

ОПТИМИЗАЦИЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ РЕСУРСОВ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЕТНОГО ТИПА С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ

Джексембаева А., Гостев А.В.

МАИ (НИУ), Москва, Россия

aminajexembayeva@mail.ru, aleksgostev@yandex.ru

Аннотация. В данной статье рассматривается возможность снижения массы и энергопотребления беспилотных летательных аппаратов самолетного типа с вертикальным взлетом и посадкой путем оптимального распределения потребной энергии на этапах полета при применении гибридной силовой установки.

Ключевые слова: гибридные силовые установки, беспилотный летательный аппарат вертикального взлета и посадки, оптимальное энергопотребление.

Введение

Полный переход на аккумуляторное питание беспилотных летательных аппаратов ограничен низкой удельной энергоемкостью современных литиевых аккумуляторных батарей (АКБ), что существенно уступает авиационному топливу по теплопроводной способности. Это накладывает ограничения на дальность и продолжительность полета, увеличивает массу АКБ и снижает полезную нагрузку. Кроме того, АКБ чувствительны к температурным условиям и тепловой нагрузке, что ограничивает эксплуатацию в высокоширотных или высокоинтенсивных режимах.

Беспилотный летательный аппарат самолетного типа с вертикальным взлетом и посадкой (БПЛА СВВП) оснащен двумя независимыми силовыми установками: вертикальной – для обеспечения вертикального подъема и посадки, и горизонтальной – для крейсерского полета [1].

Применение гибридной силовой установки (ГСУ) обусловлено возможностью совмещения преимуществ как электрической, так и тепловой энергетики при одновременном нивелировании их недостатков [1, 2].

Грамотная конфигурация ГСУ позволяет существенно увеличить дальность и продолжительность полета БПЛА СВВП по сравнению с чисто электрической схемой [3]. Однако добавление ДВС и генератора увеличивает массу, поэтому важно оптимизировать энергопотребление и состав силовой установки под требования полетного задания.

Целью данного исследования является определение оптимального режима выбора ДВС+генератора и параметров АКБ, при котором:

- Выполняется полный профиль полетного задания БПЛА СВВП;
- Минимизируется суммарная масса энергетических компонентов:

$$m_{\text{сумм}} = m_{\text{ГСУ}} + m_{\text{АКБ}} + m_{\text{топл}} \quad (1)$$

С инженерной точки зрения, ключевые вопросы реализуемости – это массо-габаритные показатели (не превысит ли масса ДВС+генератора и топлива выигрыш от меньшей АКБ) и эффективность (получим ли мы достаточный выигрыш в энергии).

Ограничение исследования: используется не более 80 % емкости АКБ (глубина разряда), оставляя 10–20 % заряда в конце полета как резерв (на аварийный отказ ДВС или экстренные маневры) [4].

Таблица 1. Исходные данные исследования

Наименование параметра	Единица измерения	Значение параметра
Максимальная взлетная масса	кг	32
Крейсерская скорость полета	м/с	27,7
Крейсерская высота полета	м	1000
Скороподъемность	м/с	3
Вертикальная скорость взлета и посадки	м/с	1
Скорость сваливания	м/с	16
Дальность полета	км	10-500
Энерговооруженность крейсерского полета	кВт	0,6

Наименование параметра	Единица измерения	Значение параметра
Энерговооруженность по условию обеспечения скороподъемности	кВт	1,7

1. Распределение энергии по этапам полета БПЛА СВВП

В рамках данного исследования рассмотрена последовательная гибридная силовая установка (Рис. 1), состоящая из топлива (Т), ДВС, генератора, АКБ, маршевой электрической установки (электродвигатель с регулятором и воздушным винтом) (МЭСУ) и подъемной электрической силовой установки (электродвигатели с регуляторами и воздушными винтами) (ПЭСУ).

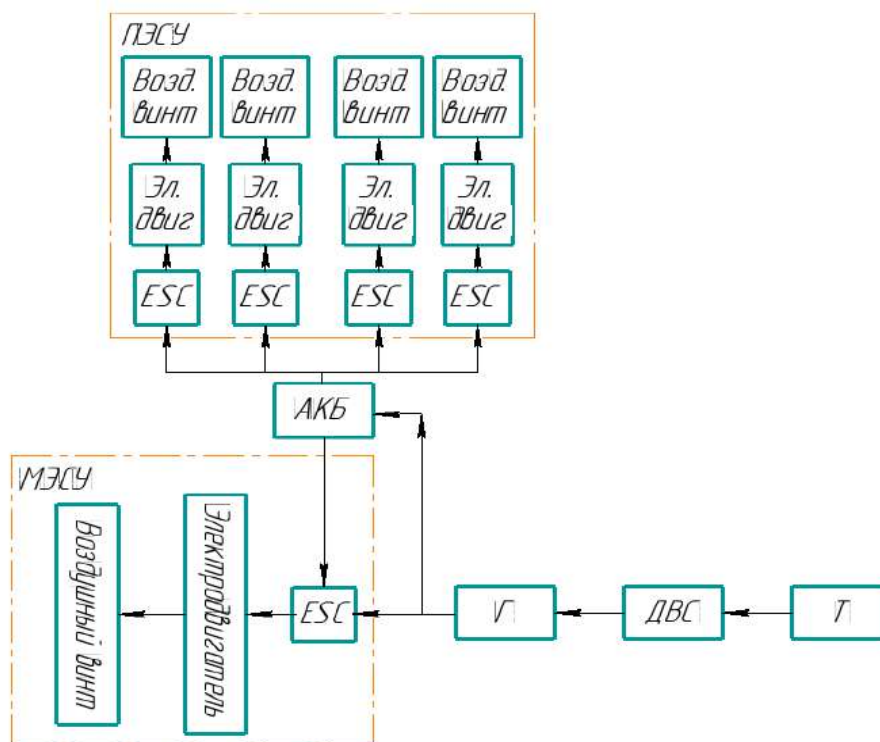


Рис. 1. Упрощенная структурная схема последовательной ГСУ

1.1. Принцип работы системы

Все этапы вертикального взлёта и посадки обеспечиваются исключительно энергией АКБ, ДВС при этом не участвует в питании подъёмных электродвигателей (из состава ПЭСУ) во время взлёта/посадки. В представленной последовательной структурной схеме отсутствует прямое механическое соединение ДВС с винтом – ДВС вращает только генератор, а маршевый воздушный винт приводит в движение отдельный электродвигатель (из состава МЭСУ). ДВС поддерживает генератор на требуемой мощности, а АКБ может либо «подмешивать» ток при пиковых нагрузках, либо подзаряжаться от избыточной генераторной мощности.

Рассмотрим последовательность этапов полета БПЛА СВВП (Рис. 2).

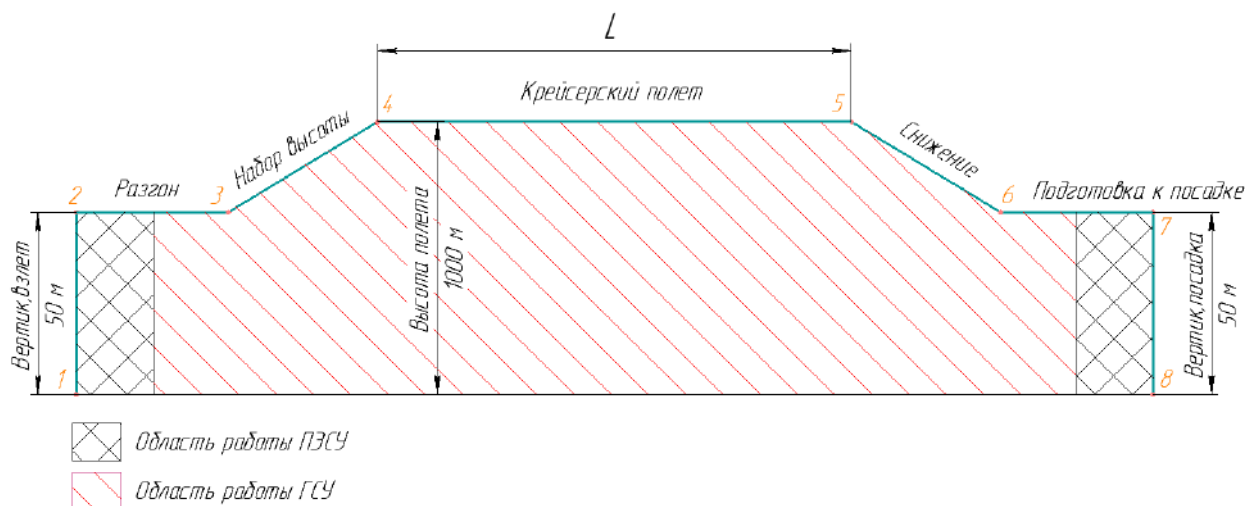


Рис. 2. Последовательность этапов полёта БПЛА СВВП

1.2. Отрезок 1-2 – «Вертикальный взлет»

Вертикальный взлёт обеспечивается только ПЭСУ, питающимся от АКБ. Это требование означает, что АКБ должна быть рассчитана на обеспечение полной тяги, необходимой для подъёма БПЛА СВВП и контролируемого снижения, без поддержки со стороны ДВС. Таким образом, ёмкость и мощность АКБ должны покрывать энергоёмкие режимы взлёта и посадки с запасом, чтобы гарантировать надёжность вертикального профиля полёта. В упрощённом виде можно оценить необходимую энергию как работу против силы тяжести с поправкой на КПД.

1.3. Отрезок 2-3 – «Разгон»

Осуществляется синхронизированное снижение оборотов ПЭСУ с одновременным ростом тяги МЭСУ. Для определения на каком этапе и с какими условиями можно безопасно отключить ПЭСУ и передать всю работу на МЭСУ, необходимо определить минимальную горизонтальную скорость, при которой можно перейти с вертикального зависания на аэродинамический набор по крылу ($V_{пер}$) [5]:

$$V_{пер} = 1,3 \cdot V_{свал} , \quad (2)$$

где:

$V_{свал}$ – скорость сваливания, [м/с].

1.4. Отрезок 3-4 – «Набор высоты»

БПЛА СВВП выполняет набор высоты с вертикальной составляющей скороподъёмности при полностью деактивированной ПЭСУ. Набор высоты со скороподъёмностью равной 2 м/с. Аппарат достигает крейсерской скорости (100 км/ч) и высоты полета (1000 м).

Время набора высоты определим по следующей формуле [6]:

$$t_{наб} = \sum_{H=0}^H \frac{\Delta H}{120} \left(\frac{1}{V_{y_i}} + \frac{1}{V_{y_{i+1}}} \right), \quad (3)$$

где:

ΔH – интервал при наборе высоты от H_i и H_{i+1} [м];

$V_{y_i}, V_{y_{i+1}}$ – вертикальная скорость на высоте H_i и H_{i+1} , [м/с].

1.5 Отрезок 4-5 – «Крейсерский полет»

Реализуется устойчивый прямолинейный полет на постоянной высоте и скорости, в зависимости от полетного задания, выполняются целевые задачи: мониторинг, доставка, разведка, ретрансляция сигнала и т.д.

Продолжительность полета зависит от дальности крейсерского участка $L_{крейс}^i$:

$$t_{крейс}^i = \frac{L_{крейс}^i}{V_{крейс}} \quad (4)$$

1.6. Отрезок 5-6 – «Снижение»

Тяга МЭСУ постепенно снижается, БПЛА СВВП переходит в режим планирующего снижения с углом 5-10 градусов (в зависимости от дальности полета).

При переходе к этапу снижения целесообразно максимально задействовать аэродинамические свойства крыла для планирования.

Для безопасности двигатель обычно не выключают полностью: возможно, небольшой расход топлива на малой мощности для маневрирования и удержания скорости. В реальных условиях некоторая энергия всё же тратится на работу бортового оборудования и возможное поддержание минимальной тяги для контроля скорости.

1.7. Отрезок 6-7 – «Подготовка к посадке»

При достижении расчетной точки начала перехода в вертикальную посадку, активируется ПЭСУ, реализуется смешанный режим управления с плавным снижением горизонтальной скорости и переходом в вертикальное зависание.

1.8. Отрезок 7-8 – «Посадка»

Производится контролируемое вертикальное снижение (~ 1 м/с), при касании БПЛА СВВП поверхности земли происходит отключение ПЭСУ.

2. Критерии выбора мощности ГСУ

ГСУ позволяет распределять нагрузку между двумя источниками энергии – ДВС (с топливом) и АКБ. Одной из ключевых задач при проектировании ГСУ является выбор требуемой мощности двигательной установки – то есть номинальной мощности ДВС с генератором. Возможны два предельных подхода:

Вариант 1 – по средней мощности (крейсерский режим) – мощность ДВС + генератора выбирается лишь на уровне, достаточном для устойчивого горизонтального полета, т.е. близко к крейсерской мощности $N_{\text{ДВС}}^{\text{крейс}} \sim 0,6$ кВт. Этот вариант позволяет минимизировать массу ДВС (он сравнительно маломощный и лёгкий), но требует достаточно ёмкой АКБ, способной кратковременно отдать большую мощность.

Вариант 2 – по пиковой мощности (режим набора высоты) – ДВС + генератор имеют достаточную максимальную мощность, равную или чуть превышающую самую высокую требуемую мощность в полёте. Из предыдущего раздела видно, что максимум потребляемой энергии – это режим набора высоты $N_{\text{ДВС}}^{\text{наб.выс}} \sim 1,7$ кВт. Если ДВС способен выдавать 1,7 кВт длительно, он сможет покрыть потребности на всем протяжении набора высоты без помощи АКБ. Тогда АКБ нужна минимально – только чтобы обеспечить вертикальные режимы полета, закрыть краткий разгон (несколько десятков секунд) и обеспечивать резерв/резкие маневры. Данный критерий означает избыток мощности на крейсерском режиме: в горизонтальном полете двигатель будет загружен лишь $\sim 35\%$ от максимума. Таким образом, аппарат весь длительный полет несет “лишний” вес. Это классическая ситуация для традиционных самолетов: двигатель выбирают по максимальному значению энерговооруженности, а в крейсерском режиме он работает на малой мощности, снижая удельную эффективность. Тем не менее, вариант по пиковой мощности гарантирует, что ДВС сможет зарядить АКБ в полете (имеется запас по мощности).

3. Распределение энергии по этапам полета при различных подходах выбора ГСУ

3.1. Этап набора высоты

Вариант 1: Для подъёма с требуемой мощностью $\sim 1,7$ кВт ДВС работает на пределе, но его мощности недостаточно – недостающую часть мощности обеспечивает АКБ, ДВС выдаёт постоянную мощность порядка $\sim 0,6$ кВт (крейсерская потребность), а оставшаяся часть $\sim 1,1$ кВт берётся от АКБ. Таким образом, почти 65 % энергии набора высоты в варианте 1 обеспечивается АКБ.

Вариант 2: ДВС имеет достаточную мощность чтобы целиком покрыть нужды набора высоты. АКБ при этом не расходуется на подъём вовсе.

3.2. Крейсерский участок

При равномерном горизонтальном полёте потребная мощность существенно ниже пиковой. В обоих вариантах ДВС способен вырабатывать эту мощность (в варианте 1 это и есть его максимальная

мощность, а в варианте 2 двигатель загружен лишь $\sim 35\%$ от своего максимума). Одной из возможностей ГСУ является способность генератора отдавать «избыточную мощность», которую можно направить в АКБ для ее восстановления (подзарядки).

4. Использование избыточной мощности генератора для зарядки АКБ в полете

В ГСУ понятие «избыточная мощность» относится к резерву мощности ДВС+генератора, который не используется непосредственно для поддержания полёта в крейсерском режиме. При выборе ДВС по максимальной (пиковой) мощности – то есть исходя из самого энергозатратного этапа – оказывается, что в длительном горизонтальном полёте задействуется лишь часть установленной мощности, а остальная часть остаётся излишней.

Необходимость направлять резервную мощность на зарядку АКБ обусловлена требованиями энергетического баланса профилей полета БПЛА СВВП. Вертикальный взлёт потребляет значительную часть энергии, извлекаемой из АКБ.

На горизонтальном участке планируется подзарядка: избыточная мощность ДВС служит для восстановления заряда АКБ, израсходованного на вертикальный взлёт, чтобы затем тот же запас энергии мог быть снова использован при посадке.

Подход к проектированию, при котором ДВС и генератор выбираются с учётом не только максимальной тяги, но и возможности зарядки АКБ в горизонте, описан в современных работах [2, 4]. Это обеспечивает замкнутый энергетический баланс гибридного БПЛА СВВП: запас топлива и электрической энергии расходуется рационально, а избыточная мощность ДВС не пропадает впустую, а используется для продления полётного времени, повышения эффективности ГСУ и гарантированного обеспечения энергией заключительных этапов полёта [7].

Для обеспечения функционирования и выполнения требований назначения БПЛА СВВП, включая управление полетом, навигацию, сбор и обработку данных, аппарат должен быть оснащен бортовым оборудованием. При определении энергопотребления бортовым оборудованием, необходимо учитывать запас в 2-3 раза, на случай возможных «всплесков» при передаче данных / съёмке и т.д.

На рисунках 3 и 4 представлены временные графики мощности, обеспечиваемой ДВС и АКБ для обоих сценариев на этапах полета. По горизонтали – время, разбитое на этапы: вертикальный взлет (Vert.), разгон (Accel.), набор высоты (Climb), горизонтальный полет (Cruise), снижение (Descent) и посадка (Land). По вертикали – мощность (кВт). Синие участки – мощность, выдаваемая ДВС+генератором, зеленые – мощность, отдаваемая АКБ.

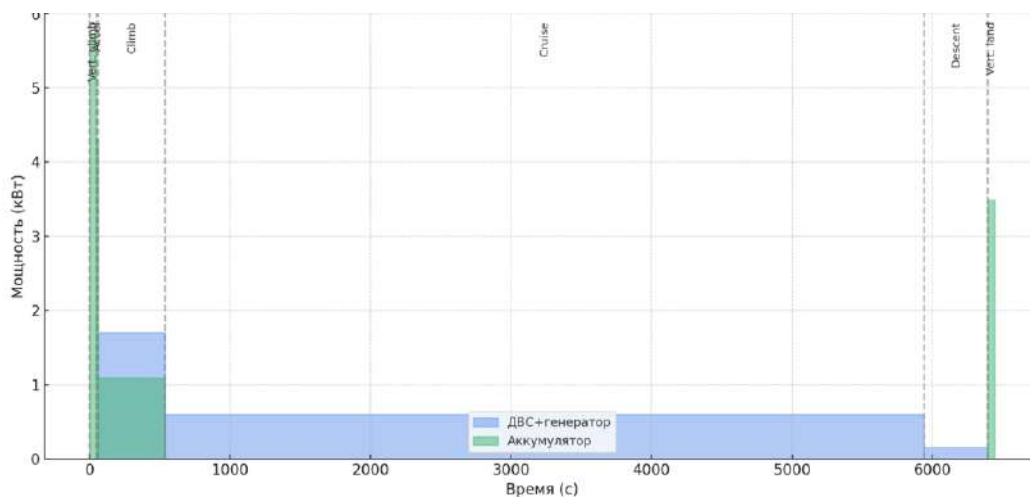


Рис. 3. Профиль распределения мощности – вариант 1 (по средней мощности (крейсерский режим)). Приведен пример полета на ~ 150 км. ДВС не имеет достаточной мощности для обеспечения набора высоты, поэтому долю энергии отдает АКБ

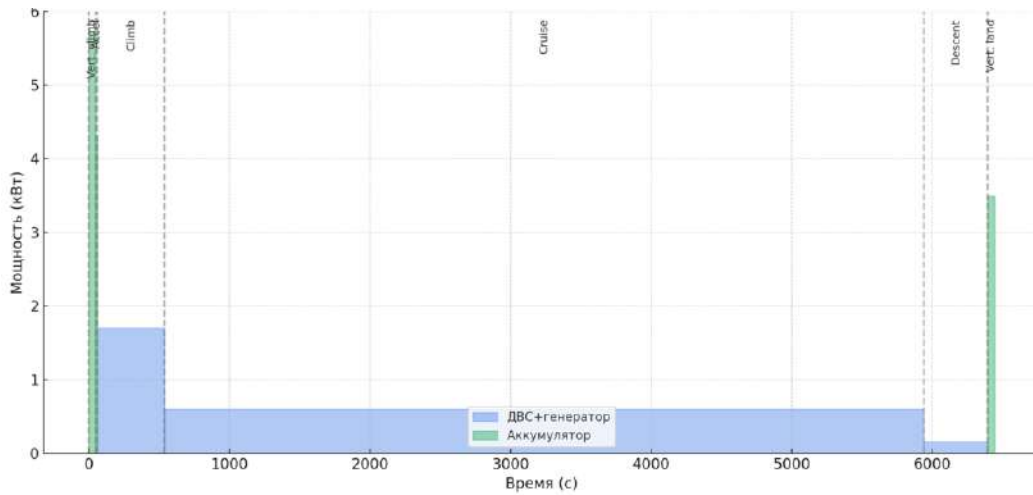


Рис. 4. Профиль распределения мощности во времени – вариант 2 (по пиковой мощности (режим набора высоты)). АКБ кратковременно обеспечивает большие мощности на вертикальном взлете/посадке и фактически не задействуется в длительном полете

5. Расчет массы и подбор компонентов при различных подходах выбора ГСУ

Определив требования по энергии на этапах, можно вычислить массы энергетических компонентов. Проведем количественный расчёт массы компонентов для обоих вариантов, чтобы выбрать оптимальную конфигурацию:

- Баланс энергии для АКБ при варианте 1 (по средней мощности (крейсерский режим)):

$$E_{\text{АКБ}}^1 \geq E_{\text{под+пос}} + E_{\text{разг}} + E_{\text{наб.АКБ}} + E_{\text{БО}}, \quad (5)$$

где:

$E_{\text{БО}}$ – количество энергии, потребляемой бортовым оборудованием.

- Баланс энергии для АКБ при варианте 2 (по пиковой мощности (режим набора высоты)):

$$E_{\text{АКБ}}^2 \geq E_{\text{под+пос}} + E_{\text{разг}} + E_{\text{БО}} - E_{\text{восст}}, \quad (6)$$

где:

$E_{\text{восст}}$ – количество энергии, восстановленной генератором за полет.

- Баланс энергии для топлива в варианте 1 (по средней мощности (крейсерский режим)):

$$E_{\text{топл}} \geq E_{\text{наб.ДВС}} + E_{\text{крейс}}^i + E_{\text{сниж}} \quad (7)$$

- Баланс энергии для топлива в варианте 2 (по пиковой мощности (режим набора высоты)):

$$E_{\text{топл}} \geq E_{\text{наб.выс}} + E_{\text{крейс}}^i + E_{\text{сниж}} \quad (8)$$

Рассмотрим полученные результаты в виде зависимости $m_{\text{топл}}^i$ и $m_{\text{АКБ}}^i$ от дальности полета (крейсерского полёта) для двух подходах выбора ГСУ (рис. 5).

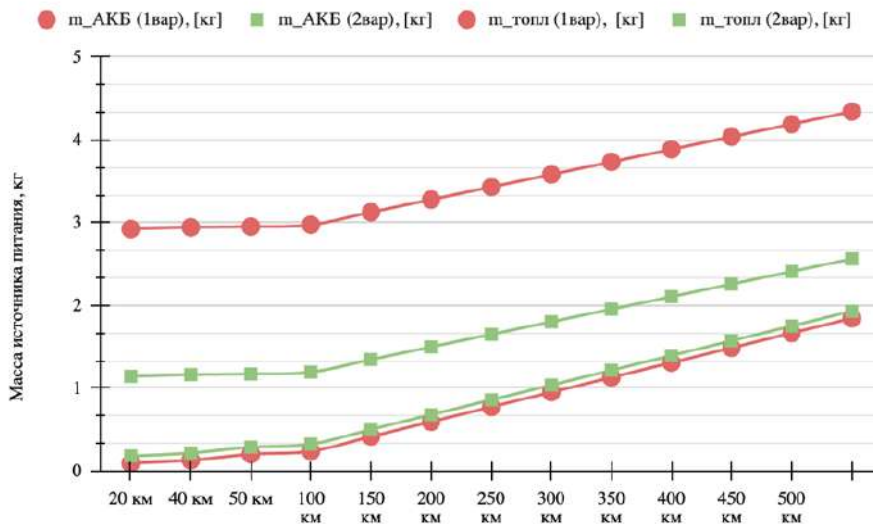


Рис. 5. График зависимости массы топлива и АКБ в зависимости от дальности крейсерского полета для двух подходов выбора ГСУ

В варианте 1 – АКБ имеет большую массу, достаточную для обеспечения взлёта и набора высоты, тогда как в варианте 2 АКБ значительно легче, так как используется минимально (только для вертикального взлёта и резервов). Масса топлива возрастает практически линейно с увеличением дальности полёта, поскольку для большего маршрута требуется больше энергии на крейсерском этапе. При малых расстояниях (близко 10 км) запас топлива невелик – порядка нескольких сотен граммов (в Варианте 1 немного меньше, чем в Варианте 2, за счёт использования АКБ при наборе высоты).

Помимо чисто весовых соображений, при проектировании гибридной ГСУ важно учесть надежность и ресурс ДВС. Поршневой авиационный двигатель имеет ограниченный моторесурс, причём он резко сокращается при длительной работе на максимальной мощности. Обычно производители и нормативы устанавливают, что продолжительная эксплуатация двигателя не должна превышать ~70–80 % от его номинальной мощности. Исходя из этого принципа, целесообразно выбирать мощность ДВС с некоторым запасом относительно требуемой мощности.

Масса ГСУ определяется уравнением:

$$m_{ГСУ} = m_{ДВС+ген} + m_{МЭСУ}, \quad (9)$$

где:

$m_{ДВС+ген}$ – масса ДВС и генератора (кг);

$m_{МЭСУ}$ – масса МЭСУ (кг).

Основные составляющие массы ГСУ: масса ДВС с генератором $m_{ДВС}$, а также масса МЭСУ $m_{МЭСУ}$. Последняя компонента в наших вариантах сравнения предполагается одинаковой, т.к. винты и требуемая тяга не меняются – меняется лишь источник энергии.

Подберем компоненты МЭСУ по этапу максимально энергозатратного этапа полета ~1,7кВт. Электродвигатели без запаса по тяге будут работать на пределе, что увеличивает нагрев, износ и снижает КПД, учтем это при выборе электродвигателя.

Масса выбранной МЭСУ состоит из:

$$m_{МЭСУ} = m_{ВМГ} + m_{рег}, \quad (10)$$

где:

$m_{ВМГ}$ – масса винтомоторной группы (электродвигатель и воздушный винт)

$m_{рег}$ – масса регулятора оборотов

Для применения в качестве маршевого рассматривается двигатель MAD X7215 220KV. с воздушным винтом 21x10 обеспечивающий мощность равную 3634,6 Вт (согласно данным производителя).

Для управления скоростью и направлением вращения электродвигателя был выбран регулятор двигателей MAD AMPX 120A, тогда $m_{МЭСУ} = 0,75$ кг.

Для оценки массы ДВС+генератора воспользуемся литературными данными по удельной мощности. Согласно работе [8], современные малогабаритные поршневые двигатели имеют удельную

мощность порядка 0,8– 1,2 кВт/кг, а электромашины (генераторы, электромоторы) – ~3,5 – 4 кВт/кг. Таким образом, при требуемой мощности, заданной крейсерским полетом, масса ДВС на 1,25 кВт может весить ~1,6 кг, генератор ~0,4 кг. ДВС, рассчитанный на 3 кВт (по пиковой мощности (набор высоты)), будет весить ~3 – 4 кг, а генератор на 3 кВт – порядка 0,85 кг.

Рассмотрим также случай использования АКБ в качестве единственного источника питания (вариант 3).

Таблица 2. Итоговые значения массы источников питания при различных подходах выбора ГСУ

	$m_{\text{АКБ}}$ (вариант 1), [кг]	$m_{\text{АКБ}}$ (вариант 2), [кг]	$m_{\text{АКБ}}$ (вариант 3), [кг]	$m_{\text{топл}}$ (вариант 1), [кг]	$m_{\text{топл}}$ (вариант 2), [кг]
10 км	2,925	1,145	4,304	0,095	0,181
20 км	2,945	1,165	4,845	0,131	0,217
40 км	2,953	1,173	5,895	0,202	0,288
50 км	2,976	1,195	6,438	0,238	0,324
100 км	3,127	1,347	9,194	0,417	0,502
150 км	3,279	1,499	11,950	0,595	0,681
200 км	3,431	1,651	14,706	0,774	0,860
250 км	3,583	1,803	17,463	0,952	1,038
300 км	3,735	1,955	20,219	1,131	1,217
350 км	3,887	2,107	22,975	1,310	1,395
400 км	4,039	2,259	25,731	1,488	1,574
450 км	4,191	2,410	28,487	1,667	1,752
500 км	4,343	2,562	31,243	1,845	1,931

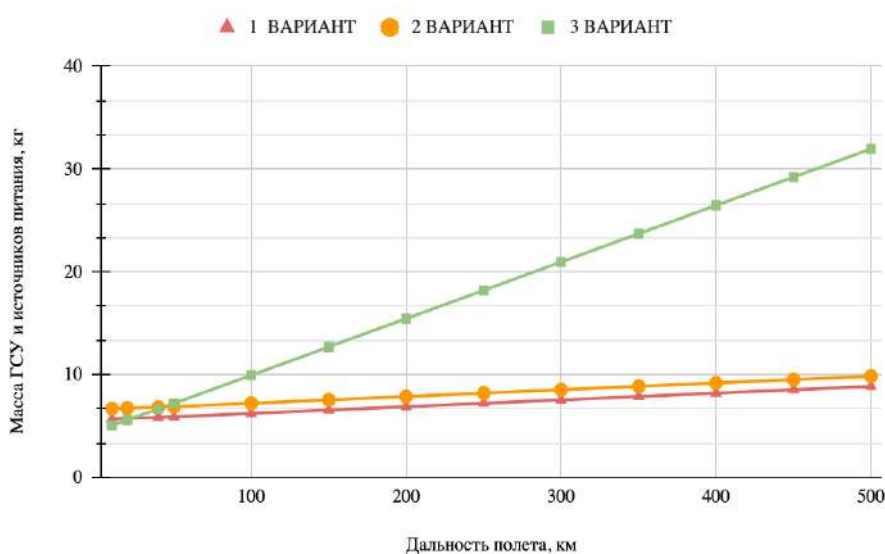


Рис. 6. График зависимости массы ГСУ и источников питания в зависимости от дальности крейсерского полета. Вариант 1 – (по средней мощности (крейсерский режим)), вариант 2 – по пиковой мощности (режим набора высоты), вариант 3 – полностью электрический БПЛА СВВП

Анализ зависимости массы источников питания от дальности полета (рис. 6) показал, что при увеличении расстояния масса АКБ возрастает существенно быстрее по сравнению с массой топлива. Для коротких дистанций (до 100 км) различия между системами остаются умеренными, однако начиная с дальности порядка 150–200 км наблюдается выраженный рост массы АКБ, что приводит к значительному увеличению суммарной массы системы. При малых расстояниях (<30–40 км) полностью электрический БПЛА СВВП имеет меньший взлётный вес (отсутствует тяжёлый двигатель). Однако с ростом дальности кривая массы электрического БПЛА круто поднимается, тогда как масса гибридного растёт незначительно.

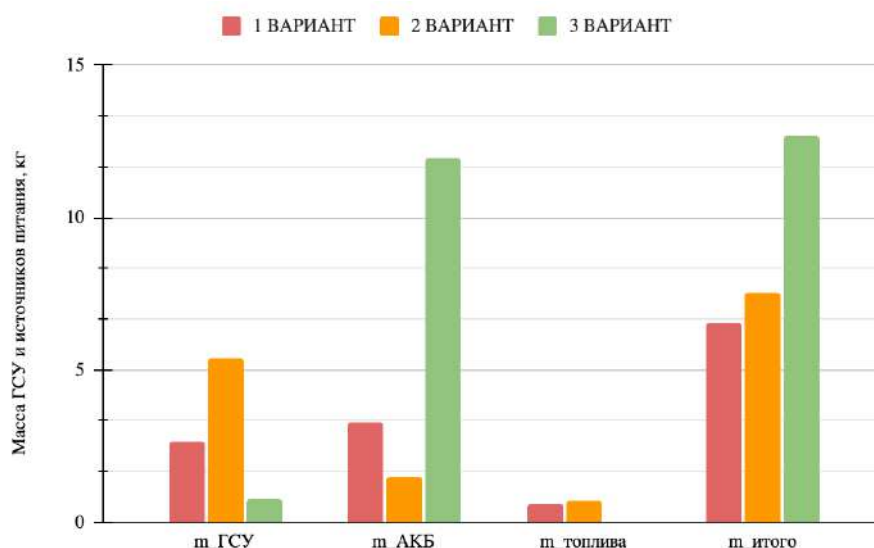


Рис. 7. График сравнения массы компонентов ГСУ и источников питания для трех конфигураций

График (рис. 7) иллюстрирует распределение массы между компонентами ГСУ для двух предельных подходов. Вариант 1 характеризуется значительно меньшей массой ДВС+генератора, поскольку двигатель рассчитан лишь на крейсерский режим. Однако масса АКБ в варианте 1 существенно выше, так как АКБ покрывает энергоёмкий этап набора высоты. Масса топлива отличается незначительно: в варианте 2 она немного больше из-за работы ДВС на набор высоты, тогда как в варианте 1 расход топлива чуть меньше благодаря тому, что АКБ обеспечивает энергию на самом затратном этапе.

Таким образом, конфигурация с меньшим ДВС+генератор и большей АКБ позволяет избежать “переразмеренного” ДВС – хотя АКБ утяжеляет систему.

Полностью электрическая схема (вариант 3), несмотря на отсутствие топлива и ДВС, оказывается наиболее тяжёлой. Основная причина – высокая масса АКБ, необходимой для покрытия всех энергетических затрат, включая крейсерский полёт. Это подчёркивает текущие ограничения литиевых АКБ по удельной энергоёмкости.

6. Заключение

Выбор силовой установки для конкретного проекта БПЛА СВВП должен основываться на анализе требуемой дальности (или длительности) полёта и массы целевой нагрузки. Если миссии ограничиваются короткими полётами (десятки километров, менее часа времени), то полностью электрическая схема предпочтительна благодаря простоте и высокой эффективности. Однако для расширения радиуса действия до сотен километров ГСУ становится оптимальным решением, обеспечивая необходимую энергию при умеренном увеличении массы. Для дальних маршрутов с продолжительным крейсерским полетом лучше установить более тяжелый, но экономичный ГСУ (вариант 2), такой ДВС+генератор дает запас по энергии, с возможностью восстановления заряда АКБ.

Следует отметить, что по мере развития аккумуляторных технологий граница эффективности гибридов будет сдвигаться. Тем не менее, даже приближение плотности энергии АКБ к теоретическому пределу (~800 Вт·ч/кг) всё ещё оставляет их менее энергоёмкими, чем жидкое топливо. Поэтому можно ожидать, что гибридные и другие комбинированные энергоустановки сохранят актуальность для БПЛА СВВП повышенной дальности и грузоподъёмности.

Литература

1. Hu J., Wei J., Liu K., Yu X., Cao M., Qin Z. Hybrid mode: Routinization of the transition mode as the third common mode for compound VTOL drones // Drones. – 2024. – Vol. 8, № 3. – Article 93.
2. Zong J., Zhu B., Hou Z., Yang X., Zhai J. Evaluation and Comparison of Hybrid Wing VTOL UAV with Four Different Electric Propulsion Systems // Aerospace. – 2021. – Vol. 8, № 9. – P. 256.
3. An S., Cai G., Peng X., Dai M., Yang G. The design of improved series hybrid power system based on compound-wing VTOL // Drones. – 2024. – Vol. 8, № 11. – Article 634.
4. Schoemann J., Hornung M. Design of hybrid-electric propulsion systems for small unmanned aerial vehicles // Proceedings of the 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). – Munich: EUCASS Association, 2013. – 15 с.

5. Федеральные авиационные правила (ФАП). Нормы летной годности беспилотных авиационных систем с беспилотным воздушным судном самолетного типа с максимальной взлетной массой до 750 кг (НЛГ БАС-СТ): утв. приказом Минтранса России от 16 декабря 2022 г. № 922-П. – М.: Минтранс России, 2022.
6. *Вислов И.П.* Проектирование легких и сверхлегких летательных аппаратов: учебное пособие. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2005. – 114 с.
7. *Lieh J., Spahr E., Behbahani A., Hoying J.* Design of hybrid propulsion systems for unmanned aerial vehicles // 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. – 2011. – San Diego, California. – AIAA 2011–6146.
8. *Бондаренко Д.А., Равикович Ю.А.* Обоснование применимости гибридных силовых установок на летательных аппаратах различного типа и назначения // Вестник Московского авиационного института. – 2023. – Т. 30, № 2. – С. 148–157.