ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ БЕСПИЛОТНЫЙ САМОЛЁТ AVION-50
грузоподъёмностью 50 кг
для аэрофотосъёмки и парашютного сброса грузов

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА
к эскизному проекту
АВН.00.000 ПЗ

Разработал: Павел (заказчик проекта), подготовка материалов — Grok Bot
2026

Условные обозначения статуса данных

Метка	Значение
ФАКТ	Данные из открытого источника (ссылка [n] или URL в research/)
ПРИНЯТО	Проектное допущение, принятое разработчиком; подлежит подтверждению
РАСЧЁТ	Вычислено скриптом src/calc_avion.py (воспроизводимо)
ОЦЕНКА	Инженерная оценка с неопределённостью ±10–30 %
ВЫБОР	Проектное решение из рассмотренных вариантов

Содержание

- 1. Назначение и область применения
- 2. Техническое задание (исходные требования)
- 3. Обзор аналогов
- 4. Концепция и компоновка
- 5. Масса и центровка
- 6. Аэродинамика
- 7. Силовая установка и энергетика
- 8. Лётные характеристики
- 9. Устойчивость и управляемость
- 10. Нагрузки и прочность конструкции
- 11. Материалы и технология CFRP
- 12. Комплектующие, поставщики, стоимость
- 13. Электросистема и авионика
- 14. Система сброса и парашют
- 15. Аэрофотосъёмка
- 16. 3D-модель, проверка интерференций
- 17. Испытания и безопасность
- 18. Нормативное регулирование (РФ, справочно FAA)
- 19. Риски
- 20. План работ и бюджет
- 21. Нерешённые вопросы
- Список литературы

1. Назначение и область применения

AVION-50 — беспилотный самолёт с электрической силовой установкой, предназначенный для (а) доставки и парашютного сброса грузов массой до 50 кг в труднодоступные районы (спасательное снаряжение, медикаменты, запчасти, продукты) и (б) аэрофотосъёмки/картографирования с постоянно установленной гиростабилизированной камерой. Конструкция — углепластиковая (CFRP), схема — высокоплан с двумя хвостовыми балками, Н-образным оперением и толкающим воздушным винтом в хвосте фюзеляжа.

Выбор электрической СУ даёт простоту обслуживания, отсутствие вибраций ДВС (важно для съёмки), низкий шум и отсутствие топлива на борту. Цена — ограниченная дальность: при текущем уровне Li-ion ячеек (≈230 Вт·ч/кг на уровне ячейки [17]) самолёт с 50 кг груза имеет радиус миссии порядка 45–80 км. Это ключевое ограничение проекта, оно раскрыто в разделах 7 и 19.

Документ относится к стадии эскизного проекта: все цифры получены расчётом по учебно-справочным методикам [1–10] и подлежат уточнению продувками, прочностными испытаниями и лётными испытаниями.

2. Техническое задание (исходные требования)

Таблица 2.1 — Исходные требования

Требование	Значение	Статус
Полезная нагрузка (сбрасываемый блок: груз + тара + парашют)	50 кг	ПРИНЯТО (из задания)
Материал планера	углепластик (CFRP)	задание
Схема	высокоплан, толкающий винт сзади	задание
Силовая установка	электрическая	задание
Задачи	аэрофотосъёмка + сброс на парашюте	задание
Радиус миссии с грузом	≥ 45 км (туда с грузом, обратно пустым)	ПРИНЯТО
Высота сброса	150 м AGL (мин. 50 м)	ПРИНЯТО
Взлёт/посадка	грунтовая ВПП ≤ 250 м	ПРИНЯТО
Скорость сваливания	≤ 21 м/с без закрылков	ПРИНЯТО
Расчётные перегрузки	n = +3,8 / −1,5, f = 1,5 (АП-23 норм. категория [13])	ПРИНЯТО
Скорость снижения груза	≤ 5,5 м/с	ПРИНЯТО

3. Обзор аналогов

Подробная таблица с URL — research/README_research.md. Сводка (данные производителей, дата обращения 26.10.2026):

Таблица 3.1 — Аналоги

Аппарат	Размах, м	MTOW, кг	Нагрузка, кг	СУ	Взлёт
Tekever AR5	7,3	180	50	2 ДВС	ВПП 200–300 м
Mugin GF500	5,0	80	25	ДВС, толкающий	ВПП
Mugin GV500	5,0	100	20	гибрид	VTOL

VTOL					
Penguin C	3,3	22,5–28	—	ДВС, толкающий, 2 балки	катапульта
Raybird-3	2,96	23	до 5	ДВС	катапульта
Орлан-10	3,1	18	5	ДВС, тянущий	катапульта
Puma 3 AE	2,8	7,1	1,8	электро	с руки
Albatross	3,0	10	—	электро	ВПП/катапульта
Great Shark 330	3,3	20	5	электро VTOL	VTOL
AVION-50 (проект)	6,03	121	50	электро 12 кВт	грунт 191 м

Вывод (ОЦЕНКА): серийных чисто электрических самолётных БЛА с нагрузкой 50 кг в открытых источниках не найдено. Ближайший по нагрузке AR5 тяжелее (180 кг) и использует ДВС. Двухбалочная схема с толкающим винтом и высокопланом подтверждена Mugin GF500 и Penguin C.

4. Концепция и компоновка

Компоновка (ВЫБОР): фюзеляж-гондола длиной 2,33 м, крыло-высокоплан размахом 6,03 м (центроплан + 2 консоли), две хвостовые балки Ø60 мм на расстоянии ±800 мм, H-образное оперение (стабилизатор между килями), толкающий винт Ø914 мм между балками за фюзеляжем. Носовая часть свободна — там установлена гиростабилизированная камера с беспрепятственным обзором. Грузовой отсек (x = 0,975…1,425 м от носа) находится под крылом, так что центр масс груза совпадает с центром масс самолёта, и сброс 50 кг смещает центровку лишь на несколько процентов САХ.

Взлёт и посадка — по-самолётному с грунтовой полосы на неубираемом трёхопорном шасси (основные стойки на балках, колея 1,6 м). Вариант VTOL (4 подъёмных винта на балках) рассмотрен и отклонён на этом этапе: он добавляет ≈15–20 кг массы, что при электрической СУ и 50 кг груза снижает дальность почти вдвое (ОЦЕНКА). Катапульта для 121 кг нереальна в полевых условиях.



Рис. 4.1 — Общий вид AVION-50 (рендер 3D-модели)



Рис. 4.2 — Компоновка: обшивка частично снята, видны лонжерон и нервюры

Таблица 4.1 — Основные геометрические и массовые параметры

Параметр	**Значение**	**Ед.**	**Статус**	**Комментарий / источник**
MTOW	121,042	кг	РАСЧЁТ	Взлётная масса = пустой с АКБ + 50 кг (итерация S↔масса)
m_empty	71,042	кг	РАСЧЁТ	Масса пустого с АКБ
payload_frac	0,413	—	РАСЧЁТ	Весовая отдача по грузу
S	3,026	м²	РАСЧЁТ	Площадь крыла = MTOW / (W/S)
b	6,026	м	РАСЧЁТ	Размах
AR	12,000	—	ПРИНЯТО	Удлинение 12: компромисс индуктивного сопротивления и массы лонжерона [1, гл.4.3], [6]
c_root	0,602	м	РАСЧЁТ	Хорда центроплана (прямоуг. до y=±0,80 м)
c_tip	0,331	м	РАСЧЁТ	Концевая хорда (λ=0,55 консоли)
MAC	0,518	м	РАСЧЁТ	САХ
WS	40,000	кг/м²	ПРИНЯТО	Нагрузка на крыло 40 кг/м² → Vs≈17–19 м/с для грунтовой ВПП 150–200 м [1, гл.5]
airfoil	Selig SD7062 (t/c 14%)	—	ПРИНЯТО	Сравнение 10 профилей NeuralFoil при Re≈9·10⁵ (calc/airfoil_compare.png): CLmax 1,69,

				CD≈0,0073 при CL 0,75; толщина 14% под лонжерон; координаты UIUC [8]

5. Масса и центровка

Масса планера оценена по статистическим зависимостям [1, табл. 15.2], [6], [7] и откорректирована по объёмам деталей 3D-модели (группы агрегатов); положения центров масс агрегатов взяты непосредственно из 3D-модели (model/model_check.json). АКБ подобрана по энергии миссии с итерацией «масса ↔ площадь крыла».

Таблица 5.1 — Сводка масс (ОЦЕНКА по [1],[6],[9] + 3D)

Агрегат	m, кг	x ЦМ, м
Крыло (CFRP сэндвич + лонжерон, закрылки, элероны)	7,72	1,212
Фюзеляж CFRP монокок + шпангоуты + люки	7,80	1,159
Хвостовые балки CFRP Ø60 ×2	2,60	1,873
Оперение Н-образное (ГО + 2 киля, рули)	1,43	3,091
Шасси трёхопорное неубирающееся (рессоры CFRP, колёса Ø200)	5,20	1,195
Электродвигатель 12 кВт класс (outrunner)	3,10	2,373
Регулятор ESC 24S 150 A + охлаждение	0,90	2,030
Воздушный винт 36×20" CFRP + кок + втулка	0,75	2,550
Пилон/моторама + шпангоут мотора	0,70	2,312
АКБ Li-ion 24S (с BMS, корпусом)	30,74	0,720
Авионика: автопилот, GNSS, телеметрия, СВЧ-линк	2,30	0,470
Сервоприводы (8 шт) + проводка + разъёмы	2,60	1,450
Грузовой отсек: створки, балка замка, сервозамок	1,90	1,211
Фотомодуль постоянный (гиростабилизатор, камера) — носовой обтекатель	2,40	0,185
Антенны, ПВД, огни, прочее	0,90	1,792
ИТОГО пустой	71,0	1,097
Груз (сбрасываемый блок)	50,0	1,20
ИТОГО взлётная	121,0	

Таблица 5.2 — Центровки (РАСЧЁТ, метод [9])

Случай	груз, кг	x груза, м	x ЦМ, м	ЦМ, % САХ	SM, % САХ
Пустой (без груза)	0	1,200	1,097	28,447	18,602
Груз 50 кг по центру	50	1,200	1,140	36,624	10,425
Груз 50 кг, ЦМ	50	1,100	1,098	28,653	18,396

+100 мм вперёд					
Груз 50 кг, ЦМ +100 мм назад	50	1,300	1,181	44,596	2,454
Груз 25 кг по центру	25	1,200	1,124	33,600	13,449

Нейтральная точка — 1,194 м от носа (47,0 % САХ). Запас статической устойчивости с грузом 10,4 % САХ, без груза — больше (см. табл. 5.2), что соответствует рекомендованному диапазону 5–15 % [1, 16.3]. Допустимое смещение ЦМ груза относительно центра отсека: -145 … +68 мм — это требование к упаковке груза в контейнер.

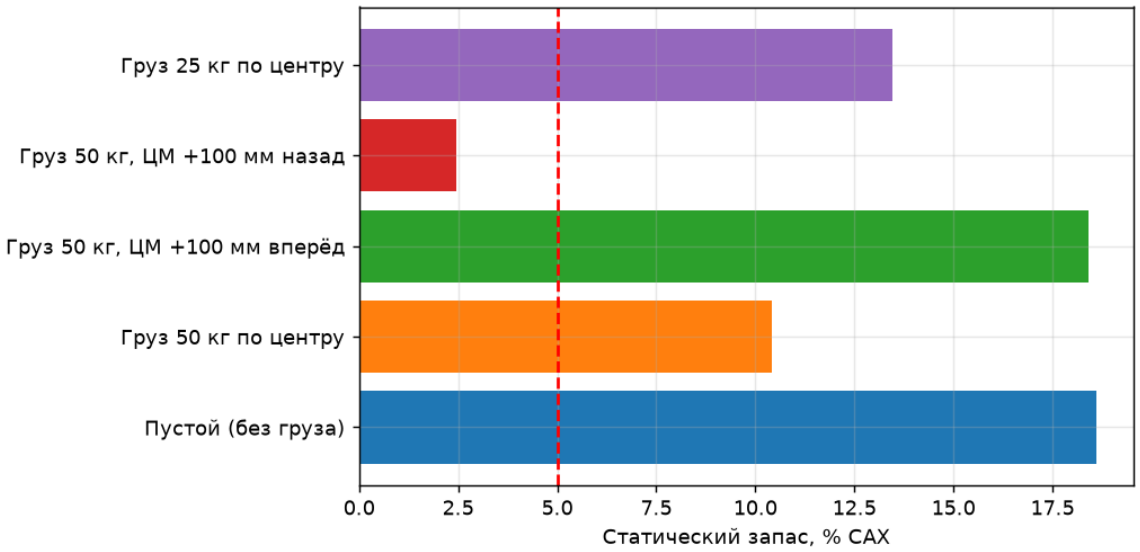


Рис. 5.1 — Центровка и запас устойчивости

6. Аэродинамика

Профиль крыла — SD7062 (14 %), выбран по сравнению нескольких низкорейнольдсовых профилей (рис. 6.2) при Re ≈ 958074: высокий cl max и плавный срыв, достаточная строительная высота для лонжерона. Поляры рассчитаны NeuralFoil [12], координаты — UIUC [8]. Производная CLα крыла+ГО — методом вихревой решётки (VLM, AeroSandbox [19]). CD0 — методом эквивалентного трения по смачиваемым площадям с формфакторами [1, гл. 12.5], включая шасси, балки и интерференцию. Коэффициент Освальда — по эмпирической формуле Raymer [1].

Таблица 6.1 — Аэродинамические характеристики

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
CD0	0,028	—	РАСЧЁТ	Компонентный метод Raymer гл.12 (Cf турб., FF, Q), V=27 м/с
e_Oswald	0,706	—	РАСЧЁТ	Raymer (12.48): e=1,78(1−0,045A^0,68)−0,64 [1]
K_ind	0,038	—	РАСЧЁТ	K=1/(πAe)
LD_max	15,430	—	РАСЧЁТ	Аэродин. качество макс. = 1/(2√(CD0·K))
CL_LDmax	0,862	—	РАСЧЁТ	
Re_cruise	958073,882	—	РАСЧЁТ	Re по САХ на 27 м/с
clmax_2d	1,690	—	РАСЧЁТ	NeuralFoil SD7062 [8, 19]
clmax_2d_flap	1,993	—	РАСЧЁТ	С щелевым-простым закрылком 20°, шарнир 72% хорды (NeuralFoil, ОЦЕНКА)
CLmax	1,521	—	РАСЧЁТ	Крыло без механизации: 0,9·cl_max (Raymer 12.15 для A>8)
CLmax_flap	1,676	—	РАСЧЁТ	С закрылками 20° на 62% размаха, Kλ=0,92 [1, гл.12.4]
CLalpha_VLM	5,606	1/рад	РАСЧЁТ	VLM AeroSandbox [19]: крыло+ГО, 0…6°

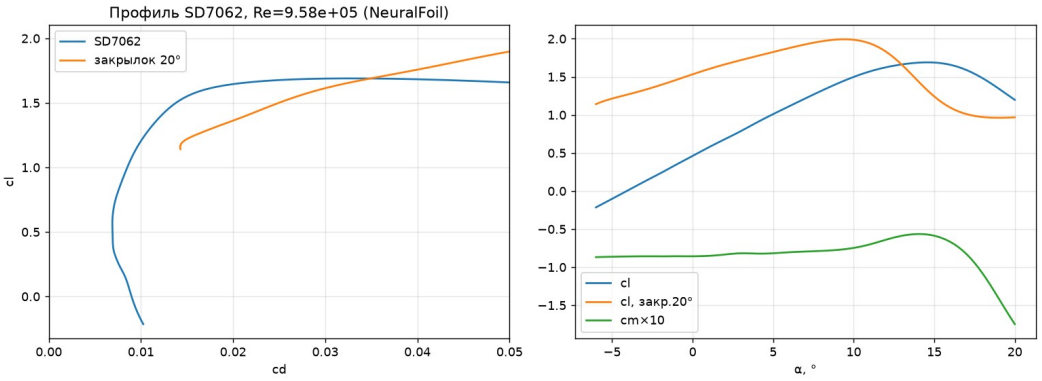


Рис. 6.1 — Профиль SD7062 и его поляра (NeuralFoil)

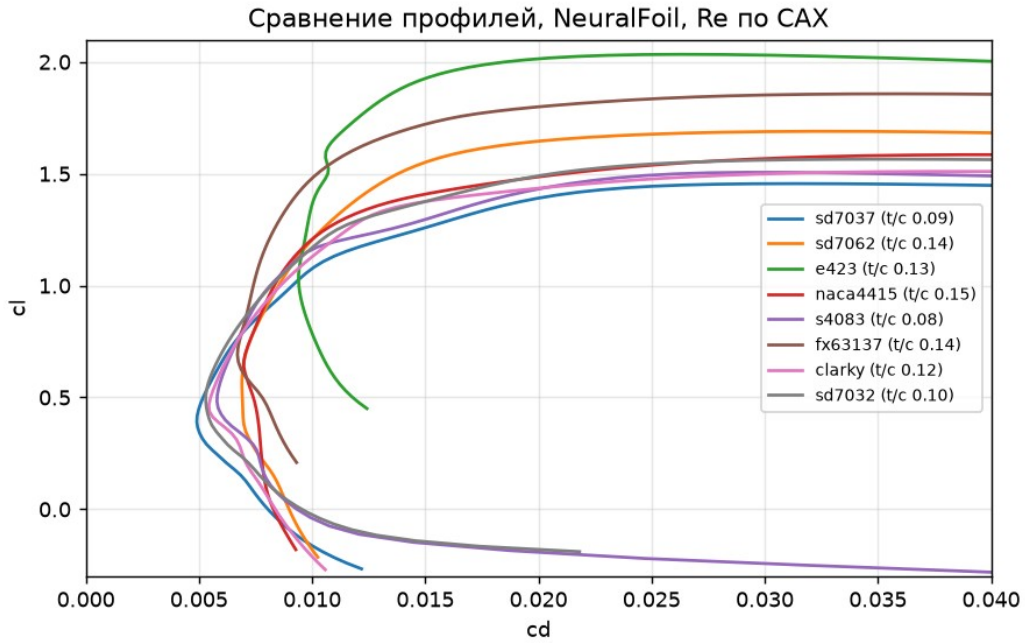


Рис. 6.2 — Сравнение кандидатных профилей

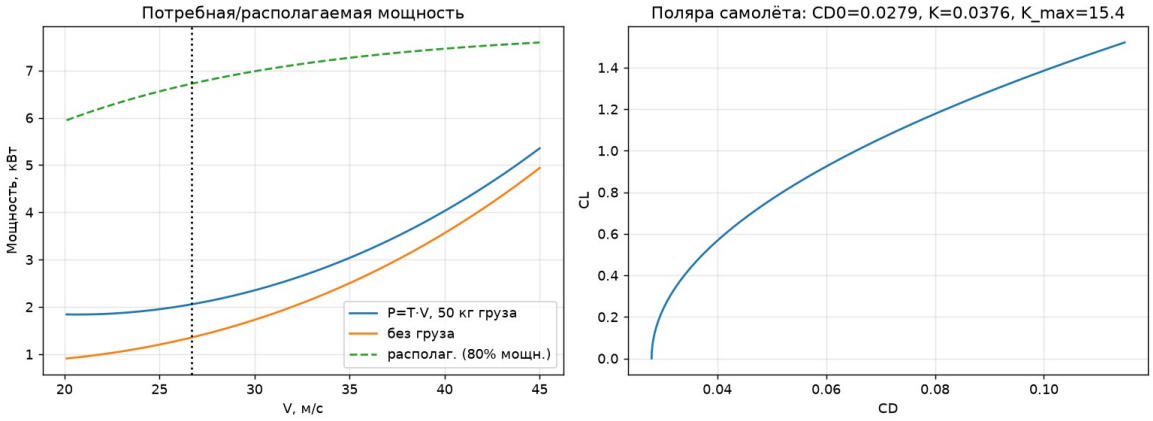


Рис. 6.3 — Поляра самолёта и потребная мощность от скорости

7. Силовая установка и энергетика

Электродвигатель — бесколлекторный outrunner класса 12 кВт (пиковая), питание 24S. Воздушный винт — 2-лопастной CFRP 36×20" (Ø0,914 м), выбран по балансу мощности $Cp(J)\cdot\rho n^3D^5 = P$ (методика McCormick [5]); статическая тяга 541 Н (тяговооружённость 0,46). Kv ≈ 52 об/мин/В.

АКБ: Li-ion 21700, ячейки класса Molicel P45B (4,5 А·ч, ≤70 г [17]), схема 24S15P = 360 ячеек, 6 Вт·ч, 30,7 кг с BMS и корпусом (коэффициент пакета 1,22 — ОЦЕНКА). Ток на ячейку при взлёте 2,44 С — в пределах паспортного.

Таблица 7.1 — Силовая установка и АКБ

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
cell	21700 класс 4,5 А·ч / 3,6 В (напр. Molicel P45B)	—	ОЦЕНКА	Ячейка 16,2 Вт·ч, 70 г (≈231 Вт·ч/кг) — по даташиту производителя [17]; уточнить партию
NS	24,000	S	ПРИНЯТО	24S: 86,4 В ном., 100,8 В макс.; токи ≤140 А при 12 кВт
NP	15,000	P	РАСЧЁТ	Минимальное число параллелей, при котором t≥95 мин (85% DoD) — цель ≥90 мин + запас
n_cells	360,000	шт	РАСЧЁТ	
E_bat	5,832	кВт·ч	РАСЧЁТ	Энергия АКБ (номинал)
m_bat	30,744	кг	РАСЧЁТ	Масса АКБ с BMS
e_pack	189,696	Вт·ч/кг	РАСЧЁТ	Удельная энергия пакета
D_prop	0,914	м	ПРИНЯТО	Винт 36×20" (Ø0,914 м, шаг 0,508 м), 2 лопасти, CFRP; зазор до балок 0,34 м на сторону
T_static	541,294	Н	РАСЧЁТ	Статическая тяга (актуатор-диск, ηv=0,83 ~ FM)
rpm_TO	3996,000	об/мин	РАСЧЁТ	Взлётные обороты; Vtip=191 м/с (M≈0.56)
rpm_cruise	3063,000	об/мин	ОЦЕНКА	Из баланса мощности $Cp(J)\cdot\rho n^3D^5=P$, Cp0=0,052, J0=0,80 (ОЦЕНКА по [5])
Kv	51,708	об/мин/В	РАСЧЁТ	Kv мотора: обороты взлёта / (24S×3,5 В под нагрузкой ×0,92)
I_TO	164,790	А	РАСЧЁТ	Ток АКБ на взлёте (24S, 3,4 В/яч под нагрузкой)
I_cruise	35,545	А	РАСЧЁТ	
P_shaft_max	12000,000	Вт	ПРИНЯТО	Макс. мощность на

				валу (взлёт ≤2 мин); класс мотора 12 кВт
eta_prop_cruise	0,781	—	РАСЧЁТ	КПД винта: идеальный (импульсная теория) × профильный 0,83 [5]

Таблица 7.2 — Энергобаланс расчётной миссии (РАСЧЁТ)

Этап	**E, Вт·ч**	**t, с**
Взлёт и набор 150 м	325	120
Полёт 45 км с грузом	1438	1685
Заход на сброс, круг 3 мин	154	180
Возврат 45 км без груза	939	1685
Заход и посадка, 5 мин ожидания	167	300

Запас энергии по миссии 1,64 (отношение доступной энергии к потребной, DoD 0,85). Максимальный радиус с возвратом пустым ≈ 82 км.

8. Лётные характеристики

Таблица 8.1 — Лётные характеристики (РАСЧЁТ по [1],[3])

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
V_stall	20,521	м/с	РАСЧЁТ	Скорость сваливания, без закрылков
V_stall_flap	19,546	м/с	РАСЧЁТ	Скорость сваливания, закрылки 20°
V_minP	20,736	м/с	РАСЧЁТ	Скорость наименьшей мощности (макс. продолжительность)
V_maxLD	27,240	м/с	РАСЧЁТ	Скорость макс. качества (макс. дальность в штиль)
V_cruise	26,700	м/с	ПРИНЯТО	Крейсерская = max(1,25·V_minP; 1,3·Vs) — запас по сваливанию в болтанку [1]
CL_cruise	0,898	—	РАСЧЁТ	
D_cruise	76,995	Н	РАСЧЁТ	Потребная тяга на крейсере
P_req_cruise	2055,758	Вт	РАСЧЁТ	Потребная (полезная) мощность T·V
P_el_cruise	3071,071	Вт	РАСЧЁТ	Электрич. мощность (ηмот 0,92, ηESC 0,97, ηпров 0,98) + 60 Вт авионика
t_cruise	96,850	мин	РАСЧЁТ	Время полёта на крейсере с грузом 50 кг (весь полёт с грузом — консервативно)
Range	155,153	км	РАСЧЁТ	Дальность в штиль на крейсере с грузом
V_max	51,679	м/с	РАСЧЁТ	Макс. горизонтальная скорость у земли, 80% мощности
ROC_0	3,939	м/с	РАСЧЁТ	Макс. скороподъёмность у земли на 80% мощности (продолжит.)
H_service	6000,000	м	РАСЧЁТ	Практический потолок (ROC=0,5 м/с), 80% мощности, МСА; электропривод — мощность не падает с высотой
H_service_note	≥6000 м — верхняя граница расчётной сетки; фактически ограничено температурой АКБ и правилами ИВП		ОЦЕНКА	
s_ground	92,190	м	РАСЧЁТ	Разбег (численное

				интегрирование, грунт μ=0,08, закрылки 20°)
s_TO15	190,574	м	РАСЧЁТ	Взлётная дистанция до h=15 м (Raymer гл.17)
V_LO	21,501	м/с	РАСЧЁТ	Скорость отрыва 1,1·Vs(закр.)
mu_ground	0,080	—	ПРИНЯТО	Грунт с короткой травой [1, табл.17.1]
V_app	25,410	м/с	РАСЧЁТ	Заход 1,3 Vs
s_land	286,377	м	ОЦЕНКА	Посадочная дистанция с 15 м: глиссада 5°, задержка 1,5 с, торможение 0,3g (колёс. тормоз основных стоек)
t_empty_endurance	158,458	мин	РАСЧЁТ	Продолжительность без груза (аэросъёмка на 0,9·Vcr)



Рис. 8.1 — Скороподъёмность по высоте

9. Устойчивость и управляемость

Продольная статическая устойчивость оценена по положению нейтральной точки (крыло + ГО с учётом скоса потока dε/dα и дестабилизирующего вклада фюзеляжа) [1, гл. 16], [10]. Коэффициенты статического момента оперения находятся в типичных для БЛА диапазонах (Vh ≈ 0,4–0,6, Vv ≈ 0,02–0,04 [1, табл. 6.4]). Балансировка на крейсерском режиме требует CL ГО, указанного в таблице, — без выхода на срыв ГО.

Таблица 9.1 — Устойчивость

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
CLa_wing	5,098	1/рад	РАСЧЁТ	DATCOM/Helmbold [1, 12.6]
x_LE	0,950	м	ПРИНЯТО	Передняя кромка крыла от носа
S_h	0,333	м²	РАСЧЁТ	ГО: 11% S (подбор под SM≈10–15% САХ с грузом)
b_h	1,900	м	ПРИНЯТО	Размах ГО (между балками 1,60 м + законцовки)
c_h	0,175	м	РАСЧЁТ	Хорда ГО
deps_da	0,270	—	РАСЧЁТ	Скос потока dε/dα=2CLα/(πA) [1, 16.3]
Cma_fus	0,208	1/рад	РАСЧЁТ	Фюзеляж, Raymer 16.25, Kf=0,012 (крыло на 40% длины)
x_NP	1,194	м	РАСЧЁТ	Нейтральная точка (от носа)
x_NP_MAC	47,049	% САХ	РАСЧЁТ	
V_h	0,429	—	РАСЧЁТ	Коэф. статич. момента ГО (типично 0,5–0,7 [1, табл.6.4])
S_v	0,227	м²	РАСЧЁТ	Два киля суммарно
V_v	0,026	—	РАСЧЁТ	Коэф. статич. момента ВО (типично 0,02–0,04 [1])
SM_design	10,425	% САХ	РАСЧЁТ	Статический запас с грузом по центру (норма 5–15% [1, 16.3])
Cm0_wing	-0,074	—	РАСЧЁТ	Cm_0 крыла (NeuralFoil ×0,9)
CL_h_trim	0,081	—	РАСЧЁТ	Балансировочный CL ГО на крейсере (отриц. — вниз); |CLh|<0,5 — допустимо

10. Нагрузки и прочность конструкции

Расчётные перегрузки n = +3,8 / -1,5, коэффициент безопасности f = 1,5 [13]. Перегрузка от вертикального порыва (формула Pratt, Ude = 15,24 м/с) — 3,35, меньше манёвренной, поэтому определяющим является манёвр. Крыло рассчитано как консольная балка с эллиптически-трапециевидным распределением подъёмной силы с разгрузкой от собственного веса; лонжерон — коробчатого сечения с полками из однонаправленной ленты T700S [16] и стенками ±45°.

Таблица 10.1 — Крыло и лонжерон

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
V_D	37,380	м/с	ПРИНЯТО	Расчётная предельная

				скорость 1,4·Vcr
V_A	40,004	м/с	РАСЧЁТ	Манёвренная скорость
n_gust	3,347	—	РАСЧЁТ	Порыв Ude=15,24 м/с на Vc (Pratt, АП-23.341) [13]; меньше 3,8 → определяет манёвр
M_root_ult	4161,721	Н·м	РАСЧЁТ	Расч. изгибающий момент в корне полукрыла (n=5,7, Шренк, разгрузка крылом)
Q_root_ult	3167,340	Н	РАСЧЁТ	Перерезывающая сила в корне
M_joint_ult	2039,898	Н·м	РАСЧЁТ	Момент в разъёме центроплан–консоль (y=0,80 м)
E_UD	115,000	ГПа	ОЦЕНКА	Модуль UD-полки (Vf 55%, лента 12K T700 инфузия) [16]
sigma_allow_c	520,000	МПа	ОЦЕНКА	Допускаемое сжатие UD с учётом ударного/влаги (B-база ×0,7 «knockdown») [16]
spar_cap_root	2,500	мм	РАСЧЁТ	Толщина полки в корне (10 слоёв UD по 0,25 мм), ширина 45 мм
spar_cap_joint	1,250	мм	РАСЧЁТ	Толщина полки в разъёме
spar_web	0,600	мм	РАСЧЁТ	Стенки ±45° (2 шт), корень
spar_h_root	77,003	мм	РАСЧЁТ	Строит. высота лонжерона в корне
EI_root	37275,569	Н·м²	РАСЧЁТ	Изгибная жёсткость лонжерона в корне
sigma_max_ult	515,266	МПа	РАСЧЁТ	Макс. напряжение в полке при расчётной нагрузке (≤520)
RF_spar	1,009	—	РАСЧЁТ	Резерв прочности полки при n_ult
tip_defl_1g	75,974	мм	РАСЧЁТ	Прогиб конца крыла, 1g
tip_defl_ult	433,051	мм	РАСЧЁТ	Прогиб при расчётной нагрузке (14.4% полуразмаха)
m_spar	1,543	кг	РАСЧЁТ	Масса лонжерона (оба полукрыла, без вклеек) — входит в массу крыла
joiner	труба CFRP Ø50×4, L=500 (250 в каждую сторону)		ПРИНЯТО	Соединение консоль–центроплан + 2 болта М6 (задний узел, кручение)
sigma_joiner	331,042	МПа	РАСЧЁТ	Напряжения в трубе-шпильке при n_ult (допуск. ~600 МПа для намотки ±15°)

F_wing_bolt	2058,771	Н	РАСЧЁТ	Растяжение на болт крепления крыла (фюзеляж+груз висят на крыле), 4 болта, неравномерность 1,3
RF_bolt_M8	17,280	—	РАСЧЁТ	Болт М8 кл.12.9: As=36,6 мм², Rp0,2=1080 МПа ×0,9
bearing_wing	32,168	МПа	РАСЧЁТ	Смятие во втулке (Al D16 Ø8, длина 8 мм) — допускаемое для CFRP ~400 МПа

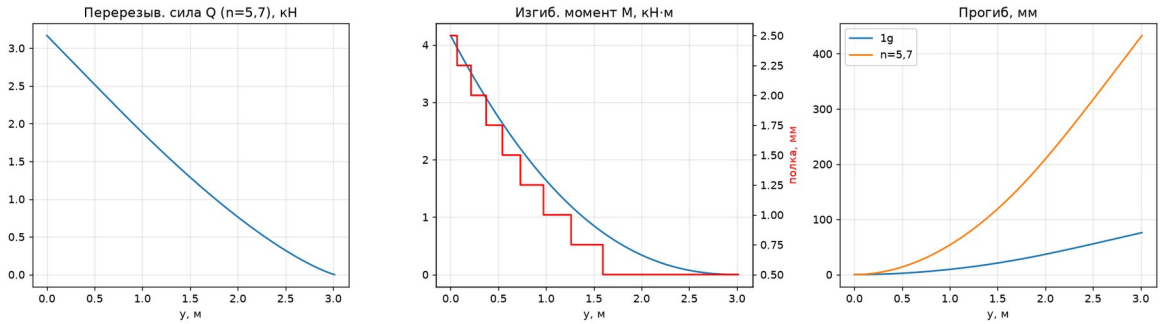


Рис. 10.1 — Распределение нагрузок и прогиб крыла

Таблица 10.2 — Хвостовые балки, моторама, шпангоуты, шасси

Параметр	**Значение**	**Ед.**	**Статус**	**Комментарий / источник**
boom	труба CFRP Ø60×1.5, L=2.30 м, [0/±45/0] намотка+UD		ПРИНЯТО	E_x≈90 ГПа (ОЦЕНКА)
boom_mass	2,016	кг	РАСЧЁТ	Масса двух балок (без узлов)
L_h_max	128,194	Н	РАСЧЁТ	Макс. нагрузка ГО на балку на V_D (CLh 0,9) — эксплуат.
M_boom_ult	500,609	Н·м	РАСЧЁТ	Расч. изгибающий момент в корне балки (вертик.+боков.)
sigma_boom	127,267	МПа	РАСЧЁТ	Напряжения изгиба (допуск. 400 МПа для [0/±45])
tau_boom	3,889	МПа	РАСЧЁТ	Касательные от кручения (киль, плечо 0,30 м)
f_boom	8,322	Гц	РАСЧЁТ	1-я изгибная частота балки с оперением
f_prop_1P	51,050	Гц	РАСЧЁТ	Частота вращения винта (крейсер); 2P = 102 Гц — отстройка ≥20% от f балки
boom_defl	48,953	мм	РАСЧЁТ	Прогиб конца балки при эксплуат. нагрузке ГО
M_gyro	13,109	Н·м	РАСЧЁТ	Гироскопический момент винта при

				ωтангажа 1 рад/с
F_motor_bolt	1405,834	Н	РАСЧЁТ	Макс. растяжение болта М5 (4 шт на R35) моторамы: тяга, вес×n, гироскоп, реакт. момент
RF_M5	9,091	—	РАСЧЁТ	Болт М5 кл.10.9 As=14,2 мм²
F_main_gear_ult	2670,795	Н	РАСЧЁТ	Расч. нагрузка на одну основную стойку (n_пос=3, k=1,5)
frame_W_req	1201,858	мм³	РАСЧЁТ	Потребный момент сопротивления узла шпангоута-рессоры (σ=400 МПа)

Замечание: коэффициент запаса лонжерона RF ≈ 1,0 — расчёт выполнен «впритык» и требует проверки МКЭ и статических испытаний консоли до разрушения (раздел 17). Допустимое напряжение сжатия UD взято с понижающим коэффициентом 0,7 на влагу/удар (ОЦЕНКА).

11. Материалы и технология CFRP

Таблица 11.1 — Материалы (ВЫБОР)

Агрегат	Материал / укладка	Технология
Обшивка крыла, фюзеляжа	2×200 г/м² ткань 0/90 + ПМИ 3 мм + 2×200 г/м² ±45	Матрица из стеклопластика по мастер-модели (ЧПУ), вакуумная инфузия/вакуумный мешок
Полки лонжерона	UD лента T700S 12K, ступенчатый сбег	Предварительно отверждённые ламели (pultrusion) или выкладка в оснастку
Стенки лонжерона	±45° 200 г/м² ×4 на ПМИ	Выкладка на пенопластовый сердечник
Балки хвостовые	труба Ø60×1,5, [0/±45/0]	Покупная намотанная/роллинговая труба
Шпангоуты	CFRP плита 4 мм [±45/0/90]s	Фрезеровка на ЧПУ алмазным инструментом
Рули, закрылки	2×200 г/м² + пена 3 мм	Формование в матрице
Узлы	Д16Т, 30ХГСА, 40Х	Мехобработка, анодирование

- Связующее: эпоксидное горячего отверждения (класс L285/ЭДТ-69Н) с постотверждением 60–80 °C — Tg выше эксплуатационной температуры обшивки на солнце (до 70 °C).
- Контроль: взвешивание деталей (±3 %), УЗ-дефектоскопия полок лонжерона, контрольные образцы-свидетели от каждой партии (прочность при изгибе, Vf).
- Склейка узлов: эпоксидный клей 2К конструкционный, подготовка поверхности — шлифовка Р120 + обезжиривание, отслаивающийся слой (peel ply).
- Механообработка CFRP: фрезы алмазные/с ромбической насечкой, пылеудаление (углепластиковая пыль токсична и электропроводна), подложки при сверлении против расслоения.
- Молниезащита/статическое электричество: медная сетка на законцовках и кок — ОЦЕНКА необходимости, при полётах в ПМУ можно не делать.

12. Комплектующие, поставщики, стоимость

Ниже указаны классы изделий. Конкретные модели и цены не подтверждены коммерческими предложениями — все цены являются ОЦЕНКОЙ порядка величины и должны быть уточнены запросами поставщикам (решение Павла).

Таблица 12.1 — Комплектующие и стоимость (ОЦЕНКА)

Позиция	Класс / требование	Кол.	Цена, тыс. руб. (ОЦЕНКА)
Ячейки Li-ion 21700 4,5 А·ч (класс P45B)	≥ 45 А длит., 70 г	360	250–400
BMS 24S, сборка АКБ, корпус	с балансировкой, CAN	1	60–120
Мотор outrunner 12 кВт, 24S	Kv ≈ 50–60	1	80–200
ESC 24S 150 А	с телеметрией	1	40–100
Винт CFRP 36×20"	толкающий	2	15–40
Автопилот + GNSS RTK	класс ArduPilot/PX4, резервирование	1	80–200

Радиолинк/телеметрия 50–100 км		1	100–300
Камера 61 Мп + гиростабилизатор	полнокадровая, 35 мм	1	400–900
Сервоприводы	25 кгс·см, металл. редуктор	9	40–90
Материалы CFRP (ткань, UD, смола, ПМИ)	на 1 планер + брак	—	250–450
Оснастка (мастер-модели, матрицы)	ЧПУ + стеклопластик	—	800–1500
Парашют Ø6,5 м + ранец	изготовление по заказу	3	90–200

13. Электросистема и авионика

- Силовая шина 24S (≈ 86–100 В) — мотор, ESC; отдельный понижающий DC/DC 12 В и 7,4 В (сервоприводы) с резервированием (2 источника + диодная развязка).
- Автопилот с резервированием IMU/барометра, 2 приёмника GNSS (RTK для точного сброса и фотограмметрии), ПВД, датчик тока/напряжения АКБ.
- Телеметрия + видеоканал; аварийный режим «возврат домой» при потере связи, «аварийный парашют самолёта» — опция (не входит в базовую массу).
- Проводка силовая AWG 8 (ОЦЕНКА по току 165 А), разъёмы с защитой от искры (антиискровые).
- Охлаждение ESC — воздухозаборник NACA (в 3D-модели), мотор охлаждается собственным потоком винта.

14. Система сброса груза и парашют

Сбрасываемый блок (50 кг) = груз + тара с амортизирующим дном + парашют в П-образном ранце, охватывающем контейнер. Блок подвешен на стальном кольце к крюку замка, установленному на балке замка (швеллер Д16Т) между двумя усиленными шпангоутами. Последовательность сброса: (1) открыть створки отсека (сервоприводы); (2) сервопривод замка поворачивает крюк — блок отделяется; (3) вытяжной фал, закреплённый на узле в задней части отсека, вскрывает ранец и вытягивает купол; (4) снижение со скоростью 5,5 м/с. Логика замка — «два независимых условия» (команда + подтверждение зоны по GNSS) против случайного сброса.

Таблица 14.1 — Парашют и сброс (РАСЧЁТ по [11], сверка с [14])

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник
v_descent	5,500	м/с	ПРИНЯТО	Скорость снижения у земли 5,5 м/с (≈прыжок с 1,5 м) — тара с амортизатором [11]
Cd_canopy	0,800	—	ПРИНЯТО	Купол плоский круглый (flat circular), CD0≈0,75–0,80 по S0 [11]
S0_canopy	33,080	м²	РАСЧЁТ	Площадь купола S0=2mg/(ρv²CD)
D0_canopy	6,490	м	РАСЧЁТ	Номинальный диаметр
N_lines	24,000	шт	ПРИНЯТО	Число строп = число клиньев (кратно 4)
L_lines	6,490	м	ПРИНЯТО	Длина строп Ls=1,0·D0 [11]
V_drop	26,700	м/с	ПРИНЯТО	Скорость сброса = крейсерская (возможно снижение до 1,3·Vs с закрылками)
F_open	6066,625	Н	ОЦЕНКА	Сила раскрытия: q·CD·S0·Cx(1,5)·X1(

				0,35) — конечная масса [11]
F_line_req	758,328	Н	РАСЧЁТ	Потребная прочность стропы (k=1,5×2,0 неравномерность/износ)
line_choice	Шнур Kevlar/Dyneema 2,0–2,5 мм, ≥ 1500 Н		ПРИНЯТО	≥ F_line_req с запасом
m_chute	2,673	кг	РАСЧЁТ	Масса купола (ткань 40 г/м² ×1,2) + стропы + звено
V_pack	5,940	л	РАСЧЁТ	Объём укладки (плотность 450 кг/м³)
drop_t_fall	26,090	с	РАСЧЁТ	Время спуска со 150 м (штиль)
drop_x_throw	49,879	м	РАСЧЁТ	Вынос по курсу в штиль (сброс 150 м)
drop_x_wind5	171,598	м	РАСЧЁТ	Вынос при попутном ветре 5 м/с
drop_x_head5	-73,397	м	РАСЧЁТ	Вынос при встречном ветре 5 м/с
h_drop_min	50,000	м	РАСЧЁТ	Мин. высота сброса (купол наполнен + ≥4 с установившегося спуска, vz≤1,1·5,5); рабочая 120–150 м AGL
v_land	5,485	м/с	РАСЧЁТ	Вертикальная скорость касания со 150 м
F_hook_ult	2794,895	Н	РАСЧЁТ	Расчётная нагрузка замка (n_ult=5,7)
F_servo_release	69,872	Н	РАСЧЁТ	Усилие на тяге серво для открытия (трение 0,15, рычаг 1:6)
servo_torque_req	16,026	кгс·см	РАСЧЁТ	Потребный момент сервопривода (плечо 15 мм, запас 1,5)

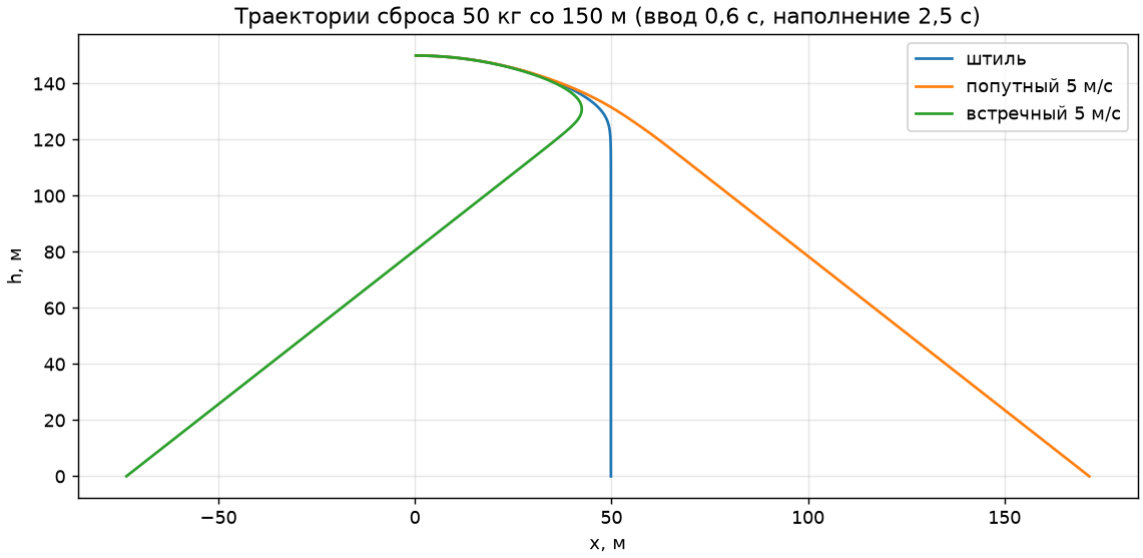


Рис. 14.1 — Траектория сбрасываемого блока



Рис. 14.2 — Сброс груза на парашюте (рендер)

15. Аэрофотосъёмка

Камера с полнокадровой матрицей 61 Мп и объективом 35 мм (класс) — в гиростабилизированном подвесе в носовом обтекателе с окном. Отсутствие ДВС исключает основную низкочастотную вибрацию; винт находится сзади и не попадает в кадр.

Таблица 15.1 — Параметры съёмки

Параметр	Значение	Ед.	Статус	Комментарий / источник

GSD_150	1,611	см/пкс	РАСЧЁТ	GSD на 150 м: H·p/f, полнокадр. 61 Мп, p=3,76 мкм, f=35 мм (класс Sony α7R IV — ОЦЕНКА)
GSD_300	3,223	см/пкс	РАСЧЁТ	GSD на 300 м: H·p/f, полнокадр. 61 Мп, p=3,76 мкм, f=35 мм (класс Sony α7R IV — ОЦЕНКА)
GSD_500	5,371	см/пкс	РАСЧЁТ	GSD на 500 м: H·p/f, полнокадр. 61 Мп, p=3,76 мкм, f=35 мм (класс Sony α7R IV — ОЦЕНКА)
swath_300	306,000	м	РАСЧЁТ	Ширина полосы на 300 м
t_exp_max	0,001	с	РАСЧЁТ	Макс. выдержка для смаза ≤0,5 GSD на 300 м
vib_req	≤0,5 g СКЗ в 20–200 Гц на подвесе; винт 1P≈51 Гц, 2P≈102 Гц		ПРИНЯТО	Демпферы подвеса с собственной частотой ≤ 1/√2·1P

16. 3D-модель и проверка интерференций

Параметрическая модель построена в FreeCAD (src/avion_geom.py, src/build_model.py): 105 деталей, экспорт STEP/FCStd (model/). Проверка пересечений тел: недопустимых пересечений — 0, допустимых (клеевые/болтовые соединения, вложенные детали) — 38. ЦМ агрегатов из модели переданы в расчёт центровки. Модели: AVION50_full (полёт), AVION50_drop (сброс), CARGO_BAY_exploded (разнесённый отсек).



Рис. 16.1 — Вид сбоку

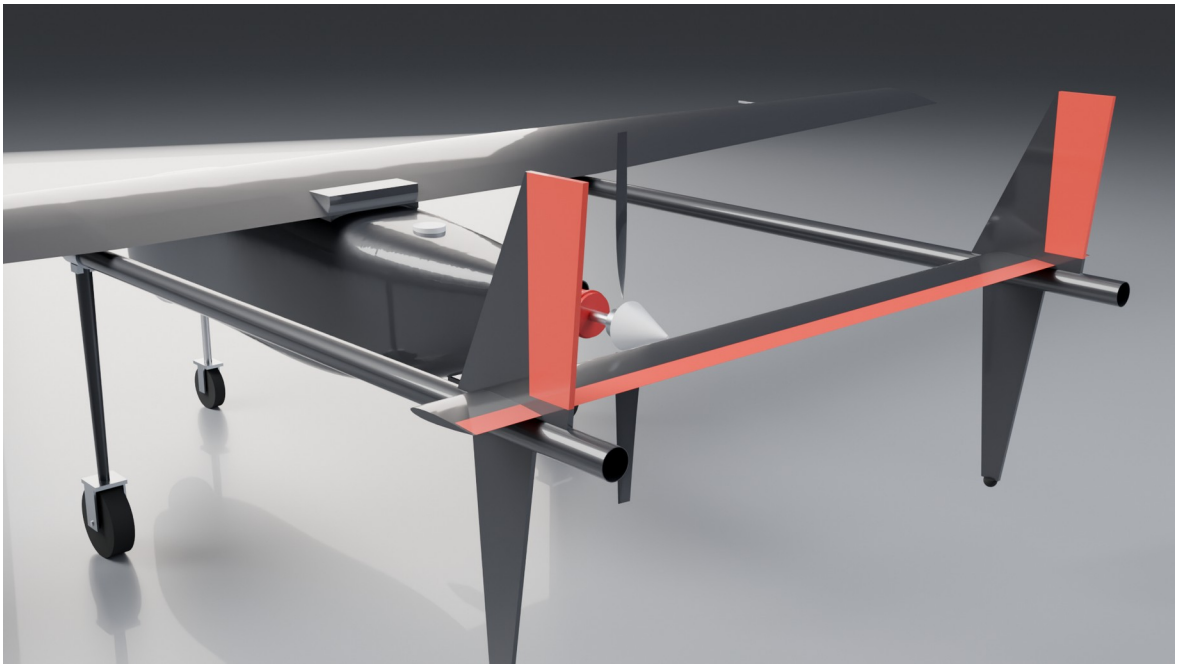


Рис. 16.2 — Толкающий винт и хвостовая часть

17. Испытания и безопасность

Таблица 17.1 — Программа испытаний (ПРИНЯТО)

Этап	Содержание	Критерий
1. Образцы CFRP	Растяжение/сжатие/сдвиг образцов-свидетелей	σ ≥ принятых в расчёте
2. Статические испытания консоли	Нагружение мешками до 1,0 эксплуатационной, затем до 1,5 (разрушающей) на отдельной консоли	Нет остаточной деформации при 1,0; разрушение не ранее 1,5
3. Стенд СУ	Тяга/ток/температура мотора, ESC, АКБ	Статическая тяга ≥ 0,9 расчётной
4. Испытание замка	5 циклов раскрытия под нагрузкой 1,5×; вибрация	100 % срабатывание
5. Сброс макета	Сброс 25 → 50 кг с вышки/автомобиля, затем с самолёта	Vсн ≤ 6 м/с, рассеивание
6. Рулёжки, подлёты	Пустой → с балластом 25 → 50 кг	—
7. Лётные испытания	Расширение диапазона: Vs, крейсер, энергия, сброс	Совпадение с расчётом ±10 %

- Полёты — только вне населённых пунктов, в закрытой зоне/по разрешению; зона сброса оцеплена (радиус ≥ 2× рассеивания).
- Обращение с Li-ion АКБ 5,8 кВт·ч: хранение в огнестойком ящике, заряд под наблюдением, пожаротушение класса D/песок.
- Предполётный чек-лист: ЦМ, крепление груза, проверка замка «на земле» с нагрузкой, отказобезопасный режим.
- Обучение внешнего пилота, наличие права управления БВС.

18. Нормативное регулирование

Российская Федерация. Максимальная взлётная масса AVION-50 ≈ 121 кг, т.е. более 30 кг. Поэтому порядок учёта по ПП РФ № 658 [18] (действующий для БВС 0,15–30 кг) на него не распространяется: БВС массой более 30 кг подлежит государственной регистрации в Государственном реестре гражданских воздушных судов (ВК РФ, ст. 33 [15]), а допуск к эксплуатации требует сертификата лётной годности (ВК РФ, ст. 36 [15]), выдаваемого Росавиацией по результатам оценки соответствия. Полёты выполняются по Федеральным правилам использования воздушного пространства [20] (план полёта, разрешение на ИВП, ограничения в районах аэродромов). Для коммерческого применения потребуется также сертификат эксплуатанта/допуск по соответствующим ФАП — конкретный перечень документов надо уточнить в Росавиации к моменту испытаний (законодательство активно меняется).

Для сброса грузов дополнительно требуется согласование зоны сброса и меры по исключению вреда третьим лицам. Нормы лётной годности АП-23 [13] использованы как методическая база по нагрузкам; прямое применение АП-23 к БВС не обязательно.

США (справочно). Правила 14 CFR Part 107 [21] распространяются на малые БВС массой менее 55 фунтов (≈25 кг); AVION-50 под них не подпадает и потребовал бы иного порядка (exemption/сертификация).

19. Риски

Таблица 19.1 — Риски (ОЦЕНКА)

Риск	Вероятн.	Последствие	Мера
Масса планера выше оценки на 10–15 %	средн.	Дальность −15…20 %	Весовой контроль, облегчение шасси, уменьшение груза
Лонжерон RF≈1,0	средн.	Переделка крыла	МКЭ, испытания, +1 слой UD (+0,3 кг)
Тепловой режим АКБ/ESC	средн.	Ограничение мощности	Обдув, датчики T, ограничение тока
Отказ замка/парашюта	низк.	Потеря груза, ущерб	Резервирование, испытания, зона сброса
Срыв на посадке с 121 кг	средн.	Поломка шасси	Закрылки 20°, обучение, автопосадка
Регуляторные сроки	высок.	Задержка эксплуатации	Ранний контакт с Росавиацией
Доступность ячеек/моторов	средн.	Срыв сроков	2 альтернативных поставщика

20. План работ и бюджет

Таблица 20.1 — План и бюджет

Этап	Срок, мес.	Бюджет, тыс. руб. (ОЦЕНКА)
Эскизный проект (настоящий)	—	—
Технический проект: МКЭ, продувка/CFD, рабочие чертежи	2–3	300–600
Оснастка (мастер-модели, матрицы)	2	800–1500
Изготовление прототипа №1 + стенд СУ	3	1500–2500
Наземные и статические испытания	1–2	200–400
Лётные испытания, отработка сброса	2–3	300–700
Документация, регистрация, СЛГ	параллельно	200–500
ИТОГО	10–13	3300–6200

21. Нерешённые вопросы (требуют решения Павла)

- Подтвердить, что 50 кг — это весь сбрасываемый блок (груз+тара+парашют), а не «чистый» груз. Если чистый груз 50 кг, MTOW вырастет примерно до 130 кг.
- Требуемый радиус: 45 км с запасом по энергии или больше (тогда — уменьшить груз или рассмотреть гибридную СУ).
- Тип взлёта: грунтовая ВПП (принято) или VTOL (+15–20 кг).
- Выбор конкретных покупных изделий и запрос цен; выбор производителя парашюта.

- Статус эксплуатации: экспериментальный образец / серийное применение — определяет объём сертификации.

Список литературы

[1] Raymer D.P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. 6th ed. Reston: AIAA, 2018. 1062 p. ISBN 978-1-62410-490-9. DOI 10.2514/4.104909. URL: https://arc.aiaa.org/doi/book/10.2514/4.104909 — Оценка масс, CD0 (метод эквивалентного трения), e Освальда, нагрузки от порывов, запас устойчивости (разделы 3–9).

[2] Torenbeek E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Delft University Press / Kluwer, 1982. DOI 10.1007/978-94-017-3202-4. URL: https://doi.org/10.1007/978-94-017-3202-4 — Компоновка, нагрузка на крыло, выбор схемы оперения, проверка взлётной дистанции.

[3] Anderson J.D. Aircraft Performance and Design. Boston: McGraw-Hill, 1999. ISBN 0-07-001971-1. URL: https://www.mheducation.com (каталог издателя) — Лётные характеристики: потребная мощность, скороподъёмность, потолок, взлёт.

[4] Abbott I.H., von Doenhoff A.E. Theory of Wing Sections. New York: Dover, 1959. ISBN 0-486-60586-8. URL: https://store.doverpublications.com/0486605868.html — Теория профилей, сравнение профилей, NACA 0010 оперения.

[5] McCormick B.W. Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics. 2nd ed. New York: Wiley, 1995. ISBN 0-471-57506-2. URL: https://www.wiley.com (каталог издателя) — Теория воздушного винта, КПД винта, расчёт тяги.

[6] Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолётов: учебник для вузов / под ред. С.М. Егера. 3-е изд. М.: Машиностроение, 1983. 616 с. URL: https://library.bmstu.ru/Catalog/Details/194939 — Весовое уравнение, относительные массы, выбор параметров крыла и оперения.

[7] Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование лёгких самолётов. М.: Машиностроение, 1978. 208 с. URL: http://airspot.ru/library/book/badyagin-a-a-muhamedov-f-a-proektirovanie-legkih-samoletov — Эскизное проектирование лёгкого самолёта: масса, аэродинамика, лётные характеристики.

[8] Selig M. UIUC Airfoil Coordinates Database (SD7062 и др.). University of Illinois at Urbana-Champaign. URL: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html — Координаты профиля SD7062 (через библиотеку AeroSandbox).

[9] Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолётов. Т. 1. М.: Машиностроение, 1977. 343 с. URL: https://vufind.lib.tpu.ru/vufind/Record/356539 — Весовой расчёт и расчёт центровки (сводка масс и моментов, раздел 9).

[10] Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1973. 616 с. URL: https://vufind.lib.tpu.ru/vufind/Record/86637 — Продольная статическая устойчивость, балансировка БЛА.

[11] Knacke T.W. Parachute Recovery Systems Design Manual. NWC TP 6575. China Lake: Naval Weapons Center, 1991. 511 p. DTIC ADA247666. URL: https://archive.org/details/DTIC_ADA247666 — Cd купола, площадь, сила раскрытия, масса парашюта. PDF: docs/literature/Knacke_NWC_TP_6575_1991.pdf (20 МБ, в архив сайта не включён).

[12] Sharpe P., Hansman R.J. NeuralFoil: An Airfoil Aerodynamics Analysis Tool Using Physics-Informed Machine Learning. arXiv:2503.16323, 2025. URL: https://arxiv.org/abs/2503.16323 — Поляры профиля (cl, cd, cm) при Re крейсерского полёта. PDF в literature/.

[13] Авиационные правила. Часть 23. Нормы лётной годности гражданских лёгких самолётов (АП-23). МАК, 4-е изд. с поправками 23-1…23-5, 2014. URL: https://aviatp.ru/files/legalcom/FAP-23/AP-23%20(MAK).pdf — Расчётные перегрузки (n+3,8 / −1,5 — категория нормальная), коэффициент безопасности 1,5, нагрузки от порывов. PDF в literature/.

[14] Белов Д.В., Андреев С.А. Расчёт координат расположения беспилотных летательных средств при сбрасывании грузов сельскохозяйственного назначения // Агроинженерия. 2024. № 4. С. 68–74. DOI 10.26897/2687-1149-2024-4-68-74. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/raschet-koordinat-raspolozheniya-bespilotnyh-letatelnyh-sredstv-pri-sbrasyvanii-gruzov-selskohozyaystvennogo-naznacheniya — Модель падения груза с квадратичным сопротивлением, алгоритм момента сброса — сверка с разделом 15. PDF в literature/.

[15] Воздушный кодекс Российской Федерации от 19.03.1997 № 60-ФЗ (ст. 33, 36). URL: https://www.consultant.ru/document/cons_doc_LAW_13744/ — Регистрация БВС > 30 кг в Госреестре, сертификат лётной годности.

[16] Toray Composite Materials America. TORAYCA T700S Data Sheet (прочность 4900 МПа, модуль 230 ГПа). URL: https://www.toraycma.com/wp-content/uploads/T700S-Data-Sheet.pdf — Свойства волокна для расчёта полок лонжерона (с понижающими коэффициентами). PDF в literature/.

[17] Molicel. INR-21700-P45B Product Data Sheet, rev. 1.4. URL: https://www.molicel.com/product/inr-21700-p45b/ — Ёмкость 4,5 А·ч, масса ≤70 г — основа расчёта АКБ. PDF в literature/.

[18] Постановление Правительства РФ от 25.05.2019 № 658 (ред. от 02.02.2026) «Об утверждении Правил государственного учёта беспилотных гражданских воздушных судов…». URL: http://publication.pravo.gov.ru/document/0001201905300028 — Учёт БВС 0,15–30 кг (на AVION-50 с MTOW 121 кг не распространяется — нужна регистрация).

[19] Sharpe P. AeroSandbox: A Differentiable Framework for Aircraft Design Optimization (ПО, версия 4.2.10). URL: https://github.com/peterdsharpe/AeroSandbox — VLM-расчёт производной CLα крыла, база профилей.

[20] Федеральные правила использования воздушного пространства РФ (ПП РФ от 11.03.2010 № 138; изм. ПП от 29.03.2024 № 393). URL: https://rostransnadzor.gov.ru/news/9205 — Порядок полётов БВС, план полёта, ограничения.

[21] 14 CFR Part 107 — Small Unmanned Aircraft Systems (eCFR), FAA. URL: https://www.ecfr.gov/current/title-14/chapter-I/subchapter-F/part-107 — Справочно: Part 107 — для БВС < 55 lb (≈25 кг); AVION-50 вне Part 107.

[22] Производители аналогов: Mugin, Tekever (AR5 datasheet 2025), Edge Autonomy Penguin C datasheet, Applied Aeronautics Albatross datasheet, Skyeton, AeroVironment, Foxtech. URL: см. research/README_research.md — Таблица аналогов (ФАКТЫ по паспортам). PDF-паспорта в literature/.