БЕСПИЛОТНЫЙ ВЕРТОЛЁТ ГРУЗОВОЙ
по мотивам AVIDrone Katana (DARPA Lift Challenge)

Пояснительная записка: исследование, расчёты, 3D-модель, автомат перекоса, хвостовой привод
АВД.00.000 ПЗ

Разработал: Павел (инженер-конструктор)
Дата: 26.10.2026
Версия 1.0 — эскизный проект, не для производства без проверки

Содержание

1. Введение и правила маркировки данных

2. Исходные данные: что известно о Katana (ФАКТЫ)

3. Принятая компоновка

4. Аэродинамический расчёт несущего винта

5. Энергетика, АКБ и профиль миссии

6. Хвостовой винт с прямым электроприводом: выбор фикс./изм. шага

7. Привод НВ: мотор, ESC, редуктор

8. Хвостовая балка

9. Лопасти: нагрузки и частоты

10. Автомат перекоса: конструкция, кинематика, интерференции

11. Втулка НВ

12. Прочность и подшипники

13. Массовая сводка

14. 3D-модель и чертежи

15. Ограничения, нерешённые вопросы, решения за Павлом

16. Литература

1. Введение и правила маркировки данных

Документ описывает эскизный проект электрического беспилотного вертолёта одновинтовой схемы грузоподъёмностью ~51 кг, близкого по классу к аппарату AVIDrone Katana — победителю DARPA Lift Challenge (2026) [15, 16]. Цель — получить согласованный комплект: расчёт, параметрическую 3D-модель FreeCAD с детальным автоматом перекоса, чертежи А3 и спецификации, пригодные как основа для рабочего проектирования с изготовлением деталей на ЧПУ.

Достоверность данных маркируется во всех таблицах и в расчётах (calc/results.json, katana_like_calc.xlsx):

- ФАКТ — подтверждено открытым источником, ссылка указана в квадратных скобках;
- ПРИНЯТО — проектное решение или допущение автора, не являющееся сведениями о Katana;
- ОЦЕНКА — инженерная оценка с заметной неопределённостью;
- РАСЧЁТ — получено расчётом из фактов и принятых величин по указанной методике.

Конструкция Katana производителем не раскрыта. Все внутренние размеры, схема автомата перекоса, редуктора и хвостового узла в этом проекте — собственные решения (ПРИНЯТО), основанные на фото и классической методике [1, 2, 4, 6].

2. Исходные данные: что известно о Katana

Таблица 2.1 — Сведения о прототипе

Параметр	Значение	Статус / источник
Масса аппарата	13,3 кг	ФАКТ [15, 16]
Масса груза в зачёте	51 кг (отношение ≈3,84)	ФАКТ [15, 16]
Схема	одновинтовой вертолёт, электрический	ФАКТ [16], фото
Несущий винт	3 лопасти, «1,400 mm main rotor»	ФАКТ [17]; трактовка 1400 мм как длины лопасти — ПРИНЯТО
АКБ	поставщик Titan Batteries (Li-ion)	ФАКТ [17]; ёмкость неизвестна
Хвостовой винт	мотор на конце балки (по фото), 2–3 лопасти	ОЦЕНКА по фото [16]
Шасси	4 стойки, грузовые плиты под фюзеляжем	по фото [16]
Время прохождения трассы	≈19 мин 17 с	ФАКТ [16] (по публикациям)



Рис. 2.1 — Katana на соревновании (фото из публикации [16], используется для анализа компоновки)

Наблюдения по фото (research/README_research.md): бесфлайбарная голова, плоская облегчённая балка, мотор у конца балки (то есть прямой привод ХВ, без ремня), 4-стоечное шасси и металлические плиты под фюзеляжем. Это совпадает с требованием задания на электрический прямой привод ХВ.

3. Принятая компоновка

Мачта Ø20 с двухступенчатым редуктором, мотор НВ рядом с мачтой, АКБ двумя модулями по бортам рамы из CFRP-щёк 3 мм, балка Ø65 из высокомодульного углепластика, на конце — кронштейн с мотором прямого привода и 3-лопастный ХВ фиксированного шага. Авионика в отдельном боксе под рамой, мачта GNSS на балке.

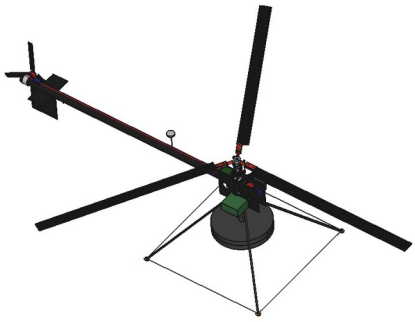


Рис. 3.1 — Общий вид (изометрия)

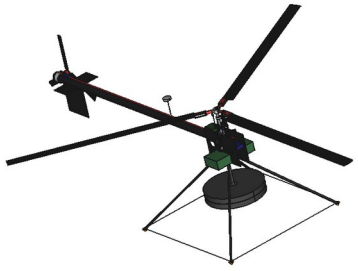


Рис. 3.2 — Вид сбоку



Рис. 3.3 — Вид сверху

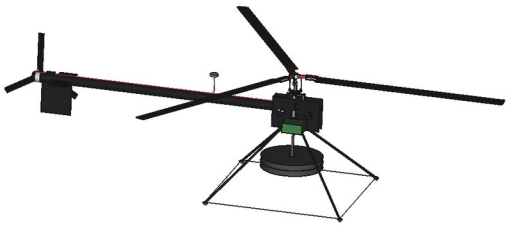


Рис. 3.4 — Вид спереди

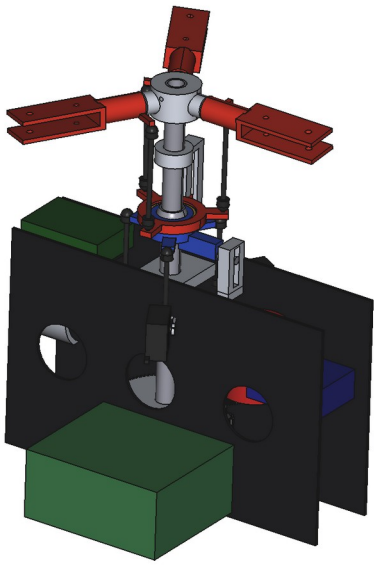


Рис. 3.5 — Ядро фюзеляжа: редуктор, мотор, АКБ, рама

4. Аэродинамический расчёт несущего винта

Методика: импульсная теория для индуктивной скорости и идеальной мощности, $P = \kappa \cdot T \cdot v_i + P_0$, где профильная мощность $P_0 = \sigma \cdot C_{d0}/8 \cdot \rho \cdot A \cdot V_{tip}^3$; коэффициент индуктивных потерь κ и уровень C_{d0} приняты по [1] и классической отечественной методике Миля и др. [4] (там же — коэффициент концевых потерь и обоснование выбора C_t/σ), с учебной

интерпретацией по Володко [6]. Cd0 профиля NACA 0012 при Re≈5·10⁵ — по атласу [3]. Реалистичность FM≈0,71 для малого ротора проверена по экспериментальным данным NASA [13, 14] (у малых роторов при Re < 10^6 типичны FM 0,6–0,75).

Радиус R = r_крепл + L_лоп = 0,15 + 1,40 = 1,55 м (ПРИНЯТО по трактовке [17]). Нагрузка на диск 8,52 кг/м² — низкая, что благоприятно для энергетики висения. Целевое Ct/σ = 0,105 обеспечивает запас до срыва при манёвре [1, 4].

Таблица 4.1 — Несущий винт, висение (MTOW 64,3 кг, МСА, у земли)

Параметр	**Значение**	**Ед.**	**Статус**	**Комментарий / источник**
MTOW	64,300	кг	РАСЧЁТ	13.3+51
R	1,550	м	РАСЧЁТ	радиус НВ
D	3,100	м	РАСЧЁТ	диаметр НВ
A	7,548	м²	РАСЧЁТ	площадь диска
DL_kg	8,519	кг/м²	РАСЧЁТ	
vi_hover	5,840	м/с	РАСЧЁТ	индуц. скорость (импульсная теория) [1, 4 гл.1, 6]
P_ideal	3682,204	Вт	РАСЧЁТ	идеальная мощность висения
chord	0,085	м	ПРИНЯТО	хорда (постоянная, ПРИНЯТО)
sigma	0,052		РАСЧЁТ	заполнение
CT_sigma	0,105		ПРИНЯТО	целевое Ct/σ (оптимум FM, без срыва) [1, 2, 4]
Vtip	111,370	м/с	РАСЧЁТ	окружная скорость конца
rpm_MR	686,131	об/мин	РАСЧЁТ	
M_tip	0,327		РАСЧЁТ	число Маха конца
Re_075	486289,088		РАСЧЁТ	Re на 0.75R
Cd0	0,011		ПРИНЯТО	ср. профильное сопротивление (NACA0012-подобн., Re~5e5) [3, 4]
kappa	1,150		ПРИНЯТО	коэф. индуктивных потерь [1, 4]
P_hover_MR	5154,162	Вт	РАСЧЁТ	мощность на валу НВ (висение OGE)
FM	0,714		РАСЧЁТ	
Q_MR	71,734	Н·м	РАСЧЁТ	реактивный момент
theta75	10,806	°	РАСЧЁТ	коллективный шаг на 0.75R (BEMT, без крутки) [1, 4]

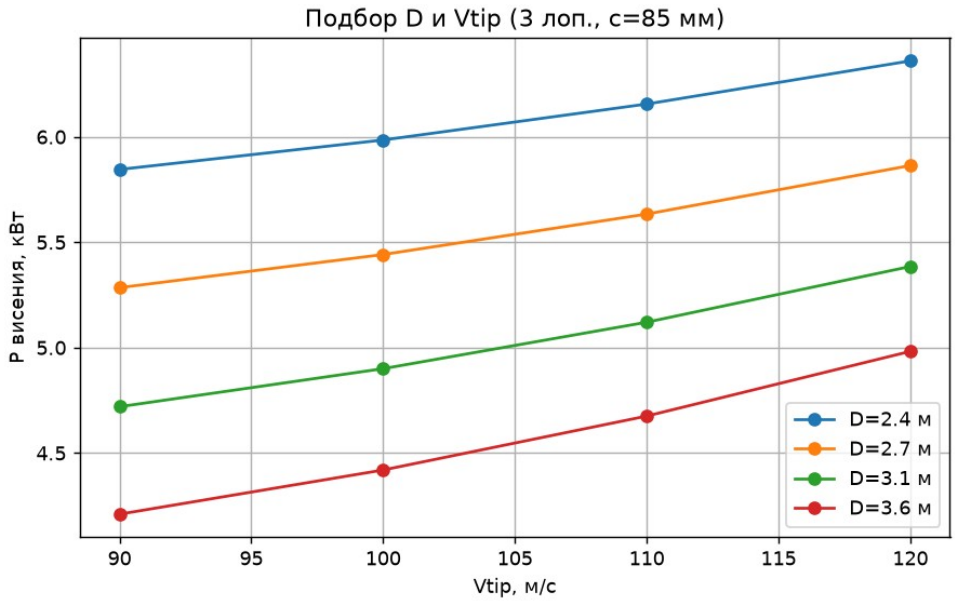


Рис. 4.1 — Мощность висения в зависимости от диаметра и окружной скорости

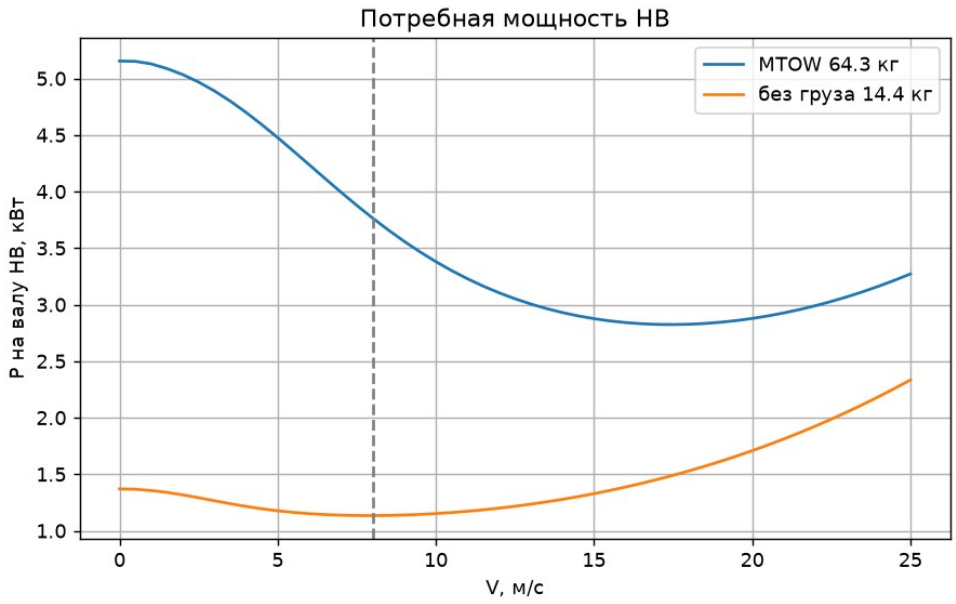


Рис. 4.2 — Потребная мощность P(V) с грузом и без (метод Глауэрта + паразитное сопротивление)

5. Энергетика, АКБ и профиль миссии

Энергия миссии рассчитана по сегментам: взлёт/висение, перелёт с грузом, развороты, обратный путь без груза; КПД цепи «ESC–мотор–редуктор» принят 0,82. Структура расчёта соответствует модели ЛТХ электрических ВКЛА [10]; оценка продолжительности сверена с подходом [11]. Пакет 14S6P из 84 ячеек 21700 (класс 5 А·ч, конкретная модель — ОЦЕНКА).

Таблица 5.1 — Энергетика

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
V_nom	50,400	В	ПРИНЯТО	14S Li-ion
cell_Wh	18,000	Вт·ч	ПРИНЯТО	класс 21700 5.0 А·ч, 3.6 В (ОЦЕНКА; конкретная ячейка не подтверждена)
E_bat	1512,000	Вт·ч	РАСЧЁТ	14S6P
e_spec_pack	245,854	Вт·ч/кг	РАСЧЁТ	уд. энергия пакета; сравн. с [9, 10, 11]
eta_chain	0,819		ПРИНЯТО	мотор·ESC·редуктор
P_el_hover	6849,816	Вт	РАСЧЁТ	электр. мощность висения (НВ+ХВ+авионика)
P_el_cruise_loaded	4959,987	Вт	РАСЧЁТ	при 8 м/с с грузом
E_mission	1462,266	Вт·ч	РАСЧЁТ	энергия на маршрут DARPA
DoD	0,850		ПРИНЯТО	допустимая глубина разряда
E_margin	0,879		РАСЧЁТ	запас энергии (≥1.0)
V_loaded_opt	18,000	м/с	РАСЧЁТ	оптимум энергии с грузом
V_empty_opt	19,000	м/с	РАСЧЁТ	
E_mission_opt	981,730	Вт·ч	РАСЧЁТ	энергия при оптимальных скоростях
t_mission_opt	13,484	мин	РАСЧЁТ	
E_margin_opt	1,309		РАСЧЁТ	
I_hover	143,062	А	РАСЧЁТ	ток висения при просадке 5%
I_peak	214,593	А	РАСЧЁТ	пиковый (манёвр, набор)
C_rate	7,153	C	РАСЧЁТ	пиковый C-rate пакета 25 А·ч

Вывод: при «медленном» профиле, близком к Katana (8 м/с с грузом), энергии не хватает: запас 0,88 < 1. При оптимальных скоростях 18/19 м/с запас 1,31, время ≈13,5 мин. Энергия — главное ограничение; это согласуется с публикациями о соревновании [16]. Относительная масса АКБ 6,15/13,3 = 0,46 лежит в рекомендуемом Свердловым [9] диапазоне 0,36–0,90 (для мультикоптера; для вертолёта — ОЦЕНКА применимости).

6. Хвостовой винт с прямым электроприводом

По заданию привод ХВ — электрический, без ремня: мотор-аутраннер на кронштейне у конца балки, ХВ на валу мотора. Плечо ХВ l = R + R_хв + 0,05 = 1,90 м совпадает с моделью (x = −1900 мм). Тяга ХВ на висении T = Q_НВ / l; максимальная тяга принята с запасом 60 % на манёвр по рысканию и порывы — запас обоснован анализом предельных режимов и ухода по рысканию [5, 12].

Таблица 6.1 — Хвостовой винт

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий /

				источник
R_TR	0,300	м	ПРИНЯТО	радиус ХВ
Nb_TR	3,000	шт	ПРИНЯТО (по фото 2–3)	
l_tail	1,900	м	РАСЧЁТ	плечо ХВ = R+Rt+зазор 50 мм [1, 12]
T_TR_hover	37,755	Н	РАСЧЁТ	тяга ХВ на висении
T_TR_max	60,407	Н	ПРИНЯТО	макс. тяга (запас на рысканье/порыв 60%) [5, 12]
FM_TR	0,650		ПРИНЯТО	
P_TR_hover	428,806	Вт	РАСЧЁТ	мощность ХВ на висении
P_TR_max	867,842	Вт	РАСЧЁТ	
Vtip_TR	116,728	м/с	РАСЧЁТ	Ct=0.008 (фикс. шаг)
rpm_TR	3715,570	об/мин	РАСЧЁТ	
rpm_TR_max	4699,865	об/мин	РАСЧЁТ	
Q_TR_max	1,763	Н·м	РАСЧЁТ	момент мотора ХВ
I_TR	0,002	кг·м²	ПРИНЯТО	инерция ХВ+ротор мотора (лопасть 25 г)
tau_TR	0,068	с	РАСЧЁТ	время изменения тяги на 25% (фикс. шаг, разгон)
Kv_TR	109,707	об/мин/В	РАСЧЁТ	потребный Kv мотора ХВ при 14S

6.1 Выбор: фиксированный или изменяемый шаг

Критерий — быстродействие изменения тяги ХВ. При фиксированном шаге тяга регулируется оборотами; постоянная времени изменения тяги на 25 % определяется инерцией ротора ХВ с ротором мотора и избыточным моментом мотора: $\tau = I \cdot \Delta\omega / \Delta Q = 0{,}068$ с. Для аппарата 64 кг с моментом инерции по рысканию порядка единиц кг·м² (ОЦЕНКА) полоса контура рыскания ~1–2 Гц достаточна, а $\tau < 0{,}1$ с её обеспечивает.

Таблица 6.2 — Сравнение вариантов ХВ

Критерий	**А: фикс. шаг + обороты (ВЫБРАНО)**	**Б: изм. шаг + серво на конце балки**
Быстродействие	τ≈0,07 с (расчёт)	≈0,03–0,05 с (ОЦЕНКА, серво)
Масса на конце балки	мотор+втулка ≈0,45 кг	+ серво, ползун, тяги ≈+0,12 кг (ОЦЕНКА)
Надёжность	нет подвижных деталей кроме подшипников мотора	рычаги, тяги, подшипники ползуна
Реверс тяги	только реверсом ESC (медленно)	есть, мгновенно
Влияние на резонанс балки	меньше масса — выше f1	ниже f1
Энергия	оптимальна при каждом режиме	потери на мин. оборотах

Решение: вариант А (фиксированный шаг 8°, управление оборотами, ESC с активным торможением). Вариант Б сохранён как запасной, если лётные испытания покажут недостаточную полосу по рысканию при порывах. Решение за Павлом после испытаний.

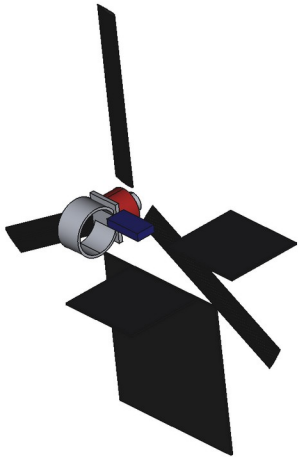


Рис. 6.1 — Хвостовой узел: мотор прямого привода, 3-лопастный ХВ, киль/стабилизатор

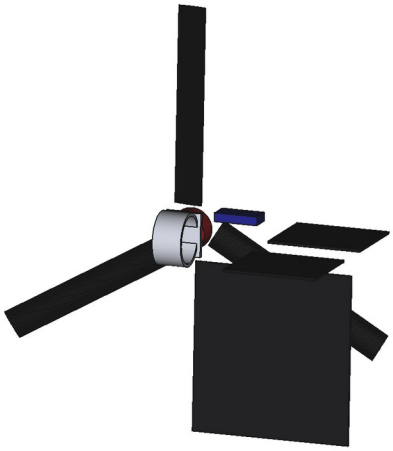


Рис. 6.2 — Хвостовой узел, вид сбоку

7. Привод НВ: мотор, ESC, редуктор

Мотор класса Scorpion HKIV-50xx [18] с намоткой Kv≈420 (ПРИНЯТО — конкретная модель с такой намоткой не подтверждена), двухступенчатый редуктор 15/72 (m 0,8) × 16/85 (m 1,25), i = 25,5 при потребных 26,2 — обороты НВ на 2,7 % выше расчётных, что покрывается регулятором оборотов (governor) ESC.

Таблица 7.1 — Привод НВ

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
P_motor_hover	5368,919	Вт	РАСЧЁТ	мех. мощность мотора на висении
P_motor_peak	8053,378	Вт	РАСЧЁТ	потребный пик (30 с)
Kv_MR	420,000	об/мин/В	ПРИНЯТО	ПРИНЯТО: кастомная намотка класса HKIII/HKIV-50xx [18]
rpm_motor	17992,800	об/мин	РАСЧЁТ	под нагрузкой (≈85% от Kv·U)
i_gear	26,224		РАСЧЁТ	потребное передаточное число
i_gear_real	25,500		РАСЧЁТ	2 ступени 15/72 (m0.8) × 16/85 (m1.25)
Q_motor	2,849	Н·м	РАСЧЁТ	момент мотора
P_copper	100,590	Вт	РАСЧЁТ	потери в меди (Rm=8 мОм ПРИНЯТО)

8. Хвостовая балка

Подбор трубы CFRP: минимальная масса при запасе SF ≥ 2, прогибе конца при максимальной тяге ХВ < 20 мм и первой изгибной частоте вне 1Ω и 3Ω (частота вращения НВ 11,4 Гц). Модуль E = 135 ГПа соответствует высокомодульному препрегу (ПРИНЯТО, требует подтверждения поставщиком).

Таблица 8.1 — Хвостовая балка

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
m_tail_end	0,450	кг	ПРИНЯТО	масса узла на конце
M_boom	197,315	Н·м	РАСЧЁТ	изгиб у корня (тяга×1.5 + 3g инерц.)
E_CFRP	135000000000,000	Па	ПРИНЯТО	E продольный, препрег НМ 0°/±45° (70/30)
S_CFRP	350000000,000	Па	ПРИНЯТО	допуск. напряжение
boom_D	65,000	мм	РАСЧЁТ	труба CFRP (мин. масса при SF≥2, прогиб<10 мм, f вне 1Ω и 3Ω)
boom_t	0,800	мм	РАСЧЁТ	
boom_mass	0,475	кг	РАСЧЁТ	
boom_sigma	77,129	МПа	РАСЧЁТ	
boom_defl	12,305	мм	РАСЧЁТ	при T_TR_max
boom_f1	14,848	Гц	РАСЧЁТ	1-я изгибная (консоль+масса)
f_1rev	11,436	Гц	РАСЧЁТ	
f_3rev	34,307	Гц	РАСЧЁТ	
boom_tau	0,354	МПа	РАСЧЁТ	кручение (смещение ХВ 30 мм)

9. Лопасти: нагрузки и частоты

Лопасти CFRP, профиль NACA 0012 [3], без крутки, хорда 85 мм. Центробежная сила и конусность определены для упругой втулки с эквивалентным разносом шарнира 8 %. Собственные частоты оценены по Саутвеллу и вентиляторной диаграмме [2]; изгибная 1-я частота должна быть отстроена от 1, 2, 3/rev.

Таблица 9.1 — Лопасть

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
m_blade	0,400	кг	ПРИНЯТО	масса лопасти
CF_blade	1610,741	Н	РАСЧЁТ	центробежная сила
CF_kgf	164,250	кгс	РАСЧЁТ	
T_blade	210,189	Н	РАСЧЁТ	тяга на лопасть
beta_cone	10,961	°	РАСЧЁТ	угол конусности (шарнирная/упругая втулка)
M_root_rigid	196,527	Н·м	РАСЧЁТ	изгиб корня без конусности (верхняя оценка)
nu_flap	1,038	/rev	РАСЧЁТ	частота машущ. (эквив. разнос шарнира 8%)
EI_blade	60,000	Н·м²	ПРИНЯТО	изгибная жёсткость (CFRP лонжерон)
blade_f1_rev	1,149	/rev	РАСЧЁТ	1-я изгибная (Southwell); избегать 1,2,3/rev
GJ_blade	20,000	Н·м²	ПРИНЯТО	
blade_ft_rev	4,610	/rev	РАСЧЁТ	1-я крутильная (грубо)
M_hinge	1,780	Н·м	РАСЧЁТ	шарнирный момент ×2.5 динамика (аэро+пропеллерный +трение)

Замечание: 1-я изгибная частота ≈1,15/rev близка к 1/rev — для упругой (бесшарнирной по маху) схемы это нормально (это фактически маховая мода), но EI = 60 Н·м² — ПРИНЯТО; требуется расчёт лонжерона и стендовая проверка (ОЦЕНКА).

10. Автомат перекоса

Схема CCPM 120°: три сервопривода на азимутах 60/180/300°, невращающаяся тарелка (Д16Т) на шаре-ползуне Ø30 скользит по мачте Ø20; вращающаяся тарелка (7075-Т6) на подшипнике 6808-2RS 40×52×7; антиповоротный палец на невращающейся тарелке ходит в направляющей; вращающаяся тарелка ведётся вилкой-водилом от мачты. Принцип работы, связь ходов серв с циклическим и общим шагом — по [7, 8]; кинематика махового движения — [2].

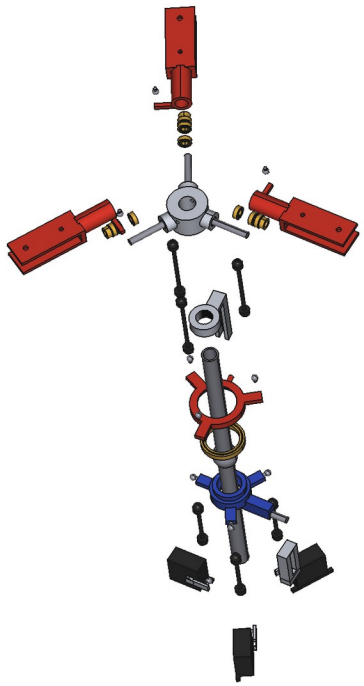


Рис. 10.1 — Автомат перекоса и втулка в разнесённом виде

Таблица 10.1 — Детали АП

Узел	**Решение**	**Посадка / крепёж**
Шар-ползун Ø30	40Х HRC45, полир.; на мачте Ø20	Ø20 H7/g6 (скольжение)
Невращ. тарелка	Д16Т, 3 луча, шары Ø8 на R50	Подшипник Ø40 k6; шары М4
Подшипник	6808-2RS 40×52×7	наружн. Ø52 N7 во вращ. тарелке
Вращ. тарелка	7075-Т6, шары на R47,2, аз. лопасть+36,4°	шары М4, фиксатор
Антиповорот	палец Ø8 40Х, направляющая r61–74	палец H7/p6 запрессовка
Водило	вилка 7075, паз ±3,6 мм	на мачте 2×М4
Поводки	Ti М3 + наконечники ПА66-GF, шар Ø8	длина регулируется
Сервы	HV, ≥30…39 кгс·см, металл. редуктор	качалка 20 мм, шар М3

Таблица 10.2 — Нагрузки управления

Параметр	**Значение**	**Ед.**	**Статус**	**Комментарий / источник**
r_horn	0,028	м	ПРИНЯТО	плечо рычага поворота лопасти
F_pitchlink	63,562	Н	РАСЧЁТ	усилие в поводке
r_swash_out	0,040	м	ПРИНЯТО	радиус шаров невращающейся тарелки (сервы)
r_servo_arm	0,020	м	ПРИНЯТО	плечо качалки сервы

T_servo_req	3,814	Н·м	РАСЧЁТ	потребный момент сервы (SF 2)
T_servo_req_kgcm	38,889	кгс·см	РАСЧЁТ	
servo_choice	CCPM 120°, 3 сервы HV ≥ 30 кгс·см, ≤0.10 с/60°, металл. редуктор		ВЫБОР	
coll_range	-3 … +13	°	ПРИНЯТО	коллективный шаг (расч. висение см. theta75)
cyc_range	±8	°	ПРИНЯТО	циклический
swash_travel_up	6,299	мм	РАСЧЁТ	ход тарелки на +13°
swash_tilt	7,401	°	РАСЧЁТ	наклон тарелки для ±8° (r_rot=30 мм)

Расхождение, которое нужно знать: оценка наклона тарелки 7,4° в расчёте сделана для радиуса шаров 30 мм, а в модели радиус шаров вращающейся тарелки 47,2 мм; точная кинематика модели даёт для циклики ±8° наклон 5,7°. Аналогично r_swash_out = 40 мм в расчёте против 50 мм в модели — потребный момент сервы в модели будет ниже на ~20 % (расчёт консервативен).

10.1 Кинематика и проверка интерференций

Точная кинематика решена в модели: для каждого положения тарелки находится шаг лопасти и угол качалки сервы методом бисекции при постоянных длинах поводков и тяг. Для каждого положения выполнено попарное булево пересечение всех тел сборки (порог 0,5 мм³).

Таблица 10.3 — Три кинематических положения

Положение	Подъём z, мм	Наклон, °	Шаг лопастей, °	Углы качалок серв, °	Интерференции
Нейтраль	0.00	0.0	-0.0 / -0.0 / -0.0	-0.0 / -0.0 / -0.0	нет
Коллектив_макс	6.75	0.0	13.0 / 13.0 / 13.0	19.8 / 19.8 / 19.8	нет
Циклик_прод	2.60	5.7	-2.6 / 13.1 / 4.1	0.6 / 22.4 / 0.6	нет

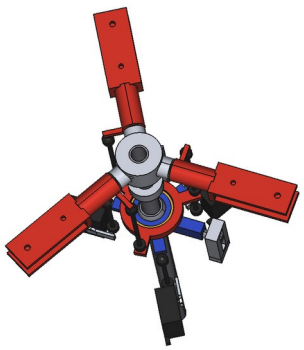


Рис. 10.2 — Нейтраль

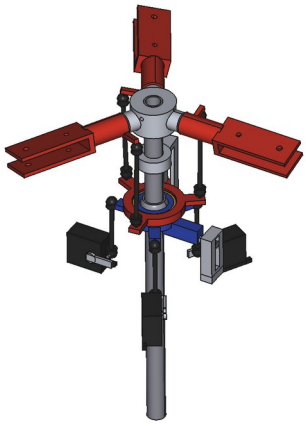


Рис. 10.3 — Максимальный общий шаг (+13°)

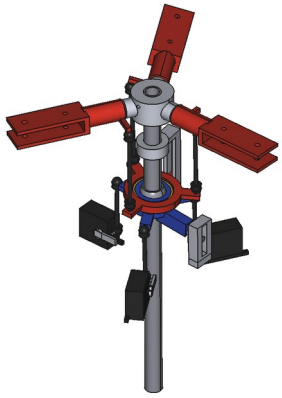


Рис. 10.4 — Продольная циклика (наклон 5,7°)



Рис. 10.5 — Общий шаг в зависимости от угла качалки (расчёт)

11. Втулка HB

Трёхлопастная втулка 7075-T6 на мачте; шпиндели Ø8 (30ХГСА) установлены на резиновых демпферах 70 ShA, обеспечивающих упругое махание (эквивалентный шарнир). Держатели лопастей на двух 688ZZ и упорном F8-16M, гайка M8 самоконтрящаяся; рычаг шага (horn) — на держателе.

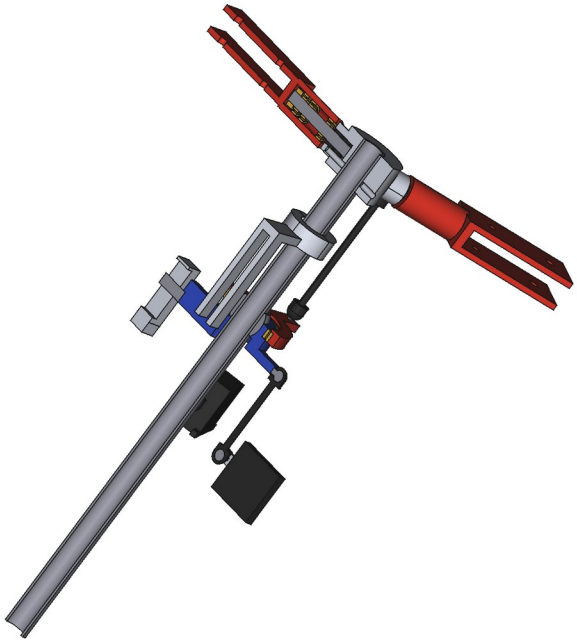


Рис. 11.1 — Разрез втулки и автомата перекоса

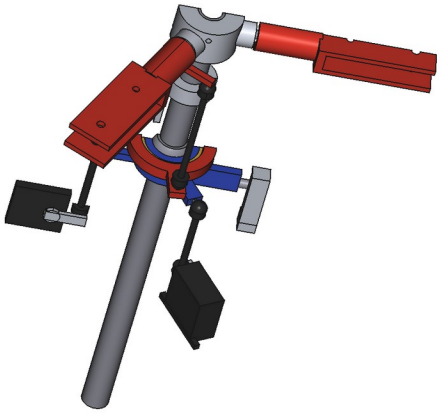


Рис. 11.2 — Разрез, изометрия

12. Прочность и подшипники

Проверки выполнены по номинальным напряжениям с коэффициентами динамичности (указаны в комментариях). Ресурс подшипников — по ГОСТ 18855 / ISO 281 [19] с упрощённым учётом качательного движения; это грубая оценка, нагрузки качания требуют уточнения.

Таблица 12.1 — Запасы прочности и ресурс

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
mast	Ø20×2 сталь 30ХГСА (σт≥835)		ПРИНЯТО	
mast_seq	244,181	МПа	РАСЧЁТ	экв. (кручение ×1.8 + момент втулки)
SF_mast	3,420		РАСЧЁТ	
SF_blade_bolt	7,583		РАСЧЁТ	М6 кл.12.9, 2 среза, нагр. CF×3
SF_spindle	8,460		РАСЧЁТ	шпиндель Ø8, CF×3
SF_horn	13,111		РАСЧЁТ	рычаг 8×5 мм 7075-Т6, вылет 10 мм, F×2
thrust_bearing_L10h	25515,607	ч	РАСЧЁТ	упорный F8-16M (Ca≈7.6 кН ПРИНЯТО), экв. колебат. ×10 [ISO 281]
swash_bearing_L10h	82532,244	ч	РАСЧЁТ	6808-2RS (C≈4.0 кН ПРИНЯТО, сверить с каталогом)

13. Массовая сводка

Таблица 13.1 — Масса (все позиции ОЦЕНКА/ПРИНЯТО; цель 13,3 кг [15])

Позиция	Масса, кг
Батарея Li-ion 14S6P (84×21700 + шины, корпус)	6,150
Мотор ГТС (класс Scorpion HKIII-5040, кастом Kv)	0,840
ESC ГТС 14S 200A	0,300
Редуктор 2-ступ. 25.5:1 + корпус	0,700
Мачта, втулка, держатели, автомат перекоса	0,620
Лопасти НВ 3×1400 мм (углепластик)	1,200
Сервоприводы 3×CCPM	0,210
Рама (углепластик. щёки, алюм. стойки)	0,800
Хвостовая балка (CFRP труба Ø50)	0,550
Хвостовой мотор + ESC + винт + кронштейн	0,400
Кабели силовые (вдоль балки и ГТС)	0,280
Шасси (CFRP трубы, пяты)	0,450
Авионика: ПК, GNSS×2, Remote ID, приёмник, телеметрия, BEC	0,350
Замок груза / подвес	0,150
Крепёж, разное	0,150
ИТОГО	13,15

14. 3D-модель и чертежи

Модель параметрическая: размеры заданы в src/heli_geom.py (словарь P, мм) и могут переопределяться model/params.json; сборки собираются скриптом src/build_model.py во FreeCAD 1.0 с цветами по материалам. В SWASHPLATE_detail.FCStd — группы для трёх положений и таблица «Параметры». Экспорт STEP выполнен для АП (нейтраль) и всего аппарата.

Таблица 14.1 — Состав модели и чертежей

Файл	Содержание
model/SWASHPLATE_detail.FCStd	АП + втулка, 3 положения, таблица параметров
model/SWASHPLATE_detail_neutral.step	STEP для ЧПУ/CAM (Inventor импортирует)
model/SWASHPLATE_exploded.FCStd	разнесённый вид
model/KATANA_like_full.FCStd / .step	весь аппарат
model/kinematics_interference.json	углы и результаты проверки
drawings/AVIDrone_like_drawings_A3.pdf	14 листов А3: ВО, КС, СБ, спецификации, 8 деталей, хвост. узел
drawings/*.dxf	те же листы в DXF

Чертежи получены проекцией тел модели (TechDraw.projectEx: видимые и невидимые линии) и оформлены в рамке А3 с основной надписью по ГОСТ 2.104 (упрощённая форма 1) [19]. Указаны габаритные размеры, посадки и технические требования; полная простановка размеров для ЧПУ не выполнена — для CAM использовать STEP.

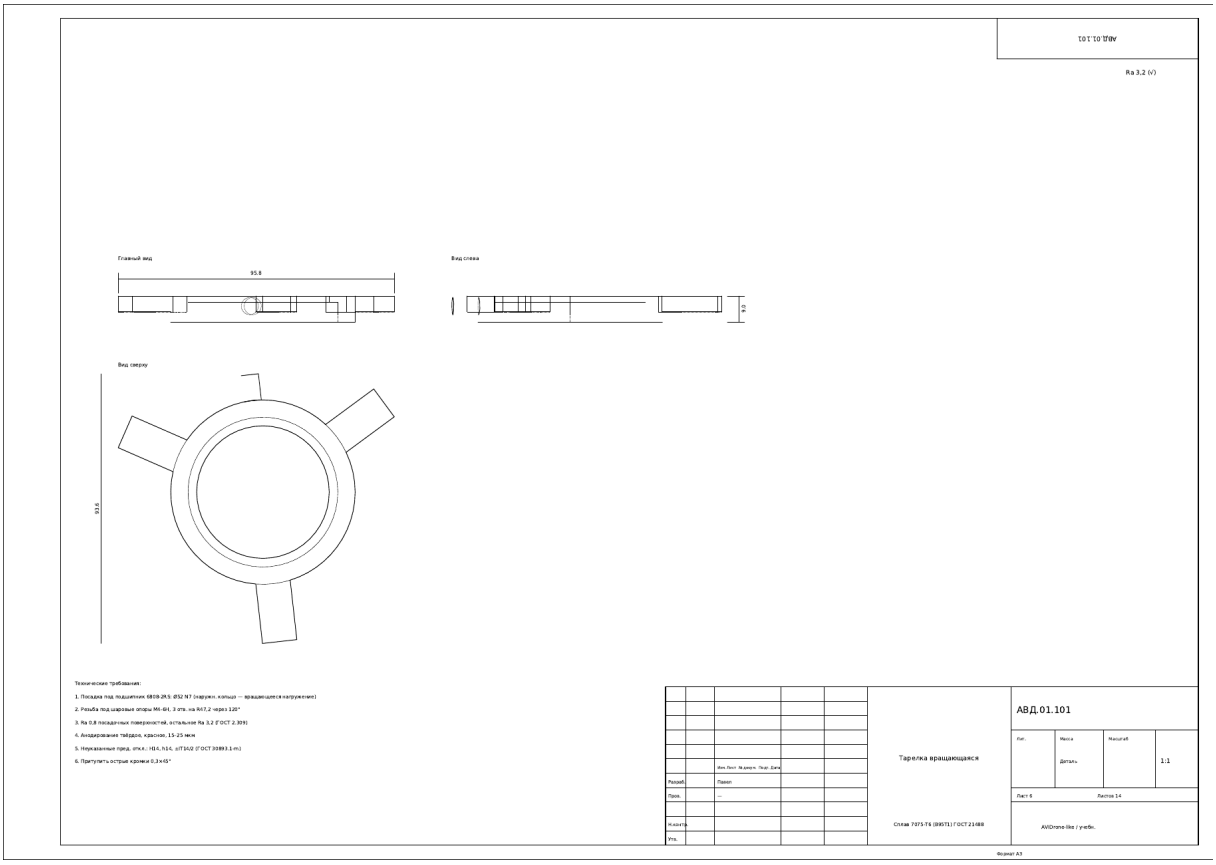


Рис. 14.1 — Пример листа: тарелка вращающаяся АВД.01.101

15. Ограничения, нерешённые вопросы, решения за Павлом

- Трактовка «1400 mm» как длины лопасти (D = 3,1 м) — ПРИНЯТО; при D = 1,4 м проект не реализуем при массе 64 кг (нагрузка на диск ×4,9).
- Энергия — главное ограничение: профиль 8 м/с не проходит (запас 0,88); нужны скорости 15–19 м/с или АКБ большей удельной энергии.
- Конкретная ячейка 21700 не подтверждена (принят класс 5 А·ч / 18 Вт·ч).
- Мотор НВ Kv≈420 — нестандартная намотка; выбрать серийный мотор и пересчитать i.
- ХВ: фиксированный шаг (выбрано) — подтвердить полосу рыскания на испытаниях; вариант Б с изм. шагом — резерв.
- Жёсткости лопасти EI, GJ и модуль CFRP балки — ПРИНЯТО, нужны данные поставщика или испытания.
- Чертежи: габаритные размеры, посадки, ТТ; полная простановка размеров и допусков формы — не выполнена.
- Расчёт ресурса подшипников и усталости (мачта, держатели) — оценочный, требуется уточнение по спектру нагрузок.

16. Литература

Все источники проверены 26.10.2026 (существование, библиографические данные, доступность URL). Открытые PDF сложены в docs/literature/.

[1] Leishman J.G. Principles of Helicopter Aerodynamics. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2006. 826 p. ISBN 978-0-521-85860-1. URL: https://www.cambridge.org/9780521858601. — Использовано: Импульсная теория, BEMT, FM, Ct/σ, κ, мощность в горизонт. полёте (раздел 3, 4 расчёта).

[2] Johnson W. Rotorcraft Aeromechanics. Cambridge: Cambridge University Press, 2013. 927 p. ISBN 978-1-107-02807-4. URL: https://doi.org/10.1017/CBO9781139235655. — Использовано: Маховое движение, частоты лопасти (вентиляторная диаграмма), кинематика АП.

[3] Abbott I.H., von Doenhoff A.E., Stivers L.S. Summary of Airfoil Data. NACA Report No. 824, 1945. URL: https://ntrs.nasa.gov/citations/19930090976. — Использовано: Характеристики NACA 0012 (Cl_α, Cd0). PDF 22 МБ — не включён в архив.

[4] Миль М.Л., Некрасов А.В., Браверман А.С., Гродко Л.Н., Лейканд М.А. Вертолёты. Расчёт и проектирование. Т. 1. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1966. 455 с. (англ. пер.: NASA TT F-494, 1967). URL: https://archive.org/details/nasa_techdoc_19670028324. — Использовано: Классическая методика расчёта НВ, коэффициенты концевых потерь и профильной мощности; сверка с [1].

[5] Браверман А.С., Вайнтруб А.П. Динамика вертолёта. Предельные режимы полёта. М.: Машиностроение, 1988. 280 с. URL: (библиогр. запись подтверждена: Научный вестник МГТУ ГА, https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/2399). — Использовано: Предельные режимы, запас по тяге рулевого винта, вихревое кольцо ХВ (обоснование запаса 60%).

[6] Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полёта вертолётов. М.: Транспорт, 1988. 342 с. URL: (библиогр. запись подтверждена там же). — Использовано: Учебная методика импульсной теории, балансировка и путевое управление одновинтовой схемы.

[7] Рыбкин П.Н. Математическая модель автомата перекоса и систем управления // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 173. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/matematicheskaya-model-avtomata-perekosa-i-sistem-upravleniya. — Использовано: Кинематика автомата перекоса, связь ходов сервоприводов с шагом лопастей (раздел 7). PDF: literature/Rybkin_avtomat_perekosa.pdf

[8] Бугаёва А.Н. Анализ работы автомата перекоса вертолёта // Сб. трудов конф. ТПУ, 2019. С. 8–9. URL: https://earchive.tpu.ru/bitstream/11683/56968/1/conference_tpu-2019-C45_p8-9.pdf. — Использовано: Описание принципа работы АП, схема тарелок. PDF: literature/TPU_Bugaeva_2019_avtomat_perekosa.pdf

[9] Свердлов С.З. Выбор оптимального аккумулятора для многороторного беспилотного вертолёта (мультикоптера) // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 5. DOI 10.18698/2308-6033-2017-5-1616. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/vybor-optimalnogo-akkumulyatora-dlya-mnogorotornogo-bespilotnogo-vertoleta-multikoptera. — Использовано: Оптимальная относит. масса АКБ 0,36–0,90; сравнение с нашим 0,46 (АКБ/пустой аппарат). PDF в literature/.

[10] Мясников М.И., Ильин И.Р. Математическая модель для расчёта лётно-технических характеристик электрических винтокрылых летательных аппаратов для целей городской аэромобильности // Научный вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 4. С. 93–111. DOI 10.26467/2079-0619-2023-26-4-93-111. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/matematicheskaya-model-dlya-rascheta-letno-tehnicheskih-harakteristik-elektricheskih-vintokrylyh-letatelnyh-apparatov-dlya-tseley. — Использовано: Структура энергетического расчёта электрического ВКЛА (КПД цепи, профиль полёта). PDF в literature/.

[11] Оценка времени полёта электрического беспилотного вертолёта… // Электронная библиотека МГТУ им. Н.Э. Баумана, ресурс 88019. URL: https://library.bmstu.ru/DigitalResources/Download/88019. — Использовано: Оценка продолжительности висения от энергии АКБ — сверка с разделом 5. (скачанный файл повреждён — только ссылка).

[12] Леонтьев В.А., Крымский В.С., Игнаткин Ю.М., Макеев П.В. Расчётно-экспериментальные исследования характеристик рулевого винта при вращении вертолёта вокруг вертикальной оси // Труды МАИ. 2017. № 93. URL: https://www.trudymai.ru/upload/iblock/75b/leontev_krymskiy_ignatkin_makeev_rus.pdf. — Использовано: Характеристики рулевого винта при вращении по рысканию; обоснование запаса тяги ХВ (раздел 6).

[13] Kitaplioglu C. Analysis of Small-Scale Rotor Hover Performance Data. NASA TM-102271. Moffett Field: NASA Ames, March 1990. URL: https://ntrs.nasa.gov/citations/19900011009. — Использовано: Экспериментальные FM малых роторов — проверка реалистичности FM≈0,71. PDF в literature/.

[14] Young L.A., Aiken E.W., Johnson J.L., Demblewski R., Andrews J., Klem J. New Concepts and Perspectives on Micro-Rotorcraft and Small Autonomous Rotary-Wing Vehicles. AIAA, 2002 (NASA Ames). URL: https://ntrs.nasa.gov/citations/20020044432. — Использовано: Особенности малых винтокрылых БЛА, низкие Re. PDF в literature/.

[15] DARPA. Lift Challenge: About; Competitors; DLC-1 Rules; Course details. 2026. URL: https://www.darpa.mil/research/challenges/lift/about ; https://www.darpa.mil/sites/default/files/attachment/2026-09/darpa-dlc-1-rules.pdf. — Использовано: ФАКТЫ: правила, масса аппарата/груза, трасса. PDF правил в literature/.

[16] Новостные публикации о Katana: DroneXL (10.08.2026), DroneLife (01.09.2026), Defence Blog, Inside Unmanned Systems. URL: https://dronexl.co/2026/08/10/darpa-lift-challenge-results-avidrone/ ; https://dronelife.com/2026/09/01/avidrone-pushes-heavy-lift-drone-performance-toward-the-41-barrier/ ; https://defence-blog.com/katana-drone-maker-plans-new-version-after-darpa-win/ ; https://insideunmannedsystems.com/avidrones-katana-wins-darpa-lift-challenge-company-plans-commercialized-version/. — Использовано: ФАКТЫ: масса 13,3 кг, груз 51 кг, фото компоновки.

[17] Публикации поставщиков: Falcon Hobby (LinkedIn, 12.10.2026, «3-blade, 1,400mm main rotor»); Titan Batteries blog; AVIDrone LinkedIn. URL: https://titanbatteries.eu/blogs/titan-europe-news-blog/powering-champions-titan-batteries-takes-1st-place-at-darpa-lift-challenge-with-avidrone-aerospace. — Использовано: ФАКТЫ: число лопастей и размер ротора, поставщик АКБ.

[18] Scorpion Power System. HKIV-5035-500KV product page; Catalog V2.6. URL: https://www.scorpionsystem.com/catalog/helicopter/motors_4/hkiv-50/HKIV_5035_500/. — Использовано: Класс мотора НВ, массы/габариты (Ø62,2×69,2).

[19] ГОСТ 2.104-2006 ЕСКД. Основные надписи; ГОСТ 2.301-68 Форматы; ГОСТ 2.106-2019 Текстовые документы (спецификация); ГОСТ 2.309-73 Шероховатость; ГОСТ 25347-2013 (ISO 286) Посадки; ГОСТ 30893.1-2002 Общие допуски; ГОСТ 18855-2013 (ISO 281) Подшипники. Динамическая грузоподъёмность и ресурс. URL: https://protect.gost.ru (официальные тексты). — Использовано: Оформление чертежей, посадки, оценка ресурса подшипников.