

ВЫБОР СХЕМЫ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА САМОЛЕТНОГО ТИПА С
ВЕРТИКАЛЬНЫМ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ

Научная статья

Ушаков И.О.^{1,*}, Федоров Р.В.²

^{1,2} ООО "Техресурс", Москва, Российская Федерация

* Корреспондирующий автор (ushakovilyaolegovich[at]gmail.com)

Аннотация

Применение современных беспилотных летательных аппаратов является одним из ключевых направлений мировой транспортной системы. Их применение в труднодоступных регионах мира позволяет значительно автоматизировать логистику, что, в свою очередь, приводит к снижению операционных издержек. При этом развитие транспортной логистики играет значительную роль в развитии отдаленных регионов. В работе показан подход к выбору схемы беспилотного летательного аппарата, позволяющего эффективно решать логистические задачи в условиях эксплуатации на неподготовленных площадках, основанный на определении минимальной относительной массы силовой установки и топлива для требуемой взлетной массы летательного аппарата.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, силовая установка, относительная масса силовой установки, схемный анализ, схемная классификация.

SELECTION OF A SCHEME OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE OF AIRCRAFT TYPE WITH VERTICAL
TAKE-OFF AND LANDING

Research article

Ushakov I.O.^{1,*}, Fedorov R.V.²

^{1,2} Techresource LLC, Moscow, Russian Federation

* Corresponding author (ushakovilyaolegovich[at]gmail.com)

Abstract

The use of modern unmanned aerial vehicles is one of the key areas of the global transport system. Their application in remote regions of the world allows for significant automation of logistics, which, in turn, leads to a reduction in operating costs. At the same time, the development of transport logistics plays a significant role in the development of remote regions. The work shows an approach to the selection of an unmanned aerial vehicle scheme that enables an efficient solution of logistic tasks in the conditions of operation at unprepared sites, based on the determination of the minimum relative mass of the propulsion system and fuel for the required take-off weight of the aircraft.

Keywords: unmanned aerial vehicle, propulsion system, relative mass of propulsion system, scheme analysis, scheme classification.

Введение

Современная транспортная система представляет собой сложную иерархическую структуру, включающую в себя множество видов транспорта и их взаимосвязи. Она является неотъемлемым элементом современной инфраструктуры и играет важную роль в обеспечении стабильного экономического и социального развития общества [1].

Во многих регионах мира существует потребность в местных и региональных перевозках на дальность 100...1000 км. Как правило, перевозки на такую дальность характеризуются небольшой транспортной загрузкой, что делает их убыточным для современных перевозчиков, использующих легкие транспортные воздушные суда и транспортные вертолеты.

Наиболее оптимальным авиационным транспортным средством для грузоперевозок на рассматриваемую дальность считаются поршневые самолеты с укороченным взлетом и посадкой, а также транспортные вертолеты. Однако высокая стоимость летного часа, необходимость возведения и содержания в пригодном для эксплуатации состоянии взлетно-посадочных площадок, содержание летных экипажей и авиационно-технического персонала становятся главными причинами, снижающими эффективность данных транспортных средств [2].

Зачастую наиболее острая потребность в грузоперевозках на рассматриваемую дальность возникает в труднодоступных регионах, что объясняется невозможностью или сезонностью обслуживания транспортной сети наземным или водным транспортом. В Российской Федерации данный вопрос наиболее актуален в регионах Крайнего Севера, Сибири и Дальнего Востока [3].

В связи с чем можно сделать вывод, что существует необходимость в разработке транспортных средств, которые удовлетворяют следующим требованиям [4]:

- минимальная стоимость летного часа или километра;
- возможность эксплуатации с минимально подготовленных площадок, находящихся в непосредственной близости с потенциальным заказчиком;
- автономность;
- отсутствие необходимости содержания авиационно-технического персонала для эксплуатации воздушного судна;
- высокая весовая отдача.

Одним из современных авиационных транспортных средств, в наибольшей степени удовлетворяющих вышеперечисленным требованиям является беспилотный летательный аппарат (БПЛА).

Важно отметить, что ключевой тенденцией развития мировой транспортной системы является автоматизация процессов. Внедрение в современные транспортные процессы БПЛА – одно из важнейших средств в достижении целей автоматизации [5].

В настоящее время активно развивается производство и разработка БПЛА с укороченным взлетом и посадкой. Становится возможным применение различных сочетаний средств создания потребной подъемной силы. По принципу создания тяги для взлета, посадки и горизонтального полета можно классифицировать на [6]:

- «Самолетные» БПЛА (рис. 1, А);
- «Вертолетные» БПЛА (рис. 1, Б);
- конвертопланы и «Комбинированные» схемы (рис. 1, В).

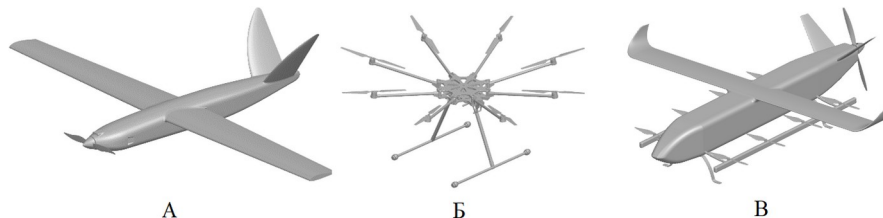


Рисунок 1 - Классификация БПЛА по принципу создания тяги для взлета, посадки и горизонтального полета:
А - «Самолетные» БПЛА; Б - «Вертолетные» БПЛА; В - конвертопланы и «Комбинированные» схемы

Очевидно, что при увеличении скорости полета, БПЛА, выполненные по «Самолетной схеме», имеют большее аэродинамическое качество в сравнении с аналогичными, выполненными по «Вертолетной» схеме, однако они не обеспечивают возможность вертикального взлета и посадки (ВВП) на неподготовленные площадки. В работе [7] показано, что БПЛА, выполненные по «Комбинированной» схеме, имеют значительно большее аэродинамическое качество и крейсерскую скорость при полете по заданному маршруту в сравнении с «Вертолетной» схемой. Следовательно, оптимальной схемой, обеспечивающей наилучшие взлетно-посадочные и летно-технические характеристики, является «Комбинированная» схема с взлетно-посадочными двигателями, несущим крылом и маршевой силовой установкой, обеспечивающей потребную тягу для полета по маршруту.

Кроме того, данная схема позволяет реализовать беспосадочную схему доставки целевой нагрузки, при этом процесс доставки является автономным. На рис. 2 схематично представлена программа полета БПЛА. Загрузка, заправка и обслуживание БПЛА выполняется в точке А. Точки Б, В, Г – место доставки целевой нагрузки. В точках З, 6, 9 выполняется висение на высоте $H_{вис} = 3...10$ м и сброс целевой нагрузки. При полете согласно представленной программе в точке разгрузки не требуется размещение специального оборудования, а также обученного персонала.

На интервалах 1 – 2, 4 – 5, 7 – 8, 10 – 11 выполняется крейсерский полет на высоте $H_{крейс} \leq 5000$ м. Время полета по маршруту 120...360 мин.

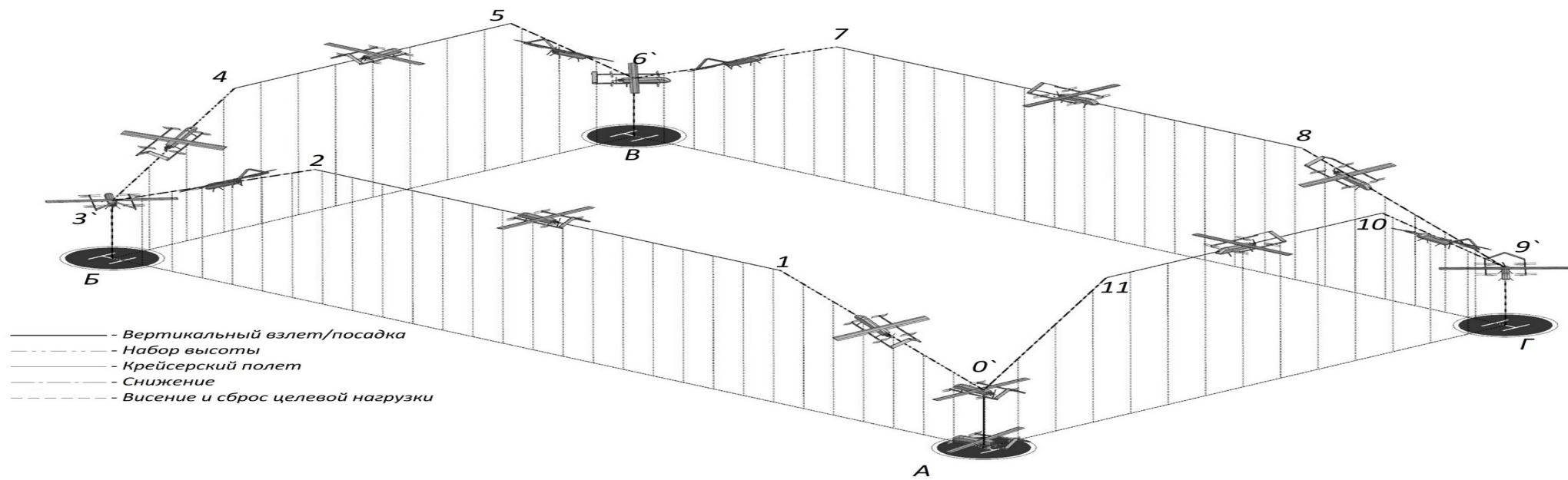


Рисунок 2 - Программа полета БПЛА:

А - точка загрузки, заправки и обслуживания; Б, В, Г - место доставки целевой нагрузки; точки 3', 6', 9' - висение и сброс целевой нагрузки; интервалы 1-2, 4-5, 7-8, 10-11 - крейсерский полет на высоте

Существует множество технических решений, позволяющих реализовать БПЛА «Комбинированной» схемы, которые обеспечивают требуемые характеристики для заданных массово-габаритных и технико-экономических свойствах, а также целевого назначения [8]. В данной работе рассматривается аналитический подход к выбору схемных решений при проектировании транспортного БПЛА «Комбинированного» типа. Диапазон исходных летно-технических характеристик (ЛТХ) БПЛА представлен в Таблице 1.

Таблица 1 - Диапазон ожидаемых ЛТХ проектируемого БПЛА

Параметр	Размерность	Диапазон значений
Масса коммерческой нагрузки	кг	30...50
Максимальная взлетная масса	кг	140...200
Объем грузового отсека	м ³	0,4...0,6
Объем грузового отсека	км	200...400
Время полета по маршруту	мин	180...360

Исходные данные для анализа

В работе рассматриваются следующие схемы БПЛА:

1. Схема А – БПЛА «Комбинированного типа», выполнен по аэродинамической балансировочной схеме «Утка» с двумя продольными балками, жестко закреплёнными на нижней поверхности переднего горизонтального оперения и крыла (рис. 3, А). На продольных балках попарно в осевом направлении размещены 8 электрических двигателей с винтами для ВВП.

2. Схема Б – «Комбинированного» типа, выполнен по аэродинамической балансировочной схеме «Утка» с продольными балками – пилонами для размещения двигателей ВВП (рис. 3, Б). На каждом пилоне размещены 2 двигателя. В конструкции предусмотрен поворотный механизм, обеспечивающий поворот двигателей в продольной плоскости. Применение поворотного механизма обеспечивает возможность использования двигателей ВВП в процессе полета БПЛА по маршруту.

3. Схема В – конвертоплан, выполнен по «Нормальной» аэродинамической схеме. Маршевая силовая установка – поршневые или газотурбинные двигатели, размещены в концевой части крыла (рис. 3, В). В конструкции предусмотрен поворотный механизм, обеспечивающий изменение угла установки двигателей, что в свою очередь обеспечивает требуемую тягу для ВВП, а также для полета БПЛА по маршруту.

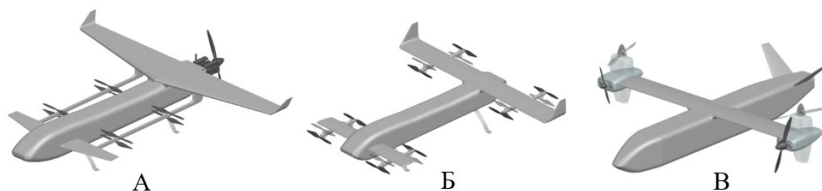


Рисунок 3 - Схемы БПЛА «Комбинированного» типа:
А-В варианты схемы

Представленные схемы БПЛА типа могут быть классифицированы по принципу использования силовой установки:

- раздельный принцип;
- совместный принцип.

Раздельный принцип – использование двигателей, предназначенных для ВВП, а также отдельной силовой установки, создающей тягу для горизонтального полета.

Совместный принцип – силовая установка, используемая для ВВП, применяется для создания тяги в горизонтальном полете. Реализация такой схемы возможна за счет применения поворотных механизмов, которые обеспечивают установку на необходимый угол всей силовой установки, либо воздушного винта.

В данной работе описан аналитический подход к выбору силовой установки БПЛА «Комбинированного» типа, основывающийся на критерии минимальной относительной массы силовой установки и топлива при заданном диапазоне максимальной взлетной массы.

Цель работы: определение наиболее эффективной схемы БПЛА в рассматриваемом эксплуатационном диапазоне (таблица 1) по критерию минимальной относительной массы силовой установки и топлива.

Методика исследования

Связь максимальной взлетной массы БПЛА с требованиями ТЗ (таблица 1) может быть выражена в виде уравнения существования БПЛА самолетного типа:

$$m_0 = m_{ц.н.} + m_k + m_{с.у.} + m_{топл} + m_{о.у.} \quad (1)$$

где $m_{ц.н.}$ – масса целевой нагрузки, задается в ТЗ; m_k – масса конструкции БПЛА (крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, системы управления); $m_{с.у.}$ – масса силовой установки (двигателей и топливных систем); $m_{топл.}$ – масса топлива; $m_{о.у.}$ – масса оборудования управления для обеспечения эксплуатации БПЛА в заданных условиях.

Исходя из уравнения (1) можно сделать вывод, что практически все входящие в него составляющие зависят от m_0 . Так, чем больше максимальная взлетная масса, тем большая тяга потребуется для обеспечения ВВП, а, следовательно, потребуется либо увеличение количества двигателей ВВП, либо двигатели, имеющие большую тягу, но при этом большую массу конструкции. В связи с чем, в практике проектирования используются относительные массы [9].

Таким образом, одним из важнейших критериев при выборе схемы размещения и типа силовой установки ВВП для заданной m_0 является относительная масса силовой установки (2) и топлива (3):

$$\bar{m}_{с.у.} = \frac{m_{с.у.}}{m_0} \quad (2)$$

$$\bar{m}_{топл.} = \frac{m}{m_0} \quad (3)$$

Для БПЛА с различными схемными решениями и сочетаниями силовой установки для ВВП и горизонтального полета масса силовой установки может быть представлена в виде уравнения:

$$m_{с.у.} = m_{дв}^{ВВП} + m_{в}^{ВВП} + m_{дв}^{\Gamma.П.} + m_{в}^{\Gamma.П.} \quad (4)$$

где $m_{дв}^{ВВП}$ – масса двигателей, предназначенных для ВВП; $m_{в}^{ВВП}$ – масса воздушных винтов СУ, предназначенной для ВВП; $m_{дв}^{\Gamma.П.}$ – масса двигателей, предназначенных для горизонтального полета; $m_{в}^{\Gamma.П.}$ – масса воздушных винтов СУ, предназначенной для ВВП.

Аналогично в виде уравнения (5) может быть представлена масса топлива:

$$m_{топл.} = m_{топл}^{ВВП} + m_{бат}^{ВВП} + m_{топл}^{\Gamma.П.} + m_{бат}^{\Gamma.П.} \quad (5)$$

где, $m_{топл}^{ВВП}$ – масса топлива, затрачиваемая на ВВП; $m_{бат}^{ВВП}$ – масса батарей, потребная для обеспечения энергии электрических двигателей ВВП; $m_{топл}^{\Gamma.П.}$ – масса топлива, затрачиваемая на ВВП; $m_{бат}^{\Gamma.П.}$ – масса батарей, потребная для обеспечения энергии электрических двигателей ВВП.

Нетрудно заметить, что в уравнениях (4, 5) учтена возможность совместного применения поршневых и электрических двигателей для ВВП и горизонтального полета.

Рекомендуемая тяговооруженность \bar{P}_0 для обеспечения безопасного ВВП имеет диапазон 1,2...1,5 [10]. Как было отмечено ранее, при увеличении m_0 потребуется увеличение тяги для обеспечения ВВП, что в полной мере отражает уравнение:

$$\bar{P}_0 = \frac{\sum P_{дв.ВВП}}{m_0 g} \quad (6)$$

где g – ускорение свободного падения (9,81 м/с²); $\sum P_{дв.ВВП}$ – суммарная тяга двигателей ВВП.

Таким образом, в данной работе определяются наиболее эффективные тип и количество двигателей ВВП исходя из критерия наименьшей относительной массы силовой установки $\bar{m}_{с.у.}$ и $\bar{m}_{топл.}$ для рассматриваемого диапазона максимальной взлетной массы m_0 и времени полета БПЛА t_0 .

РАСЧЕТ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ МАССЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ТОПЛИВА ДЛЯ ЗАДАННОГО ДИАПАЗОНА МАКСИМАЛЬНОЙ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ

Основные технические характеристики, принятые для рассмотрения электрического (для схемы А, Б) и поршневого двигателей для крейсерского полета (схемы А, В), а также турбореактивного двигателя для ВВП и горизонтального полета (схема В) представлены в таблице 2.

Таблица 2 - Характеристики двигателей

Электродвигатель ВВП (схемы А, Б)		
Параметр	Значение	Размерность
Тяга, $P_{1эл.дв}^{ВВП}$ (взлетный режим)	226,611	кгс
Тяга, $P_{1эл.дв}^{крейс}$ (крейсерский режим)	87,398	кгс
Рабочий ток, $I_{ВВП}$ (взлетный режим)	76,9	А
Рабочий ток, $I_{крейс}$ (крейсерский режим)	19,9	А
Масса двигателя с воздушным винтом, $m_{эл.дв.}$	1,8	кг
Поршневой двигатель (схемы А, В)		
Тяга, P (крейсерский режим)	363,951	кгс
Расход топлива, $V_{крейс}$ (крейсерский режим)	6,04	л/ч
Масса снаряженного двигателя, $m_{п.д.}$	6,6	кг
Турбореактивный двигатель (схема В)		
Тяга, $P_{1р.д.}^{ВВП}$ (взлетный режим)	122,32	кгс
Расход топлива, $V_{ВВП}$ (взлетный режим)	194	л/ч
Тяга, $P_{1р.д.}^{крейс}$ (крейсерский режим)	30,6	кгс
Расход топлива, $V_{крейс}$ (крейсерский режим)	48,7	л/ч
Масса снаряженного двигателя, $m_{р.д.}$	12,5	кг

Потребное количество двигателей ВВП при заданной максимальной взлетной массе для схемы А и Б определим согласно выражению:

$$P_{эл.дв.}^{ВВП} = \frac{m_0 g \bar{P}_0}{P_{1эл.дв.}^{ВВП}} \quad (7)$$

где $P_{1эл.дв.}^{ВВП}$ – взлетная тяга одного электродвигателя, используемого для ВВП.

Для схемы с поршневыми и турбореактивными двигателями ВВП (схема В) потребное количество двигателей определим согласно выражению:

$$n_{п.д.}^{ВВП} = \frac{m_0 g \bar{P}_0}{P_{1п.д.}^{ВВП}} \quad (8)$$

или

$$n_{р.д.}^{ВВП} = \frac{m_0 g \bar{P}_0}{P_{1р.д.}^{ВВП}} \quad (9)$$

где $P_{1п.д.}^{ВВП}$ – взлетная тяга одного поршневого двигателя на взлетном режиме работы или $P_{1р.д.}^{ВВП}$ – взлетная тяга одного турбореактивного двигателя на взлетном режиме работы.

Потребное количество батарей для питания электродвигателей ВВП (для схемы А) можно выразить через силу тока I при работе двигателя на взлетном режиме.

$$n_{бат}^{ВВП} = \frac{C_{п}^{ВВП}}{C_{1бат}} \quad (10)$$

$$C_{п}^{ВВП} = f(I_{ВВП}, t_{ВВП}, k) \quad (11)$$

где $C_{п}^{ВВП}$ – потребная емкость батарей для ВВП; $C_{1бат}$ – емкость 1 батареи; $t_{ВВП}$ – время, затрачиваемое БПЛА на взлет и посадку; k – коэффициент, учитывающий разрядную характеристику литий-полимерных аккумуляторов [11].

Потребное количество батарей для питания электродвигателей, используемых на всех этапах полета (схема Б), можно выразить в виде следующей зависимости:

$$n_{бат}^{\Sigma} = \frac{C_{п}^{ВВП} + C_{п}^{крейс}}{C_{1бат}} \quad (12)$$

$$C_{п}^{крейс} = f(I_{крейс}, t_{крейс}, k) \quad (13)$$

где $C_{п}^{крейс}$ – потребная емкость батарей для полета по маршруту.

Масса топлива, затрачиваемого поршневыми двигателями на крейсерском режиме полета (схемы А, В), и масса топлива, затрачиваемая на ВВП (схема В), может быть определена согласно зависимостям (14, 15).

$$m_{топл. п.д.}^{крейс} = f(B_{крейс}, t_{крейс}, \rho) \quad (14)$$

$$m_{топл. п.д.}^{ВВП} = f(B_{ВВП}, t_{ВВП}, \rho) \quad (15)$$

где $B_{\text{крейс}}$ – расход топлива на крейсерском режиме полета; $B_{\text{ВВП}}$ – расход топлива в процессе ВВП; ρ – плотность топлива; $t_{\text{крейс}}$ – время крейсерского полета.

Таким образом, определим массу силовой установки и топлива для рассматриваемых в работе схем.

Для схемы А:

$$m_{\text{с.у.}} = m_{\text{эл.дв.}} n_{\text{эл.дв.}}^{\text{ВВП}} + m_{\text{п.д.}} n_{\text{п.д.}} \quad (16)$$

$$m_{\text{топл}} = m_{\text{бат}} n_{\text{бат}}^{\text{ВВП}} + m_{\text{топл п.д.}}^{\text{крейс}} \quad (17)$$

Для схемы Б:

$$m_{\text{с.у.}} = m_{\text{эл.дв.}} n_{\text{эл.дв.}}^{\text{ВВП}} \quad (18)$$

$$m_{\text{топл}} = n_{\text{бат}}^{\Sigma} \quad (19)$$

Для схемы В:

$$m_{\text{с.у.}} = m_{\text{п.д.}} n_{\text{п.д.}}^{\text{ВВП}} \quad (20)$$

$$m_{\text{топл}} = m_{\text{топл п.д.}}^{\text{крейс}} + m_{\text{топл п.д.}}^{\text{ВВП}} \quad (21)$$

или

$$m_{\text{с.у.}} = m_{\text{р.д.}} n_{\text{р.д.}}^{\text{ВВП}} \quad (22)$$

$$m_{\text{топл}} = m_{\text{топл р.д.}}^{\text{крейс}} + m_{\text{топл р.д.}}^{\text{ВВП}} \quad (23)$$

По результатам определения абсолютной массы силовой установки и топлива для каждой схемы определим относительные массы согласно выражениям (2) и (3).

Результаты расчетов

В таблицах 3, 4, 5, 6, 7, 8 приведены результаты расчетов $\bar{m}_{\text{топл}}$ и $\bar{m}_{\text{с.у.}}$ при различных значениях максимального времени полета t_0 для схем А, Б, В.

Таблица 3 - Результаты расчетов для рассматриваемого диапазона m_0 , схема А, $t_0 = 360$ мин., $t_{\text{ВВП}} = 5$ мин.

m_0 , кг	$m_0 \bar{P}_0$, кгс	$n_{\text{эл.дв.}}^{\text{ВВП}}$	$n_{\text{бат}}^{\text{ВВП}}$	$\bar{m}_{\text{топл}}$	$\bar{m}_{\text{с.у.}}$	$\bar{m}_{\text{топл}} + \bar{m}_{\text{с.у.}}$
140	168	8	3	0,316	0,161	0,477
150	180	8	3	0,295	0,151	0,445
160	192	9	4	0,313	0,154	0,466
170	204	9	4	0,294	0,145	0,439
180	216	10	4	0,278	0,148	0,426
190	228	10	4	0,263	0,140	0,403
200	240	11	5	0,279	0,143	0,422

При увеличении суммарного времени полета t_0 в рассматриваемом диапазоне $m_0 = 140 \div 200$ кг. относительная масса топлива возрастает (Таблица 3, рис. 4), что связано с увеличением потребного количества топлива для работы поршневой силовой установки.

Таблица 4 - Результаты расчетов для рассматриваемого диапазона m_0 , схема Б, $t_0 = 40$ мин., $t_{\text{ВВП}} = 5$ мин.

m_0 , кг	$m_0 \bar{P}_0$, кгс	$n_{\text{эл.дв}}^{\text{ВВП}}$	$n_{\text{бат}}^{\Sigma}$	$\bar{m}_{\text{топл}}$	$\bar{m}_{\text{с.у.}}$	$\bar{m}_{\text{топл}} + \bar{m}_{\text{с.у.}}$
140	168	8	9	0,366	0,114	0,481
150	180	8	9	0,342	0,107	0,449
160	192	9	10	0,356	0,113	0,469
170	204	9	10	0,335	0,106	0,441
180	216	10	11	0,348	0,111	0,459
190	228	10	11	0,330	0,105	0,435
200	240	11	12	0,342	0,110	0,452

Таблица 5 - Результаты расчетов для рассматриваемого диапазона m_0 , схема Б, $t_0 = 60$ мин., $t_{\text{ВВП}} = 5$ мин.

m_0 , кг	$m_0 \bar{P}_0$, кгс	$n_{\text{эл.дв}}^{\text{ВВП}}$	$n_{\text{бат}}^{\Sigma}$	$\bar{m}_{\text{топл}}$	$\bar{m}_{\text{с.у.}}$	$\bar{m}_{\text{топл}} + \bar{m}_{\text{с.у.}}$
140	168	8	12	0,489	0,114	0,603
150	180	8	12	0,456	0,107	0,563
160	192	9	13	0,463	0,113	0,576
170	204	9	13	0,436	0,106	0,542
180	216	10	15	0,475	0,111	0,586
190	228	10	15	0,450	0,105	0,555
200	240	11	16	0,456	0,110	0,566

Результаты расчетов показывают (таблица 4, 5 рис. 4), что при увеличении суммарного времени полета t_0 значительно возрастает относительная масса топлива (схема Б), что связано с увеличением потребного числа батарей $n_{\text{бат}}^{\Sigma}$. Представленные данные могут быть экстраполированы на весь рассматриваемый диапазон t_0 . Таким образом, использование схемы Б целесообразно в диапазоне $t_0 = 40 \div 60$ мин., при $m_0 = 140 \div 200$ кг.

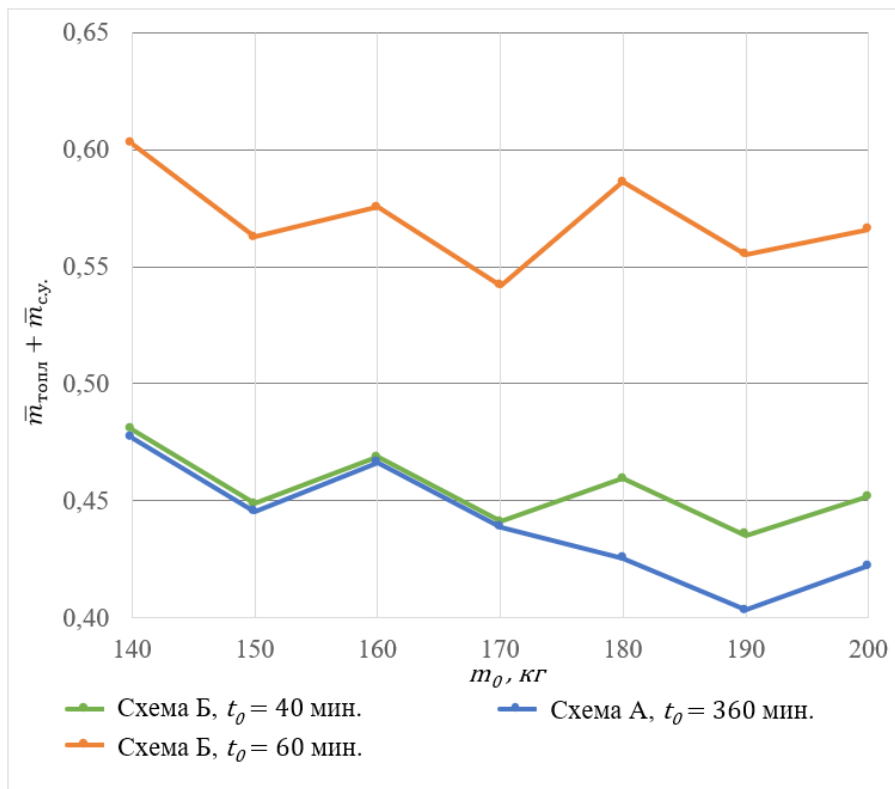


Рисунок 4 - График зависимости относительной массы силовой установки и топлива от максимальной взлетной массы, БПЛА схемы А и Б

Таблица 6 - Результаты расчетов для рассматриваемого диапазона m_0 , схема В с поршневыми двигателями, $t_0 = 120$ мин., $t_{\text{ВВП}} = 5$ мин.

$m_0, \text{ кг}$	$m_0 \bar{P}_0, \text{ кгс}$	$n_{\text{п.д.}}^{\text{ВВП}}$	$\bar{m}_{\text{топл}}$	$\bar{m}_{\text{с.у.}}$	$\bar{m}_{\text{топл}} + \bar{m}_{\text{с.у.}}$
140	154	5	0,295	0,236	0,531
150	165	5	0,275	0,220	0,495
160	176	5	0,258	0,206	0,464
170	187	6	0,291	0,233	0,524
180	198	6	0,275	0,220	0,495
190	209	6	0,261	0,208	0,469
200	220	6	0,248	0,198	0,446

Таблица 7 - Результаты расчетов для рассматриваемого диапазона m_0 , схема В с поршневыми двигателями, $t_0 = 360$ мин., $t_{\text{ВВП}} = 5$ мин.

m_0 , кг	$m_0 \bar{P}_0$, кгс	$n_{\text{п.д.}}^{\text{ВВП}}$	$\bar{m}_{\text{топл}}$	$\bar{m}_{\text{с.у.}}$	$\bar{m}_{\text{топл}} + \bar{m}_{\text{с.у.}}$
140	154	5	0,885	0,236	1,121
150	165	5	0,826	0,220	1,046
160	176	5	0,774	0,206	0,981
170	187	6	0,874	0,233	1,107
180	198	6	0,826	0,220	1,046
190	209	6	0,782	0,208	0,991
200	220	6	0,743	0,198	0,941

Как и для схемы В с электрическими двигателями, для схемы В с поршневыми двигателями (Таблица 6, 7) наблюдается значительное увеличение относительной массы топлива при увеличении суммарного времени полета t_0 . Экстраполирование представленных данных на различные диапазоны суммарного времени полета t_0 показывает, что реализация схемы В с поршневыми двигателями, в рассматриваемом диапазоне $m_0 = 140 \div 200$, целесообразна при суммарном времени полета БПЛА $t_0 = 60 \div 120$ мин (рис. 5). Аналогичные результаты могут быть представлены и для схемы В с турбореактивными двигателями (Таблица 8).

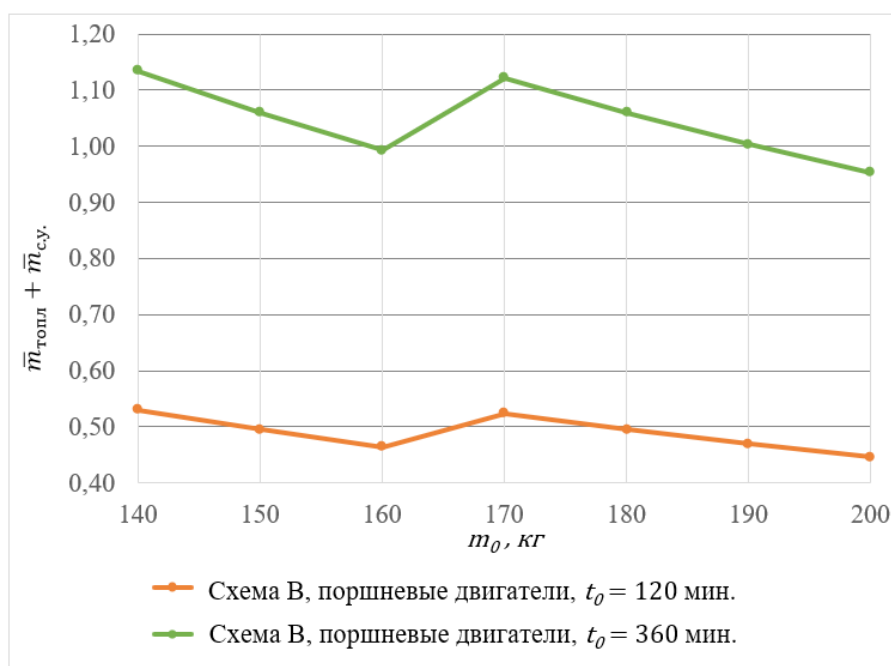


Рисунок 5 - График зависимости относительной массы силовой установки и топлива от максимальной взлетной массы, БПЛА схемы В с поршневыми двигателями

Таблица 8 - Результаты расчетов для рассматриваемого диапазона m_0 , схема В с турбореактивными двигателями, $t_0 = 40$ мин., $t_{ВВП} = 5$ мин.

m_0 , кг	$m_0 \bar{P}_0$, кгс	$n_{р.д.}^{ВВП}$	$\bar{m}_{топл}$	$\bar{m}_{с.у.}$	$\bar{m}_{топл} + \bar{m}_{с.у.}$
140	168	2	0,491	0,179	0,670
150	180	2	0,458	0,167	0,625
160	192	2	0,430	0,156	0,586
170	204	2	0,404	0,147	0,551
180	216	2	0,382	0,139	0,521
190	228	2	0,362	0,132	0,493
200	240	2	0,344	0,125	0,469

Экстраполирование полученных данных показывает, что реализация схемы В с турбореактивными двигателями в рассматриваемом диапазоне целесообразна при суммарном времени полета БПЛА $t_0 = 40 \div 60$ мин, что значительно меньше, чем при использовании в схеме В поршневых силовых установок.

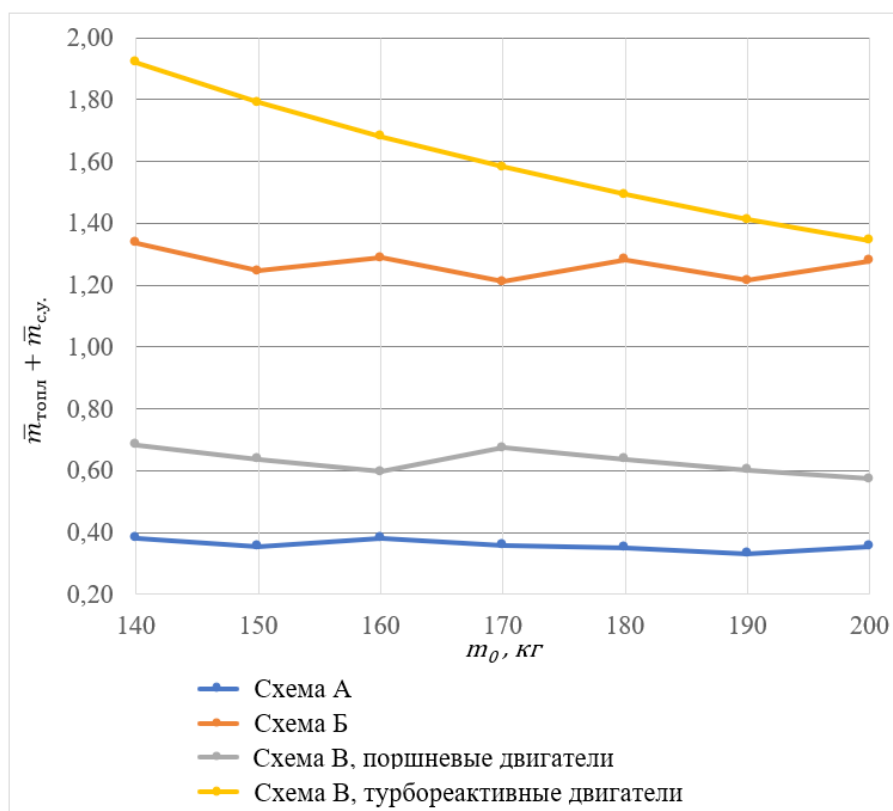


Рисунок 6 - График зависимости относительной массы силовой установки и топлива от максимальной взлетной массы для рассматриваемых схем БПЛА при $t_0 = 180$ мин., диапазон $m_0 = 140 \div 200$ кг.

Анализ полученных данных (рис. 6) показывает, что при настоящем уровне научно-технического прогресса наиболее эффективным решением по критерию минимальной относительной массы силовой установки и топлива в рассматриваемом диапазоне $m_0 = 140 \div 200$ кг. и $t_0 = 180 \div 360$ мин. является сочетание электрических двигателей для ВВП и поршневого двигателя для полета БПЛА по маршруту. Для данной схемы в рассматриваемом диапазоне m_0 и t_0 суммарная относительная масса силовой установки и топлива находится в пределах от 0,332 ($m_0 = 190$ кг., $t_0 = 180$ мин.) до 0,477 ($m_0 = 140$ кг., $t_0 = 360$ мин.).

Заключение

Таким образом, аналитическим путем определена наиболее эффективная схема БПЛА самолетного типа с вертикальным взлетом и посадкой для рассматриваемого диапазона времени полета и взлетной массы по критерию минимальной относительной массы силовой установки и топлива. Представленная методика может быть использована

для определения наиболее эффективной схемы БПЛА самолетного типа с вертикальным взлетом и посадкой на начальных итерациях проектирования путем ее экстраполирования на необходимый диапазон максимальной взлетной массы и времени полета.

Конфликт интересов

Не указан.

Рецензия

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

Conflict of Interest

None declared.

Review

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

Список литературы / References

1. О транспортной стратегии Российской Федерации до 2030 года с прогнозом до 2035 года: распоряжение Правительства Российской Федерации от 27 ноября 2021 года №3363-р.
2. Горн И.В. Региональные авиaperезовки в России: история, проблемы и перспективы развития / И.В. Горн // Научный вестник МГТУ ГА. — 2007. — 118. — с. 7-12.
3. Матюха С.В. Беспилотные авиационные системы в грузоперевозках / С.В. Матюха // Транспортное дело России. — 2022. — 1. — с. 141-143.
4. Просвирина Н.В. Анализ и перспективы развития беспилотных летательных аппаратов / Н.В. Просвирина // Московский экономический журнал. — 2021. — 10. — с. 560-575.
5. Матюха С.В. Искусственный интеллект в беспилотных авиационных системах / С.В. Матюха // Транспортное дело России. — 2022. — 1. — с. 8-11.
6. Замятин П.А. Классификационные признаки беспилотных летательных аппаратов аэродромного базирования / П.А. Замятин // Кронос. — 2020. — 4 (43). — с. 76-84.
7. Булат П.В. О современном подходе к проектированию беспилотных летательных аппаратов самолетного типа с коротким взлетом и посадкой. Часть III. Численное моделирование вихревой аэродинамики летательного аппарата методом дискретных вихрей / П.В. Булат, О.П. Минин // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. — 2018. — 2. — с. 169-190.
8. Скоробогатов С.В. Подходы к проектированию и практика применения беспилотных воздушных судов самолётного типа / С.В. Скоробогатов, Д.А. Бутуров // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. — 2023. — 4. — с. 14.
9. Серебрянский С.А. Подход к формированию технического облика беспилотного воздушного судна / С.А. Серебрянский, А.Е. Парненков // Вестник ЮУрГУ. Серия: Машиностроение. — 2019. — 3. — с. 43-52.
10. Kamal A. Design methodology for hybrid (VTOL + Fixed Wing) unmanned aerial vehicles / A. Kamal, A. Ramirez-Serrano // Aeron Aero Open Access J. — 2018. — 2 (3). — p. 165-176. — DOI: 10.15406/aaaj.2018.02.00047.
11. Navarathinam N. Characterization of Lithium-Polymer batteries for CubeSat applications / N. Navarathinam, R. Lee, H. Chesser // Acta Astronautica. — 2011. — 68 (11-12). — p. 1752-1760. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.02.004.

Список литературы на английском языке / References in English

1. O transportnoy strategii Rossiyskoy Federatsii do 2030 goda s prognozom do 2035 goda [On the transport strategy of the Russian Federation until 2030 with a forecast until 2035] / Order of the Government of the Russian Federation of November 27, 2021 No. 3363-r. [in Russian]
2. Gorn I.V. Regional'nye aviaperevozki v Rossii: istoriya, problemy i perspektivy razvitiya [Regional aviatransportations in Russia: history, problems and future prospects] / I.V. Gorn // Civil Aviation High Technologies. — 2007. — 118. — p. 7-12. [in Russian]
3. Matjuha S.V. Bepilotnye aviatsionnye sistemy v gruzoperevozkah [Unmanned aerial systems in cargo transportation] / S.V. Matjuha // Transport business in Russia. — 2022. — 1. — p. 141-143. [in Russian]
4. Prosvirina N.V. Analiz i perspektivy razvitiya bepilotnyh letatel'nyh apparatov [Analysis and prospects for the development of unmanned aircraft] / N.V. Prosvirina // Moscow economic journal. — 2021. — 10. — p. 560-575. [in Russian]
5. Matjuha S.V. Iskusstvennyj intellekt v bepilotnyh aviatsionnyh sistemah [Artificial intelligence in unmanned aircraft systems] / S.V. Matjuha // Transport business in Russia. — 2022. — 1. — p. 8-11. [in Russian]
6. Zamjatin P.A. Klassifikatsionnye priznaki bepilotnyh letatel'nyh apparatov aerodromnogo bazirovanija [Classification features of airport-based unmanned aircraft vehicles] / P.A. Zamjatin // Chronos publ. — 2020. — 4 (43). — p. 76-84. [in Russian]
7. Bulat P.V. O sovremennom podhode k proektirovaniyu bepilotnyh letatel'nyh apparatov samoletnogo tipa s korotkim vzletom i posadkoj. Chast' III. Chislennoe modelirovanie vihrej aerodinamiki letatel'nogo apparata metodom diskretnykh vihrej [On modern approach to airplane-type unmanned aerial vehicles design with short takeoff and landing, part III. numerical modeling of aircraft vortex aerodynamics by discrete vortex method] / P.V. Bulat, O.P. Minin // Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics. — 2018. — 2. — p. 169-190. [in Russian]
8. Skorobogatov S.V. Podhody k proektirovaniyu i praktika primenenija bepilotnyh vozдушnyh sudov samoletnogo tipa [Approaches to design and practice of unmanned aerial vehicles of the airplane type] / S.V. Skorobogatov, D.A. Buturov // Crede Experto: transport, society, education, language. — 2023. — 4. — p. 14. [in Russian]

9. Serebrjanskij S.A. Podhod k formirovaniju tehničeskogo oblika bespilotnogo vozdušnogo sudna [Approach to shaping the technical appearance of an unmanned aerial vehicle] / S.A. Serebrjanskij, A.E. Parnenkov // Bulletin of the South Ural State University. Series "Mechanical engineering industry". — 2019. — 3. — p. 43-52. [in Russian]
10. Kamal A. Design methodology for hybrid (VTOL + Fixed Wing) unmanned aerial vehicles / A. Kamal, A. Ramirez-Serrano // Aeron Aero Open Access J. — 2018. — 2 (3). — p. 165-176. — DOI: 10.15406/aoaj.2018.02.00047.
11. Navarathinam N. Characterization of Lithium-Polymer batteries for CubeSat applications / N. Navarathinam, R. Lee, H. Chesser // Acta Astronautica. — 2011. — 68 (11-12). — p. 1752-1760. — DOI: 10.1016/j.actaastro.2011.02.004.