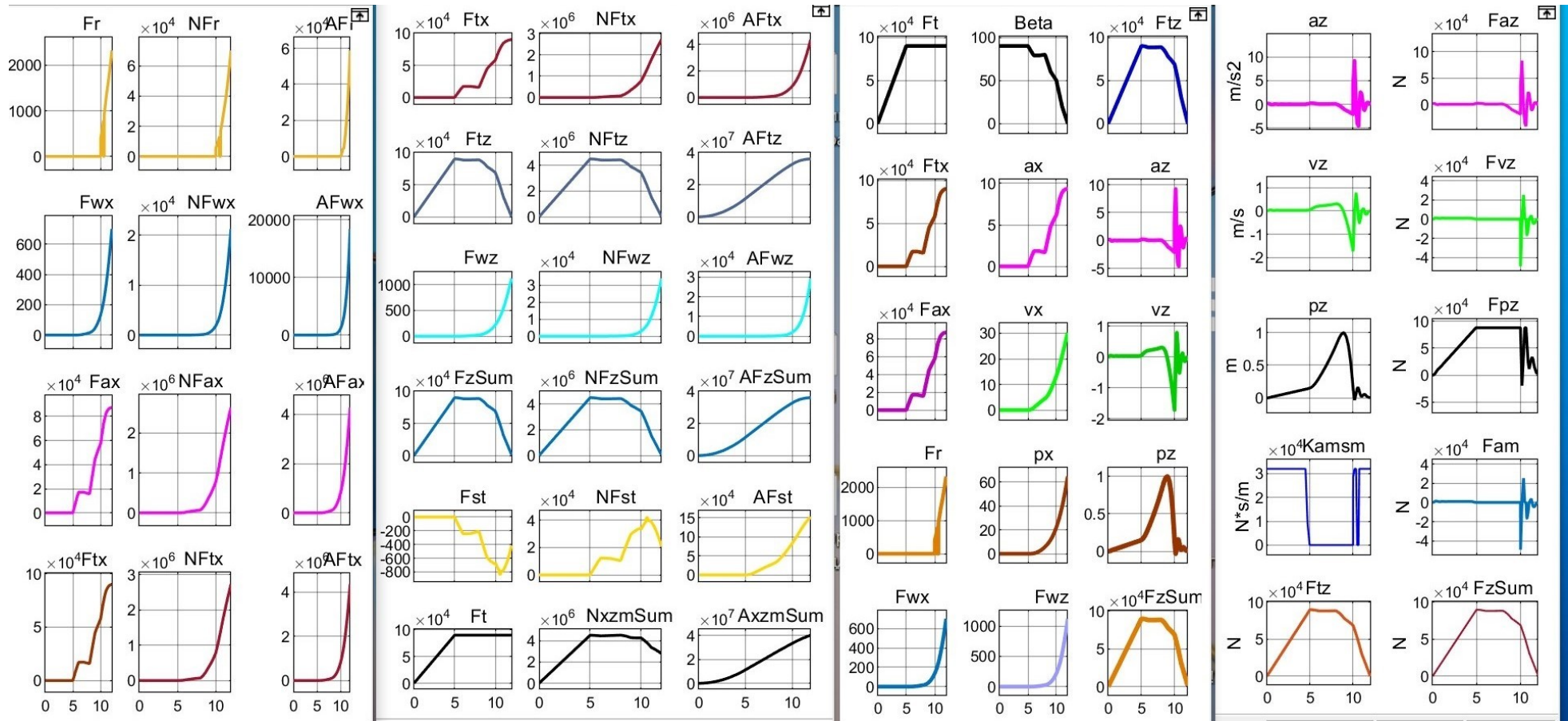


Рисунок 6 - Запись параметров ПЦ ПОТ Davis с достижением максимальной высоты $p_z = 1$ м и далее спуск без реверса траста (№пп 2, #821D Sc8 _)

DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.6>



На рисунке 7, а) с рисунка 6 вынесены масштабированные записи процессов $F_T(t)$, $\beta(t)$, $p_x(t)$, $p_z(t)$, $v_x(t)$ и $A_{xzmSumR}(t)$ ПОТ Davis без реверса траста (№пп 2, #821D Sc8) — с отметками в реперных точках (набраны красным; точки 2 и 3 здесь совмещены, поскольку спуск начинается сразу в конце взлета!). Рисунок 7, б) представляет процессы, уже с реализацией реверса траста (№пп 4 #822D Sc9).

Все 24 ПЦ начинаются одинаково: рост F_T от 0 до 90 кН за 5 с – к этому времени t_1 (при $\beta = 90^\circ$) колеса рассматриваемых ПОТ отрываются от ОП.

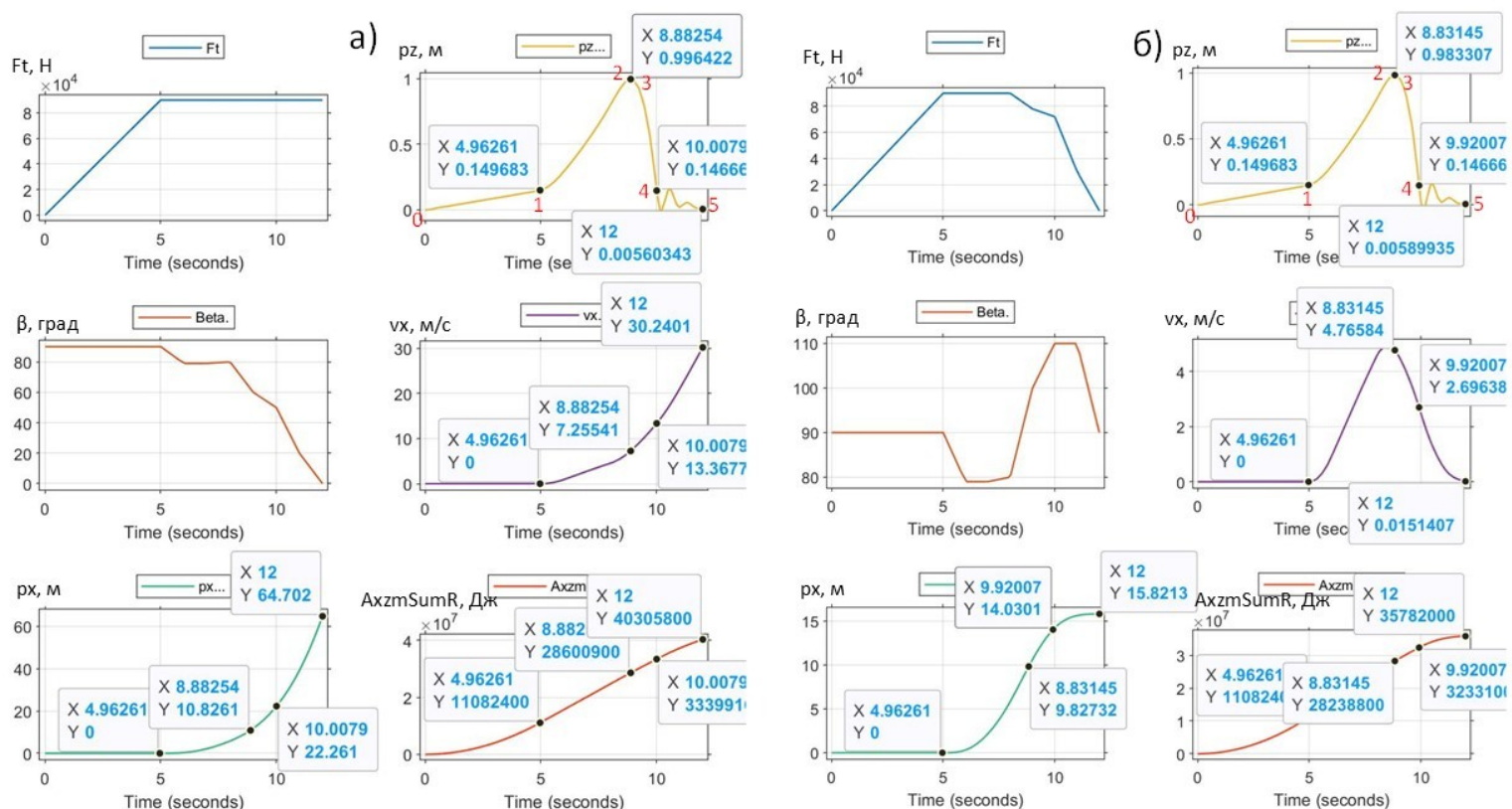


Рисунок 7 - Записи процессов $F_T(t)$, $\beta(t)$, $p_x(t)$, $p_z(t)$, $v_x(t)$ и $A_{xzmSumR}(t)$ ПОТ Davis с достижением максимальной высоты $p_z = 1$ м и далее: а) без реверса траста (№пп 2, #821D Sc8); б) с реверсом траста (№пп 4 #822D Sc9)
 DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.7>



На рисунке 8, а) представлены графики изменения величин $F_T(s)$, $\beta(s)$, $p_z(s)$ и $v_x(s)$ ПОТ *Davis* в зависимости от расстояния с достижением высоты $p_z = 1$ м и далее без реверса траста (№пп 2 #821D). Фрагмент б) представляет процессы, но уже с реализацией реверса траста (№пп 4 #822D Sc9).

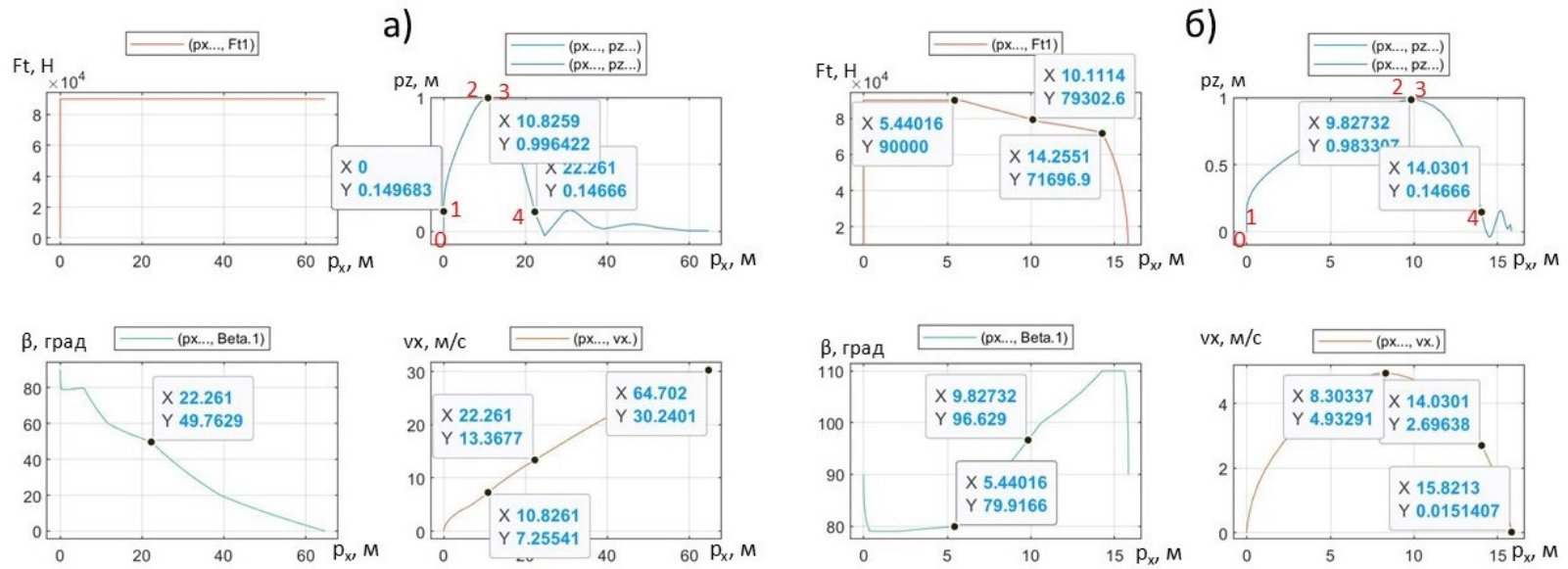


Рисунок 8 - Графики изменения величин $F_T(s)$, $\beta(s)$, $p_z(s)$ и $v_x(s)$ ПОТ Davis с достижением высоты $p_z = 1$ м и далее: а) без реверса траста (№пп 2, 821D Sc8); б) с реверсом траста (№пп 4 #822D Sc9)
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.8>



На рис. 9 приведены графики изменения величин $F_T(s)$, $\beta(s)$, $p_z(s)$ и $v_x(s)$ ПЦ ПОТ 1-Вох с высотой взлета 25 м и посадкой на 1000 м: а) с переменной v_x (№пп 17 | _); б) с $v_x = 10$ м/с (№пп 19 | |); в) с $v_x = 40$ м/с (№пп 22 | |).

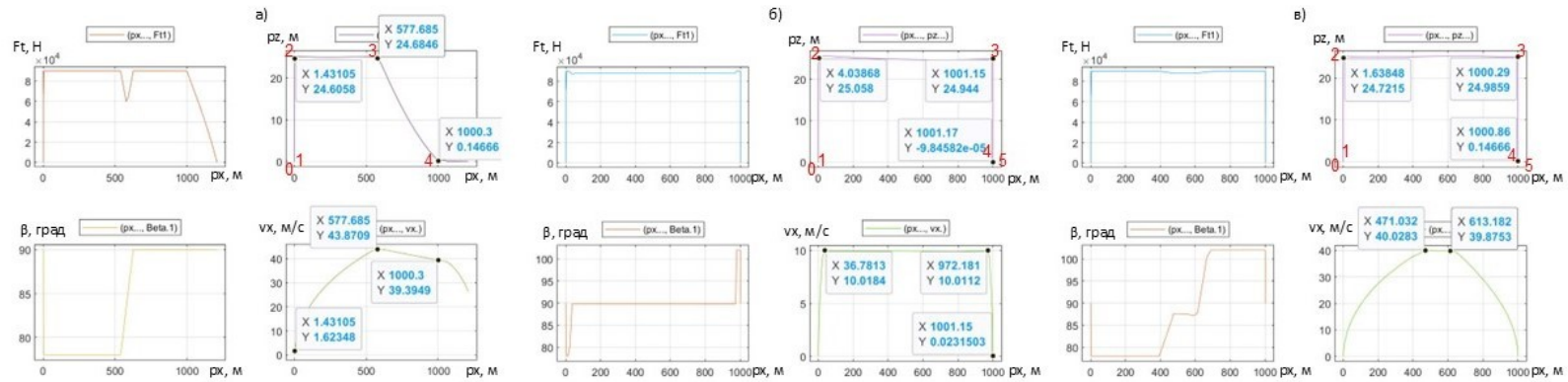


Рисунок 9 - Графики изменения $F_T(s)$, $\beta(s)$, $p_z(s)$ и $v_x(s)$ ПЗ ПОТ 1-Вох с высотой взлета 25 м и посадкой на 1000 м: а) с переменной v_x ($N_{\text{опп}} 17 \sqrt{\quad}$); б) с $v_x = 10$ м/с ($N_{\text{опп}} 19 \sqrt{\quad}$); в) с $v_x = 40$ м/с ($N_{\text{опп}} 22 \sqrt{\quad}$).
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.9>



3.4. Комплектование сводной таблицы расчетов ПЦ

По образцу приведенной проработки результатов имитации ПЦ осуществлена обработка всех вариантов плана ПИМ. Результаты сведены в таблице 1. Данные занесены в строки таблицы 1 с округлением и преобразованием единиц измерения, а также переименованием длинных имен.

В таблице 1 использовали обозначения: t_2, t_3, t_4 и t_5 — значения времени достижения соответствующих реперных точек; p_{z2} — высота взлета; v_{x2}, v_{x3}, v_{x4} и v_{x5} — продольная скорость в соответствующих точках; p_{x2}, p_{x3}, p_{x4} и p_{x5} — координаты x соответствующих точек; $A_{s1}, A_{s2}, A_{s3}, A_{s4}$ и A_{s5} — значения накопленных энергозатрат $A_{xzmSumR}$ в соответствующих точках; K_{As4} и K_{As5} — значения удельных энергозатрат на единицу пути (5) по достижении реперных точек 4 и 5.

Множество соответствующих профилей траста с привязкой к таблице 1 по №пп представлено на рисунке 10.



Таблица 1 - Сводные данные по множеству реализаций ПИМ
 DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.10>

№ пп	# журн	Сценарий	t2, s	pz2, m	vx2, m/s	px2, m	t3, s	vx3, m/s	px3, m	t4, s	vx4, m/s	px4, m	t5, s	vx5, m/s	px5, m	As1, МД	As2, МД	As3, МД	As4, МД	As5, МД	KAs4, кДж/м	KAs5, кДж/м
1	#821B	Sc8 ^_	8,88	0,991	7,22	10,8	8,88	7,22	10,8	9,996	13,26	22,08	12	26,4	61,8	11,1	28,7	28,7	33,5	40,3	1517	652
2	#821D	Sc8 ^_	8,88	0,996	7,25	10,8	8,88	7,25	10,83	10,01	13,37	22,26	12	30,2	64,7	11,1	28,6	28,6	33,4	40,3	1500	623
3	#822B	Sc9 /)	8,83	0,979	4,76	9,79	8,83	4,76	9,79	9,913	2,70	14,0	12	0	15,2	11,1	28,3	28,3	32,4	35,9	2314	2362
4	#822D	Sc9 /)	8,83	0,983	4,77	9,83	8,83	4,77	9,83	9,92	2,696	14,03	12	0	15,8	11,1	28,2	28,2	32,3	35,8	2304	2266
5	#824B	Sc13 _	14,8	9,907	8,95	8,33	14,8	8,95	8,33	24,69	19,89	170,1	28,0	38,3	266	10,9	55,1	55,1	100,1	115,1	588	433
6	#824D	Sc11 _	14,9	9,924	9,0	8,38	14,9	9,0	8,38	24,36	21,2	177,6	28,2	45,1	296	10,9	55,0	55,0	98,6	117,3	555	396
7	#825B	Sc14 _	14,8	9,907	8,95	8,33	14,8	8,95	8,33	22,19	0,06	40,97	24	0	41	10,9	55,1	55,1	88,1	92,0	2149	2244
8	#825D	Sc12 _	14,9	9,924	9,0	8,38	14,9	9,0	8,38	22,4	0,036	41,19	24	0	41,2	10,9	55,0	55,0	88,6	91,7	2150	2226
9	#827B	Sc15 †	20,1	25	0	0	20,1	0	0	29,0	0	0	30,0	0	0	10,9	77,8	77,8	115,9	118,1	∞	∞
10	#830B	Sc27 _	19,8	24,54	1,59	1,39	29,9	20,3	112,7	39,12	19,68	299,4	46	0	370	10,9	77,3	122,4	163,0	166,0	544	449
11	#830B0	Sc28 _	19,8	24,54	1,59	1,39	30,0	20,0	115,2	39,88	0,22	218,2	42,1	0	218	10,9	77,3	123,0	167,5	169,4	768	777
12	#830D	Sc25 _	19,9	24,8	1,75	1,6	30,0	21,3	122,1	39,0	21,36	316,3	50	18,7	537	10,9	77,7	122,5	162,4	165	513	307
13	#830D0	Sc26 _	19,9	24,8	1,75	1,6	30,0	21,4	122,3	41,23	0,3	252	44,8	1,24	251	10,9	77,7	122,8	174,1	176	691	701
14	#831Bv	Sc22 ^_	23,0	24,75	23,3	155	29,8	34,6	354	39,02	32,1	663	49,6	0	827	10,9	93,9	126,8	167,2	171	252	207
15	#831Dy	Sc23 ^_	23,0	24,98	24,2	157	29,4	39,3	358	39,03	39,02	738	50	34,9	1144	10,9	93,5	125,9	168,7	172,1	228	150
16	#847B	Sc29† ↓	20,0	25,16	0	0	29,9	0	0	39,09	0	0	43,9	0	0	10,9	77,9	120,1	160,1	170,5	∞	∞
17	#850B	Sc37 _	19,8	24,60	1,62	1,43	43,9	43,9	577,7	54,01	39,39	1000,3	59,7	27,4	1202	10,9	77,4	193,3	238,1	252,0	238	210
18	#850B0	Sc38 _	19,8	24,61	1,64	1,43	45,7	46,0	661,1	55,43	24,29	1000,8	60	11,8	1087	10,9	77,4	202,6	250,8	253,7	251	233
19	#850Bd1	Sc41 _	20,1	24,72	2,19	2,11	125	0,02	1001	137,9	0	1001	143	0	1001	10,9	78,3	539,7	596,8	600,1	596	599
20	#850Bd2	Sc42 _	19,9	24,72	1,8	1,6	80,2	0	999,9	93,62	0	999,9	97	0	999,9	10,9	77,7	347,4	405,9	413,6	406	414
21	#850Bd3	Sc43 _	19,9	24,72	1,8	1,6	67,5	0	1000	79,57	0	1000,2	83,6	0	1000,3	10,9	77,7	297,2	349,7	359,1	349	359
22	#850Bd4	Sc44 _	19,9	24,72	1,8	1,6	64,4	0	1000	75,55	0	1000,8	78,7	0	1000,9	10,9	77,7	289,8	337,9	343,5	338	343
23	#850Dd2	Sc47 _	20,2	25,03	2,2	2,17	80,8	0	1000,4	94,04	0	1000,4	97,2	0	1000,4	10,9	78,5	348,5	406,1	412,3	406	412
24	#850Dd4	Sc49 _	20,0	24,69	1,8	1,2	63,7	0	999,7	74,14	0	999,9	78,1	0	999,9	10,9	77,7	285,3	330,3	338,7	330	339
25	#852Bg	Sc50 _	18,8	0	64,1	632	18,8	64,1	632	29,56	0	1000	29,6	0	1000	–	57,7	57,7	70,3	70,3	70,3	70,3
26	#852Dg	Sc51 _	12,6	0	73,1	454	12,6	73,1	454	29,76	0	999,8	29,8	0	999,9	–	30,6	30,6	56,4	56,4	56,4	56,4

Примечание: в таблице использованы обозначения: t2, t3, t4 и t5 – значения времени достижения соответствующих реперных точек; pz2 – высота взлета; vx2, vx3, vx4 и vx5 – продольная скорость в реперных точках; px2, px3, px4 и px5 – координаты x реперных точек; As1, As2, As3, As4 и As5 – значения накопленных энергозатрат AxzmSumR в реперных точках; KAs4 и KAs5 – значения удельных энергозатрат на единицу пути по достижении реперных точек 4 и 5



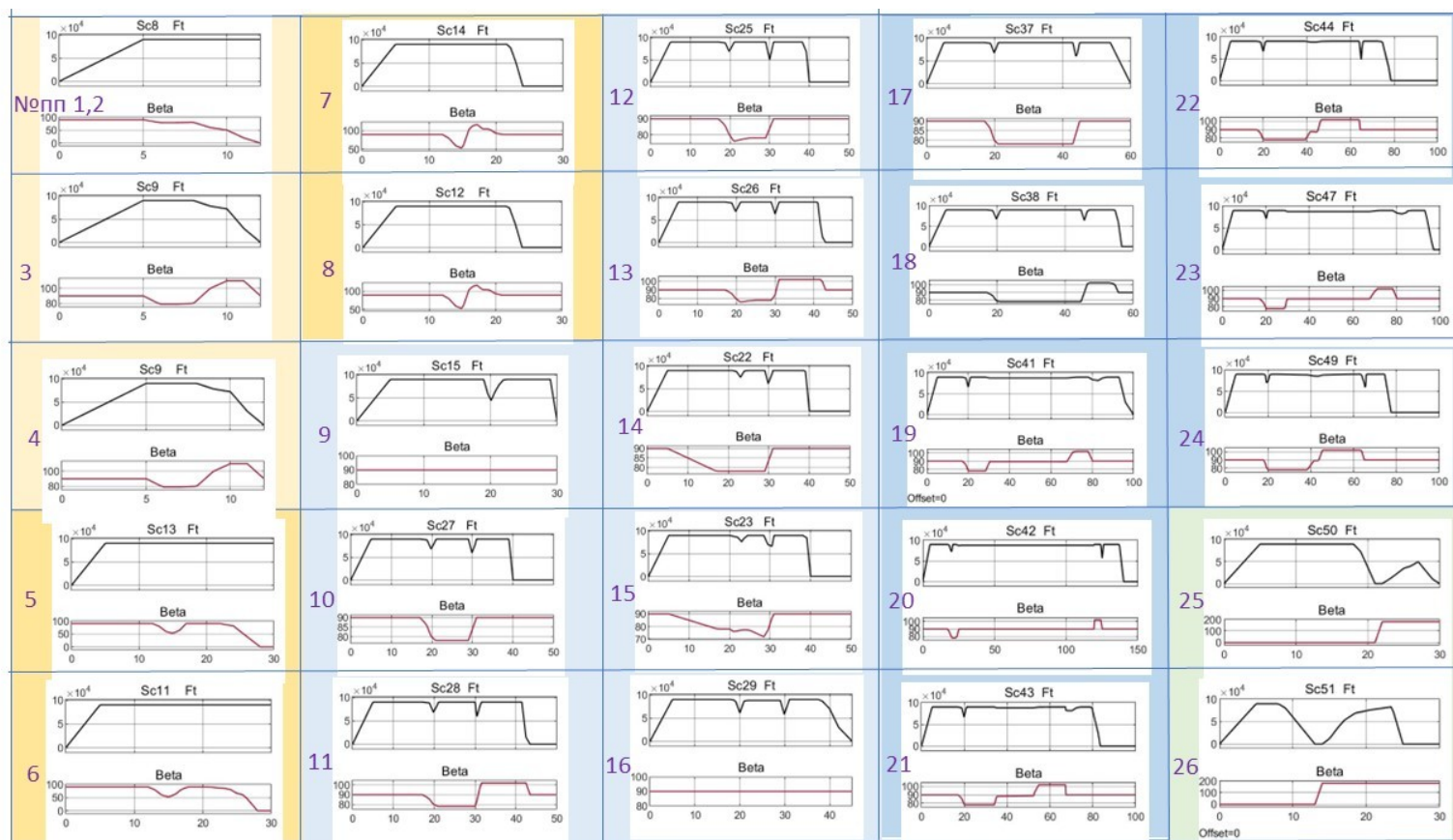


Рисунок 10 - Сводка профилей граста $\{F_t; \beta\}$
 DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.11>

Обсуждение результатов расчетов

4.1. Анализ ПЦ со взлетом на 1 м

Рассмотрим случаи ПП в прямой постановке задачи — каковой окажется длина ПЦ при интенсивном взлете квантомобиля до высоты 1 м и незамедлительном интенсивном спуске в двух вариациях:

- без использования реверса траста (№№пп 1 и 2 табл. 1 и рис. 10);
- с использованием реверса траста в качестве тормоза (№№пп 3 и 4)?

При прямой постановке задачи в начале цепочки причинно-следственной связи находятся Профили траста. В конце этой цепочки находятся расстояние p_x и соответствующие энергозатраты $A_{xzmSumR}$.

Для случая без реверса траста (№пп 2, #821D Sc8 \wedge) по таблице 2 видим профиль траста $\{F_T(t); \beta(t)\}$ Scene 8 – графику см. на рисунке 6 экран 3 верхний ряд, также на рисунке 10 ячейку №пп 1, 2.

Таблица 2 - Профиль траста $\{F_T(t); \beta(t)\}$ в Scene 8

DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.12>

t, c	0	5	6	7	8	9	10	11	12
$F_T, кН$	0	90	90	90	90	90	90	90	90
$\beta, град$	90	90	79	79	80	60	50	20	0

Изменения во времени величин $F_T(t)$, $\beta(t)$, $p_z(t)$, $v_x(t)$, $p_x(t)$ и $A_{xzmSumR}(t)$ можно проследить по рисунке 7, а). Видим, что отрыв колес при $p_z = 0,1496$ м ($\neq 0,1467$ из-за погрешности пошагового дифференцирования уравнения вертикального движения ТС в момент отрыва колес от ОП — изменения параметров колебательного контура [15], [17]) происходит на отметке $t_1 \approx 4,96$ с (репер 1), достижение максимальной высоты $p_z = 0,996$ м ($\neq 1$ – погрешность моделирования) происходит на отметке $t_2 \approx 8,88$ с (реперы 2 и 3 здесь совпадают из-за отсутствия движения на установившейся высоте) на скорости $v_x=7,255$ м/с, а приземление (касание ОП при $p_z = 0,1467$ м) происходит на отметке $t_4 \approx 10,008$ с (репер 4) на скорости 13,367 м/с. Далее разгон по ОП до $t_5 = 12$ с (репер 5). Также видим, что при отрыве колес (при t_1) путь $p_x = 0$ м, но энергозатраты (на вывешивание ТС) уже составили $A_{xzmSumR} = 11082$ кДж. На отметке t_2 путь составил 10,826 м, а энергозатраты $A_{xzmSumR} = 28601$ кДж. На отметке $t_4 = 10,0079$ с (репер 4) путь составил $s=22,26$ м, а энергозатраты $A_{xzmSumR} = 33399$ кДж. В реперной точке 5 ($t_5=12$ с, $p_x = 64,7$ м, $v_x= 30,24$ м/с) $A_{xzmSumR} = 40306$ кДж.

Представление об изменении по пути величин $F_T(s)$, $\beta(s)$, $p_z(s)$ и $v_x(s)$ можно почерпнуть из рисунка 8, а). Очевидно их соответствие вышеприведенным показателям в реперных точках на рис. 7, а).

Аналогичным образом осуществляем анализ результатов имитации ПЦ ПОТ Davis с высотой $p_z = 1$ м, но уже с реверсом траста (№пп 4, #822D Sc9 /). В таблице 3 представлен профиль траста $\{F_T(t); \beta(t)\}$, когда при значениях угла $\beta > 90^\circ$ обеспечивается торможение трастом (см. также рис. 1).

Таблица 3 - Профиль траста $\{F_T(t); \beta(t)\}$ в Scene 9

DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.13>

t, c	0	5	6	7	8	9	10	11	12
$F_T, кН$	0	90	90	90	90	78	72	30	0
$\beta, град$	90	90	79	79	80	100	110	110	90

С помощью рисунка 7, б) и рисунка 8, б) можно произвести аналогичные выкладки по детализации графиков, завершив утверждением: в реперной точке t_5 экипаж, тормозя трастом, остановился, пройдя 15,82 м, энергозатраты составили $A_{xzmSumR} = 35782$ кДж.

Сравнивая эти два ПЦ ПОТ Davis, видим, что «прыжок» до момента приземления эффективнее по удельным энергозатратам в полтора раза при отсутствии реверса траста, нежели при наличии реверса ($K_{as4}=1500$ кДж/м против 2304 кДж/м) — в основном, за счет покрытого расстояния ($p_{x4}=22,26$ м против 14,03 м) (см. табл. 1). Если брать в учет временной аспект использования «прыжка» в контексте прохождения маршрута (здесь $t_5 = 12$ с), то проявляется более существенная разница ($K_{as5} = 623$ кДж/м против 2266 кДж/м) — также за счет расстояния ($p_{x5} = 64,7$ м против 15,8 м). Обратившись к рисунку 7, а) и 8, а) и проанализировав графики скорости $v_x(t)$ и $v_x(s)$, убеждаемся в том, что в случае №пп2 на временную отметку $t_5=12$ с ПОТ Davis приходит по ОП со скоростью $v_{x5} = 30,2$ м/с (преодолев 64,7 м), а в случае №пп4 останавливается на маршрутной отметке 15,8 м. Выбор сценария будет зависеть от общей движущей задачи.

Сравнение ПЦ с высотой лифта 1 м (№№пп 1 и 3 для ПОТ 1-Box с №№пп 2 и 4 для ПОТ Davis) выявило незначительную разницу в показателях p_x , $A_{xzmSumR}$, K_{As4} и K_{As5} . Это объяснили малым влиянием аэродинамики на показатели движения на низких скоростях.

Анализируя графики $A_{F_{S_i}}(t)$ и $A_{xzmSumR}(t)$ на рисунке 6, отмечаем, что энергозатраты на стабилизацию в примере №пп2 составили 0,375% общих энергозатрат. В совокупности ПЦ №№пп 1÷4 они не превышали 0,5%.

4.2. Анализ ПЦ со взлетом на 10 м

Четыре ПЦ (№№пп 5 ÷ 8) исследовали с точки зрения оценки разницы показателей циклов типа \setminus и \wedge для ПОТ 1-Box и Davis.

В ПЦ №пп 6 экипаж при $t_4 = 24,36$ с приземляется по касательной к горизонту на отметке $p_x = 177,6$ м и далее выкатывается по ОП безостановочно. В цикле же №пп 8 — опускаясь последние 4 м вертикально над отметкой $p_x = 41,19$ м, экипаж, войдя в контакт с ОП при $t_4 = 22,4$ с, практически гасит колебания к $t_5 = 24$ с и останавливается.

Энергозатраты A_{s4} на реализацию сравниваемых типов ПЦ отличаются на 12%, а A_{s5} — на 27%: те и другие в пользу ПЦ типа \wedge . Удельные энергозатраты, напротив, в пользу ПЦ типа \setminus : четырех-пятикратное преимущество — в основном, за счет разницы в покрываемом расстоянии при примерно одинаковом времени пребывания экипажей в воздухе.

Разницу между показателями сравниваемых ПОТ Davis и 1-Box нельзя признать существенной.

4.3. Анализ ПЦ со взлетом на 25 м

Для оценки стоимости висения экипажа сравнили энергозатраты вариантов «№пп9 #827В \updownarrow » и «№пп16 #847В $\up\downarrow$ », где в первом случае спуск начинается сразу после взлета на высоту 25 м, а во втором — экипаж перед спуском висит 10 с на месте на этой высоте. Разница для варианта №пп16 величин $A_{s3} - A_{s2} = 120,1 - 77,9 = 42,2$ МДж определяет энергозатраты на висение в течение 10 с. Тогда секундная мощность поддержки висения составляет 4,22 МВт.

Отметим, что факт неравенства указанной разности энергозатрат ($A_{s3} - A_{s2}$) разности значений A_{s4} для строк №пп16 и №пп9: $160,1 - 115,9 = 44,2$ МДж — объясняется особенностью моделирования переходных процессов на концах этапа висения (погрешности численной аппроксимации и интегрирования).

Реализации ПЦ за №№пп 10 – 15 отражают намерение оценить для обоих ПОТ три различных типа ПЦ: \setminus , \wedge и \wedge в **прямой** постановке задач: использования задаваемых профилей траста с одинаковой длительностью вывешенного движения $\delta t = t_3 - t_2 = 10$ с на высоте 25 м.

Естественно, путь по воздуху p_{x4} был различным (от 218 м до 738 м), энергозатраты A_{s4} — тоже, но менее заметно (от 162 до 174 МДж), а K_{as4} — от 228 до 768 кДж/м (с явным преимуществом варианта \wedge).

Реализации ПЦ за №№пп 17 – 24 отражают намерение оценить для обоих ПОТ три различных типа ПЦ: \setminus , \wedge и \setminus — в **обратной** постановке задач: под заданную дистанцию (1000 м) найти профиль траста — для нескольких значений переменной, либо постоянной скорости v_x горизонтального движения по воздуху на высоте 25 м (см. рис. 9).

Наименьшими энергозатратами ($K_{as4} = 238 - 251$ кДж/м) характеризуются ПЦ с наклонными траекториями спуска ПОТ 1-Box (№№пп 17 и 18).

Условием для каждого из четырех ПЦ ПОТ 1-Box (№№пп 19, 20, 21 или 22) было выдерживание назначенной скорости $v_x = \text{const}$ на высоте 25 м (10, 20, 30 или 40 м/с, соответственно). В этой группе ПЦ удельные энергозатраты составили 596, 406, 349 и 338 кДж/м — т.е. снижение их при переходе на более высокие $v_x = \text{const}$. Такая же закономерность и для длительности воздушной части ПЦ t_4 (от 137,9 до 75,55 с). Если отнести, например, разницу энергозатрат крайних вариантов к разнице длительностей пребывания в воздухе этих вариантов, то получим приближенное значение цены секундного висения экипажа: $(596,8 - 337,9) / (137,9 - 75,55) = 258,9 / 62,35 = 4,15$ МВт (тот же порядок, что отмечен выше).

Аналогичное условие было задано для двух ПЦ ПОТ Davis (№№пп 23 и 24), но для двух уровней скорости $v_x = \text{const}$ (20 и 40 м/с, соответственно). Здесь удельные энергозатраты составили 406 и 330 кДж/м, соответственно. Такая же закономерность и для длительности воздушной части ПЦ t_4 (94 и 74 с).

Отметили незначительное преимущество в энергозатратах у ПОТ Davis относительно ПОТ 1-Box ($\approx 2,5\%$) лишь для скорости $v_x = 40$ м/с.

Последние варианты движения — ЕЦ: полностью по ОП на дистанции 1000 м (№№пп 25 и 26). Видим, что энергозатраты (70,3 МДж для 1-Box и 56,4 МДж для Davis) в несколько раз меньше любого из ПЦ. Разница в энергозатратах между соответствующими ПЦ и ЕЦ, со всей очевидностью, является ценой вынужденного преодоления возникающих препятствий.

4.4. Обобщение результатов ПИМ

Анализ ПЦ по множеству записей ПИМ позволил отметить следующее:

- энергозатраты на ПЦ длиной 1000 м по воздуху для ПОТ 1-Box в $3,4 \div 8,5$ раза ($238 / 70,3$ и $596 / 70,3$ — см. столбец K_{As4} в табл. 1), а для ПОТ Davis в $5,8 \div 7,2$ раза ($330 / 56,4$ и $406 / 56,4$) больше энергозатрат по реализации их равновеликих ЕЦ по земле. Из этого следует, что при наличии объездного пути длиной меньшей, чем длина 1000 м, помноженная на указанную кратность, рационально воспользоваться этим наземным путем. Если же взять, например, случай с ПОТ Davis №пп2 Sc8 \setminus , то рассматриваемая кратность составит $1500 / 56,4 \approx 27$. То есть, если есть наземный путь, меньший чем $S = (33,4 \text{ м}) * 27 \approx 900$ м, рационально воспользоваться этим путем (естественно, при пренебрежении множеством других факторов маршрута).

- движение квантомобиля в вывешенном состоянии — более энергозатратно в сравнении с наземным (особенно с малым дорожным сопротивлением);

- траектории с наклонными подъемами и спусками (типа \setminus) более экономичны в сравнении с вертикальными (типа \wedge);

- вместе с тем вертикальные траектории спуска обеспечиваются при меньшем разбросе траекторий управления вектором траста;

- реверс траста — носитель дополнительных энергозатрат;

- энергозатраты на работу стабилизаторов составляют не более 1% общих энергозатрат;

- влияние аэродинамических характеристик экипажа на энергозатраты в ПЦ с низкими скоростями незначительно, но становится заметным с ростом скорости (более 20 м/с);



– профили траста для разных критериев эффективности ПП (энергозатрат, времени движения, преодолеваемого расстояния) — различаются.

В целом расчетный комплекс МПДК обеспечивает моделирование преодоления квантомобилем препятствий по воздуху и осуществление многофакторного анализа вариантов ПП.

4.5. Рекомендации по развитию моделирования ПП на маршруте и рациональному использованию движущих возможностей квантомобиля

– необходимо минимизировать время движения на участке маршрута в вывешенном состоянии, что возможно за счет реализации высоких горизонтальных скоростей полета;

– для минимизации энергозатрат стремиться использовать траектории с наклонными воздушными подъемами и спусками (типа \wedge), избегая, по возможности, вертикальных (типа \sqcap);

– Для повышения точности спуска и посадки необходимо использовать вертикальные и близкие к ним траектории спуска;

– без необходимости нужно стремиться меньше использовать реверс траста;

– не скупиться на энергозатраты стабилизаторов;

– аэродинамические характеристики ТС при преодолении ими ПЦ с низкими скоростями имеют второстепенное значение, но должны выходить на передний план при моделировании и конструировании квантомобилей с ростом эксплуатационных скоростей (20 м/с и более);

– необходимо классифицировать профили траста для разных критериев эффективности ПП.

Заключение

В среде авторской МПДК сформирована процедура преодоления препятствий (ППП) квантомобилем.

Подтверждена гипотеза исследования: МПДК позволяет решать задачу преодоления препятствий как в прямой постановке (по заданному профилю траста определить профиль ПЦ), так и в обратной (для заданного профиля ПЦ подобрать профиль траста).

Конструктив обратной задачи, при наложении на него ограничений и критериев эффективности, способен стать ядром алгоритмов решения оптимизационной задачи ПП методом перебор.

На базе проведенных посредством МПДК расчетов и их анализа преодолена познавательная сложность формирования траекторий движения квантомобиля на этапах ПП и энергозатрат на ПП.

Осмысление высоких энергозатрат на воздушное движение квантомобиля приводит к необходимости разрешения, по крайней мере, двух коллизий:

1) противоречий между переменной аэродинамикой экипажа и его конструктивной простотой;

2) обоснованное использование более высокого уровня норм энерговооруженности технических объектов при успешном повсеместном освоении извлечения энергии из ФВ.

Перечисленные результаты исследования обладают научной новизной и оригинальностью.

Развитие представленного метода будет полезным для моделирования движения квантомобилей при преодолении водных и иных преград, посадки и высадки на борт судов, доставки породы в карьерах и другое.

Конфликт интересов

Не указан.

Рецензия

Яковлев И.В., Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань Российская Федерация
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.14>

Conflict of Interest

None declared.

Review

Iakovlev I.V., Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI, Kazan Russian Federation
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2026.167.53.14>

Список литературы / References

1. Puthoff H. Extracting Energy and Heat from the Vacuum / H. Puthoff // Physical Review E. — 1993. — Vol. 48. — № 2. — P. 1562–1565. — URL: http://www.earthtech.org/publications/PREv48_1562.pdf (accessed: 20.11.2025).

2. Leonov V.S. Quantum Energetics. Vol. 1. Theory of Superunification / V.S. Leonov. — Cambridge : Cambridge International Science Publishing, 2010. — 745 p. — URL: https://www.researchgate.net/publication/354340919_Quantum_Energetics_Volume_1_Theory_of_Superunification_2010 (accessed: 20.11.2025).

3. Brandenburg J. The GEMS (Gravity Electro-Magnetism Super) Unification Theory and The NASA JSC EM Thruster / J. Brandenburg // Morningstar Applied Physics LLC. — Presented at Aerospace Corporation, El Segundo, CA, November 3, 2017. — URL: https://docs.google.com/viewer?url=http://ssi.org/wp-content/uploads/2018/02/ssiapw2017_11_brandenburg.pdf&embedded=true (accessed: 20.11.2025).

4. John Brandenburg GEM Theory Propulsion // Free Energy News. — 2020. — 8 Nov. — URL: <https://www.magistrala.cz/freeenergy/2020/11/08/john-brandenburg-gem-theory-propulsion/> (accessed: 20.11.2025).

5. State-of-the-Art of Small Spacecraft Technology. 4.0 In-Space Propulsion // NASA. — 2024. — 17 Mar. — URL: https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/in-space_propulsion/ (accessed: 28.03.2026).



6. Shawyer R. An EmDrive Thruster for Cubesats / R. Shawyer // 71st International Astronautical Congress 2020. — 2020. — URL: <https://iafastro.directory/iac/paper/id/56845/abstract-pdf/IAC-20,C4,6,9,x56845.brief.pdf?2020-07-07.11:16:18> (accessed: 20.11.2025).
7. McCulloch M. Propellant-less Propulsion from Quantised Inertia / M. McCulloch // Journal of Space Exploration. — 2018. — Vol. 7. — № 3. — DOI: 10.13140/RG.2.2.22922.52165.
8. Gruber J. Economic effects of space energy technologies (SET) on individuals and society / J. Gruber // Renewable Energy. — 1996. — Vol. 8. — № 1-4. — P. 91–96. — DOI: 10.1016/0960-1481(96)88826-4.
9. Propellantless propulsion: The Chinese EmDrive by CAST scientist Dr Chen Yue, China's Space Agency. — 2024. — 2 May. — URL: <https://yandex.ru/search/?text=Propellantless+propulsion%3A+The+Chinese+EmDrive+by+CAST+scientist+Dr+Chen+Yue%2C+China%27s+Space+Agency&lr=117640&clid=2411725> (accessed: 20.11.2025).
10. Леонов В.С. Способ создания тяги в вакууме и полевой двигатель для космического корабля (варианты) : пат. 2185526 РФ, МПК51 F 03 H 5/00 / В.С. Леонов; заявители и патентообладатели В.С. Леонов, В.Е. Пилкин. — № 2001113320/06; заявл. 2001-05-21; опубл. 2002-07-20. — 30 с.
11. Neunzig O. Thrust measurements of microwave-, superconducting- and laser-type emdrives / O. Neunzig, M. Weikert, M. Tajmar // Acta Astronautica. — 2022. — Vol. 195. — P. 583–595. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.02.014.
12. Котиков Ю.Г. Основы теории квантомобиля / Ю.Г. Котиков. — Санкт-Петербург : Санкт-Петербургский государственный архитектурно-строительный университет, 2021. — 210 с. — DOI: 10.23968/978-5-9227-1142-5-2021-1-253.
13. Котиков Ю.Г. Исследование процессов трогания и продольного маневрирования квантомобиля / Ю.Г. Котиков // Международный научно-исследовательский журнал. — 2024. — № 4 (142). — DOI: 10.23670/IRJ.2024.142.29.
14. Котиков Ю.Г. Формирование требований к энергетической цене тяги силовой установки квантомобиля / Ю.Г. Котиков // Международный научно-исследовательский журнал. — 2024. — № 6 (144). — DOI: 10.60797/IRJ.2024.144.162.
15. Котиков Ю.Г. Моделирование взлета квантомобиля / Ю.Г. Котиков // Международный научно-исследовательский журнал. — 2024. — № 12 (150). — DOI: 10.60797/IRJ.2024.150.124.
16. Котиков Ю.Г. Исследование энергозатрат на взлет квантомобиля / Ю.Г. Котиков // Международный научно-исследовательский журнал. — 2025. — № 3 (153). — DOI: 10.60797/IRJ.2025.153.27.
17. Котиков Ю.Г. Моделирование спуска и приземления квантомобиля / Ю.Г. Котиков // Международный научно-исследовательский журнал. — 2025. — № 8 (158). — DOI: 10.60797/IRJ.2025.158.47.
18. Кубланов М.С. Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов на взлете и посадке : монография / М.С. Кубланов. — Москва : РИО МГТУ ГА, 2013. — 270 с.
19. Хафер К. Техника вертикального взлета и посадки / К. Хафер, Г. Закс; пер. с нем. С. Вишневецкого, А. Полозова, А. Пузицкого. — Москва : Мир, 1985. — 376 с.
20. Cesconetto G.I. Drone, CTOL, STOL, VTOL Aircraft: What's the difference? / G.I. Cesconetto. — 2022. — URL: <https://canadianaam.com/2022/03/16/drone-ctol-stol-vtol-aircraft-whats-the-difference/> (accessed: 20.11.2025).
21. Кравец В.Н. Теория автомобиля : учебник / В.Н. Кравец. — Нижний Новгород : Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева, 2013. — 413 с.
22. Varuh N. Applied Dynamics / N. Varuh. — CRC Press, 2015. — 838 p.
23. Бобков Н.М. Лекции по общему конструированию РЭС. Раздел 3. Внешние воздействующие факторы. Лекция 3.3. Удары. Линейные ускорения / Н.М. Бобков. — 2024. — URL: <https://nntc.nnov.ru/sites/default/files/documets/RES/UdaruLinejnueuskorenja.pdf> (дата обращения: 20.11.2025).
24. Тарасов А.С. Математическое моделирование полетного цикла гражданского воздушного судна для задач авиационной экологии / А.С. Тарасов // Научный вестник МГТУ ГА. — 2010. — № 154. — С. 141–148. — URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/matematicheskoe-modelirovanie-poletnogo-tsikla-grazhdanskogo-vozdushnogo-sudna-dlya-zadach-aviatsionnoy-ekologii> (дата обращения: 20.11.2025).
25. Шевелев А.О. Расчет дальности полета электрического самолета / А.О. Шевелев, В.В. Будаева // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. — 2021. — № 65. — С. 69–79. — DOI: 10.15593/2224-9982/2021.65.07.
26. Леонов В.С. Неракетный нереактивный квантовый двигатель: технология, результаты, перспективы / В.С. Леонов, О.Д. Бакланов, М.В. Саутин [и др.] // Воздушно-космическая сфера. — 2019. — № 1. — С. 68–75. — DOI: 10.30981/2587-7992-2019-98-1-68-75.
27. Винтокрылый электрический носитель для воздушного старта космических ракет. — URL: <https://patents.google.com/patent/WO2017021758A1/ru> (дата обращения: 20.11.2025).
28. Профиль полета // Авиация : энциклопедия / главный редактор Г.П. Свищев. — Москва : Большая Российская энциклопедия, 1994. — URL: https://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/3172/%d0%9f%d1%80%d0%be%d1%84%d0%b8%d0%bb%d1%8c (дата обращения: 20.11.2025).
29. Боровиков Д.А. Построение имитационной математической модели турбовинтового регионального самолета / Д.А. Боровиков, И.В. Алпатов, А.К. Минин // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2024. — № 2. — 17 с. — DOI: 10.18698/2308-6033-2024-2-2339.
30. Newnham P.S. The Influence of Turbulence on the Aerodynamic Optimization of Bluff Body Road Vehicles : dis. ... of PhD / P.S. Newnham. — Loughborough University, 2014. — 187 p. — URL: <https://hdl.handle.net/2134/14381> (accessed: 20.11.2025).



31. Perry A.K. An Investigation into the Base Pressure of Simplified Automotive Squareback Geometries : dis. ... of PhD / A.K. Perry. — Loughborough University, 2016. — 221 p. — URL: <https://hdl.handle.net/2134/22605> (accessed: 20.11.2025).

32. Таблицы динамических коэффициентов ударных нагрузок: расчет по СП 2024-2025. — URL: <https://inner.su/articles/tablitzy-dinamicheskikh-koeffitsientov-udarnykh-nagruzok/#section2> (дата обращения: 20.11.2025).

Список литературы на английском языке / References in English

1. Puthoff H. Extracting Energy and Heat from the Vacuum / H. Puthoff // *Physical Review E*. — 1993. — Vol. 48. — № 2. — P. 1562–1565. — URL: http://www.earthtech.org/publications/PREv48_1562.pdf (accessed: 20.11.2025).

2. Leonov V.S. Quantum Energetics. Vol. 1. Theory of Superunification / V.S. Leonov. — Cambridge : Cambridge International Science Publishing, 2010. — 745 p. — URL: https://www.researchgate.net/publication/354340919_Quantum_Energetics_Volume_1_Theory_of_Superunification_2010 (accessed: 20.11.2025).

3. Brandenburg J. The GEMS (Gravity Electro-Magnetism Super) Unification Theory and The NASA JSC EM Thruster / J. Brandenburg // Morningstar Applied Physics LLC. — Presented at Aerospace Corporation, El Segundo, CA, November 3, 2017. — URL: https://docs.google.com/viewer?url=http://ssi.org/wp-content/uploads/2018/02/ssiapw2017_11_brandenburg.pdf&embedded=true (accessed: 20.11.2025).

4. John Brandenburg GEM Theory Propulsion // *Free Energy News*. — 2020. — 8 Nov. — URL: <https://www.magistrala.cz/freeenergy/2020/11/08/john-brandenburg-gem-theory-propulsion/> (accessed: 20.11.2025).

5. State-of-the-Art of Small Spacecraft Technology. 4.0 In-Space Propulsion // NASA. — 2024. — 17 Mar. — URL: https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/in-space_propulsion/ (accessed: 28.03.2026).

6. Shawyer R. An Emdrive Thruster for Cubesats / R. Shawyer // 71st International Astronautical Congress 2020. — 2020. — URL: <https://iafastro.directory/iac/paper/id/56845/abstract-pdf/IAC-20,C4,6,9,x56845.brief.pdf?2020-07-07.11:16:18> (accessed: 20.11.2025).

7. McCulloch M. Propellant-less Propulsion from Quantised Inertia / M. McCulloch // *Journal of Space Exploration*. — 2018. — Vol. 7. — № 3. — DOI: 10.13140/RG.2.2.22922.52165.

8. Gruber J. Economic effects of space energy technologies (SET) on individuals and society / J. Gruber // *Renewable Energy*. — 1996. — Vol. 8. — № 1-4. — P. 91–96. — DOI: 10.1016/0960-1481(96)88826-4.

9. Propellantless propulsion: The Chinese EmDrive by CAST scientist Dr Chen Yue, China's Space Agency. — 2024. — 2 May. — URL: <https://yandex.ru/search/?text=Propellantless+propulsion%3A+The+Chinese+EmDrive+by+CAST+scientist+Dr+Chen+Yue%2C+China%27s+Space+Agency&lr=117640&clid=2411725> (accessed: 20.11.2025).

10. Leonov V.S. Sposob sozdaniya tyagi v vakuume i polevoy dvigatel' dlya kosmicheskogo korablya (varianty) [Method of Vacuum Thrust Generation and Field Engine for Spacecraft (Variants)] : pat. 2185526 Russian Federation, IPC51 F 03 H 5/00 / V.S. Leonov; the applicants and the patentees V.S. Leonov, V.E. Pilkin. — № 2001113320/06; appl. 2001-05-21; publ. 2002-07-20. — 30 p. [in Russian]

11. Neunzig O. Thrust measurements of microwave-, superconducting- and laser-type emdrives / O. Neunzig, M. Weikert, M. Tajmar // *Acta Astronautica*. — 2022. — Vol. 195. — P. 583–595. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.02.014.

12. Kotikov Yu.G. Osnovy teorii kvantomobilya [Fundamentals of the Qantomobile Theory] / Yu.G. Kotikov. — Saint Petersburg : Saint Petersburg State University of Architecture and Civil Engineering, 2021. — 210 p. — DOI: 10.23968/978-5-9227-1142-5-2021-1-253. [in Russian]

13. Kotikov Yu.G. Issledovanie protsessov trovaniya i prodol'nogo manevrirovaniya kvantomobilya [A Study of the Processes of Moving and Longitudinal Manoeuvring of a Qantomobile] / Yu.G. Kotikov // *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal [International Research Journal]*. — 2024. — № 4 (142). — DOI: 10.23670/IRJ.2024.142.29. [in Russian]

14. Kotikov Yu.G. Formirovanie trebovaniy k energeticheskoy tsene tyagi silovoy ustanovki kvantomobilya [Formation of Requirements to the Energy Price of Qantomobile Propulsion System Thrust] / Yu.G. Kotikov // *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal [International Research Journal]*. — 2024. — № 6 (144). — DOI: 10.60797/IRJ.2024.144.162. [in Russian]

15. Kotikov Yu.G. Modelirovanie vzleta kvantomobilya [Quantum Vehicle Take-off Modelling] / Yu.G. Kotikov // *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal [International Research Journal]*. — 2024. — № 12 (150). — DOI: 10.60797/IRJ.2024.150.124. [in Russian]

16. Kotikov Yu.G. Issledovanie energozatrat na vzlet kvantomobilya [Study of Energy Consumption for the Take-Off of a Quantum Vehicle] / Yu.G. Kotikov // *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal [International Research Journal]*. — 2025. — № 3 (153). — DOI: 10.60797/IRJ.2025.153.27. [in Russian]

17. Kotikov Yu.G. Modelirovanie spuska i prizemleniya kvantomobilya [Modelling the Descent and Landing of a Qantomobile] / Yu.G. Kotikov // *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal [International Research Journal]*. — 2025. — № 8 (158). — DOI: 10.60797/IRJ.2025.158.47. [in Russian]

18. Kublanov M.S. Matematicheskoe modelirovanie zadach letnoy ekspluatatsii vozдушnykh sudov na vzlete i posadke [Mathematical Modelling of Problems of Flight Operation of Air Courts on Launch and Planting] : monograph / M.S. Kublanov. — Moscow : Publishing Department of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, 2013. — 270 p. [in Russian]

19. Hafer K. Tekhnika vertikal'nogo vzleta i posadki [Vertical Take-off and Landing Technology] / K. Hafer, G. Sachs; transl. from German by S. Vishnevetsky, A. Polozov, A. Puzitsky. — Moscow : Mir, 1985. — 376 p. [in Russian]



20. Cesconetto G.I. Drone, CTOL, STOL, VTOL Aircraft: What's the difference? / G.I. Cesconetto. — 2022. — URL: <https://canadianaam.com/2022/03/16/drone-ctol-stol-vtol-aircraft-whats-the-difference/> (accessed: 20.11.2025).
21. Kravets V.N. Teoriya avtomobilya [Automobile Theory] : textbook / V.N. Kravets. — Nizhny Novgorod : Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev, 2013. — 413 p. [in Russian]
22. Baruh H. Applied Dynamics / H. Baruh. — CRC Press, 2015. — 838 p.
23. Bobkov N.M. Lektsii po obshchemu konstruirovaniyu RES. Razdel 3. Vneshnie vozdeystvuyushchie faktory. Lektsiya 3.3. Udary. Lineynye uskoreniya [Lectures on General Radio-Electronic Systems Designing. Section 3. External Influencing Factors. Lecture 3.3. Blows. Linear Accelerations] / N.M. Bobkov. — 2024. — URL: <https://nntc.nnov.ru/sites/default/files/documets/RES/UdaruLinejnueuskorenja.pdf> (accessed: 20.11.2025). [in Russian]
24. Tarasov A.S. Matematicheskoe modelirovanie poletnogo tsikla grazhdanskogo vozdušnogo sudna dlya zadach aviatsionnoy ekologii [Simulation of Civil Aircraft Flight Performance for Exhaust Emission Studies] / A.S. Tarasov // Nauchnyy vestnik MGTU GA [Scientific Bulletin of MSTU HA]. — 2010. — № 154. — P. 141–148. — URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/matematicheskoe-modelirovanie-poletnogo-tsikla-grazhdanskogo-vozdušnogo-sudna-dlya-zadach-aviatsionnoy-ekologii> (accessed: 20.11.2025). [in Russian]
25. Shevelev A.O. Raschet dal'nosti poleta elektricheskogo samoleta [Calculating the Range of an Electric Aircraft] / A.O. Shevelev, V.V. Budaeva // Vestnik PNIPU. Aerokosmicheskaya tekhnika [PNIPU Bulletin. Aerospace Engineering]. — 2021. — № 65. — P. 69–79. — DOI: 10.15593/2224-9982/2021.65.07. [in Russian]
26. Leonov V.S. Neraketnyy nereaktivnyy kvantovyy dvigatel': tekhnologiya, rezul'taty, perspektivy [Non-Rocket Non-Reactive Quantum Engine: Idea, Technology, Results, Prospects] / V.S. Leonov, O.D. Baklanov, M.V. Sautin [et al.] // Vozdušno-kosmicheskaya sfera [Aerospace Sphere]. — 2019. — № 1. — P. 68–75. — DOI: 10.30981/2587-7992-2019-98-1-68-75. [in Russian]
27. Vintokrylyy elektricheskyy nositel' dlya vozdušnogo starta kosmicheskikh raket [Rotorcraft Electric Carrier for Air Launch of Space Rockets]. — URL: <https://patents.google.com/patent/WO2017021758A1/ru> (accessed: 20.11.2025). [in Russian]
28. Profil' poleta [Flight Profile] // Aviatsiya : entsiklopediya [Aviation : Encyclopedia] / editor-in-chief G.P. Svishech. — Moscow : The Great Russian Encyclopaedia 1994. — URL: https://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/3172/%d0%9f%d1%80%d0%be%d1%84%d0%b8%d0%bb%d1%8c (accessed: 20.11.2025). [in Russian]
29. Borovikov D.A. Postroenie imitatsionnoy matematicheskoy modeli turbopropovogo regional'nogo samoleta [Development of a Simulation Mathematical Model of the Turboprop Regional Aircraft] / D.A. Borovikov, I.V. Alpatov, A.K. Minin // Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation]. — 2024. — № 2. — 17 p. — DOI: 10.18698/2308-6033-2024-2-2339. [in Russian]
30. Newnham P.S. The Influence of Turbulence on the Aerodynamic Optimization of Bluff Body Road Vehicles : dis. ... of PhD / P.S. Newnham. — Loughborough University, 2014. — 187 p. — URL: <https://hdl.handle.net/2134/14381> (accessed: 20.11.2025).
31. Perry A.K. An Investigation into the Base Pressure of Simplified Automotive Squareback Geometries : dis. ... of PhD / A.K. Perry. — Loughborough University, 2016. — 221 p. — URL: <https://hdl.handle.net/2134/22605> (accessed: 20.11.2025).
32. Tablitsy dinamicheskikh koeffitsientov udarnykh nagruzok: raschet po SP 2024-2025 [Tables of Dynamic Impact Load Coefficients: Calculation According to SP 2024-2025]. — URL: <https://inner.su/articles/tablitsy-dinamicheskikh-koeffitsientov-udarnykh-nagruzok/#section2> (accessed: 20.11.2025). [in Russian]