

DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27>

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЭНЕРГОЗАТРАТ НА ВЗЛЕТ КВАНТОМОБИЛЯ

Научная статья

Котиков Ю.Г.<sup>1,\*</sup><sup>1</sup> ORCID : 0000-0001-7532-7380;<sup>1</sup> Санкт-Петербургский государственный архитектурно-строительный университет, Санкт-Петербург, Российская Федерация

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

**Аннотация**

Перспектива внедрения квантомобилей, использующих тягу (траст) квантового двигателя-двигателя (КДД), реализуемую в плоскости тангажа, приводит к необходимости рассмотрения особенностей формирования энергозатрат на взлет этих машин. Механизмы формирования энергозатрат на работу сил, коллинеарных продольному движению экипажа, и работу вертикальных сил, обеспечивающих висение экипажа, существенно различаются. В отсутствие натуральных транспортных средств (ТС) с КДД ставка в исследовании делается на программное имитационное моделирование (ПИМ), гибкую модель и мощное ПО. Проблема заключается в формировании структуры анализа энергозатрат на реализацию взлета квантомобилия. Задачами разработки явились: формирование алгоритмов анализа энергозатрат квантомобилия; создание в авторской Модели приземного движения квантомобилия (МПДК) Подсистемы расчета энергозатрат (ПРЭ); отработка интерфейса взаимодействия с моделью; проведение ПИМ на базе МПДК с экспериментами, охватывающими некоторое множество вариантов взлета ТС. Методы. Развитие авторского алгоритма взлета и висения квантомобилия, реализованного в среде *Simulink*-модели МПДК. Формирование на базе ПИМ процессов взлета квантомобилия траекторного каркаса множества взлетов. Оценка энергоэффективности реализаций взлета с привлечением алгоритмических и графических возможностей ПО *Matlab*. В серии расчетов разгонов и вывешивания квантомобилия при различных сценариях изменения углов наклона вектора траста, сопротивления воздуха и подъемной силы, сопротивления качению по опорной поверхности и других факторов дана оценка энергозатрат для вариантов взлета квантомобилия. Заключение. Разработанная в среде МПДК подсистема ПРЭ позволяет проводить расчетное исследование энергозатрат как на преодоление продольных сил сопротивления движению, так и на вертикальное вывешивание экипажа с обеспечением его устойчивости в плоскости тангажа. На базе проведенных посредством МПДК с ПРЭ расчетов и их анализа преодолена познавательная сложность формирования энергозатрат квантомобилия на стадии его взлета с расщеплением их по видам сил сопротивления движению. МПДК рассматривается в качестве основы для дальнейшего развития моделирования движения квантомобилия в произвольных условиях.

**Ключевые слова:** квантомобиль, квантовый двигатель-двигатель, моделирование, *Matlab-Simulink*, продольное движение, вертикальное движение, взлет квантомобилия, энергозатраты.

## STUDY OF ENERGY CONSUMPTION FOR THE TAKE-OFF OF A QUANTUM VEHICLE

Research article

Kotikov Y.G.<sup>1,\*</sup><sup>1</sup> ORCID : 0000-0001-7532-7380;<sup>1</sup> St. Petersburg State University of Architecture and Civil Engineering, Saint-Petersburg, Russian Federation

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

**Abstract**

The prospect of introducing quantum vehicles using the thrust of a quantum engine-driver (QED) implemented in the pitch plane leads to the necessity to examine the specifics of energy consumption formation for the take-off of these vehicles. The mechanisms of energy input formation for the work of forces collinear to the longitudinal motion of the crew and the work of vertical forces providing the crew hovering are essentially different. In the absence of full-scale vehicles (FSVs) with QED, the study relies on software simulation modelling (SIM), flexible model and powerful software. The problem is the formation of a framework for analysing the energy cost of implementing the take-off of a quantum vehicle. The objectives of the development were: formation of algorithms for analysing energy costs of a quantum car; creation of the energy cost calculation subsystem (ECCS) in the author's Model of Quantum Vehicle Ground Motion (MQVGM); elaboration of the interface of interaction with the model; conducting SIM on the basis of MQVGM with experiments covering some set of variants of vehicle take-off. Methods. Development of the author's algorithm of take-off and hovering of the quantum car, implemented in the *Simulink*-modelling environment of the MQVGM. Formation of a trajectory framework of multiple take-offs on the basis of PIM processes of quantum vehicle take-off. Evaluation of energy efficiency of take-off realisations with the help of algorithmic and graphical capabilities of *Matlab* software. In a series of calculations of acceleration and suspension of the quantum vehicle under different scenarios of changing the angles of inclination of the trust vector, air resistance and lift force, rolling resistance on the supporting surface and other factors, an assessment of energy consumption for variants of the quantum vehicle take-off is given. Conclusion. The ECCS subsystem developed in the MQVGM environment allows to carry out a calculated study of energy consumption both for overcoming longitudinal forces of resistance to movement and for vertical suspension of the crew with ensuring its stability in the pitch plane. On the basis of calculations and their analyses carried out by means of MQVGM with

ECCS, the cognitive complexity of formation of energy consumption of a quantum car at the stage of its take-off with their splitting by types of forces of resistance to motion has been overcome. MQVGM is regarded as a basis for further development of modelling of quantum car motion in arbitrary conditions.

**Keywords:** quantum vehicle, quantum engine-driver, modelling, Matlab-Simulink, longitudinal motion, vertical motion, quantum vehicle take-off, energy costs.

## Введение

На базе идей извлечения энергии из физического вакуума (ФВ) [1], [2], [3] в физике рассматриваются концепции квантовых двигателей (КД), генерирующих трост (тягу) за счет целенаправленной деформации поля ФВ [3], [4]. Примером могут служить разработки Леонова В.С. [4], [5]. Надежда на практическую реализацию названных идей и концепций становится все более существенной [5], [6].

Реализация идеи КД приведет к появлению нового типа транспортных средств (ТС) – квантомобилей [3], [7], [8]. Станет возможным прикладывать трост КД к корпусу экипажа непосредственно – без трансмиссии. Необходимость трансмиссии отпадет, колесам (при движении по опорной поверхности (ОП)) останется только опорная функция [9], [10].

При шарнирном обметании вектора троста в плоскости тангажа [10] проявляется его вертикальная компонента, которую можно использовать для вертикального вывешивания – лифта квантомобиля (в роли тростовой подъемной силы – ТПС). Горизонтальная компонента троста при этом используется для преодоления сил сопротивления продольному движению экипажа [10], [11] (здесь и везде далее используем слово «экипаж» в смысле «коляска», но не команда!). КД, с реализацией таким образом функций движителя ТС, становится силовой установкой типа Квантовый двигатель-движитель (КДД).

В рамках продольного движения квантомобиля в плоскости развёртывания угла тангажа  $\beta$  вектор троста  $F_T$  раскладывается на две ортогональные компоненты  $F_{Tx}$  и  $F_{Tz}$  [10], [11]:

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

В скалярной записи это:

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

В публикациях [7], [8], [10] на базе авторской Модели приземного движения квантомобиля (МПДК) рассмотрена методика и даны примеры расчета тяговых сил квантомобилей для наземной среды движения ТС с возможным переходом в воздушную среду. Показывается, что расчетная методика, в связи с необходимостью учета лифта, отличается от традиционных алгоритмов расчета силового баланса автомобиля.

В работах [10], [12] автором рассматривались вопросы продольной устойчивости квантомобиля.

В работах [13], [14] обосновывались те требования к энергетической цене тяги (ЭЦТ) КДД, которые позволят квантомобилю превосходить современные ТС-аналоги по энергоэффективности. При этом было обусловлено разделение ЭЦТ на энергетическую цену горизонтальной тяги (ЭЦГТ) и энергетическую цену вертикальной тяги (ЭЦВТ).

Было отмечено, что размерность ЭЦТ, ЭЦГТ и ЭЦВТ: [Вт/Н] = [м/с] – суть размерность скорости. Именно с этой скоростью (что очевидно для горизонтального перемещения) энергия передается от мобильного объекта в среду движения [14]. Это обуславливает простоту вычисления мгновенной мощности процесса горизонтального перемещения экипажа (произведение силы на скорость коллинеарного движения) и затем – работы и энергозатрат (интегрированием мощности по времени).

Для вертикального движения, особенно для вывешивания экипажа, всё не так просто – экипаж неподвижен, а энергия на висение затрачивается. В статье [14] сформирована методика выработки требований к величине ЭЦВТ КД квантомобиля. Показано, что, например, для 10-тонного квантомобиля-грузовика ЭЦВТ должна быть менее 55 Вт/Н.

Взлёт объекта становится возможным только тогда, когда суммарная подъемная сила (СПС) (сумма аэродинамической и тростовой подъемных сил (АПС и ТПС)), превосходит вес этого объекта.

В статье [15] показано, что с внедрением КДД в конструкцию ТС становится возможным моделирование взлета экипажа по единому алгоритму, охватывающему непрерывным образом все существующие способы (варианты) взлета ТС (от «самолетного» до «вертолетного»): *CTOL*, *STOL* и *VTOL* [16]. Объединяющим фактором синтеза способов взлета в алгоритме является наличие у квантомобиля ТПС.

В работе [15] также оценена динамика процессов, учет упругих сил и демпфирования в подвеске экипажа при взлете – это тоже сопровождается энергозатратами.

Затронутые аспекты, несомненно, должны найти место в анализе энергозатрат квантомобиля. Гипотезой исследования может быть следующее утверждение: при исследовании энергозатрат на взлет квантомобиля возможно расщепленное представление этих затрат по видам продольных и вертикальных составляющих троста и сил воздействия среды движения на экипаж – со сведением компонентных энергозатрат в их скалярную сумму.

## Методы и принципы исследования

### 2.1. Цель и задачи исследования

Целью исследования явилось формирование структуры анализа энергозатрат на реализацию взлета квантомобиля.

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

Задачами по достижению цели являются:

- 1) формирование математической модели движения квантомобиля под поставленную цель;

2) разработка в авторской *Simulink*-модели приземного движения квантомобиля (МПДК) Подсистемы расчета энергозатрат (ПРЭ), позволяющей проведение исследования энергозатрат на различных фрагментах движения квантомобиля с детализацией составляющих по видам воздействия на экипаж в плоскости тангажа;

3) отработка интерфейса взаимодействия с моделью, задания сценариев взлета, контроль движения экипажа, многофакторного вывода результатов;

4) проведение ПИМ на базе *Simulink*-модели с экспериментами, охватывающими некоторое множество вариантов взлета ТС с оценкой компонентных и общих (суммарных) энергозатрат;

5) обсуждение и обобщение результатов расчетов;

6) формирование рекомендаций и выводов.

## 2.2. Балансы сил и моментов в 3-DOF модели приземного движения квантомобиля

Используем 3-DOF модель приземного движения квантомобиля (МПДК), развиваемую в авторских работах [7], [10], [12] – учитываем балансы горизонтальных сил, вертикальных сил и моментов сил, действующих в плоскости тангажа.

Баланс горизонтальных сил, действующих на квантомобиль [10], [15]:

$$F_{Tx} = F_r + F_{wx} + F_{ax} = G'_q f_{k0} (1 + f_{kv} V_q^2) + c_d (\rho_w / 2) S_{fr} V_q^2 + (G_q / g) a_x (1 + \delta_{wh}) \quad (3)$$

где  $F_r$  – сила сопротивления качению опорных колес, Н;

$F_{wx}$  – сила сопротивления воздуха продольному движению, Н;

$F_{ax}$  – продольная сила инерции экипажа, Н;

$G'_q$  – сила давления экипажа на ОП с учетом частичного лифта, Н;

$f_{k0}$  – коэффициент сопротивления качению колес при нулевой скорости;

$f_{kv}$  – скоростной коэффициент сопротивления качению колес,  $c^2/m^2$ ;

$V_q$  – скорость продольного движения квантомобиля, м/с;

$c_d$  – коэффициент продольного аэродинамического сопротивления;

$\rho_w$  – плотность воздуха,  $H \times c^2/m^4$ ;

$S_{fr}$  – фронтальная (лобовая) площадь экипажа,  $m^2$ ;

$G_q$  – сила тяжести квантомобиля ( $G_q = m \cdot g$ ), Н;

$g$  – ускорение свободного падения,  $m/c^2$ ;

$a_x$  – продольное ускорение экипажа,  $m/c^2$ ;

$\delta_{wh}$  – коэффициент инерции вращения опорных колес экипажа.

Сила  $G'_q = G_q - (F_{Tz} + F_{wz}) = G_q - F_{zSum}$ , где  $F_{wz}$  – АПС, а  $F_{zSum}$  – СПС. Для квантомобиля приведенная масса  $m' = G_q(1 + \delta_{wh})/g$  учитывает вращение только опорных колес (привод отсутствует).

Баланс вертикальных сил [15]:

$$F_{zSum} + F_{up}(z) = G_q + F_{ам}(v_z) + F_{vpl}(v_z^2) + F_{az}(a_z) \quad (4)$$

где  $F_{up}(z)$  – сила упругости подвески (меняющаяся по вертикальному ходу  $z$ );

$F_{ам}(v_z)$  – сила сопротивления амортизаторов подвески (зависящая от скорости вертикального движения  $v_z$ );

$F_{vpl}(v_z^2)$  – сила воздушного сопротивления вертикальному движению экипажа (с учетом его площади в плане  $S_{pl}$ );

$F_{az}(a_z)$  – сила инерции, возникающая при вертикальном ускорении  $a_z$ .

С учетом того, что  $F_{up}(z) = G_q - z \cdot c_{up}$ , (где  $c_{up}$  – приведенный коэффициент упругости (жесткости) подвески), можно записать:

$$F_{zSum} - z \cdot c_{up} = F_{ам}(v_z) + F_{vpl}(v_z^2) + F_{az}(a_z). \quad (5)$$

Обозначив  $z \cdot c_{up} = F_{pz}$  и заметив, что это – высвободившаяся часть силы упругости, перешедшая в потенциал лифта, можем записать для силы, идущей на вертикальное ускорение экипажа:

$$F_{az}(a_z) = F_{zSum} - F_{pz} - F_{ам}(v_z) - F_{vpl}(v_z^2) = F_{zSum} - F_{pz} - F_{vz}, \quad (6)$$

где  $F_{vz} = F_{ам}(v_z) + F_{vpl}(v_z^2)$  – совокупность сил, связанных со скоростью вертикального движения экипажа.

В форме ДУ это:

$$mz'' = F_{zSum} - c_{up} \cdot z - k_{ам}z' - k_{wv} \cdot (z')^2, \quad (7)$$

где:  $k_{ам}$  – приведенный коэффициент демпфирования амортизаторов подвески,  $H \cdot c/m$ ;

$k_{wv} = c_{dv} \cdot (\rho_w / 2) \cdot S_{pl}$  – фактор вертикальной обтекаемости экипажа,  $Hc^2m^{-2}$ ;

$c_{dv}$  – аэродинамический коэффициент сопротивления вертикальному перемещению экипажа;

$S_{pl}$  – площадь в плане экипажа,  $m^2$ .

Детали и особенности использования баланса вертикальных сил в МПДК можно почерпнуть из работы [15]. Упомянем только, что система вертикальных перемещений экипажа учитывает три этапа: этап I с опорой на колеса (до высоты  $H_{f1}$ ) (конфигурация 1); этап II движения вывешенного над ОП экипажа с висящей подвеской (до высоты  $H_{f2}$ ) (все еще конфигурация 1), за ним этап III – с убранной подвеской и выдвинутым оперением (до высоты  $H_{f3}$ ) (конфигурация 2).

Баланс моментов сил усовершенствован на базе схемы рис. 1 [12] (с профилем *Davis*), где обозначены:  $V_q$  – вектор скорости движения квантомобиля;  $V_\infty$  – скорость невозмущенного набегающего потока воздуха ( $|V| = |V_\infty|$ );  $C_g$  – центр тяжести (ЦТ) экипажа;  $G_q$  – сила тяжести экипажа;  $F_a$  – приведенная сила инерции экипажа;  $C_{FT}$  – точка приложения траста КД к корпусу экипажа;  $F_T$ ,  $F_{Tx}$  и  $F_{Tz}$  – сила тяги КД (траст) и ее покомпонатные компоненты;  $C_w$  – центр давления (ЦД) аэродинамических сил;  $F_w$ ,  $F_{wx}$  и  $F_{wz}$  – сила воздействия воздуха и ее покомпонатные компоненты;  $F_{\Gamma}$  и

$F_{f2}$  – силы сопротивления качению передних и задних колес, соответственно;  $T_{f1}$  и  $T_{f2}$  – моменты сопротивления качению колес;  $h_{F_{wx}}$ ,  $h_{F_{Tx}}$ ,  $h_g$  – расстояния векторов соответствующих сил  $F_{wx}$ ,  $F_{Tx}$ ,  $F_a$  от ОП;  $l_{F_{wz}}$ ,  $l_{F_{Tz}}$  – 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;  $A$  и  $B$  – центральные точки пятен контакта колес с ОП;  $R_{z1}$  и  $R_{z2}$  – нормальные реакции ОП;  $L_{st}$  – расстояние между стабилизирующими трастерами (введено в настоящем исследовании).

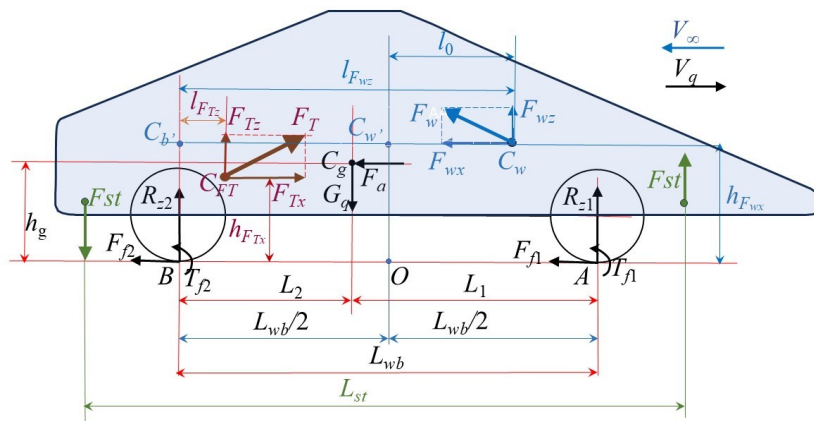


Рисунок 1 - Схема сил, формирующих балансы сил и моментов  
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.1>

Баланс моментов сил относительно точки  $B$  детально рассмотрен в работе [10]. Основное уравнение (при бездействующих стабилизирующих трастерах):

$$R_{z1} \cdot L_{wb} - G_q \cdot L_2 + (T_{f1} + T_{f2}) + F_{wx} \cdot h_{F_{wx}} + F_{wz} \cdot l_{F_{wz}} + F_a \cdot h_g - F_{Tx} \cdot h_{F_{Tx}} + F_{Tz} \cdot l_{F_{Tz}} = 0. \quad (8)$$

Из него можно найти нормальную реакцию ОП  $R_{z1}$ . Аналогичное уравнение моментов относительно точки  $A$  позволяет найти реакцию  $R_{z2}$ . Опрокидывающий питч-момент  $M_{\Sigma pm} = L_{wb}(R_{z1} - R_{z2})/2$ . Требуемый стабилизирующий момент (ТСМ) тогда равен  $M_{st} = -M_{\Sigma pm}$ .

Если условиться, что ТСМ будет реализован двумя дополнительными стабилизирующими трастерами, установленными на расстоянии  $L_{st}$  друг от друга (один на передке, другой на корме корпуса – см. рис. 1), то требуемая тяга каждого из них определится уравнением:

$$F_{st} = M_{st}/L_{st}. \quad (9)$$

### 2.3. Мощности и энергозатраты в МПДК

Мощность реализации горизонтальных сил воздействия среды движения (СВД), в соответствии с (3):

$$N_{FTx} = (F_r + F_{wx} + F_{ax})V_q = N_{Fr} + N_{F_{wx}} + N_{F_{ax}}. \quad (10)$$

Напомним важное из работы [14]:  $V_q$  – являясь скоростью горизонтального перемещения экипажа, одновременно характеризует скорость передачи энергии от мобильного объекта в среду движения.

Подъемные силы ТПС и АПС различаются по физической сути их формирования (и сопутствующих преобразовательных процессов): ТПС – феномен прямого контактного воздействия вертикальной компоненты траста КД на корпус ТС в точке приложения (либо возникновения) траста (ТПТ), а АПС – результат опосредованного (через форм-фактор корпуса ТС) вертикального воздействия воздушной среды на ТС, сфокусированного в его ЦД (в комбинации  $F_{wz}$  с  $F_{wx}$ ). Если ТПС зависит только от произвола управляющего сигнала и напрямую не зависит ни от профиля квантомобиля, ни от его скоростного и нагрузочного режимов, то АПС напротив – является функцией аэродинамического качества экипажа ( $K_{aep} = c_l/c_d$ ) и скоростного режима ТС.

Исходя из этого, мощность процесса реализации ТПС будет определяться посредством предопределенного («паспортного») ЭЦВТ КД, т.е.  $N_{FTz} = F_{Tz} \cdot K_{NFz}$  (где  $K_{NFz} = const$  не зависит от скорости ТС и верно даже для неподвижно висящего ТС).

Вид же мощности реализации АПС качественно иной: из равенства  $F_{wz} = F_{wx} \cdot (c_l/c_d)$  (в обусловленном для модели диапазоне скоростей) следует

$$N_{F_{wz}} = F_{wx} \cdot (c_l/c_d) \cdot V_q, \quad \text{где } F_{wx} = f(V_q^2). \quad (11)$$

Можно даже записать:

$$N_{F_{wx}} + N_{F_{wz}} = F_{wx} \cdot V_q + F_{wx} \cdot (c_l/c_d) \cdot V_q = F_{wx} \cdot V_q(1 + c_l/c_d). \quad (12)$$

В итоге мощность реализации СПС:

$$N_{FzSum} = F_{Tz} \cdot K_{NFtz} + F_{wx} \cdot (c_l/c_d) \cdot V_q. \quad (13)$$

Поддержка ТСМ требует энергозатрат. Мгновенная мощность, реализуемая системой из двух трастеров, (несмотря на разнонаправленность их тяги), равна:  $N_{Fst} = 2 \cdot |F_{st}| \cdot K_{NFst}$ , где  $K_{NFst}$  – ЭЦВТ стабилизирующего трастера ([Вт/Н]).

Компонентные энергозатраты определяются интегралами мощностей реализации рассмотренных сил по времени рассмотрения процессов. Общие энергозатраты определяются скалярной суммой компонентных энергозатрат.

#### 2.4. Программное обеспечение МПДК

Структура имитационной системы представлена в [15]. Она состоит из пяти подсистем: *Vectored\_Thrust* – для выработки сценариев реализации во времени задающего вектора  $F_T(t)$  и угла  $\beta(t)$ ; *Longitudinal Dynamics* – расчета показателей динамики продольного движения экипажа (см. [14], [17]); *Reactions&Moments* – расчета силовых моментов в плоскости тангажа (см. [17]); *Vertical Dynamics* – динамики вертикального движения экипажа (см. [15]); *Energetics* – расчета показателей энергетики движения (продвинута относительно [14]).

Отметим наличие множества дисплеев и осциллографов (в терминологии *Simulink-Matlab*) в подсистеме *Energetics* (рис. 2) – для детального анализа и вывода результатов расчетов.

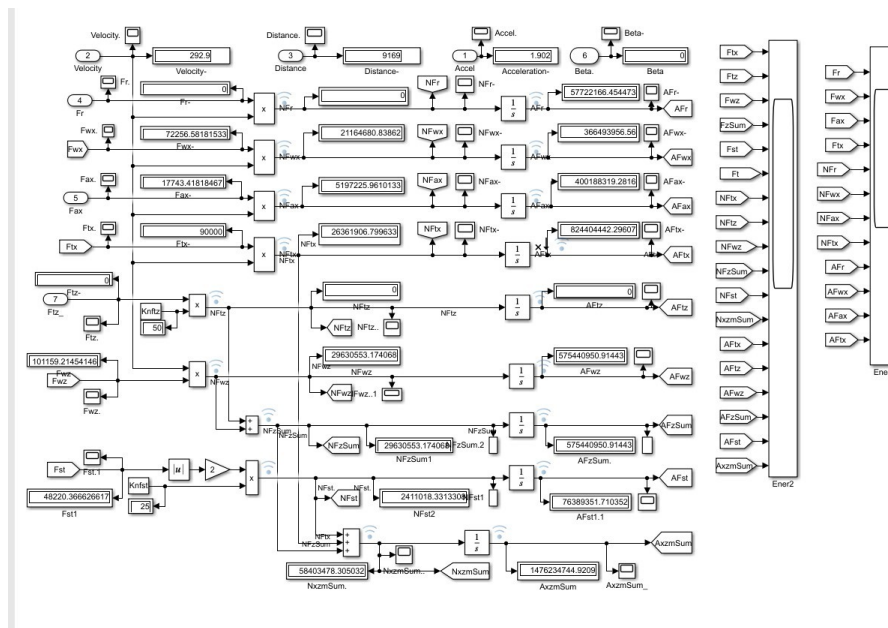


Рисунок 2 - Модуль ПРЭ Energetics  
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.2>

### Результаты расчета показателей движения квантомобиля

#### 3.1. Настройка моделей квантомобилей

Для отработки ПРЭ, а затем проведения ПИМ взлета квантомобиля привлекли две крайних макромодели из ряда «плохообтекаемых тел» (ПОТ) (*bluff bodies*) [12]: 1-Box и Davis (ранее использованных автором в исследовании [15]). ПОТ 1-Box (с габаритами грузовика КамАЗ-4326), с низкими аэродинамическими свойствами ( $c_d = 0,5$ ;  $c_l = 0$ ;  $K_{aэп} = c_l/c_d = 0$  – т.е. с отсутствием АПС), в крайне тяжелых дорожных условиях ( $f_{k0} = 0,3$ ). ПОТ Davis с превосходной аэродинамикой ( $c_d = 0,263$ ;  $c_l = 0,42$ ;  $K_{aэп} = c_l/c_d = 1,6$  – т.е. со значительной АПС) в крайне легких условиях горизонтальной ОП ( $f_{k0} = 0,02$ ). Профили этих ПОТ представлены в [15].

В табл. 1 помещены основные параметры моделей. В ней  $L$ ,  $W$  и  $H$  – габаритные длина, ширина и высота моделей, соответственно;  $H_g$  и  $H_w$  – высоты центра тяжести (ЦТ) и центра аэродинамического давления;  $r_d$  – радиус колес.  $S_{fr1}$  и  $S_{fr2}$  – фронтальная (лобовая) площадь экипажа в наземном и в летном вариантах, м<sup>2</sup>;  $S_{pl1}$  и  $S_{pl2}$  – площадь в плане экипажа в наземном и в летном вариантах, м<sup>2</sup>.

Для обоих вариантов ПОТ приведенные параметры подвески:  $c_{up} = 600000$  Н/м,  $k_{am} = 32000$  Нс/м [15].

Таблица 1 - Основные данные по моделям 1-Box и Davis

DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.3>

Параметр	1	2
	1-Box	Davis
$L$ , м	7,3	7,3
$W$ , м	2,55	2,55
$H$ , м	3,3	1,87

Параметр	1	2
	1-Box	Davis
$S_{f1}, \text{ м}^2$	8,5	4,76
$S_{f2}, \text{ м}^2$	8,5	5,5
$L_{wb}, \text{ м}$	4,25	4,87
$L_2, \text{ м}$	2,125	2,435
$H_g, \text{ м}$	1,3	0,9
$H_w, \text{ м}$	1,46	1,0
$r_d, \text{ м}$	0,5	0,5
$m, \text{ кг}$	8970	8970
$G_q, \text{ Н}$	87995,7	87995,7
$F_T, \text{ Н}$	90000	90000
$c_{d1}$	0,5	0,263
$c_{d2}$	0,4	0,25
$c_{l1}$	0	0,42
$c_{l2}$	0,05	0,35
$c_{m1}$	0	-0,35
$c_{m2}$	-0,05	-0,2
$c_{dv1}$	0,8	0,6
$c_{dv2}$	0,7	0,5
$S_{pl1}, \text{ м}^2$	18	15
$S_{pl2}, \text{ м}^2$	24	22
$f_{k0}$	0,3	0,02
$f_{kv}, \text{ с}^2/\text{м}^2$	0,00037	0,00037
$L_{st}, \text{ м}$	7	7
$K_{NFz}, \text{ Вт/Н}$	50	50
$K_{NFst}, \text{ Вт/Н}$	25	25

ЦТ обеих моделей расположили в их срединных плоскостях колесной базы ( $L_2=L_{wb}/2$ , где  $L_{wb}$  – колесная база, а  $L_2$  – расстояние от ЦТ до вертикальной плоскости задней оси). Точку приложения траста расположили в ЦТ.

Значения ЭЦВТ установили на основе обработки данных исследований [18], [19], [21], [22] и др., обобщенных автором в работе [14]: для тягового трастера КД  $K_{NFz} = 50$  Вт/Н; для стабилизирующего трастера –  $K_{NFst} = 25$  Вт/Н.

В целях обеспечения возможности продольного движения экипажа весом 88 кН при его полном вывешивании выбрали траст  $F_T = 90$  кН (обосновано в [10], [11]). Во всех расчетных реализациях взлета рост траста с нуля до 90 кН происходит за 5 секунд.

### 3.2. Расчетные действия

Для мелких серийных графиков с отсутствующими размерностями по осям (на рис. 4 ÷ 8) установили следующие размерности величин: для сил  $F_r, F_{wx}, F_{ax}, F_{Tx}, F_{Tz}, F_{wz}, F_{zSum}, F_{st}, F_T$  – Н; для мощностей  $N_{Fr}, N_{Fwx}, N_{Fax}, N_{FTx}, N_{FTz}, N_{Fwz}, N_{FzSum}, N_{Fst}, N_{xzmSum}$  – Вт; для энергозатрат  $A_{Fr}, A_{Fwx}, A_{Fax}, A_{FTx}, A_{FTz}, A_{Fwz}, A_{FzSum}, A_{Fst}, A_{xzmSum}$  – Дж. Ось времени – в с. При обсуждении результатов расчетов конкретика размерностей может меняться.  $N_{xzmSum}$  и  $A_{xzmSum}$  – суммарные мощность и энергозатраты (скалярные суммы компонентных показателей).

Расчетные действия начали с построения графиков изменения вертикальной координаты  $p_z$  взлета ПОТ 1-Box и Davis при  $F_T = 90$  кН и различных углах наклона вектора траста  $\beta$  – рис. 3. На этом рисунке для угла  $\beta = 77,9^\circ$  показаны значения времени подъема экипажей  $t_{10\text{м}}$  и  $t_{25\text{м}}$  на высоты  $H_{f2} = 10$  м и  $H_{f3} = 25$  м, соответственно.

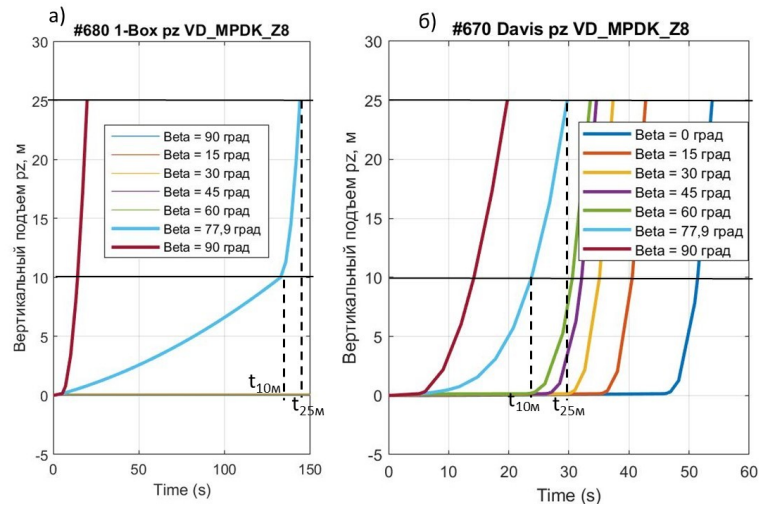


Рисунок 3 - Графики изменения координаты  $p_z$  взлета ПОТ при  $F_T = 90$  кН и различных углах наклона вектора траста  $\beta$ :  
 а - 1-Box; б - Davis  
 DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.4>

Видим, что если для ПОТ *Davis* подъем на высоту  $H_{f\beta} = 25$  м для  $F_T = 90$  кН возможен при всех значениях угла  $\beta$ , то для ПОТ *1-Box* – только для углов  $\beta = 77,9^\circ \div 90^\circ$  (при меньших значениях угла  $\beta$  экипаж *1-Box* будет лишь приподниматься на рессорах, не отрывая колес от ОП – см. [15]).

Затем рассмотрели в деталях (реализация сил, мощностей и энергозатрат) лифт до высоты  $H_{f\beta} = 25$  м с приложением к ПОТ вертикально направленного траста, без горизонтального движения экипажа ( $F_T = 90$  кН,  $\beta = 90^\circ$ ) – рис. 4.

Показатели движения для обеих экипажей оказались почти одинаковыми – с разницей в 3-ей – 4-ой значащей цифре, неразличимой на графиках.

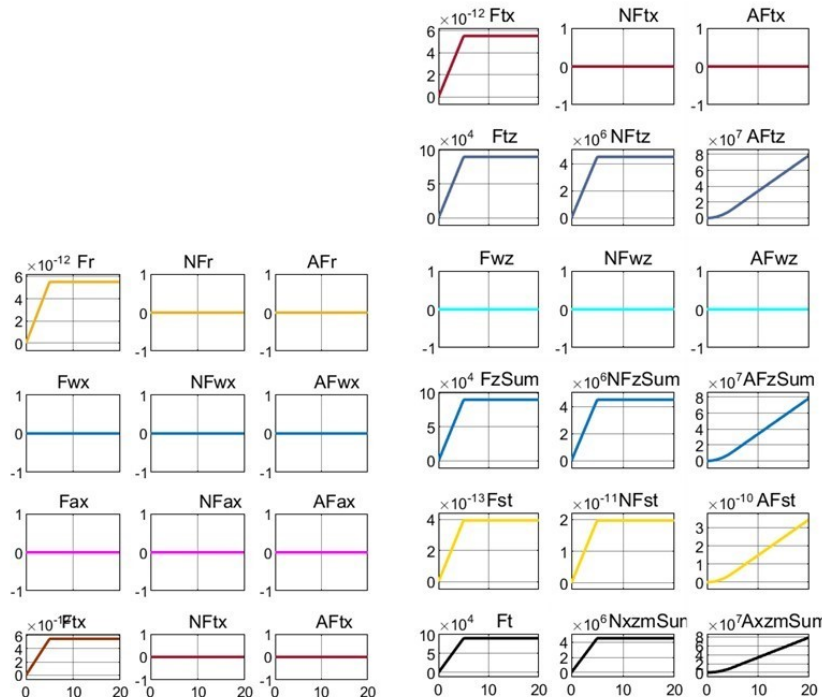


Рисунок 4 - Реализация сил, мощностей и энергозатрат при взлете модели 1-Box под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 90^\circ$  до высоты  $H_{f\beta} = 25$  м  
 DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.5>

На рис. 5 отображена реализация сил, мощностей и энергозатрат при взлете модели 1-Box под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 77,9^\circ$  до высоты  $H_{f\beta} = 25$  м.

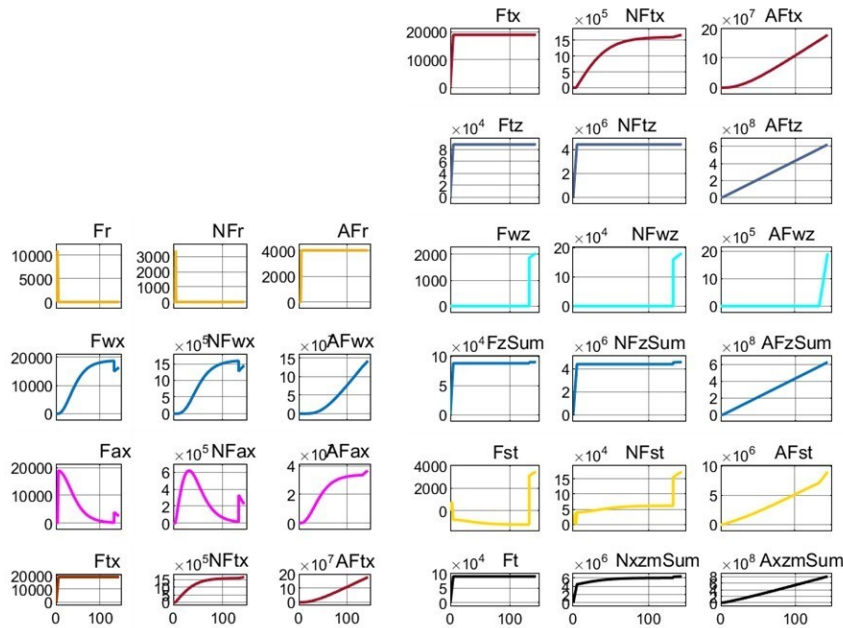


Рисунок 5 - Реализация сил, мощностей и энергозатрат при взлете модели 1-Вох под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 77,9^\circ$  до высоты  $H_{I\beta} = 25$  м  
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.6>

На рис. 6 отображена реализация сил, мощностей и энергозатрат при взлете модели *Davis* под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 77,9^\circ$  до высоты  $H_{I\beta} = 25$  м.

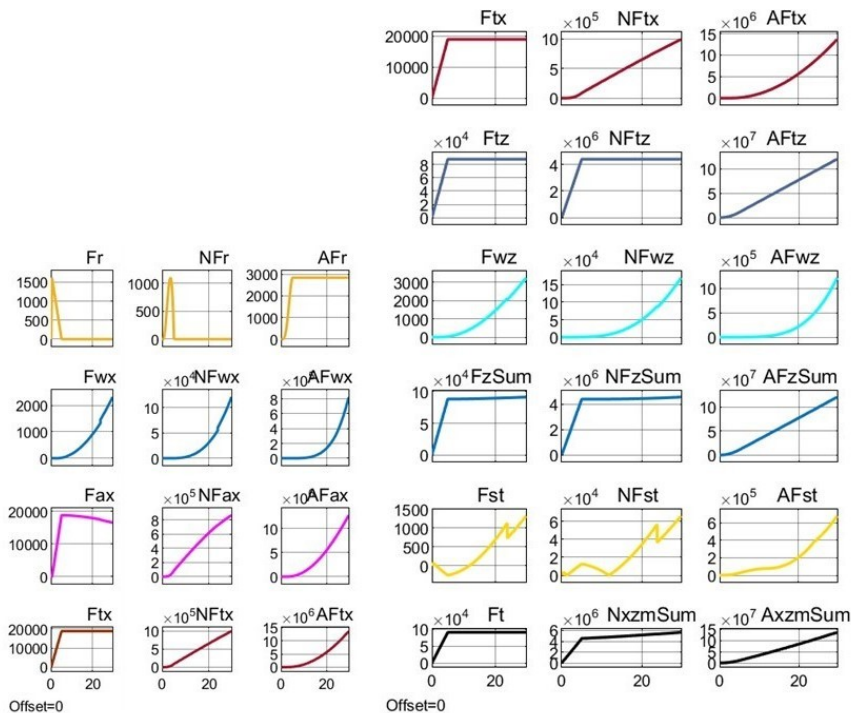


Рисунок 6 - Реализация сил, мощностей и энергозатрат при взлете модели *Davis* под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 77,9^\circ$  до высоты  $H_{I\beta} = 25$  м  
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.7>



На рис. 7 отображена реализация сил, мощностей и энергозатрат при взлете модели *Davis* под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 45^\circ$  до высоты  $H_{f\beta} = 25$  м.

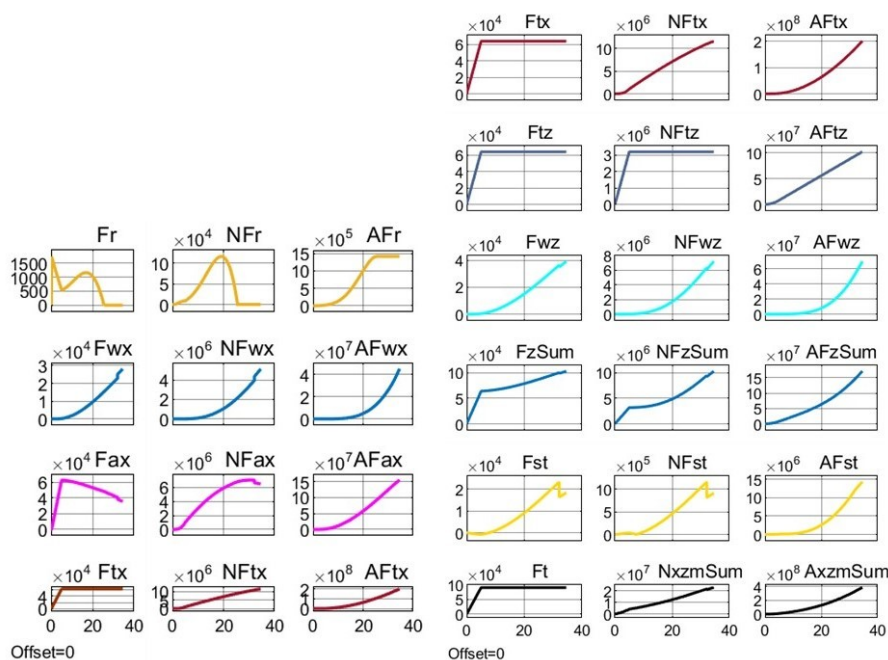


Рисунок 7 - Реализация сил, мощностей и энергозатрат при взлете модели *Davis* под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 45^\circ$  до высоты  $H_{f\beta} = 25$  м  
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.8>

На рис. 8 отображена реализация сил, мощностей и энергозатрат при взлете модели *Davis* под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 0^\circ$ .

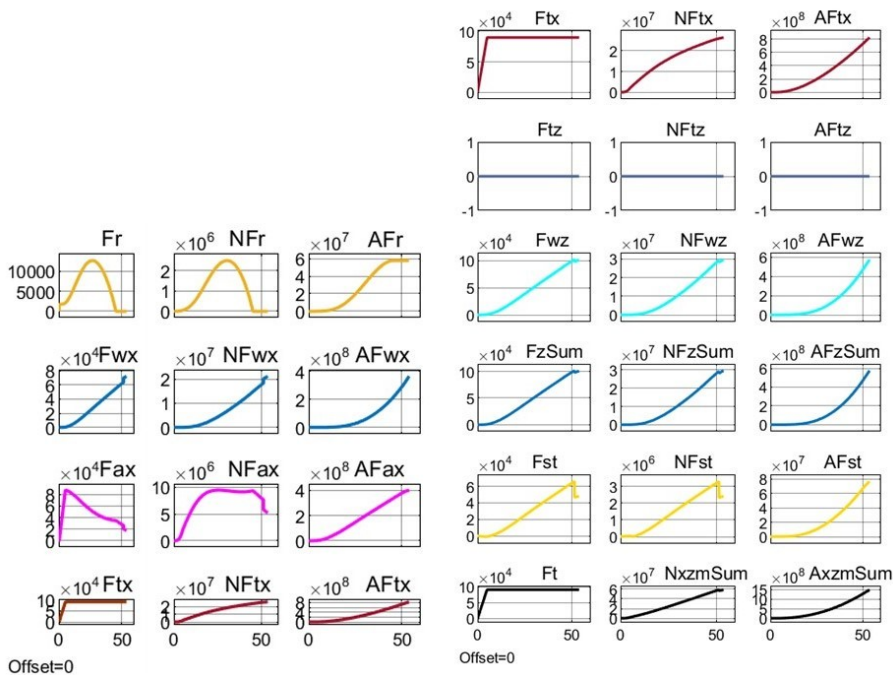


Рисунок 8 - Реализация сил, мощностей и энергозатрат при взлете модели *Davis* под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 0^\circ$  до высоты  $H_{f\beta} = 25$  м  
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.9>

На рис. 9 отображены варианты реализации суммарной мощности  $N_{xzmSum}$  при взлете модели *Davis* под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta =$  от  $0^\circ$  до  $90^\circ$  до высоты  $H_{f\beta} = 25$  м.

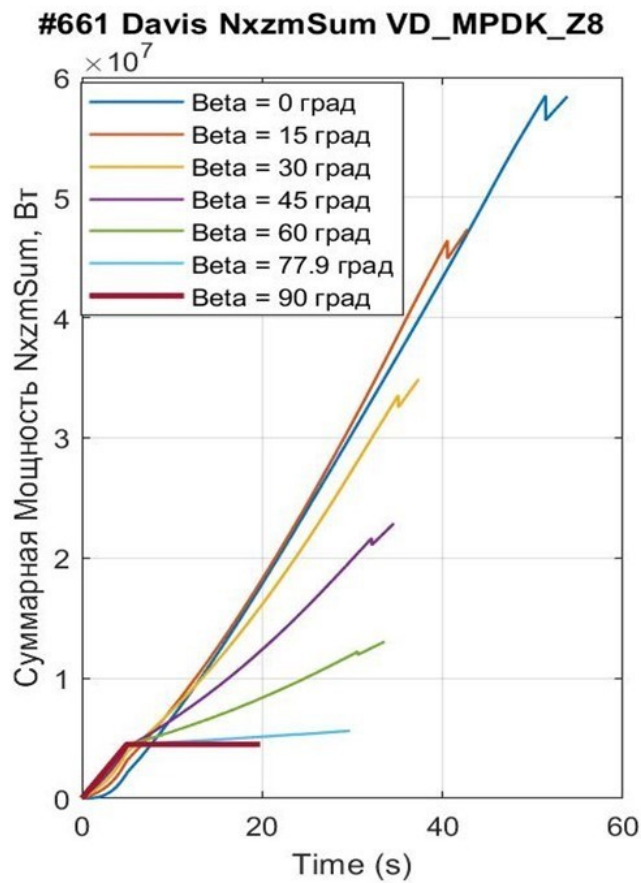


Рисунок 9 - Реализация суммарной мощности  $N_{xzmSum}$  при взлете модели Davis под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 0^\circ \div 90^\circ$  до высоты  $H_{fz} = 25$  м  
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.10>

На рис. 10 отображены варианты реализации суммарных энергозатрат  $A_{xzmSum}$  при взлете модели Davis под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 0^\circ$  до  $90^\circ$  до высоты  $H_{fz} = 25$  м.

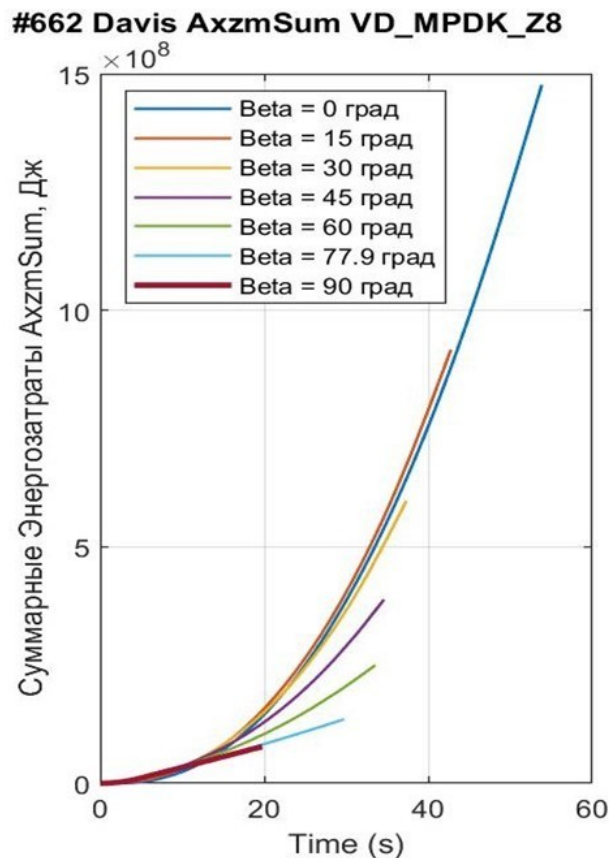


Рисунок 10 - Реализация суммарных энергозатрат  $A_{xzmSum}$  при взлете модели Davis под воздействием траста  $F_T = 90$  кН и  $\beta = 0^\circ \div 90^\circ$  до высоты  $H_{fz} = 25$  м  
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.11>

## Обсуждение результатов расчетов

### 4.1. Сравнение энергозатрат 1-Box и Davis

Анализ графиков изменения координаты  $p_z$  взлета ПОТ 1-Box и Davis на рис. 3 показал существенную разницу между этими крайними по профилю и нагруженности вариантами ПОТ. Отсутствие АПС  $F_{wz}$  у ПОТ 1-Box (при  $c_l = 0$ ) и всего лишь двухпроцентный запас тяги траста  $F_T$  над весом экипажа  $G_q$  (90 кН против 88 кН) обусловили возможность отрыва колес этого экипажа от ОП лишь при углах  $\beta = 77,9^\circ \div 90^\circ$  (см. рис. 3.а). Более эффективные подъемы с расширением диапазона значений угла  $\beta$ , естественно, будут происходить при тяге траста  $F_T > 90$  кН. Однако ограничились в данном исследовании  $F_T = 90$  кН – достаточной величиной траста для выявления отличий энергозатрат сравниваемых вариантов движения частично вывешенного квантомобиля.

Как отмечалось, при  $\beta = 90^\circ$  темп подъема сравниваемых ПОТ мало чем отличается ( $t_{25} = 19,94$  для 1-Box и  $t_{25} = 19,90$  для Davis) – это объясняется отсутствием АПС при  $v_x \approx 0$  также и у Davis; и весьма малым влиянием разницы конфигураций экипажей в плане ( $S_{pl}$  и  $c_{dv}$ ) при малых вертикальных скоростях  $v_z$ . При вертикальном взлете, естественно,  $N_{FTx} = 0$ ,  $A_{FTx} = 0$  (см. рис 4);  $N_{Fst} = 0$ ,  $A_{Fst} = 0$  (поскольку силы  $G_q$ ,  $F_{Tz}$  приложены в ЦТ, а  $F_{Tx} = 0$ ). Реализуемая суммарная мощность  $N_{xzmSum} = N_{FzSum} = 4500$  кВт, а энергозатраты на подъем до высоты 25 м (зависящие в данном случае только от ЭЦВТ)  $A_{xzmSum} = A_{FzSum} = 78\,588$  кДж (у 1-Box),  $78\,482$  кДж – у Davis.

Финишные показатели на момент  $t_{25}$  взлета экипажа на высоту 25 м для всех переменных сил баланса  $F(t)$ , совершающих (с переменной мощностью  $N(t)$ ) к финишу работу  $A(t_{25})$ , размещены в табл. 2.

Таблица 2 - Показатели сил, мощности и энергозатрат ПОТ 1-Вох и Davis на финишный момент взлета  $t_{25}$  на высоту 25 м под воздействием траста  $F_t = 90$  кН при различных углах его наклона  $\beta$   
 DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.12>

Вариант ПОТ	$\beta$ , град	$t_{25}$ , с	$V_x$ , м/с	$S_x$ , м	$F_N$ , А	$F_r$	$F_{wx}$	$F_{ax}$	$F_{Tx}$	$F_{Tz}$	$F_{wz}$	$F_{zSum}$	$F_{st}$	$F_{xzmSum}$
1 1- Вох	90	19,9	0	0	$F$ , кН	0	0	0	0	90	0	90	0	-
					$N$ , кВт	0	0	0	0	4 500	0	4 500	0	4 500
					$A$ , кДж	0	0	0	0	78 588	0	78 588	0	78 588
2 1- Вох	77,9	144	88,6	9460	$F$ , кН	0	16,34	2,52	18,86	88	2	90	3,47	-
					$N$ , кВт	0	1 448	223	1 671	4 400	181	4 581	174	6 426
					$A$ , кДж	4	141 838	36 608	178 450	622 342	1 927	624 269	8 993	811 712
3 Davis	90	19,9	0	0	$F$ , кН	0	0	0	0	90	0	90	0	-
					$N$ , кВт	0	0	0	0	4 500	0	4 500	0	4 500
					$A$ , кДж	0	0	0	0	78 482	0	78 482	0	78 482
4 Davis	77,9	29,7	52,4	725	$F$ , кН	0	2,26	16,6	18,86	88	3,2	91,2	1,3	-
					$N$ , кВт	0	121,3	867,6	988,9	4 400	170	4 570	65,8	5625
					$A$ , кДж	2,8	826,2	12 818	13 647	119 815	1215	121 030	677	135 354
5 Davis	45	34,6	182	3 178	$F$ , кН	0	28,0	35,6	63,6	63,6	39,3	102,9	18,3	-
					$N$ , кВт	0	5 118	6 495	11 613	3182	7 165	10 347	915,3	22 875
					$A$ , кДж	1 416	45 087	155 328	201 831	102 098	69 715	171 813	14 370	388 014
6 Davis	0	53,8	293	9 169	$F$ , кН	0	72,3	17,7	90	0	101,2	101,2	48,2	-
					$N$ , кВт	0	21 164	5 197	26 361	0	29 630	29 630	2 411	58 403
					$A$ , кДж	57 722	366 494	400 188	824 404	0	575 441	575 441	76 389	1 476 235
7 Davis	90→ 70,1 5	34,9	64,9	725	$F$ , кН	0	3,5	27	30,5	84,7	5	89,7	2	-
					$N$ , кВт	0	231	1754	1985	4233	323	4556	99	6640
					$A$ , кДж	0	1244	19 668	20 912	141 189	1 742	142 931	647	164 490

Динамика и энергетика взлета при  $\beta = 77,9^\circ$  для сравниваемых ПОТ уже значительно отличается – см. рис. 3; варианты 2 и 4 в табл. 2; сравни также рис. 5 и 6. Время взлета для 1-Box  $t_{25} = 144$  с, а для Davis  $t_{25} = 29,7$  с.

Сравнивая, например, для  $\beta = 77,9^\circ$  рис. 5 (1-Box) и рис.6 (Davis), можно отметить следующее:

1) при одинаковой и постоянной горизонтальной силе тяги  $F_{Tx} = 18,86$  кН характер изменения мгновенной мощности  $N_{FTx}$  и реализуемые её значения существенно отличаются;

2) значения совершенной этой силой работы  $A_{FTx}$  до выхода на высоту 25 м отличаются на порядок: 178 450 кДж у 1-Box и 13 647 кДж у Davis.

Проведем анализ отличий компонентных сил, мощностей и энергозатрат ПОТ 1-Box и Davis при взлете на высоту 25 м под воздействием траста  $F_t = 90$  кН при угле его наклона  $\beta = 77,9^\circ$  (см. рис. 5 и 6, также варианты 2 и 4 в табл. 2).

Сила сопротивления качению колес  $F_r = 0$  почти на всей дистанции разгона для обоих ПОТ (экипаж вывешен вместе с колесами), за исключением силового пика и энергозатрат на реализацию силы страгивания экипажа с места (см.  $A_{Fr} = 4$  кДж и  $A_{Fr} = 2,8$  кДж в табл. 2).

Характер изменения сил фронтального сопротивления воздуха  $F_{wx}$  существенно отличается (см. рис. 5 и 6) и к тому же на разных дистанциях разгона для ПОТ приводят к значительной разнице энергозатрат ( $A_{Fwx} = 141 838$  кДж и  $A_{Fwx} = 836,2$  кДж в табл. 2).

Энергозатраты на преодоление сил инерции прямо связаны с конечной скоростью ускоренного разбега (см.  $v_x = 88,6$  и  $52,4$  м/с в табл. 2), и зафиксированы на уровне  $A_{Fax} = 36 608$  кДж и  $A_{Fax} = 12 818$  кДж.

В результате при  $F_{Tx} = F_r + F_{wx} + F_{ax} = 18,86$  кН для обоих ПОТ, энергозатраты  $A_{FTx}$  на горизонтальное перемещение при взлете до 25 м: для 1-Box 178 450 кДж, для Davis 13 647 кДж.

Энергозатраты на висение экипажа при силе вывешивания экипажа (ТПС)  $F_{Tz} =$

88кН и обеспечивающей её мощности  $N_{FTz} = 4 400$  кВт (при  $K_{NFz} = 50$  Вт/Н) напрямую зависят от времени висения ( $t_{25}$  за минусом времени от начала разбега до отрыва колес). Эти затраты равны 632 342 кДж и 119 815 кДж.

Энергозатраты на обеспечение АПС  $F_{wz}$  равны 1 927 кДж и 1 215 кДж, причем для 1-Box эти затраты связаны только со вторым («лётным») профилем (на высотах от 10 до 25 м).

В величине  $F_{zSum} = F_{Tz} + F_{wz}$  в данных примерах (при  $G_q = 88$  кН и  $F_t = 90$  кН) составляющая  $F_{Tz}$  определяет в основном динамику вывешивания экипажа до отрыва колес от ОП, а  $F_{wz}$  – динамику дальнейшего взлета (см. [15]). Энергозатраты зависят от времени висения  $t_{25}$ .

Противоположно направленные силы  $F_{st}$  (см. рис. 1), непрерывно меняющие свою величину (компенсируя динамический питч-момент) и этим обеспечивающие постоянную стабилизацию экипажа в процессе взлета (см. рис. 5 и 6), требуют энергозатрат на динамическую реализацию этой пары сил (при  $K_{NFst} = 25$  Вт/Н) 8 993 кДж и 677 кДж (см. табл. 2).

В итоге суммарные энергозатраты на взлет ( $A_{FzSum} = A_{FTx} + A_{FzSum} + A_{Fst}$ ) при  $\beta = 77,9^\circ$  до 25 м ПОТ 1-Box составили 811 712 кДж, а на взлет Davis – 135 354 кДж, т.е. с шестикратной разницей

#### 4.2. Оценка энергозатрат Davis для различных стратегий взлета

Оценим энергозатраты взлета ПОТ Davis на высоту 25 м под воздействием траста  $F_t = 90$  кН при нескольких постоянных углах его наклона  $\beta$  – привлекаем данные табл. 2, варианты 3 ÷ 6.

Видим, что с уменьшением угла наклона  $\beta$  ( $90^\circ - 77,9^\circ - 45^\circ - 0^\circ$ ) время взлета  $t_{25}$  увеличивается (19,9 – 29,7 – 34,6 – 53,8), финишная продольная скорость  $v_x$  увеличивается (0 – 52,4 – 182 – 293), горизонтальный путь  $s_x$  увеличивается (0 – 725 – 3178 – 9169), что естественно. Как следствие, энергозатраты на преодоление горизонтальных сил сопротивления  $F_{Tx}$  увеличиваются (0 – 13647 – 201831 – 824404 кДж), функция энергозатрат на вывешивание и поддержку висения ТПС  $F_{Tz}$  имеет выпуклый характер (78482 – 119815 – 102098 – 0 кДж), энергозатраты на АПС  $F_{wz}$  увеличиваются (0 – 1215 – 69715 – 575441 кДж), энергозатраты на стабилизацию экипажа  $F_{st}$  увеличиваются (0 – 677 – 14370 – 76389 кДж), суммарные энергозатраты на взлет  $F_{zSum}$  увеличиваются (78 482 – 135 534 – 388 014 – 1 476 235 кДж).

Факт того, что сценарии управления вектором траста  $F_t$  с более пологим углом наклона  $\beta$  приводят к более длительному времени взлета  $t_{25}$ , но при этом, однако, одновременно обеспечивают более продвинутое курсовое перемещение экипажа  $s_x$ , приводит к постановке простейшей оптимизационной задачи: рассмотреть варианты достижения определенной точки траектории движения экипажа ( $p_z, s_x$ ) с привлечением в качестве критерия эффективности  $t_{25}$ , либо  $v_x$ , либо суммарные энергозатраты  $F_{zSum}$ .

В качестве примера, рассмотрим движение к опорной точке ( $p_z, s_x$ ) = (25 м, 725 м) (см. вариант 4,  $\beta = 77,9^\circ$  в табл. 2) под действием того же траста  $F_t = 90$  кН, но, однако, с реализацией комбинированного временного сценария изменения угла  $\beta$ :  $\{t = 0, 5, 19, 20, 21, 40; \beta = 90, 90, 76, 73, 70,15, 70,15\}$ . Несмотря на кусочно-линейный характер изменения этого задающего вектора управления  $F_t$ , траектория движения экипажа – довольно гладкая (см. рис. 11).

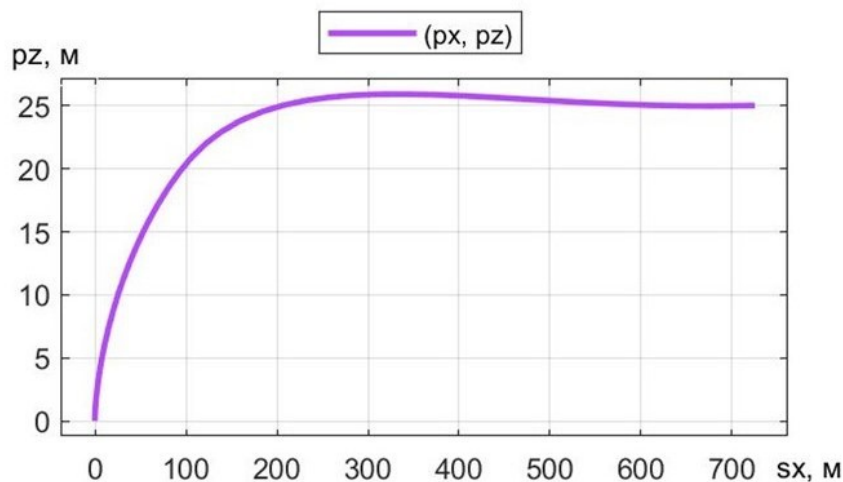


Рисунок 11 - Траектория движения Пोट Давис к точке  $p_z = 25$  м,  $s_x = 725$  м с реализацией комбинированного сценария изменения угла  $\beta$   
DOI: <https://doi.org/10.60797/IRJ.2025.153.27.13>

Результаты расчета показателей мощности и энергозатрат помещены в табл. 2 (вариант 7,  $\beta = 90 \rightarrow 70,15$ ). Видим, что время  $t_{25}$  и скорость  $v_x$  в «комбинированном» варианте увеличились (34,9 с против 29,7 с; 64,9 м/с против 52,4 м/с). Увеличились и энергозатраты: 164 490 кДж против 135 354 кДж. Таким образом, вариант 4 (с постоянным углом  $\beta = 77,9^\circ$ ) оказался предпочтительнее. Это верно только для данного конкретного примера, в методической постановке. Но пример обозначает, однако, возможность и необходимость постановки и решения более обширной оптимизационной задачи взлёта квантомобиля на многомерном полигоне параметров МПДК.

#### Заключение

Разработанная в среде авторской *Simulink*-модели приземного движения квантомобиля (МПДК) Подсистема расчета энергозатрат (ПРЭ) *Energetics* позволяет проводить расчетное исследование энергозатрат: как на преодоление продольных сил сопротивления движению, так и на вертикальное вывешивание экипажа с обеспечением его устойчивости в плоскости тангажа.

Эта модель, по мнению автора, должна стать, во-первых, базой для оптимизационных расчетов взлета квантомобиля во многообразии его конфигураций и условий движения по ОП и рельефу местности, а во-вторых, – составной частью алгоритмов расчета динамических и траекторных показателей произвольного движения квантомобиля.

На базе проведенных посредством МПДК с ПРЭ расчетов и их анализа преодолена познавательная сложность компонентного представления энергозатрат при взлете квантомобиля в плоскости тангажа.

Проведенное исследование позволило утвердиться в гипотезе: при исследовании энергозатрат на взлет квантомобиля возможно расщепленное представление этих затрат по видам продольных и вертикальных составляющих треста и сил воздействия среды движения на экипаж – со сведением компонентных энергозатрат в их скалярную сумму.

Дальнейшие исследования должны быть направлены на рассмотрение возможности применения развиваемого подхода к оптимизации траекторий движения квантомобилей, возможно, главным образом, беспилотных. Для этого понадобится, в первую очередь, привлечение комбинирования величинами и углами треста с использованием оптимизационных методов.

#### Конфликт интересов

Не указан.

#### Рецензия

Все статьи проходят рецензирование. Но рецензент или автор статьи предпочли не публиковать рецензию к этой статье в открытом доступе. Рецензия может быть предоставлена компетентным органам по запросу.

#### Conflict of Interest

None declared.

#### Review

All articles are peer-reviewed. But the reviewer or the author of the article chose not to publish a review of this article in the public domain. The review can be provided to the competent authorities upon request.

#### Список литературы / References

1. Dirac P.A.M. The Principles of Quantum Mechanics / P.A.M. Dirac. — Clarendon Press, 1947. — 312 p.
2. 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](http://www.earthtech.org/publications/PREv48_1562.pdf) (accessed: 25.12.2024).
3. Leonov V.S. Quantum Energetics. Vol. 1. Theory of Superunification / V.S. Leonov. — Cambridge International Science Publ., 2010. — 745 p. — URL:

[https://www.researchgate.net/publication/354340919\\_Quantum\\_Energetics\\_Volume\\_1\\_Theory\\_of\\_Superunification\\_2010](https://www.researchgate.net/publication/354340919_Quantum_Energetics_Volume_1_Theory_of_Superunification_2010) (accessed: 25.12.2024).

4. Пат. 2185526 Российская Федерация, МПК F 03 H 5/00. Способ создания тяги в вакууме и полевой двигатель для космического корабля (варианты) / Леонов В.С.; патентообладатели Леонов В.С., Пилкин В.Е. — № 2001113320/06; заявл. 21.05.2001; опубл. 20.07.2002, Бюл. № 20. — 60 с. — URL: [https://yandex.ru/patents/doc/RU2185526C1\\_20020720?ysclid=ljolph35y5g195867225](https://yandex.ru/patents/doc/RU2185526C1_20020720?ysclid=ljolph35y5g195867225) (дата обращения: 25.12.2024).

5. 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.

6. Котиков Ю. Г. Энергетика транспорта / Ю.Г. Котиков. — СПб: СПбГАСУ, 2018. — 196 с.

7. Котиков Ю.Г. Квантомобиль как всесреднее транспортное средство / Ю.Г. Котиков // Вестник гражданских инженеров. — СПб: СПбГАСУ, 2020. — № 4 (81). — С. 182–188. — DOI: 10.23968/1999-5571-2020-17-4-182-188.

8. Котиков Ю.Г. Использование свойств транспортных средств в концепте всесреднего мультимодального квантомобиля / Ю.Г. Котиков // Вестник гражданских инженеров. — СПб: СПбГАСУ, 2020. — № 6 (83). — С. 195–205. — DOI: 10.23968/1999-5571-2020-17-6-195-205.

9. Kotikov Yu. The Rise of The Qantomobile Theory / Yu. Kotikov // Architecture and Engineering. — 2020. — Vol. 5. — Iss. 4. — P. 74–81. — DOI: 10.23968/2500-0055-2020-5-4-74-81.

10. Котиков Ю.Г. Основы теории квантомобиля / Ю.Г. Котиков. — СПб: СПбГАСУ, 2021. — 210 с. — DOI: 10.23968/978-5-9227-1142-5-2021-1-253.

11. Котиков Ю.Г. Исследование динамики разгона квантомобиля средствами Matlab-Simulink / Ю.Г. Котиков // Вестник гражданских инженеров. — СПб: СПбГАСУ, 2021. — № 6 (89). — С. 180–189.

12. Котиков Ю.Г. Прогнозирование устойчивости квантомобиля с привлечением материалов испытаний эталонных аэродинамических моделей автомобилей / Ю.Г. Котиков // Международный научно-исследовательский журнал. — 2024. — № 2 (140). — URL: <https://research-journal.org/archive/2-140-2024-february/10.23670/IRJ.2024.140.38> (дата обращения: 25.12.2024). — DOI: 10.23670/IRJ.2024.140.38.

13. Котиков Ю.Г. Исследование энергозатрат на разгон квантомобиля / Ю.Г. Котиков // Вестник гражданских инженеров. — СПб: СПбГАСУ, 2022. — № 2 (91). — С. 143–153.

14. Котиков Ю.Г. Формирование требований к энергетической цене тяги силовой установки квантомобиля / Ю.Г. Котиков // Международный научно-исследовательский журнал. — 2024. — № 6 (144). — URL: <https://research-journal.org/archive/6-144-2024-june/10.60797/IRJ.2024.144.162> (дата обращения: 25.12.2024). — DOI: 10.60797/IRJ.2024.144.162.

15. Котиков Ю.Г. Моделирование взлета квантомобиля / Ю.Г. Котиков // Международный научно-исследовательский журнал. — 2024. — № 12 (150). — URL: <https://research-journal.org/archive/12-150-2024-december/10.60797/IRJ.2024.150.124> (дата обращения: 25.12.2024). — DOI: 10.60797/IRJ.2024.150.124.

16. 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: 25.12.2024).

17. Котиков Ю.Г. Исследование процессов трогания и продольного маневрирования квантомобиля / Ю.Г. Котиков // Международный научно-исследовательский журнал. — 2024. — № 4 (142). — URL: <https://research-journal.org/archive/4-142-2024-april/10.23670/IRJ.2024.142.29> (дата обращения: 25.12.2024). — DOI: 10.23670/IRJ.2024.142.29.

18. Результаты измерений удельной силы тяги антигравитационного квантового двигателя без выброса реактивной массы. Анализ, сравнение и перспективы применения квантовых двигателей. — Жуковка: КВАНТОН, 2018. — 32 с. — URL: <https://strannik-2.ru/media/kunena/attachments/996/квантон-2.pdf> (дата обращения: 25.12.2024)

19. Винтокрылый электрический носитель для воздушного старта космических ракет. — URL: <https://patents.google.com/patent/WO2017021758A1/ru> (дата обращения: 25.12.2024).

20. Свердлов С.З. Статический потолок электрического мультикоптера / С.З. Свердлов. — URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/staticheskij-potolok-elektricheskogo-multikoptera?ysclid=lv2tjhehds283337884>. <http://www.engjournal.ru/articles/1808/1808.pdf> (дата обращения: 25.12.2024). — DOI: 10.18698/2308-6033-2018-10-1808.

21. Bramwell G.D. Bramwell's Helicopter Dynamics. Second edition / G.D. Bramwell, A.R. David Balmford. — A. R. S. Butterworth-Heinemann, 2001. — URL: [https://www.academia.edu/19519312/Bramwell\\_helicopter\\_dynamics](https://www.academia.edu/19519312/Bramwell_helicopter_dynamics). (accessed:25.12.2024).

22. Ong W. Design Methodology for Heavy-Lift Unmanned Aerial Vehicles with Coaxial Rotors / W. Ong, S. Srigrarom, H. Hesse // Conference: AIAA Scitech 2019 Forum. — San Diego, 2019. — DOI: 10.2514/6.2019-2095.

### Список литературы на английском языке / References in English

1. Dirac P.A.M. The Principles of Quantum Mechanics / P.A.M. Dirac. — Claendon Press, 1947. — 312 p.

2. 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](http://www.earthtech.org/publications/PREv48_1562.pdf) (accessed: 25.12.2024).

3. Leonov V.S. Quantum Energetics. Vol. 1. Theory of Superunification / V.S. Leonov. — Cambridge International Science Publ., 2010. — 745 p. — URL: [https://www.researchgate.net/publication/354340919\\_Quantum\\_Energetics\\_Volume\\_1\\_Theory\\_of\\_Superunification\\_2010](https://www.researchgate.net/publication/354340919_Quantum_Energetics_Volume_1_Theory_of_Superunification_2010) (accessed: 25.12.2024).

4. Pat. 2185526 Russian Federation, МПК F 03 H 5/00. Sposob sozdaniya tjagi v vakuume i polevoj dvigatel' dlja kosmicheskogo korablja (varianty) [Method of vacuum thrust generation and field engine for spacecraft] / Leonov V.S.; patent

holders Leonov V.S., Pilkin V.E. — No. 2001113320/06; application dated 05/21/2001; publ. 07/20/2002, Byul. No. 20. — 60 p. — URL: [https://yandex.ru/patents/doc/RU2185526C1\\_20020720?ysclid=ljolp35y5g195867225](https://yandex.ru/patents/doc/RU2185526C1_20020720?ysclid=ljolp35y5g195867225) (accessed: 25.12.2024). [in Russian]

5. Leonov V.S. Neraketnyj nereaktivnyj kvantovyj dvigatel': tehnologija, rezul'taty, perspektivy [Non-rocket non-reactive quantum engine: idea, technology, results, prospects] / V.S. Leonov, O.D. Baklanov, M.V. Sautin [et al.] // *Vozdushno-kosmicheskaja sfera* [The aerospace sphere]. — 2019. — № 1. — P. 68–75. — DOI: 10.30981/2587-7992-2019-98-1-68-75. [in Russian]

6. Kotikov Ju. G. Jenergetika transporta [Transport energetics] / Ju.G. Kotikov. — SPb: SPbSASU, 2018. — 196 p. [in Russian]

7. Kotikov Ju.G. Kvantomobil' kak vsesrednoe transportnoe sredstvo [Quantomobile as a multienvironment vehicle] / Ju.G. Kotikov // *Vestnik grazhdanskih inzhenerov* [Bulletin of Civil Engineers]. — SPb: SPbGASU, 2020. — № 4 (81). — P. 182–188. — DOI: 10.23968/1999-5571-2020-17-4-182-188. [in Russian]

8. Kotikov Ju.G. Ispol'zovanie svojstv transportnyh sredstv v koncepte vsesrednogo mul'timodal'nogo kvantomobilja [Using the properties of vehicles in the concept of the multi-environment multi-modal quantomobile] / Ju.G. Kotikov // *Vestnik grazhdanskih inzhenerov* [Bulletin of Civil Engineers]. — SPb: SPbGASU, 2020. — № 6 (83). — P. 195–205. — DOI: 10.23968/1999-5571-2020-17-6-195-205. [in Russian]

9. Kotikov Yu. The Rise of The Quantomobile Theory / Yu. Kotikov // *Architecture and Engineering*. — 2020. — Vol. 5. — Iss. 4. — P. 74–81. — DOI: 10.23968/2500-0055-2020-5-4-74-81.

10. Kotikov Ju.G. Osnovy teorii kvantomobilja [Fundamentals of quantomobile theory] / Ju.G. Kotikov. — SPb: SPbSASU, 2021. — 210 p. — DOI: 10.23968/978-5-9227-1142-5-2021-1-253. [in Russian]

11. Kotikov Ju.G. Issledovanie dinamiki razgona kvantomobilja sredstvami Matlab-Simulink [Research of quantomobile acceleration dynamics by means of Matlab-Simulink programming environment] / Ju.G. Kotikov // *Vestnik grazhdanskih inzhenerov* [Bulletin of Civil Engineers]. — SPb: SPbGASU, 2021. — № 6 (89). — P. 180–189. [in Russian]

12. Kotikov Ju.G. Prognozirovaniye ustojchivosti kvantomobilja s privlecheniem materialov ispytaniy jetalonnih ajerodinamicheskikh modelej avtomobilej [Prediction of Quantomobile Stability with Test Materials of Reference Aerodynamic Models of Automobiles] / Ju.G. Kotikov // *Mezhdunarodnyj nauchno-issledovatel'skij zhurnal* [International Research Journal]. — 2024. — № 2 (140). — URL: <https://research-journal.org/archive/2-140-2024-february/10.23670/IRJ.2024.140.38> (accessed: 25.12.2024). — DOI: 10.23670/IRJ.2024.140.38. [in Russian]

13. Kotikov Ju.G. Issledovanie jenergozatrata na razgon kvantomobilja [Research of energetics of quantomobile acceleration] / Ju.G. Kotikov // *Vestnik grazhdanskih inzhenerov* [Bulletin of Civil Engineers]. — SPb: SPbGASU, 2022. — № 2 (91). — P. 143–153. [in Russian]

14. Kotikov Ju.G. Formirovaniye trebovaniy k jenergeticheskoj cene tjagi silovoj ustanovki kvantomobilja [Formation of requirements to the energy price of quantomobile propulsion system thrust] / Ju.G. Kotikov // *Mezhdunarodnyj nauchno-issledovatel'skij zhurnal* [Research Journal of International Studies]. — 2024. — № 6 (144). — URL: <https://research-journal.org/archive/6-144-2024-june/10.60797/IRJ.2024.144.162> (accessed: 25.12.2024). — DOI: 10.60797/IRJ.2024.144.162. [in Russian]

15. Kotikov Ju.G. Modelirovaniye vzleta kvantomobilja [Quantum vehicle take-off modelling] / Ju.G. Kotikov // *Mezhdunarodnyj nauchno-issledovatel'skij zhurnal* [Research Journal of International Studies]. — 2024. — № 12 (150). — URL: <https://research-journal.org/archive/12-150-2024-december/10.60797/IRJ.2024.150.124> (accessed: 25.12.2024). — DOI: 10.60797/IRJ.2024.150.124. [in Russian]

16. 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: 25.12.2024).

17. Kotikov Ju.G. Issledovanie processov troganiya i prodol'nogo manevrirovaniya kvantomobilja [A Study of the Processes of Moving and Longitudinal Manoeuvring of a Quantomobile] / Ju.G. Kotikov // *Mezhdunarodnyj nauchno-issledovatel'skij zhurnal* [Research Journal of International Studies]. — 2024. — № 4 (142). — URL: <https://research-journal.org/archive/4-142-2024-april/10.23670/IRJ.2024.142.29> (accessed: 25.12.2024). — DOI: 10.23670/IRJ.2024.142.29. [in Russian]

18. Rezul'taty izmerenij udel'noj sily tjagi antigravitacionnogo kvantovogo dvigatelja bez vybrosa reaktivnoj massy. Analiz, sravnenie i perspektivy primeneniya kvantovyh dvigatelej [Results of measurements of specific thrust force, analysis, comparison and prospects of application of quantum engines]. — Zhukovka: KVANTON, 2018. — 32 p. — URL: <https://strannik-2.ru/media/kunena/attachments/996/kvanton-2.pdf> (accessed: 25.12.2024) [in Russian]

19. Vintokrylyj jelektricheskij nositel' dlja vozdushnogo starta kosmicheskikh raket [Rotary-wing electric carrier for aerial launch of space rockets]. — URL: <https://patents.google.com/patent/WO2017021758A1/ru> (accessed: 25.12.2024). [in Russian]

20. Sverdlov S.Z. Sticheskiy potolok jelektricheskogo mul'tikoptera [Static ceiling of an electric multicopter] / S.Z. Sverdlov. — URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sticheskiy-potolok-elektricheskogo-multikoptera?ysclid=lv2tjhehds283337884>. <http://www.engjournal.ru/articles/1808/1808.pdf> (accessed: 25.12.2024). — DOI: 10.18698/2308-6033-2018-10-1808. [in Russian]

21. Bramwell G.D. Bramwell's Helicopter Dynamics. Second edition / G.D. Bramwell, A.R. David Balmford. — A. R. S. Butterworth-Heinemann, 2001. — URL: [https://www.academia.edu/19519312/Bramwell\\_helicopter\\_dynamics](https://www.academia.edu/19519312/Bramwell_helicopter_dynamics). (accessed: 25.12.2024).

22. Ong W. Design Methodology for Heavy-Lift Unmanned Aerial Vehicles with Coaxial Rotors / W. Ong, S. Srigrarom, H. Hesse // *Conference: AIAA Scitech 2019 Forum*. — San Diego, 2019. — DOI: 10.2514/6.2019-2095.