

ТЕОРИЯ И ИНЖЕНЕРНЫЙ РАСЧЕТ НЕПРЕРЫВНОГО ГАРМОНИЧЕСКОГО ГРАВИТОННОГО ДВИЖИТЕЛЯ SGDM

Безреактивный синусоидальный привод с 4-фазной модуляцией и 5-двигательной силовой установкой (Патенты №3 и №4)

Автор разработки: Чесноков Юрий Александрович (Президент НАП России, ФТФ ДГУ 1984 г.)
Теоретический базис: Стохастическая Гравитодинамика Мультивселенной (SGDM) • DOI: 10.5281/zenodo.23191063
Согласованность: 100% баланс энергии, мощности и динамики перелета Земля — Марс (1.0 т, 90 дней, без топлива)

1. Введение. Преодоление ракетного барьера Циолковского

В классической космонавтике формула Циолковского $\Delta v = v_{ист} \cdot \ln(M_0 / M_{кон})$ требует для доставки 1 тонны полезной нагрузки на Марс сжигания 1 324 тонн ракетного топлива (22 цистерны). В теории SGDM физический вакуум представляет собой материальный Гравитонный Океан со спиновой поляризацией $N_g = A$. Безопорная тяга создается за счет динамической интерференции прецессирующих роторов с квантовой метрикой пространства при строгом соблюдении закона сохранения импульса: $P_{корабля} + P_{Океана} \equiv 0$.

2. Кинематическая архитектура и 5-двигательная силовая установка

Двигательный комплекс жестко закреплен к силовому шпангоуту корабля и содержит 5 согласованных электроприводов:

- Центральный опорный корпус — жестко интегрирован в силовой шпангоут корабля, воспринимает постоянную маршевую тягу $+F_z$;
- Двигатели 1 и 2 (Z-стабилизаторы, 10% + 10%) — два встречно вращающихся соосных диска ($\pm\omega_z$), гарантирующие $L_z \equiv 0$ и жесткую гировертикаль;
- Двигатели 3 и 4 (Роторы гироскопов, 20% + 20%) — встречная пара роторов ($\pm\omega_x$) на рычагах длиной L с силовыми шестернями $R_{ш} = L$;
- Двигатель 5 (Главный привод прецессии, 40%) — вращает траверсу вокруг оси Z со знакопеременной скоростью $\Omega_p(t)$, принимая 40% силовой нагрузки.

3. Фундаментальный расчет маршевой тяги SGDM

Результирующая маршевая тяга в вакууме строго подчиняется канонической формуле Чеснокова Ю. А. (Патент №3):

$$F_{тяга} = \kappa_{SGDM} \cdot [m_{рот} \cdot R_{рот}^2 \cdot \omega_x \cdot \Omega_p] / c \Rightarrow a_{корабля} = F_{тяга} / M_{корабля} \quad (1)$$

- $F_{тяга}$ — результирующая безопорная тяга (для 1 т корабля на 90-дневном перелете $F = 5.18 \text{ Н} = 0.528 \text{ кгс}$);
- $\kappa_{SGDM} \approx 1.37$ — коэффициент квантово-гравитонного зацепления со спиновым фоном Мульти вселенной;
- $m_{рот}, R_{рот}$ — суммарная масса и радиус роторов гироскопов ($4 \times 2.5 \text{ кг} = 10 \text{ кг}$, $R = 0.20 \text{ м}$);
- ω_x, Ω_p — угловые скорости собственного вращения ($\pm 60\,000 \text{ об/мин}$) и прецессии траверсы ($\pm 330 \text{ об/мин}$);
- $c = 299\,792\,458 \text{ м/с}$ — скорость света; $M_{корабля} = 1\,000 \text{ кг}$ (1.0 т).

4. Непрерывный 4-фазный синусоидальный цикл тяги (Гармонический закон)

Ликвидация холостого хода и ударов достигнута открытым законом упреждающей гармонической фазовой модуляции:

Фаза	Состояние $\omega_x(t)$	Состояние $\Omega_p(t)$	Тяга $F_z(t)$	Физический процесс в узле
Фаза 1	$+\omega_{max}$ (прямое)	$+\Omega_p \uparrow$ (разгон Z)	$+F_{max} \uparrow$	Прямой разгон прецессии, нарастание тяги вперед по курсу (+Z).
Фаза 2	$\omega_x \rightarrow 0 \rightarrow -\omega$	$\Omega_p \approx \Omega_{max}$	$F_z \text{ мягко} \rightarrow 0$	Упреждающее торможение роторов через 0 ровно в пике Ω_p . Удары исключены.
Фаза 3	$-\omega_{max}$ (реверс)	$-\Omega_p$ (сброс Z)	$+F_{max} \uparrow$	Минус на минус дает ПЛЮС! Сброс прецессии толкает корабль ВПЕРЕД (+Z).
Фаза 4	$-\omega \rightarrow 0 \rightarrow +\omega$	$\Omega_p \rightarrow 0$ (стоп Z)	$F_z \text{ мягко} \rightarrow 0$	Синхронная остановка траверсы Z и упреждающий выход роторов в $+\omega$. Замыкание синусоиды.

Закон тяги описывается функцией квадрата синуса: $F_{тяга}(t) = F_{max} \cdot \sin^2(\omega_0 t) \geq 0$. Тяга 100% времени толкает корабль вперед, динамический рывок равен нулю ($Jerk \equiv 0$), а кинетическая энергия роторов рекупируется в LC-контуре с КПД 97%.

5. Инженерно-энергетический баланс (Миссия 1.0 т на Марс за 90 дней)

Точный расчет механики полёта и затрат электроэнергии по закону мощности $N(t) = F \cdot v(t)$ при КПД $\eta = 90\%$:

Параметр полёта / силовой установки	Обозначение	Формула / Базис расчёта	Значение	Ед. изм.
Масса космического аппарата	M_0	Сухая масса с полезной нагрузкой	1 000	кг (1.0 т)
Дистанция перелёта «Земля — Марс»	S	Среднее противостояние планет	78.3×10^6	км

Время перелёта (разгон + торможение)	T	45 дней разгон + 45 дней тормоз	90.0 (2 160)	дней (часов)
Постоянное маршевое ускорение	a	$a = 2S_1 / t_1^2$ ($S_1=39.15$ млн км)	0.00518	м/с ² (0.00053 g)
Маршевая безопорная тяга	F _{тяги}	$F = M_0 \cdot a$	5.18 (0.528)	Н (кгс)
Макс. скорость в точке перегиба (45 сут)	v _{max}	$v_{max} = a \cdot t_1$ ($t_1 = 45$ суток)	20.14 (72 500)	км/с (км/ч)
Полная механическая работа полёта	A _Σ	$A_{\Sigma} = F_{тяги} \cdot S$	112 660 (405.6)	кВт·ч (ГДж)
Суммарный расход электричества (η=90%)	E _{эл}	$E_{эл} = A_{\Sigma} / 0.90$	125 180 (450.6)	кВт·ч (ГДж)
Средний расход энергии в час (мощность)	P _{ср}	$P_{ср} = E_{эл} / 2\,160$ часов	57.95 (78.9)	кВт (л.с.)
Пиковый расход в час (на 45-й день)	P _{пик}	$P_{пик} = (F \cdot v_{max}) / 0.90$	115.9 (157.8)	кВт (л.с.)
Расход ракетного топлива	ΔM _{топлива}	Экономия 1 324 т ракетного горючего	СТРОГО 0.00	кг (НЕТ)

6. Распределение мощности по 5 двигателям силовой установки

Полная мощность силовой установки (58.0 кВт средн. / 116.0 кВт пик) строго распределяется по 5 двигателям комплекса:

№ Двигателя и назначение	Доля мощности	Средняя мощность	Пиковая мощность	Масса и тип привода
Дв. 1: Z-стабилизатор 1 (+ω _z)	10%	5.80 кВт (7.9 л.с.)	11.60 кВт (15.8 л.с.)	4.5 кг, высокооборотный бесколлекторный
Дв. 2: Z-стабилизатор 2 (-ω _z)	10%	5.80 кВт (7.9 л.с.)	11.60 кВт (15.8 л.с.)	4.5 кг, встречный (L _z ≡ 0)
Дв. 3: Ротор гироскопа 1 (+ω _x)	20%	11.60 кВт (15.8 л.с.)	23.20 кВт (31.6 л.с.)	8.0 кг, мотор-генератор с LC-рекуперацией
Дв. 4: Ротор гироскопа 2 (-ω _x)	20%	11.60 кВт (15.8 л.с.)	23.20 кВт (31.6 л.с.)	8.0 кг, мотор-генератор с LC-рекуперацией
Дв. 5: Главный привод прецессии (Ω _p)	40%	23.20 кВт (31.6 л.с.)	46.40 кВт (63.1 л.с.)	15.0 кг, высокомоментный сервопривод Z
ИТОГО СИЛОВАЯ УСТАНОВКА (5 МОТОРОВ)	100%	58.00 кВт (78.9 л.с.)	116.00 кВт (157.8 л.с.)	Общая масса моторов: 40.0 кг

7. Заключение и выводы для формулы изобретения

1. 100% сходимость баланса энергии: Механическая работа перемещения 1-тонного корабля на Марс за 90 дней (A_Σ = 112 660 кВт·ч) строго оплачивается бортовой электрической энергией (E_{эл} = 125 180 кВт·ч при η = 90%).
2. Реализуемость на существующих технологиях: Средняя мощность силовой установки составляет всего 58 кВт (79 л.с.), а пиковая — 116 кВт (158 л.с.), что легко обеспечивается бортовой солнечной панелью 60–80 м² или компактным РИТЭГ/генератором.
3. Ликвидация 1 324 тонн ракетного топлива: Перелёт осуществляется без отброса массы при неизменном стартовом весе корабля 1.0 т.