

ПАО Туполев

Конкурс научно-технических
работ

КОНКУРСНАЯ РАБОТА

Легкий сельскохозяйственный самолёт с полностью
электрической силовой установкой

Исполнитель:

Инженер-конструктор, СП 41.02 _____ Ермохин Сергей Владимирович

Москва
2022 год

«Легкий сельскохозяйственный самолёт с полностью электрической силовой установкой»

**Ермохин С.В.
Инженер-конструктор, СП 41.02**

«Чем более мы берем от мира, тем менее мы оставляем в нем, и в конечном итоге мы вынуждены будем оплатить наши долги в тот самый момент, который может оказаться неподходящим для того, чтобы обеспечить продолжение нашей жизни»

Норберт Винер
математик,
основоположник кибернетики
и теории искусственного интеллекта.

Ключевые слова:

Легкий сельскохозяйственный самолёт; полностью электрический самолёт; полностью электрический сельскохозяйственный самолёт; аккумуляторный блок; электродвигатель; литий-титановый аккумуляторный блок; литий-серный аккумуляторный блок.

Оглавление

Вопросы, подлежащие к рассмотрению в данном проекте:	3
Вступление.	4
Анализ ситуации и обоснование проблемы.	4
Альтернативная энергетика в авиации.	6
Проекты электрических самолётов.	7
Проект легкого сельскохозяйственного самолета с электрической силовой установкой.	8
Современные достижения в сфере электрического моторостроения.	15
Современные достижения в сфере энергоносителей и источников электроэнергии.	18
Литий-титановые аккумуляторы.	21
Литий-серные аккумуляторы.	23
Определение ёмкости аккумуляторной батареи.	24
Ресурс аккумуляторного блока	39
Рынок сельскохозяйственной авиации мира	41
Оценка приблизительных экономических характеристик	43
электрической силовой установки	43
Выводы.	48
Список используемой литературы	49

Вопросы, подлежащие к рассмотрению в данном проекте:

- Анализ ситуации и обоснование проблем.
- Краткая историческая сводка внедрения альтернативной энергетики в авиацию.
- Применимость электричества в виде альтернативного источника энергии.
- Изучение существующих проектов полностью электрических самолётов.
- Особенности семейства сельскохозяйственной авиации.
- Возможности и преимущества сельскохозяйственной авиации для электрификации силовой установки.
- Проект создания легкого сельскохозяйственного самолёта с полностью электрической силовой установкой.
- Изучение технических достижений в сферах вторичных энергоносителей и электро-моторостроения.
- Поиск эффективных комбинаций в цепях силового энергетического оборудования.
- Сопоставление классических и электрических силовых агрегатов.
- Приблизительная оценка и прогнозирование экономических характеристик полностью электрического сельскохозяйственного самолёта на основе общедоступных данных в сфере топливо-ресурсной энергетики.

Вступление.

Non progredi est regredi.

Не идти вперед - значит идти назад

Анализ ситуации и обоснование проблемы.

Современный мир растет и развивается бешеными темпами, и этот рост требует все больших затрат энергии. Мир поглощает и перерабатывает множество природных ресурсов, среди которых фундаментальную роль играет нефть. Это ископаемое горючее вещество не просто так ценится как настояще «черное золото», поскольку обеспечивает энергией и теплом весь стремительно развивающийся мир. Именно из нефти вырабатывается треть всего мирового запаса топлива, на её основе ведется производство синтетических пластмасс и полимеров, горюче-смазочных материалов.

Импорт и экспорт нефти играет важную роль в экономике многих стран. Уровень потребления энергоносителей с годами лишь растет. Постоянное увеличение населения Земли, развитие промышленности и транспорта, расширение логистических цепей вызывает закономерный рост «энергетических аппетитов». А вместе с тем расширяются потоки отходов и объемы выбросов в атмосферу продуктов сгорания, содержащих вредные составляющие – окислы азота, углерода, хлор, фреоны – и активно изменяющие естественный ход развития атмосферных процессов. Всё это неотвратимо подталкивает мир к критическому уровню опасности и угрозе масштабной экологической катастрофы [1].

По данным ежегодного отчета BP Statistical Review of World Energy, к началу 2019 года общий объем разведанной нефти в мире составил 1,7 триллиона баррелей. Важно отметить, что в 2018-м глобальный рынок столкнулся с дефицитом нефти: извлекая из недр 94,7 миллиона баррелей в день, мир сжигал на 5,5 процента больше — 99,8 миллиона. Это связано с искусственным ограничением добычи странами ОПЕК — для поддержания приемлемых цен [2, 3].

И хотя оценки этого процесса расходятся в зависимости от региона добычи, данные предрекают, что, при сохранении современного уровня потребления углеводородных топлив, доказанных и разведанных запасов сырой нефти в Азии и Европе может хватить в среднем на 50 лет. Помимо прочего, проблема заключается в том, что даже открытая новых ресурсных запасов не гарантирует решения, поскольку добыча окупается далеко не всегда.

Таким образом, напрашивается вывод: рано или поздно известные и обжитые нефтяные месторождения будут исчерпаны, однако, будет весьма трудно подыскать им эквивалентную и релевантную замену, даже локализовав новые залежи. Все движется к тому, что традиционный энергоноситель – нефтяное топливо – доживает свой век, напрашивается сам собой. Требуются новые источники энергии, со значительно меньшим вредоносным эффектом на экологию или свободные от него совсем, а самое главное и желанное – неиссякаемые.

В условиях данной работы можно выделить три ключевых условия, которым должен удовлетворять перспективный энергоноситель:

1. Ресурсное условие.

Новый энергоноситель должен обладать соответствующим потенциалом и быть достаточным в количестве, чтобы заменить собой привычное нефтяное топливо. Как уже говорилось выше, это должен быть ресурс, максимально приближенный к понятию "неиссякаемый", либо "восстановимый".

2. Экологическое условие.

Несмотря на споры мировых экспертов, пагубное влияние повсеместного выброса продуктов сгорания нефтяных топлив невозможно оставить незамеченным. Коварство антропогенного загрязнения природы заключается в том, что пагубный эффект выбросов на окружающий мир и состояние здоровья человека может проявляться не сразу, а лишь с течением времени, когда исправлять накопившиеся последствия будет уже поздно. По данным Всемирной Организации Здравоохранения, опубликованным в 2014 году, загрязнение воздуха, сказавшись на здоровье, привело к смерти порядка 7 млн. человек. ВОЗ проследила подобную тенденцию на протяжении нескольких лет, приписав к ней определение "ежегодной смертности".

Помимо продуктов горения, нефть опасна даже в сыром виде при попадании в воду или на почву. Такие загрязнения даже в малых процентных соотношениях приводят к масштабной гибели растительного и животного мира в воде и на суше, что, в свою очередь влечет нарушения в целых экологических нишах и цепочках. Человечество - неотъемлемая часть природы, потому не может не ощущать на себе последствия экологического дисбаланса. Потому влияние нового энергетического ресурса на природу должно быть минимизировано.

3. Экономическое условие.

Данный пункт требует небольшой оговорки. С точки зрения потребления, новый топливный ресурс должен быть дешев и доступен, должен окупать своё использование и приносить выгоду при рыночной продаже. Трудно будет потеснить с рынка укоренившееся там "черное золото", однако, его ограниченный запас как источник энергии и как источник прибыли с течением времени иссякнет. Развитие альтернативной энергетики как новой всемирной инфраструктуры - долгоиграющее экономическое вложение, и отчасти носит ультимативный и неизбежный, навязанный человечеству самой природой, характер.

Конечно, нефть не исчезнет мгновенно; прежде, по мере уменьшения объёмов её добычи, но при сохранении спроса, цена её будет лишь расти и тем самым ограничит доступ среднестатистического потребителя к её рынку. Целесообразно начинать исследования и разработки как можно раньше, чтобы не столкнуться к энергетическим кризисом, не имея под руками возможных путей и планов его разрешения.

Новый энергоресурс должен доказать потенциал своих возможностей, продемонстрировать, пусть даже в малых значениях, свои преимущества, чтобы зарекомендовать себя как эффективная альтернатива, стоящая необходимых вложений.

По сути, напрямую зависимое от энергообеспечения человечество должно в короткие сроки решить проблемы своего выживания. Потому что, при должной оценке, рассмотренные выше тезисы, так или иначе, сводятся к вопросу жизни общества в целом. А для обеспечения жизни достойной необходимо найти возможности и пути перехода с нефтяных топлив на альтернативные виды энергии, масштабно внедрять национальные энергетические и транспортные программы, направленные на существенное уменьшение количества вредных выбросов в атмосферу, максимально ограничить пагубное воздействие на природу. Эти вопросы требуют всевозможного внимания к себе, поскольку именно ответы на них смогут помочь обществу ближайшего будущего.

Альтернативная энергетика в авиации.

Одно из возможных предложений в качестве пути решения описанной выше проблемы - внедрение альтернативных энергетических проектов. В условиях данной работы - авиационных.

Обращаясь к истории, можно проследить, что глобальные проблемы энергообеспечения встречались в сфере авиационного транспорта достаточно остро, даже вне контекста этого материала. Более того, в сфере (в том числе и на сегодняшний момент) наблюдается и прогнозируется постоянное увеличение расхода топлива. Внимание здесь будет акцентировано на поисках альтернативного вида топлива для самолетов легкой авиации.

Как гласит история, впервые аккумуляторная батарея с электрическим двигателем поднялась в воздух на борту дирижабля "La France" 8 октября 1883 года. Первый проект «электрического» самолёта, приводимого в движение энергией никель-кадмийевых (Ni-Cd) батарей, датируется 1972 годом. Однако, из-за малой плотности энергии батарей тех лет, аппарат так и не взлетел [4].

В периоде 1980-х годов электричество снова активно вернулось в авиацию – на этот раз частично заменив собой некоторые гидравлические или пневматические системы самолета: системы контроля полета, запуска двигателя, систем взлётно-посадочных устройств, топливные помпы и авионику. Так шаг за шагом утвердился концепт “more electric aircraft” (MEA) – постепенной электрификации систем самолета [5].

Однако, электрификация силовой установки получила свою собственную, отдельную нишу: «Electrical Propulsion-Based Aircraft», которая в дальнейшем подразделилась на три течения:

- 1. Fully Electric – полностью электрическая СУ.**
- 2. Turboelectric – турбоэлектрическая СУ.**
- 3. Hybrid Electric – гибридная СУ.**

Каждая схема обладает рядом характерных преимуществ и недостатков.

В схеме полностью электрической СУ выбросы вредных веществ в атмосферу во время полета отсутствуют, потому это модель и была признана как экологически чистая, но с оговоркой, что утилизация и переработка сложных химических веществ аккумуляторных батарей будет произведена согласно всем необходимым требованиям и правилам охраны окружающей среды. Что так же немало важно: электричество как ресурс может быть реаккумулировано, иными словами – восстановлено, при должном подходе к вопросу. А человечеству, как говорилось выше, необходим новый возобновляемый ресурс.

К сожалению, на данный момент технический прогресс не достиг того уровня энергоемкости батарей, позволяющего полностью заменить ими привычное нефтяное топливо, потому для класса средне- и дальне магистральной транспортной авиации переход на полностью электрическую силовую установку остается нерешённой задачей.

Отсутствие механической трансмиссии для передачи крутящего момента дает большую свободу для взаимного расположения агрегатов всей силовой установки в схемах. Минимизация подвижных соединений положительно сказывается на ресурсе механизмов и облегчает вес всей конструкции. Такова особенность электрических моторов - они могут быть соединены с колесами или винтами на прямую без установки промежуточных редукторов и трансмиссионных валов, передачу энергии можно осуществить через неподвижные силовые кабели. Благодаря этим свойствам гибридные схемы нашли себя в среде тяжелой карьерной и железнодорожной техники: в

большегрузных самосвалах и дизельных тепловозах. Это позволяет обеспечить независимое вращение каждого колеса или колесной пары, а так же вращение всей оси или тележки. Приводящие в движение колеса электромашины так же могут играть роль резисторных тормозов [6].

Проекты электрических самолётов.

В рамках авиастроения электрические самолёты однозначно можно считать молодым классом, но обладающим в прямом смысле интригующим потенциалом.

Сравнение существующих на данный момент проектов поможет проследить общую тенденцию развития и оценить характеристики семейства в целом.

Таблица 1. Характеристики существующих проектов полностью электрических самолетов.

Проект	Источник энергии	Взлётная масса (кг)	Пилотируемый/БПЛА	Суммарная мощность силовой установки (л.с.)
Solar Impulse	СБ	2000	Пилотируемый	40
QinetiQ Zephyr	СБ	50	БПЛА	-
Airbus E-FAN	АкБ	550	Пилотируемый, 2-х местный	80
de Havilland Canada DHC-2 EBeaver	АкБ	2300	Пилотируемый гидроплан	760
Pipistrel Taurus	АкБ	550	Пилотируемый, 2-х местный	55
NASA X-57 Maxwell	АкБ	1400	Пилотируемый	-
Pipistrel Velis Electro	АкБ	600	Пилотируемый, 2-х местный	77
Cessna eCaravan	АкБ	3600	Пилотируемый, 6-ти местный	750
Extra 330LE	АкБ	1000	Пилотируемый, одноместный	360

Из перечня проектов электрических самолетов, становится видно, что далеко не все из них рассчитаны на выполнение коммерчески-выгодных транспортных услуг. Для большей их части подходит определение «экспериментальные», поскольку их прикладная эффективность оказывается сравнительно мала: проще говоря, такие самолеты не могут перевозить грузы или пассажиров [7, 8, 9].

Однако, есть и те проекты, что делают целенаправленные шаги в сторону перехода электрической авиации из рубрики «экспериментальная» в рубрику «коммерческая». Например, Cessna eCaravan – самолёт, рассчитанный на полноценные - как для любого другого воздушно-транспортного средства - перелёты с шестью пассажирами на борту.



Рисунок 1. Внешний вид полностью электрического самолёта, разработанного совместными усилиями компаний Siemens и Airbus.



Рисунок 2. Полностью электрический самолет Cessna ECaravan с оборудованием MagniX.

Подводя небольшой итог, становится ясно, что ниша специализированной, коммерчески-применимой, и, следовательно, коммерчески-выгодной полностью электрической авиации остается свободной. И востребованной, согласно выводам из описанной выше проблематики состояния нефтяной энергетики в целом.

Это наталкивает на заключение, что время создания уже не экспериментальных, а «рабочих» самолётов, способных конкурировать со своими «керосиновыми» предшественниками в выполнении различных, народнохозяйственных задач, однозначно пришло.

Проект легкого сельскохозяйственного самолета с электрической силовой установкой.

Цель данного проекта – рассмотреть возможность оборудования сельскохозяйственного самолета полностью электрической силовой установкой.

Сельское хозяйство, без преувеличения, один из ключевых столпов существования человечества, отрасль экономики, удовлетворяющая одну из первичных потребностей людей – потребность в пище. Поэтому, на правах фундаментальной экономической сферы, сельское хозяйство заслуживает к себе внимательного отношения и достойного материального и научно-технического обеспечения. Развитое сельское хозяйство обеспечивает обществу не только такой очевидный фактор, как запас пропитания; но также укрепляет независимость одного государства от других и гарантирует безопасность в случае природных чрезвычайных происшествий.

В мировом сельском хозяйстве занято около 1 млрд. экономически активного населения. Роль сельского хозяйства в экономике стран или регионов характеризует их структуру и уровень развития.

Наиболее высокого уровня достигло сельское хозяйство развитых стран Европы и Северной Америки, вступивших в постиндустриальную стадию. В сельском хозяйстве там

занято 2-6 % экономически активного населения. В этих странах «зелёная революция» произошла ещё в середине XX века; сельское хозяйство там характеризуется научно-обоснованной организацией, повышением производительности, применением новых технологий, сельскохозяйственных машин, пестицидов и удобрений, использованием генной инженерии и биотехнологии, робототехники и электроники. Таким образом, практически любая техническая сфера способна внести свою важную лепту в общее дело. В том числе и авиация, создавая и пополняя парки самолетов сельскохозяйственного назначения.

Согласно данным, подведенным штаб-квартирой ИКАО, к началу 90-ых годов в эксплуатации мирового авиационного парка находилось более 320 тысяч самолётов авиации общего назначения. За последние десятилетия количество применяемых на агрехимических работах (АХР) летательных аппаратов увеличилось во всем мире почти в 4 раза. В настоящее время 23,5 сельскохозяйственных самолётов обрабатывают свыше 300 млн. га земельных угодий, из которых порядка трети находятся на территории стран СНГ.

Доктор биологических наук, профессор Е.Н.Белецкий писал о возможностях применения сельскохозяйственной авиации так:

"Специалистам сельского хозяйства со стажем нет необходимости напоминать о той огромной роли, которую играла авиация в процессах интенсификации сельскохозяйственного производства страны. Естественно, различным историческим периодам соответствовали различные типы применяемой авиационной техники, объемы и виды выполняемых работ, но неизменным оставалось одно - рост объемов сельскохозяйственного производства происходил на фоне интенсивного развития применения сельскохозяйственной авиации.

С точки зрения сельскохозяйственной энтомологии (раздела зоологии, изучающего насекомых (прим.автора)), очевидно, что без применения авиации не были бы столь успешно решены проблемы, связанные с резкими вспышками численности насекомых - вредителей. История, к сожалению, повторяется - своеобразным следствием падения объемов применения авиации на территории стран СНГ явился ущерб, нанесенный в 1999 и 2000 г. вредными саранчовыми сельхозугодиям Западной Сибири, Казахстана, Нижнего и Среднего Поволжья.

Насекомые не знают границ. Не приняв соответствующих мер, с аналогичными проблемами в ближайшем будущем может столкнуться и Украина.

Именно поэтому появление работы, в которой интегрирован многолетний опыт применения авиации в сельском хозяйстве, особенно актуально в настоящее, весьма непростое для страны, время..."

Слова ученого были подтверждены сравнительно недавно, когда весной 2020 года по сельскохозяйственным посевам стран Африки, Ближнего Востока и Южной Азии прокатились волны саранчи, в количестве, сравнимом с бедствием библейского масштаба. Нашествие побило рекорды пятидесятилетней давности, а ущерб, нанесенный прожорливыми насекомыми измеряется в миллиардах долларов (в пределах одного лишь пострадавшего от саранчи Пакистана ущерб был оценен в 5,5 млрд \$). Хуже того: ущерб, нанесенный сельскому хозяйству, оценивается не только в денежном, но и в продовольственном эквиваленте. А отсутствие продовольствия может грозить не только экономическим кризисом, но и банальным голодом среди населения.

Сельское хозяйство - экономическая сфера оборота громадных денежных средств, ведь пища - фундаментальная потребность, которую удовлетворяют результаты обширного сельского труда, следовательно, спрос на сельскохозяйственную продукцию может смело получить заслуженный ярлык "постоянного". Потому это тот случай, когда буквально каждый рубль должен оправдывать своё вложение [10].

Так, например, согласно открытым данным ресурса "РБК. Компании" за период 2018 года лишь одна Ассоциация "Развитие аграрных инициатив" получила выручку

чистой прибыли в размере \approx 380 млн. рублей. Выполняя консалтинговые услуги для бизнеса, инвесторы подобного масштаба всегда будут заинтересованы в перспективах приумножения своего капитала за счет внедрения новых, перспективных и экономически выгодных технологий в сельское хозяйство, в общем, и в сельскохозяйственное машиностроение в частности.

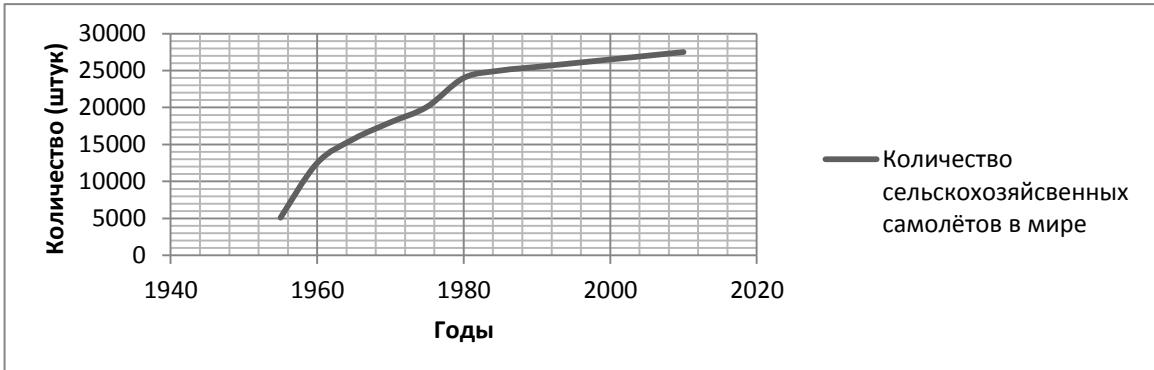


Рисунок 3. Количество сельскохозяйственных самолётов в мире.

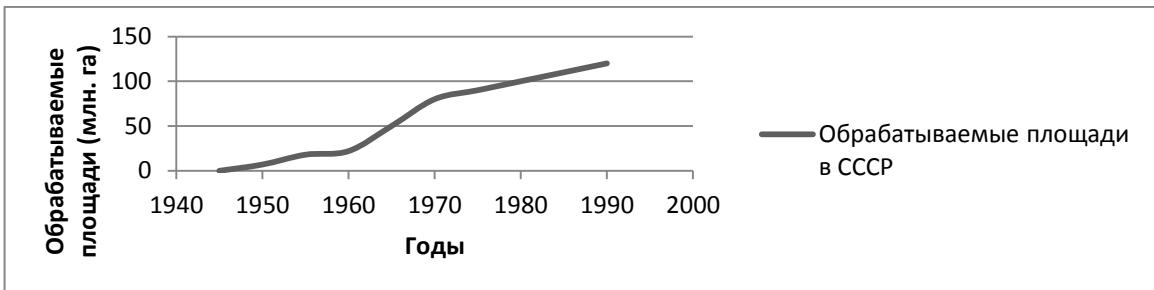


Рисунок 4. Количество обрабатываемых площадей в СССР по годам.

Советский Союз оставил в наследство современной России большое количество малых аэродромов (длина взлетно-посадочной полосы которых составляет порядка 600-1000м) равномерно распределенных буквально по всей территории страны. В нынешнее время большинство их них не эксплуатируются, несмотря на то, что у большей части подобных аэродромов твердое покрытие ВВП сохранилось в потребном состоянии [11].

Отсюда следует вывод, что сельскохозяйственная авиация России имеет значительно больший потенциал, чем может показаться на первый взгляд, поскольку, со времен прошлого века именно эта сфера строится на крепком фундаменте. Использование такого наследия во благо современности было бы мудрым и результативным решением.

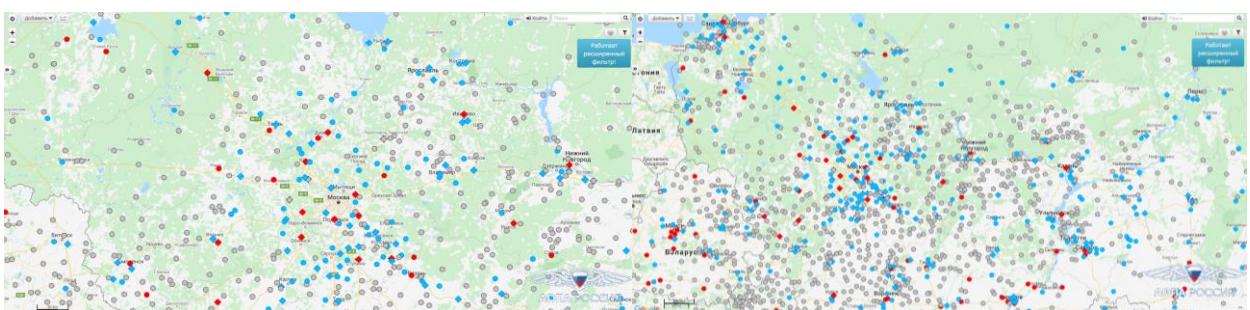


Рисунок 5. Карты расположения аэродромов*

* Карты предоставлены ресурсом "АОПА-РОССИЯ"

Серым выделены недействующие аэродромы с длиной ВВП \approx 600 м.

Семейство авиации сельскохозяйственного назначения обладает рядом свойств, весьма благоприятных для электрификации силовой установки. Немало важно, что эти свойства могут отчасти компенсировать некоторые недостатки, присущие современным аккумуляторным батареям, что в результате исправит ситуацию и повысит их эффективность эксплуатации [12, 13].

К типовому сельскохозяйственному самолёту предъявляется целый ряд как общих, так и специфических требований. К ним можно отнести:

- возможность эксплуатации на коротких взлетно-посадочных полосах (до 600 м) и на грунтовых площадках.
- автономность базирования на грунтовых и малопригодных аэродромах.
- широкий диапазон скоростей полета (от 120 до 240 км/ч)
- возможность выполнения посадок с подбором посадочных площадок с воздуха.
- полет на малой высоте (2-5 м)
- высокая маневренность и скороподъемность (≈ 4 м/с)
- большая ёмкость бака для агрохимических веществ (порядка 40% от взлётного веса).

Полёт сельскохозяйственного самолета при выполнении агрохимических работ (АХР) имеет ряд следующих особенностей:

- непродолжительное время полета при полной загрузке агрохимических веществ - в среднем 10...20 минут.*
- цикличность повторения этапов пролета и разворотов между пролетами.
- постоянно изменяющийся режим работы двигателя, связанный с маневрированием на траектории полета.

* Максимальная продолжительность рабочего агрохимического вылета директивно ограничена по соображениям обеспечения безопасности здоровья пилота. Медиками установлен порог нахождения в зоне распыления биологически активных агрохимических веществ равный сорока минутам. К тому же, из-за выполнения частых маневров, продолжительной концентрации для выдерживания заданных параметров движения на предельно малых высотах, пилот испытывает повышенные нагрузки, а следовательно, быстро утомляется. Утомление в полёте является крайне опасным фактором [14].

Разбирая эти свойства более подробно:

Малая продолжительность рабочих полетов.

Выполнение целевой задачи не требует продолжительного нахождения в воздухе - это позволяет создать эффективный, практически полезный проект, однако не требует большой энергоёмкости носителя.

Малые скорости выполнения агрохимических работ.

Позволяет высчитывать эффективную и наименее энергетически затратную скорость полёта, что сэкономит заряд аккумуляторной батареи.

Цикличность выполнения работ.

Компенсирует нехватку энергоёмкости современных батарей, поскольку позволяет подзаряжать их каждый раз, когда самолет возвращается в стартовую точку на дозаправку агрохимических веществ.

Большая коммерческая нагрузка.

В случае превышения массой аккумуляторной батареи предполагаемого предела, позволяет компенсировать это превышение за счет части коммерческой нагрузки.

Определенная траектория полета.

Позволяет подсчитать необходимую для полета энергоёмкость максимально точно, что позволит минимизировать вес аккумуляторной батареи.

Высокое аэродинамическое качество

Максимальное аэродинамическое качество большинства сельскохозяйственных самолётов достигается на малой скорости выполнения агрохимических работ. Эффективная аэродинамика уменьшает значение потребной мощности двигателя, сводя к минимуму энергетические затраты на движение.

В настоящее время сельскохозяйственная авиация выполняет широкий спектр задач, начиная с зачернения почвы, известкования и аэросева семян, заканчивая истреблением вредителей, саранчи и малярийного комара. Помимо выполнения сельскохозяйственных задач, малая авиация может быть чрезвычайно полезной в сфере лесоохраны, контроля состояния линий электропередач, газо и нефтепроводом, в решении гидрометеорологических и экономических задач. В зависимости от характера и условий выполнения АХР количество вылетов сельскохозяйственного самолёта может достигать нескольких десятков за один трудовой день [15].

Созданием самолётов общего назначения занимаются многие компании по всему миру: Air Tractor, Cessna, конструкторские бюро Антонова, Туполева, Сухого, и многие другие.

Таблица 2. Сравнение некоторых характеристик сельскохозяйственных самолётов разных конструкторских бюро.

Параметр	АН-2	ТУ-24-СХ	Cessna 188	Су-38	АТ-802
Взлетная масса (кг)	5250	2100	1995	1300	3025, максимальная 7257
Тип двигателя	ПД	ПД	ПД	ПД	Турбовинтовой
Мощность (л.с.)	1000	360	310	200	1350
Запас химикатов	1500 кг	900 кг	600 л	500 литров	До 3000 литров
Размах крыла (м)	18,18 (биплан)	13	12,7	11,5	17,68
Площадь крыла (м^2)	71,5	28	19,1	-	-
Удельная нагрузка на крыло (кг/ м^2)	76,8	73	100	-	-
Вес пустого самолёта (кг)	3600	1000	1045	1050	2858

"Сельхозниками" могут быть как легкие самолеты со взлетной массой, не превышающей 1200 кг, с бензиновыми поршневыми двигателями на 200 л.с., так и тяжеловесы сельскохозяйственного класса с турбовинтовым двигателем с более чем 7 тоннами взлетного веса на борту.

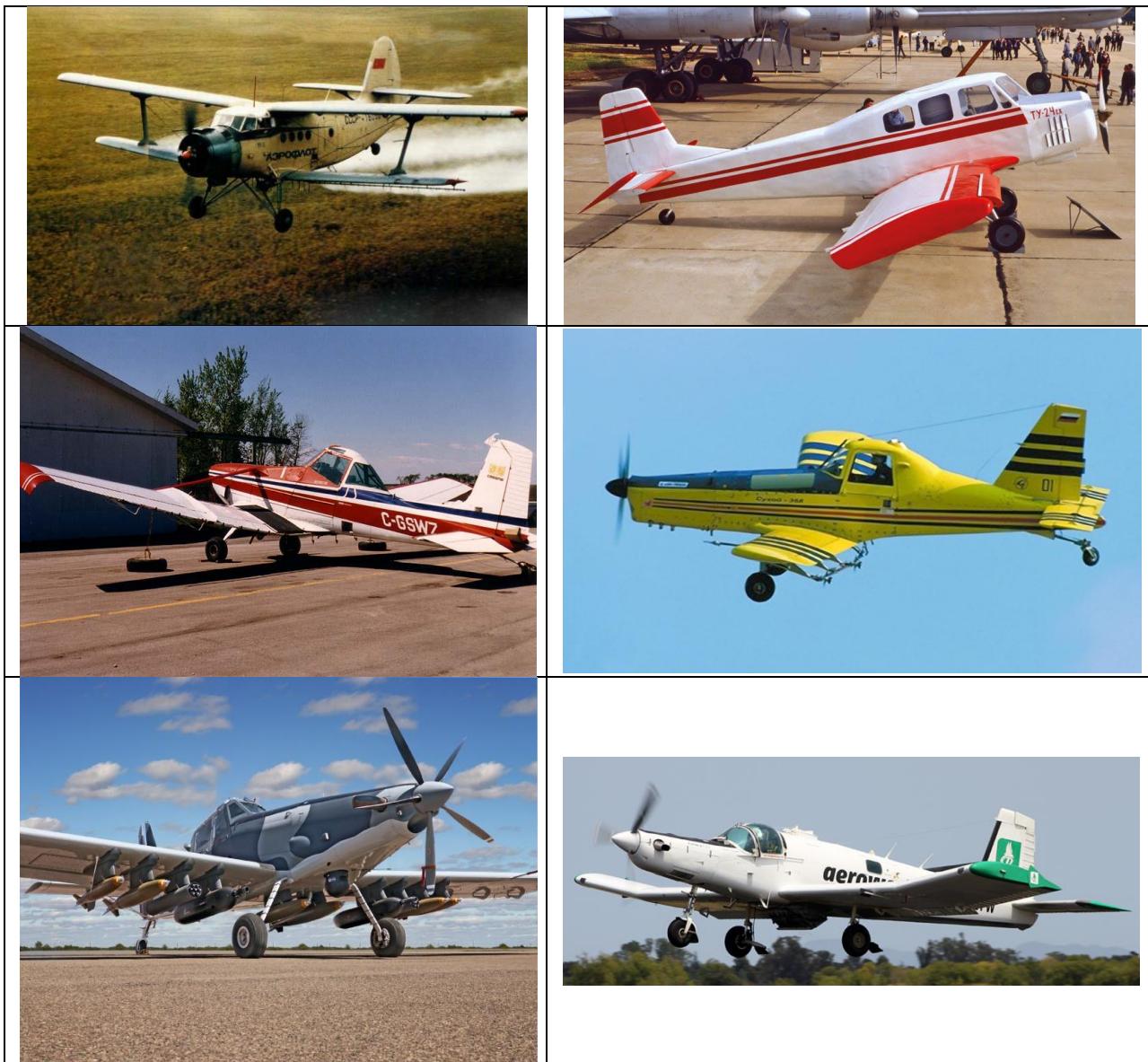


Рисунок 6. Модели сельскохозяйственных самолётов

По порядку:

- АН-2
- Ту-24-СХ
- Cessna-188
- Су-38
- Air Tractor AT-802 (переоборудованный в легкий штурмовик)
- Pacific Aerospace Cresco 08-600

Согласно приведенным выше данным, характеристики сельскохозяйственных самолётов мира варьируются в следующих пределах:

Взлетная масса от 1000 до 7200 кг.

Масса целевой нагрузки - агрохимических веществ - от 200 до 3970 кг.

Мощность двигателя от 200 до 1295 л.с.

Таким образом, ниша сельскохозяйственного самолётостроения предоставляет достаточно широкий выбор возможных тактико-технических характеристик, даже в пределах одного семейства легких самолётов.

В качестве прототипа для проектируемого полностью электрического сельскохозяйственного самолёта был выбран самолёт разработки конструкторского бюро "Туполев" ТУ-24-СХ. Аэродинамические характеристики данного самолёта послужат информационной базой для расчетов и оценок оборудования электрической силовой установки.



Рисунок 7. Макет самолёта-прототипа Ту-24-СХ.

В качестве исходных данных самолёта Ту-24-СХ были использованы:

- Аэродинамические характеристики самолёта
- Высотно-скоростные характеристики установленного на борту самолёта двигателя М 14П - 2 серии.
- КПД винта

Таблица 3. Характеристики самолёта ТУ-24-СХ

Характеристика	Величина
Максимальная взлётная масса (кг)	2100
Масса цепевой нагрузки (кг)	900
Рабочая скорость над полем (км/ч)	140...160
Крейсерская (перегоночная) скорость (км/ч)	200...240
Высота рабочего полета (м)	2...5
Высота перегоночного полёта (км)	4
Практический потолок (км)	5
Среднее время выполнения агрехимических работ (мин)	20
Максимальное время выполнения агрехимических работ (мин)	40
Экипаж (человек)	1
Мест в кабине	2
Двигатель (штук)	1
Мощность двигателя (л.с.)	360
Масса топлива для рабочего полёта (кг)	80
Максимальная масса топлива для перегоночного полета (кг)	500

Положительными качествами этого самолёта является высокое аэродинамическое качество на малой скорости выполнения агрехимических работ над полем, малая скорость отрыва самолёта и большая масса коммерческой нагрузки. Первые две характеристики, как уже говорилось ранее, минимизируют потребные мощности для движения самолёта, а последняя создает своеобразный весовой буфер – в случае, если масса пустого самолёта с

электрической силовой установкой окажется больше, чем масса пустого бензинового варианта, избыток веса будет компенсирован уменьшением массы агрохимических веществ. Летно-технические характеристики самолёта при этом меняться не будут.

Отдельно стоит акцентировать внимание на свойствах самого планера самолёта, однако, в контексте данной работы разбор этого вопроса может отвлечь от основной темы. Самолёт-прототип может быть усовершенствован за счет внедрения в конструкцию элементов из передовых материалов: алюминиевых сплавов по типу В95пч и термопластичных композиционных материалов; установкой современного бортового оборудования управления и навигации. Цель усовершенствования – снизить вес планера. Модернизируя концепт можно добиться создания беспилотного сельскохозяйственного самолёта, что снимет ряд медицинских ограничений обеспечения безопасности пилота внутри, что в некоторых аспектах изменить возможности эксплуатации в целом.

Современные достижения в сфере электрического моторостроения.

Пытаясь провести черту разделения в принципах работы электрического двигателя и двигателя внутреннего сгорания, можно высказать так:

Электрический двигатель преобразует электрическую энергию в механическую, а следовательно, движение тока в механическое движение: крутящий момент на валу агрегата подобного рода создается благодаря принципу электромагнитной индукции. Движение в привычных двигателях внутреннего сгорания зарождается благодаря высвобождению потенциальной химической энергии топлива за счет реакции возгорания. В концепте поршневого двигателя, детонация топлива в камере сгорания вытесняет оттуда подвижный поршень, а механизм шатуна преобразует поступательное движение поршня во вращение коленчатого вала. Отработанный газ выбрасывается в атмосферу, двигатель подкачивает в камеру сгорания еще порцию топлива и повторяет цикл.

Таблица 4. Характеристики современных электромоторов.

Разработчик	Модель	Масса (кг)	Номинальное напряжение (В)	Макс. мощность (кВт)	Удельная мощность (кВт/кг)	Удельная масса (кг/кВт)
Electravia	GMPE 102	13,3	74	19	1,43	0,7
Electric Aircraft Corp	Electra 1	12	74	14	1,17	0,86
Enstroj	EMRAX 2 AC	11,8	200	60	5,08	0,2
Siemens	SP260	50	-	260	5,20	0,19
Flytec	HDP 13.5	4,70	58	14	2,87	0,35
Yuneec	Power Drive 10	4,5	67	10	2,22	0,45
Yuneec	Power Drive 60	30	-	60	2,00	0,5
Rotex Electric	REX 30	5,2	63	18	3,46	0,29
Rotex Electric	RET 60	7	250	25	3,57	0,28
MagniX	Magni250	71	540	280	3,94	0,25
MagniX	Magni500	133	540	560	4,21	0,2375

Следуя из данных, полученных выше, наиболее эффективные показатели на данный момент демонстрирует электрический двигатель Siemens SP260D массой 50 кг и максимальной мощностью 260 кВт [16].

Всё семейство электрических двигателей обладает рядом преимуществ:

- Отсутствие выброса продуктов горения в атмосферу
- Отсутствие выхлопной системы и системы глушения
- Меньшее количество подвижных деталей и соединений
- Уменьшенный уровень шума в рабочем режиме
- Независимость работы от высоты полёта
- Регуляция оборотов напрямую, без участия редукторов

Ранее было сказано, что для подъема в воздух самолета-прототипа данной аэродинамической конфигурации и взлётного веса достаточно мощности одного двигателя 360 л.с. / 260 кВт. В изначальном варианте самолет ТУ-24-СХ оборудован поршневым звездообразным двигателем М14П воздушного охлаждения. Для переоборудования классической силовой установки в электрическую по характеристикам наиболее удачно подходит мотор Siemens SP260D. Двигатель этой модели показывает наилучшие удельные весовые и мощностные характеристики среди всей линейки представленных выше электромоторов, и как и поршневой двигатель М14П охлаждается воздухом.

Таблица 5. Сравнение характеристик двигателей.

Марка	M14П	Siemens SP260D
Внешний вид		
Тип	Поршневой звездообразный	Электрический бесщеточный
Длина (мм)	950	300
Диаметр (мм)	985	418
Сухой вес (кг)	214	50
Охлаждение	Воздушное	Воздушное
Максимальная мощность (л.с. / кВт)	360/260	360/260
КПД %	≈50	95
Удельная мощность (кВт/кг)	1,21	5,22
Удельная масса (кг/кВт)	0,823	0,192

При одной и той же вырабатываемой мощности, электрический двигатель оказывается в разы легче и меньше, чем его аналог внутреннего сгорания. Это весомый довод в пользу использования электрических моторов в авиации, где каждый килограмм играет свою роль. К тому же, электромотор обещает минимальные потери при выполнении своих функций, о чём свидетельствует заявленное разработчиком КПД - 95%.

Эксперименты доказывают, что электрические моторы работают тише, что дает им явное преимущество при использовании в областях, где влияние шума избежать невозможно: например, в сфере легкой авиации народно-хозяйственного назначения.

Сравнение уровня шума, создаваемого самолетами Piston Aircraft с классической силовой установкой и Siemens e-Aircraft с электрической силовой установкой было произведено компанией Siemens в качестве эксперимента, тем самым подтвердив снижение громкости работы электромотора. Результаты исследований представлены ниже [17].

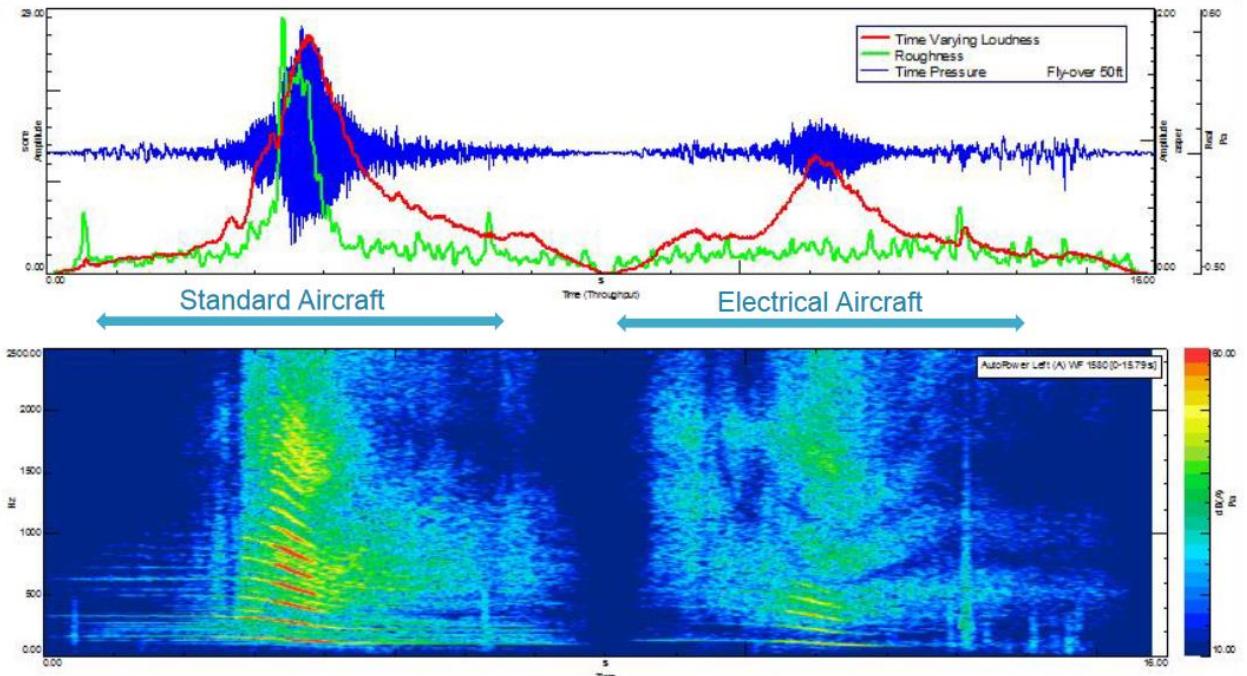


Рисунок 8. Графические данные акустического исследования самолетов с классической и электрической силовой установкой.

Отдельное внимание стоит уделить возможности использования данного проекта двухместного самолёта в качестве учебно-тренировочного. Электрическая силовая установка так же сыграет свою важную роль в этом вопросе.

Например, по данным открытых источников известно, что для получения лицензии пилота коммерческой авиации, учащийся должен «налетать» в сумме порядка 250 часов.

Ресурс поршневого звездообразного двигателя М 14 П за счет оснащения его современными узлами и агрегатами, и применения передовых технологий был увеличен до 2250 часов. Этого хватит для обучения ровно 9 человек. После чего отработанный двигатель должен быть отправлен на регламентный капитальный ремонт.

Ресурс электродвигателей в целом измеряется годами - на то влияет минимизация подвижных элементов в конструкции. В бесщеточных электродвигателях статичным можно считать всё, кроме вала с постоянными магнитами и колец подшипников, на которых этот вал закреплен. Электрический ток на вал не подается, а следовательно, какие-либо элементы контактного подключения не требуются.

Возможность использования проекта, как учебного сельскохозяйственного самолёта с неприхотливой и износостойкой силовой установкой, предоставляет ему хорошее практическое преимущество. Выполнение агрохимических работ с воздуха требует от пилота высокого уровня квалификации и специализированной подготовки, но навыки и опыт невозможно приобрести без практики.

Приблизительный расчетный срок службы подшипников качения в среднем не превышает 8000 - 10000 часов, что сравнимо с одним годом беспрерывной работы. При использовании в специализированных авиационных двигателей подшипников повышенного ресурса возможно довести ресурс силовой установки до ресурса планера самолёта в целом.

Например, срок службы до списания легкого, в том числе и сельскохозяйственного самолёта составляет 12500 часов, что приблизительно составляет 25 лет. Особенность эксплуатации сельскохозяйственных самолётов заключается в том, что наиболее интенсивный период использования таких машин приходится на теплое время года, и зимой подобные самолёты не используются из-за недоступности объектов обработки - заснеженных полей. Проще говоря, интенсивно работая всё лето, сельскохозяйственный самолёт отдыхает всю зиму.

Таким образом, за срок налета 12500 часов самолёт сменит (методом замены на новый, либо капитального ремонта, если того позволяет состояние двигателя) порядка 5...6 двигателей внутреннего сгорания. Согласно среднестатистическим открытым рыночным данным, стоимость двигателя M14P мощностью 360 л.с. составляет приблизительно \approx 18 000 долларов США (в переводе по курсу сегодняшнего дня - 1,3 млн. рублей), а стоимость двигателя M14PF мощностью 400 л.с. составляет приблизительно 6,5 млн. рублей. Поддержание классической силовой установки на протяжении всего ресурса эксплуатации самолёта будет примерно составлять \approx 90000 ... 100000 долларов США.

Для правильного функционирования электрического двигателя на борту самолёта, в цепь между аккумуляторной батареей и двигателем добавляется ещё один регулирующий элемент - инвертор-преобразователь. Специальные авиационные инверторы не только преобразуют ток из переменного в постоянный и наоборот - современные аппараты так же выполняют роль контроллеров, заменяя собой всю полноценную систему управления силовой установкой, регулируя обороты двигателя через подачу тока.

Современные достижения в сфере энергоносителей и источников электроэнергии.

В вопросе проектирования полностью электрического летательного аппарата аспект энергоносителя является категорически важен. На данный момент именно он является камнем преткновения на пути развития электрической авиации. И причина этому проста: энергетической ёмкости современных перезаряжаемых носителей остается мала в сравнении с горючим. Это означает, что ей не удалось ещё превысить потенциальную энергию, заключенную в нефтяном топливе. Тем не менее, в этой сфере можно увидеть заметное развитие и рост показателей, характерный для любой развивающейся отрасли.

Аккумулятор - химический источник тока многоразового действия, который может быть заряжен вновь после разряда.

Среди самих аккумуляторов стоит выделить три ключевых семейства:

- Свинцово-кислотные Pb
- Никель-кадмиеевые NiCd
- Литий-ионные Li-ion
- Последние так же подразделяются на:
 - Литий-полимерные LiP
 - Литий-титановые LTO
 - Литий-серные LI-S

Таблица 6. Основные преимущества и недостатки ячеек аккумуляторных батарей разных типов.

Тип батареи	Основные преимущества	Основные недостатки
Свинцово-кислотная ячейка Pb	Дешевизна производства	Малая ёмкость при большом весе
Никель-кадмиевая ячейка NiCd	Дешевизна производства	Малая ёмкость при большом весе, Малое рабочее напряжение.
Литий-полимерная ячейка LiP	Большой диапазон рабочих напряжений	Взрывоопасность
Литий-титановая ячейка LTO	Большое кол-во циклов разряд-заряда, быстрое время заряда, большой диапазон рабочих температур	Малая ёмкость при большом весе в семействе литиевых аккумуляторов, Особые требования к утилизации.
Литий-серная ячейка LI-S	Большая ёмкость при малом весе	Малое кол-во циклов разряд-заряда, Дорогостоящее производство

Таблица 7. Среднестатистические характеристики ячеек аккумуляторных батарей разных типов.

Тип батареи	Объемная плотность энергии (Вт*ч/л)	Массовая плотность энергии (Вт*ч/кг)	Ёмкость (А*ч)	Рабочее напряжение (В)	Рабочая температура (°C)	Ресурс разряд-заряда.
Свинцово-кислотная Pb	133	25...40	3,5...7	2,1	-20...+40	500
Никель Кадмиевая NiCd	50...150	45...65	0,03...0,125	1,37	-20...+40	100...900
Литий-полимерная LiP	140	110...270	1...20	2,5...4,2	-20...+50	1000
Литий-титановая LTO	177	30...110	2,9...23	2,3...2,4	-40...+55	10000
Литий серная LI-S	290...400	300...400	14,7...19	1,9...2,6	0...+30	55..80



Рис 9. Графическое сравнение удельных массовых энергоёмкостей аккумуляторных батарей различного типа.

Опираясь на предоставленные выше данные можно провести сравнение всех представителей семейств аккумуляторных батарей.

Следуя из графика сравнения удельных массовых энергоёмкостей, становится ясно, что для использования в качестве бортового источника питания целесообразнее рассматривать литий-ионные аккумуляторные батареи: литий-полимерные, литий-титановые и литий-серные ячейки, поскольку они показывают значительно лучшие ёмкостные характеристики, чем распространенные свинцово-кислотные и никель-кадмевые аккумуляторы. Однако, в противовес энергетической эффективности появляется вопрос стоимости и возможности производства: литий-ионные батареи получается значительно дороже и сложнее с такой точки зрения. Это оправдывается характерными для начальных этапов развития отрасли полностью электрической авиации трудностями. Со временем, когда технологии производства станут обширнее и доступнее, и на рынке появится здоровая конкуренция, можно ожидать закономерное экономическое ущербование.

Подводя небольшой итог, стоит отметить: для перспективной, удобной в эксплуатации и максимально эффективной авиации наибольшим потенциалом обладают именно литий-ионные аккумуляторы. Препятствие в виде сложности и стоимости производства должно быть преодолено, частично в принудительном порядке, поскольку альтернатива в виде привычного нефтяного топлива, как уже говорилось выше, не позволит откладывать вопрос надолго.

"Велика беда начало".

Литий-титановые аккумуляторы.

Особое внимание стоит уделить семейству литий-титановых аккумуляторов. Общее описание семейства гласит так: литий-титанатный аккумулятор, озаглавленный как LTO — вариант литий-ионных аккумуляторов, использующий пентатитанат лития ($\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$) в качестве анода, вместо графита применяемого в большинстве других вариантов. Несмотря на то, что на данный момент им не характерно широкое распространение в электротехнике, заявленный компаниями-производителями потенциал батарей данного типа вызывает воодушевляющий интерес, а баланс свойственных им преимуществ и недостатков требует детального рассмотрения в конкретном вопросе применения их в авиации. Так на одну чашу весов ложится малая ёмкость при сравнительно большом для литиевых аккумуляторов весе, уравновешиваясь с другой стороны свойством быстрой зарядки и большим жизненным циклом разряд-заряда [18].

Сравнительно небольшое количество компаний занимается специализированным производством подобных устройств:

- Toshiba, Япония
- Altairnano, США
- Leclanche, Швейцария
- Seiko, Япония
- YABO Power Technology, Китай

Для примера стоит рассмотреть линейку литий-титановых аккумуляторных батарей, представляемых японской корпорацией Toshiba.



Рис 10. Внешний вид аккумуляторной ячейки Toshiba SCiB.

Таблица 8. Характеристики литий-титановых ячеек корпорации Toshiba.

Название	Ёмкость (А*ч)	Номинальное напряжение (В)	Объемная плотность энергии (вт/л)	Массовая плотность энергии (вт/кг)	Геометрические параметры (мм)	Вес (гг)
23Ah Cell	23	2.3	202	96	116*22*106	0,55
20Ah Cell	20	2.3	176	89	116*22*106	0,515
10Ah Cell	10	2.4	92	47	116*22*106	0,55
2.9Ah Cell	2.9	2.4	85	46	63*14*97	0,15

Из всего перечня свойств стоит выделить следующие: литий-титановые аккумуляторы оказываются более устойчивы к передаче и восприятию большого по величине, но кратковременного тока, как во время заряда, так и при их разряде по время эксплуатации без нанесения вреда характеристикам батареи.

Они обладают более широким диапазоном использования ёмкости, что несвойственно другим литиевым аккумуляторам. Например, не рекомендуется разряжать литий-полимерный аккумулятор до уровня менее 20% от общей ёмкости, поскольку это чревато дальнейшим ухудшением характеристик всей батареи. Для литий-титановой ячейки подобное ухудшение не свойственно. Как утверждают разработчики, она позволяет использовать все 100% заявленной ёмкости без нанесения вреда самой ячейке.

Быстрая скорость зарядки делает такие аккумуляторы ещё более удобными с точки зрения эксплуатации и частично покрывает малую энергетическую ёмкость. Заряд аккумулятора становится сравним по времени с заправкой привычного топливного бака горючим.

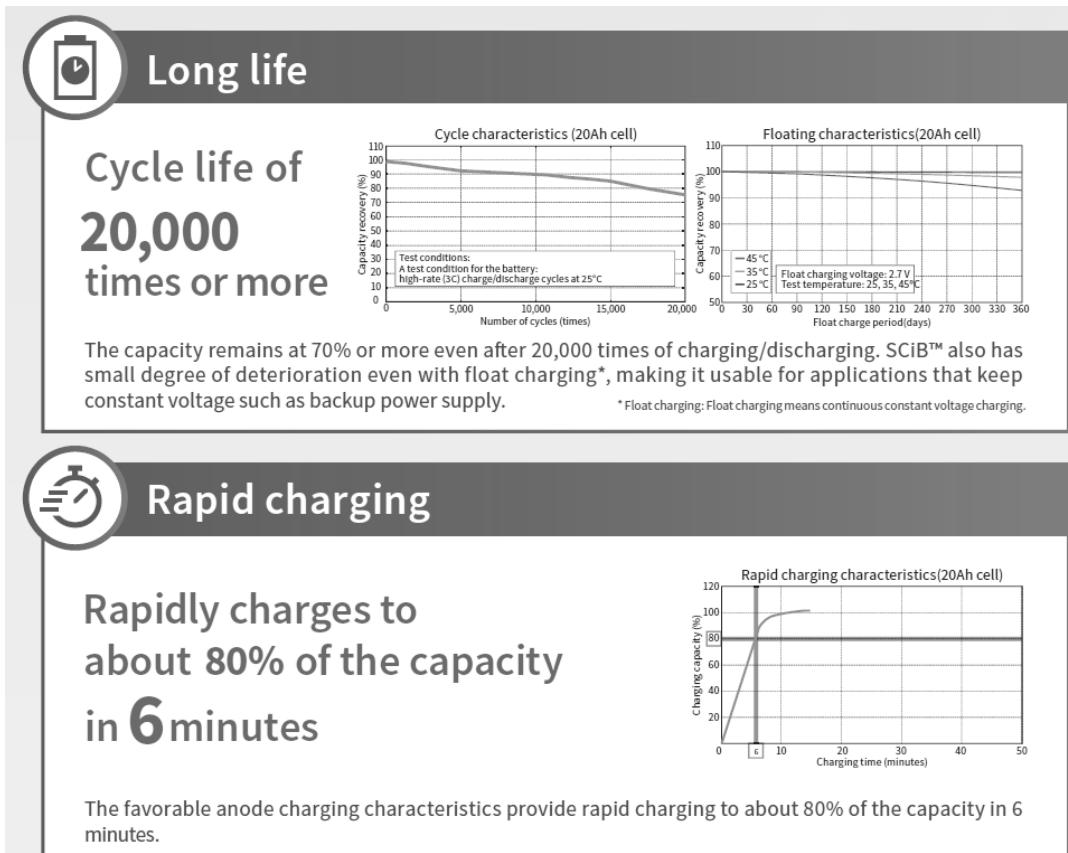


Рисунок 11. Графики жизненного цикла и скорости заряда литий-титановых ячеек корпорации Toshiba.

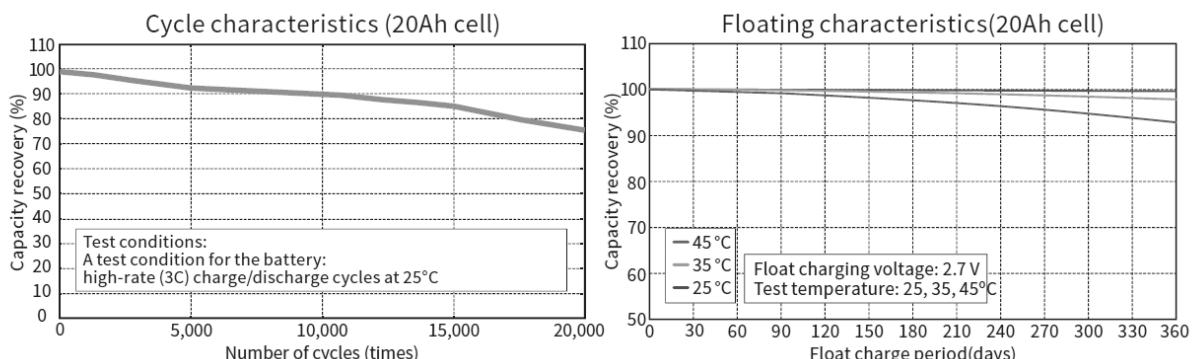


Рисунок 12. Графики жизненного цикла и характеристика саморазрежения литий-титановой ячейки.

Литий-серные аккумуляторы.

Семейство литий-ионных аккумуляторов, молодое, но крайне перспективное. Суть технологии заключается в использовании серы в материале катода, что позволяет добиться большой ёмкости при малом весе ячейки.

Пионером в развитии и производстве таких энергоносителей является английская компания OXIS Energy, предоставляющая на рынок наиболее эффективные источники энергии, специализированные на оборудование транспорта. Помимо прочего, компания предлагает возможность производства "кастомизированной" батарей - ячейки или блока, рассчитанной под индивидуальные потребности того или иного устройства [19].



Рисунок 13. Внешний вид аккумуляторной ячейки High Power компании OXIS Energy.

Таблица 9. характеристики литий-серных ячеек компании OXIS Energy.

Название	High Power	High Energy
Ёмкость (А*ч)	19	14,7
Номинальное напряжение (В)	2,15	2,15
Диапазон напряжения (В)	1,9 ... 2,6	1,9 ... 2,6
Объемная плотность энергии (вт*ч/л)	290	400
Массовая плотность энергии (вт*ч/кг)	300	400
Pouch Format (мм)	151*118*10.7	145*78*10
Tab Format (мм)	27*20*0.2	27*20*0.2
Жизненный цикл (кол-во циклов разряд-заряда)	80	55
Вес (кг)	0,140	0,085

На сегодняшний день, данные батареи показывают выдающиеся показатели массовой и объемной плотности сохраняемой энергии, однако количество циклов разряжения и зарядки оставляет желать лучшего. Но заверениям компании-разработчика, этот недостаток будет устранен в течении ближайших пары лет, и продолжительность жизни литий-серных аккумуляторов должна преодолеть уровень в 500 циклов разряда и зарядки.

Определение ёмкости аккумуляторной батареи.

Определение ёмкости аккумуляторной батареи является главной загвоздкой на пути развития электрической авиации в целом. Современные батареи ещё не в состоянии на равных конкурировать с уровнем потенциальной энергии, заключенной в химических соединениях нефтяного топлива, потому не могут обеспечить ту же дальность и продолжительность полета, как керосин или авиационный бензин. Однако, на малых дистанциях и кратковременных перелетах у полностью электрических силовых установок есть свой шанс.

По этим соображениям для электрификации и был выбран сельскохозяйственный самолёт: непродолжительность рабочих вылетов и возможность детального расчета траектории "по косточкам" позволяют вычислить необходимую ёмкость батареи наиболее точно, что в свою очередь минимизирует вес аккумуляторного блока.

Особенность двигателей с винтовым движителем заключается в том, что вычисленная мощность реализуется не на прямую, а через коэффициент полезного действия винта, иными словами, качество передачи мощности винта влияет на выходную величину мощности всей силовой установки.

Поскольку в преобразовании крутящего момента двигателя в движущую силу тяги участвует воздушный винт, первым делом необходимо рассчитать КПД винта в зависимости от скорости движения самолета:

$$\eta = 3,295 * 10^{-3} + 3 \cdot 1.07 * 10^{-4} * V_i^2 + 1.85 * 10^{-2} * V_i$$

Где:

- η - КПД винта,
- V_i - скорость движения самолёта (м/с)

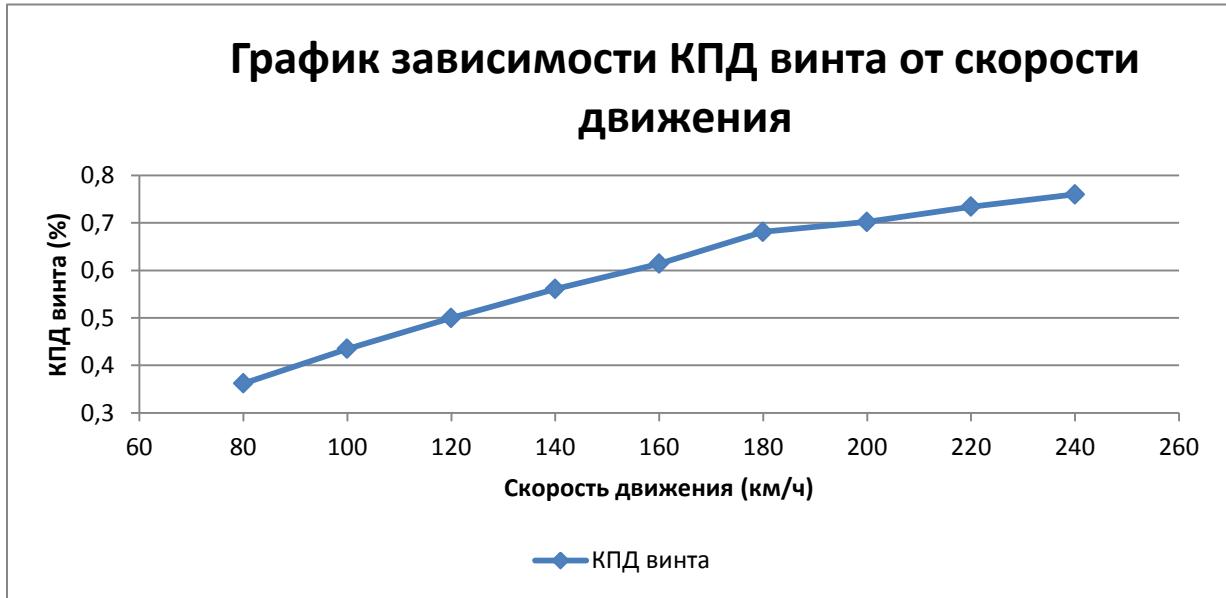


Рисунок 14. График зависимости КПД винта от скорости движения

Из графика следует, что на скоростях менее 120 км/ч воздушных винт малоэффективен - его КПД не превышает 50%. Потому для экономии заряда на участках движения, когда скорость самолета настолько мала - взлёт, руление по полосе - целесообразна установка приводов колес главных стоек шасси. Это увеличит вес шасси, но позволит сэкономить запас энергии, которым потребовался бы для разгона самолета до скорости отрыва при помощи одного лишь винта. Обеспечить подачу энергии к группе

мотор-колесо будет гораздо проще за счет использования силового кабеля вместо механической трансмиссии.

Существует два возможных пути определения ёмкости аккумуляторных батарей и обеспечивающей ими дальности перелета.

В первом случае емкость, а соответственно количество, масса и габариты, аккумулятора подбираются под заданную дальность полета, то есть под соответствующую выработку электроэнергии для преодоления заданной дальности.

Во втором случае массово-габаритные, а, следовательно, и ёмкостные, характеристики аккумуляторного блока могут быть подобраны исходя из резервов взлетного веса, и максимальная возможная дальность полёта рассчитывается как второстепенное значение.

Суть подходов проста: в первом аккумуляторная батарея подбирается под требование дальности, во втором – наоборот – дальность задается имеющейся на борту батареей.

Ёмкость батарей целесообразно определять через необходимую для полета выработку электроэнергии Вт*ч. Эта внесистемная единица измерения позволит в дальнейшем подбирать аккумуляторные батареи с различной емкостью и напряжением ячейки.

Ёмкость аккумуляторной ячейки С выражается величиной Ампер-час (А*ч) и представляет собой тот электрический заряд, которым аккумуляторная ячейка сможет обеспечить потребителя в течение часа.

Ёмкость С (А*ч) помноженная на напряжение на клеммах аккумуляторной батареи U (В) позволит вычислить мощность - выработку электроэнергии - которую сможет обеспечить данная батарея в течении часа:

Энергия батареи: $W (Вт*ч) = U (В) * C (А*ч)$

Мощность, необходимая для выполнения сельскохозяйственного вылета будет складываться из мощностей, необходимых для выполнения основных действий: перелет к полю, гоны, развороты и возвращение к точке старта.

В первом приближении дальность полета дальность полета может быть оценена по дальности установившегося полета на крейсерской высоте. В этом случае справедлива известная формула потребной тяги силовой установки:

$$P = m * g / K$$

Где:

- m – масса самолёта (кг),
- g – Ускорение свободного падения = 9,8 ($\text{м}/\text{с}^2$),
- K – аэродинамическое качество самолёта.

Однако, для винто-моторных групп эта формула приобретает иной вид с учетом влияния винта:

$$N = (m * g * V_i) / (K_i * \eta_i)$$

Где:

- V_i – скорость полёта (м/с),
- K_i – аэродинамическое качество самолета при скорость V_i ,
- η_i – КПД винта при скорость V_i .

Работа, иными словами необходимая энергия батареи, определяется как:

$$W = Ni * ti / 0,8 * \eta$$

Где:

- Ni – мощность двигателя, необходимая для движения самолета заданной массы с заданной скоростью (Вт),
- ti – время, необходимое для преодоления заданного участка (ч),
- η – суммарное КПД системы передачи энергии (КПД двигателя, инвертора-контроллера, силовых кабелей)
- 0,8 – коэффициент использования заряда аккумуляторной батареи. 80% используемой ёмкости принимается для большинства аккумуляторных батарей в соответствии с рекомендациями разработчика по безопасной эксплуатации, а также обеспечивает 20% запас ёмкости.

Для минимизации энергетических затрат необходимо вычислить наиболее экономичную скорость полёта, то есть определить наиболее успешную комбинацию аэродинамики самолета и КПД винта в диапазоне скоростей.

Для проверки необходимо рассчитать необходимую энергию для преодоления заданной дистанции на различных скоростях и сравнить полученные данные.

Таблица 10. Энергия (Вт*ч) для преодоления дистанции в 1 км на разных скоростях.

Скорость полёта (км/ч)	Скорость полёта (м/с)	Аэро динамическое качество K	КПД винта η	Время пролета дистанции (с)	Время пролета дистанции (ч)	Энергия (Вт*ч)
80	22,2	9	0,362	45,04	0,0126	2210,866
100	27,78	10,7	0,435	36	0,0101	1547,535
120	33,33	12.1	0,5	30,00	0,0084	1190,579
140	38,89	11,98	0,561	25,71	0,0072	1071,751
160	44,44	10,54	0,614	22,50	0,0063	1113,024
180	50	9,02	0,681	20	0,0056	1172,627
200	55,56	7,48	0,702	17,9985	0,0051	1371,749
220	61,11	7,1	0,734	16,36	0,0046	1382,162
240	66,67	6,2	0,76	15	0,0042	1528,65

В таблице 1 сек = 0,00028 часа. Энергия учитывает коэффициент использования аккумуляторной батареи 0,8.

Таблица 11. Потребные энергии двигателя ($\text{Вт}^*\text{ч}$), необходимые для движения самолёта в различном диапазоне скоростей при разных уровнях заполнения бака агрохимических веществ.

Скорость полёта (км/ч)	Масса самолёта при различном уровне заполнения бака агрохимических веществ (кг)							
	2100	1950	1800	1650	1500	1350	1200	
80	2947,82	2737,26	2526,70	2316,14	2105,58	1895,02	1684,46	
100	2063,38	1915,99	1768,61	1621,22	1473,84	1326,45	1179,07	
120	1587,43	1474,05	1360,66	1247,27	1133,88	1020,49	907,107	
140	1429,00	1326,92	1224,85	1122,78	1020,71	918,643	816,571	
160	1484,03	1378,02	1272,02	1166,02	1060,02	954,020	848,018	
180	1563,50	1451,82	1340,14	1228,46	1116,78	1005,10	893,429	
200	1828,99	1698,35	1567,71	1437,07	1306,42	1175,78	1045,14	
220	1842,88	1711,24	1579,61	1447,97	1316,34	1184,71	1053,07	
240	2038,2	1892,61	1747,02	1601,44	1455,85	1310,27	1164,68	

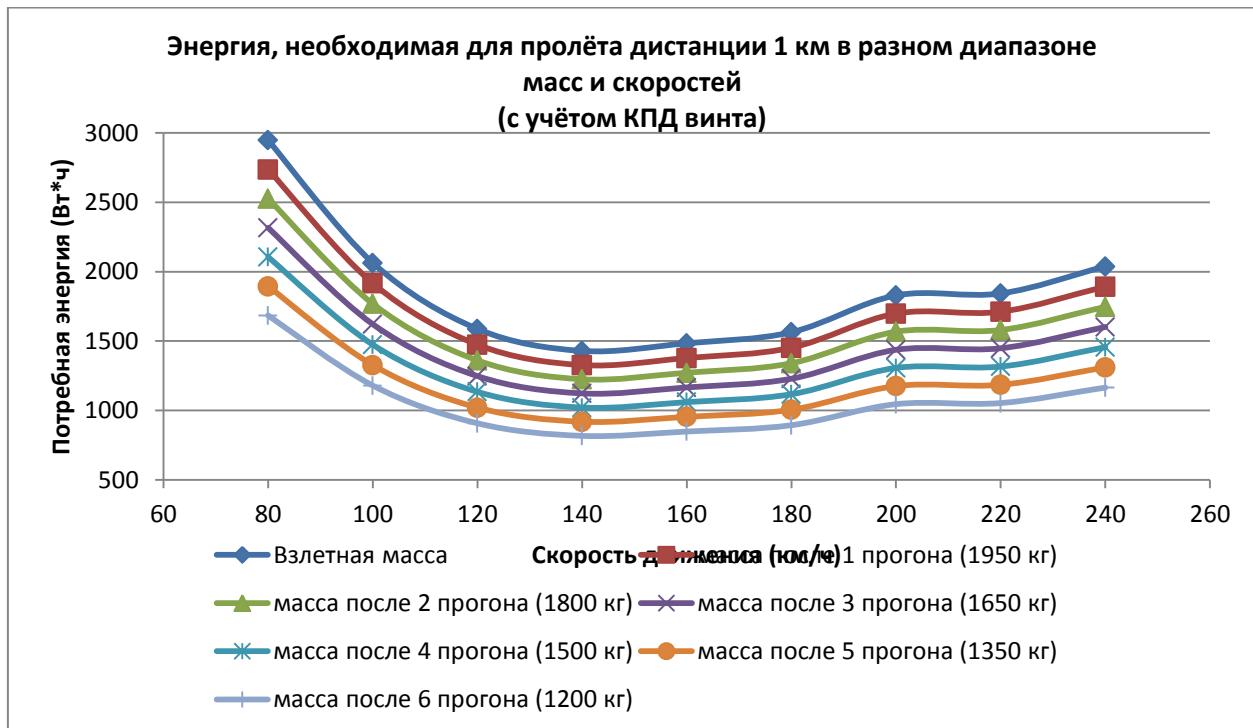


Рис 15. График необходимой энергии для преодоления дистанции на заданной скорости.

Анализируя полученный график можно прийти к выводу, что наиболее экономичной является диапазон скоростей от 130 до 160 км/ч. Это оправдано тем, что в данном диапазоне связка аэродинамического качества самолёта и КПД винта работают наиболее эффективно.

Таким образом, рекомендуется принять скорость немногим больше наиболее экономичной скорости 140 км/ч = 160 км/ч как рекомендуемую скорость на всех этапах рабочего сельскохозяйственного полёта, и использовать её в качестве расчётного значения. Проиллюстрированная выше линия графика будет демонстрировать аналогичную характерную зависимость для любой другой массы самолёта, следовательно, значение наиболее выгодной скорости не изменится.

Превышение мощности допустимо для изменения высоты полёта – на этапах разворотов между гонами. В остальном превышение рекомендованной скорости будет считаться нецелесообразным и расточительным.

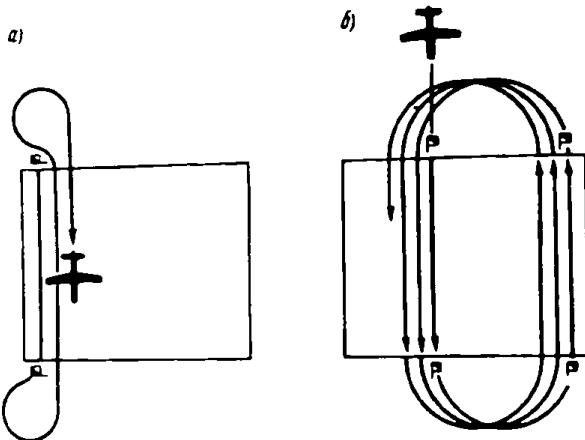


Рисунок 16. Схемы выполнения сельскохозяйственных полётов:

Где: а) - классическая схема выполнения разворотов
б) - беспрерывный полёт по замкнутому маршруту.

Схема выполнения полёта крайне важна, поскольку задает конкретную траекторию движения летательного аппарата, что позволяет точно рассчитать энергетические затраты на преодоление заданной дистанции.

Классическая схема выполнения разворотов упрощает ориентацию и координирование в процессе выполнения работ. В таком случае самолет совершают разворот по траектории полного круга, возвращаясь приблизительно в ту же точку, с которой разворот и был начат. Смещение траектории фактически равно ширине одной обрабатываемой полосы. Очевидный минус такого маневра - большая длина окружности разворота, в несколько раз превышающая длину среднестатистического гона.

В случае беспрерывного полёта после гона самолет возвращается обратно на поле по траектории полукруга, чья траектория в два раза короче полного разворота. Однако, это сильно усложняет координацию и ориентирование над полем,

Для расчета рекомендуется принять классическую схему. Несмотря на характерную для неё увеличенную длину траектории, она применяется значительно чаще.

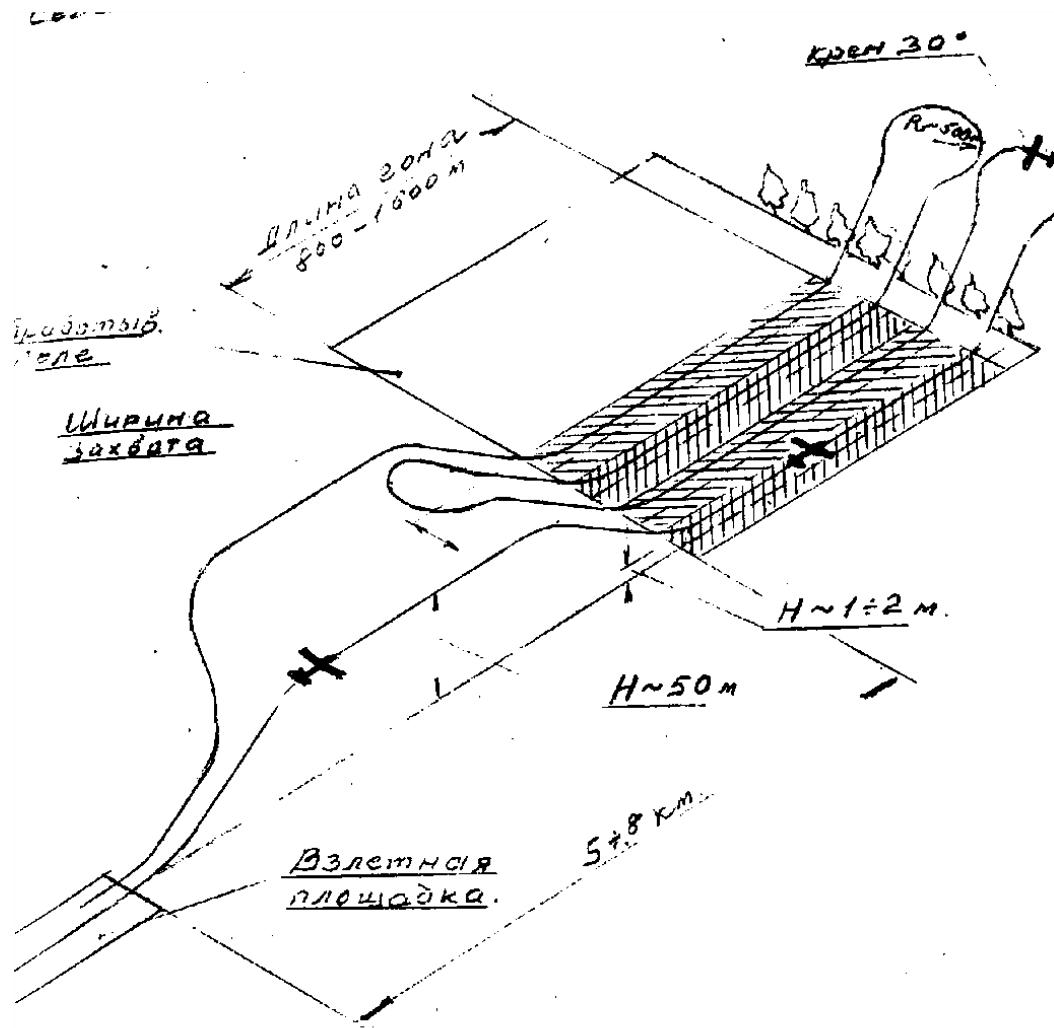


Рисунок 17. Трехмерная схема рабочего полёта сельскохозяйственного самолёта

Исходя из среднестатистических данных и условий расхода агрохимических веществ для расчета предполагается использовать следующую модель выполнения рабочего полёта:

- Перелет до рабочей зоны
- 1-й гон
- 1-й разворот
- 2-й гон
- 2-й разворот
- 3-й гон
- 3-й разворот
- 4-й гон
- 4-й разворот
- 5-й гон
- 5-й разворот
- 6-й гон
- Перелет до точки старта

Длины перелетов до зоны обработки и обратно для расчета целесообразно принять равными 10000 м, более длительный перелет может считаться экономически невыгодным и потребует переработки траектории и подбора более удачной взлетно-посадочной площадки и площадки обслуживания.

В реальных условиях длина гона будет задаваться кадастровыми параметрами поля и выбранным типом обрабатывающих веществ, для расчетного же случая можно принять среднестатистическую длину гона, равную 1000 м, что соответствует 1 га = 10000 м² обрабатываемой площади (при ширине обрабатываемой зоны 12,5 м, и интенсивном распылении 150 кг/га)

Радиус виража (кругового разворота) можно определить по формуле:

$$Y * \sin(\gamma) = m * V^2 / R.$$

Где:

- $\gamma = 30^\circ$ - максимально допустимый угол крена для загруженного сельскохозяйственного самолета.
- m - максимальная масса 2100 кг.
- V - скорость полёта = 140 км/ч (38,89 м/с)
- Y - подземная сила крыла = $0,5 * C_y * \rho * V^2 / S$
- S - площадь крыла = 26,35 м²
- C_y - коэффициент подъемной силы для скорости полета 140 км/ч = 0,52
- ρ - плотность воздуха = 1,12 кг/м³
- $R = m * V^2 / ((0,5 * C_y * \rho * V^2 / S) * \sin(\gamma))$
- $R = 2100 * 9,8 * 38,89^2 / ((0,5 * 0,52 * 1,12 * 38,89^2 / 26,35) * 0,5) \approx 500$ м.
- Длина окружности $L = 2 * \pi * R \approx 3150$ м.

Однако, помимо горизонтальных маневров, в траектории движения самолет так же меняется высота: перелет до зоны обработки происходит на высоте 50 м, распыление происходит на высоте 2..5 м, разворот на высоте 15 м.

Вертикальная скорость самолёта может быть определена через разность потребной и располагаемой мощности двигателя.

$$V_y = (N_p - N_{p\text{п}}) / (m * g)$$

Где:

- V_y - вертикальная скорость самолёта
- N_p - располагаемая мощность двигателя
- $N_{p\text{п}}$ - потребная мощность двигателя
- m - масса самолёта

$$N_{p\text{п}} = m * g * V_i / K_i$$

$$N_p = N_{\text{дв}} * \eta$$

Где:

- $N_{\text{дв}}$ - мощность на валу двигателя
- η - КПД винта, зависящее от скорости полёта

Расчет потребной и располагаемой мощности применяется для максимальной взлетной массы самолёта $m = 2100$ кг.

Таблица 12. Расчет потребной и располагаемой мощности для максимальной взлётной массы

Скорость полёта (км/ч)	Скорость полёта (м/с)	Аэродинамическое качество К	КПД винта η	Потребная мощность (Вт)	Располагаемая мощность (Вт)
80	22,2	9	0,362	50764	94120
100	27,78	10,7	0,435	53431,07	113100
120	33,33	12,1	0,5	56688,55	130000
140	38,89	11,98	0,561	66807,7	145860
160	44,44	10,54	0,614	86771,84	159640
180	50	9,02	0,681	114079,8	177060
200	55,56	7,48	0,702	152864,3	182520
220	61,11	7,1	0,734	177132,9	190840
240	66,67	6,2	0,76	221301,4	197600

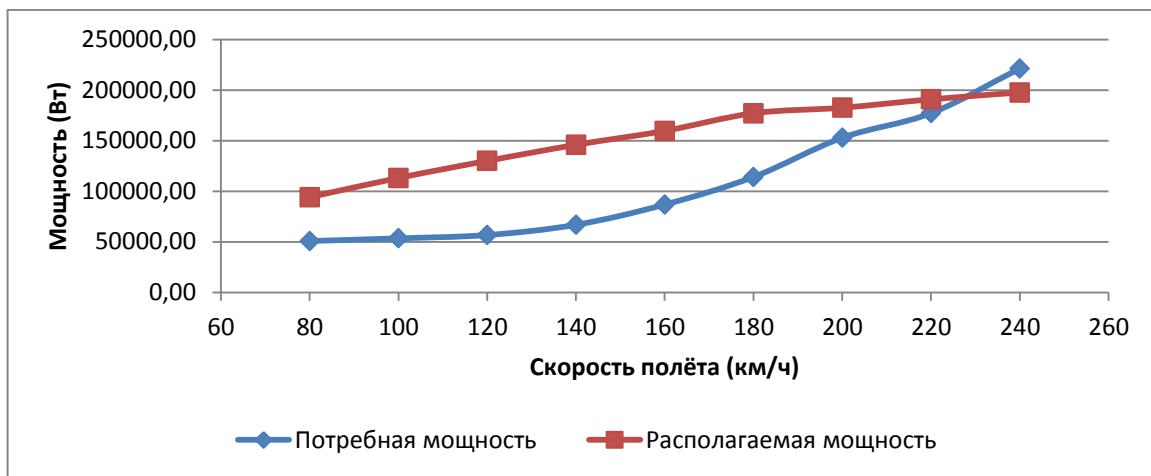


Рисунок 18. График потребной и располагаемой мощностей для максимальной взлётной массы самолёта.

Таблица 13. Характеристики набора высоты

Скорость полёта (км/ч)	Разница мощностей (Вт)	Вертикальная скорость (м/с)	Время набора высоты 50 м (с)	Время набора высоты 50 м (ч)	Энергия для набора высоты 50 м (Вт*ч)
80	43356	2,106706	23,73374	0,006645	1393,649
100	59668,93	2,899365	17,24515	0,004829	1216,844
120	73311,45	3,562267	14,03601	0,00393	1138,393
140	79052,3	3,84122	13,0167	0,003645	1184,52
160	72868,16	3,540727	14,12139	0,003954	1406,451
180	62980,18	3,060261	16,33847	0,004575	1804,833
200	29655,72	1,440997	34,69819	0,009715	3951,141
220	13707,07	0,666038	75,07075	0,02102	8938,102
240	-23701,4	-1,15167	-43,4152	-0,01216	-5352,22

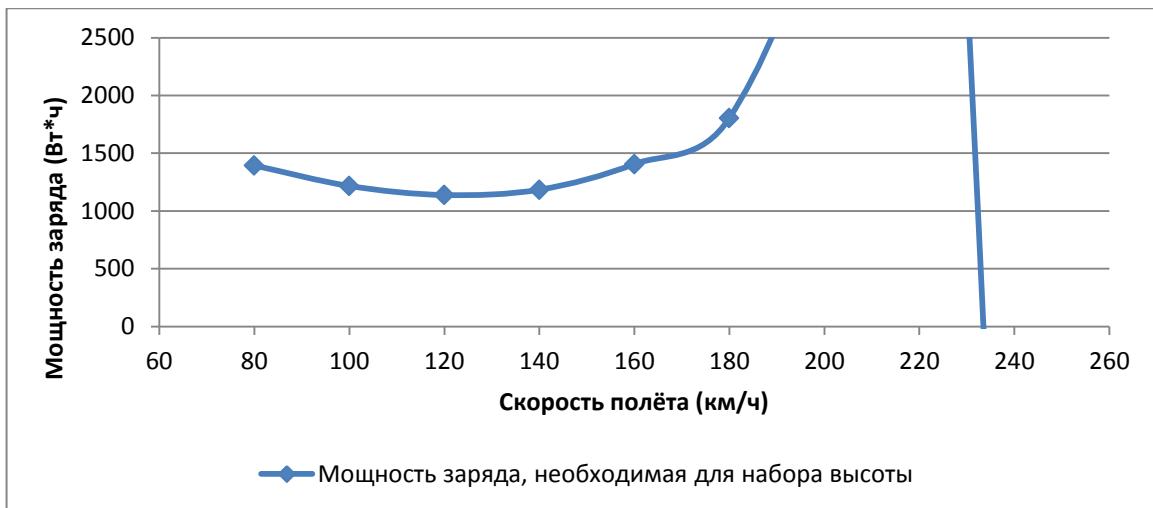


Рисунок 19. Графическое изображение энергии для набора высоты на разных скоростях полёта.

График подтверждает, что движение на скорости порядка 140 км/ч является наименее энергетически затратным, и так же подходит для набора высоты. Отрицательные значения в указанных выше данных говорят о том, что при данной взлётной массе и мощности двигателя, самолёт не сможет подняться выше [20].

Таким образом, энергия, необходимая для набора высоты перегоночного полёта до зоны выполнения агрехимических работ, $W = 664 \text{ Вт}^*\text{ч}$

Энергия, необходимого для осуществления горизонтального перелёта к зоне выполнения работ определяется, исходя из условий:

- Дистанция перелёта = 10000 м
- Время перелета дистанции на скорости $V = 140 \text{ км/ч}$ ($38,89 \text{ м/с}$) $t = 258 \text{ с}$ (0,072 ч)
- $W_{\text{перелёт}} = N_p * t / (0,8 * \eta)$
- $W_{\text{перелёт}} = 66807,7 * 0,072 / (0,8 * 0,561) = 10717,8 \text{ Вт}^*\text{ч}$

Энергия для набора высоты 15 м для совершения разворота между гонами необходимо просчитать для остальных весовых конфигураций самолёта, следуя выбранной модели полёта. В каждом случае:

- вертикальная скорость самолёта $V_y = 3,8 \text{ м/с}$
- горизонтальная скорость полёта $V = 140 \text{ км/ч}$ ($38,89 \text{ м/с}$)
- Аэродинамическое качество самолёта при данной скорости $K = 11,98$
- КПД винта при заданной скорости $\eta = 0,561$
- Время набора высоты 15 м, $t = 15 \text{ м} / 3,8 \text{ м/с} \approx 4 \text{ с}$ (0,0011 ч)
- Горизонтальная дистанция, необходимая для набора высоты $L = 38,89 \text{ м/с} * 4 \text{ с} \approx 155 \text{ м}$

Таблица 14. Массы самолёта к моменту завершения гона.

Этап	1-й гон	2-й гон	3-й гон	4-й гон	5-й гон	6-й гон
Масса самолёта к моменту завершения этапа (кг)	1950	1800	1650	1500	1350	1200

Таблица 15. Энергия для набора высоты перед разворотом для разных массовых конфигураций самолёта.

Масса самолёта (кг)	Потребная мощность для обеспечения горизонтального полёта (Вт)	Разность мощностей для обеспечения вертикальной скорости (Вт)	Суммарная мощность (Вт)	Энергия для набора высоты (Вт*ч)
1950	61932,325	72618	134550,33	587
1800	57168,3	67032	124200,3	542
1650	52404,275	61446	113850,28	497
1500	47640,25	55860	103500,25	452
1350	42876,225	50274	93150,225	407
1200	38112,2	44688	82800,2	1216,8*

* после совершения последнего гона самолёт набирает высоту 50 м для перелёта к точке старта.

Энергия для разворота рассчитывается аналогично энергии для набора высоты для разных массовых конфигураций самолёта. Условия выполнения разворота: скорость горизонтального полёта, аэродинамическое качество и КПД винта не меняются.

Для упрощения целесообразно принять дистанцию горизонтального разворота равной длине полной окружности радиусом разворота $R = 500$ м. Тогда время для её преодоления на скорости $V = 140$ м/с (38,89 м/с) $t = 2 * \pi * R / V = 3150 / 38,89 = 82$ с (0,022 ч)

Таблица 16. Энергия для совершения разворота самолёта в различном диапазоне масс.

Масса самолёта (кг)	Потребная мощность для обеспечения горизонтального полёта (Вт)	Энергия для совершения разворота (Вт*ч)
1950	61932,325	3036
1800	57168,3	2802
1650	52404,275	2569
1500	47640,25	2335
1350	42876,225	2102

Энергия для возвращения к точке старта определяется как:

$$W_{возвращение} = N_p * t / (0,8 * \eta)$$

$$W_{возвращение} = (m * g * V_i / K_i) * t / (0,8 * \eta)$$

$$W_{возвращение} = (1200 * 9.8 * 38.89 / 11.98) * 0.072 / (0.8 * 0.561) = 6114 \text{ Вт*ч}$$

Энергия, необходимую для разгона самолёта до скорости отрыва ≈ 75 км/ч (20 м/с). В первом приближении можно оценить через условие обеспечения необходимого ускорения самолёта. Дистанция разгона для набора скорости отрыва составляет 300 м.

Самолёт с полностью электрической силовой установкой на малых скоростях должен приводится в движения за счет моторизированных колес шасси. Это значительно экономит заряд аккумуляторных батарей, поскольку из-за низкого КПД винта на малых скоростях, разгон за его счет малоэффективен.

$$S = V^2 / 2 * a$$

$$a = V^2 / 2 * S$$

Где:

- S - пройденный путь, дистанция разгона до скорости отрыва = 300 м
- V = скорость отрыва самолёта данной аэродинамической конфигурации = 75 км/ч (20 м/с)
- a = ускорение самолёта
- $a = 20^2 / 2 * 300 = 0,67 \text{ м/с}^2$

Время, необходимое для равноускоренного разгона до скорости отрыва:

$$t = V / a$$

$$t = 20 / 0.67 = 29.85 \text{ с} (0.0083 \text{ ч})$$

Мощность, необходимая для разгона самолёта для скорости отрыва определяется как:

$$N = A / t$$

Где:

- А - работа, совершенная для разгона = $F * S$
- F - сила, необходимая для разгона самолёта = $m * a$
- $N = m * a * S / t = 2100 * 0,67 * 300 / 29,85 = 14140,7 \text{ Вт}$

Энергия W, необходимого для разгона самолёта определяется как:

$$W_{\text{разгон}} = N * t / 0.8 = 14140,7 * 0,0083 / 0.8 = 146,7 \text{ Вт*ч}$$

Электромоторы, установленные на главных стойках шасси, для разгона самолёта потребляют 146,7 Вт*ч от общего заряда аккумуляторного блока.

Таким образом, суммарная энергия, необходимого для всего рабочего сельскохозяйственного вылета, складывается из мощностей его отдельных этапов (суммируются все полученные выше данные):

$$\Sigma W = W_{\text{разгон}} + W_{\text{перелёт}} + \Sigma W_{\text{гон}} + \Sigma W_{\text{набор высоты}} + \Sigma W_{\text{разворот}} + W_{\text{возвращение}} = 21941,5$$

При условии, что КПД электросистемы (КПД электромотора, инвертора-контроллера и силовых кабелей, исходя из приведенных выше общедоступных данных компаний-разработчиков)

$$\eta_{\text{эл.м}} * \eta_{\text{ин}} * \eta_{\text{с.к.}} = 0,95 * 0,989 * 0,975 = 0,91606125$$

$$\Sigma W = 23952 \text{ Вт*ч}$$

Полученное значение необходимой энергии целесообразно округлить до 24000 Вт*ч. В расчете учитывались:

- необходимый 20% запас заряда
- КПД винта на скорости полёта самолёта
- Коэффициент потерь во всей электросистеме

Массогабаритные характеристики аккумуляторной батареи подбираются под необходимую энергию W Вт*ч. Блок будет собираться из типовых ячеек, количество которых будет определено для обеспечения энергии. Каждому типу аккумуляторной ячейки свойственные характерные значения объемной плотности энергии (вт*ч/л) и массовой плотности энергии (вт*ч/кг), первая показывает необходимый геометрический объем, вторая - массу.

В качестве источника энергии для установки на борту самолёта будут рассмотрены два типа аккумуляторных ячеек:

- Литий-титановая ячейка Toshiba 23Ah Cell
- Литий-серная ячейка OXIS Energy High Energy

Таблица 17. Параметры аккумуляторных ячеек.

Тип аккумулятора	Toshiba 23Ah Cell [35]	OXIS Energy High Energy [36]
Массовая плотность энергии в ячейке (Вт*ч/кг)	110	400
Объёмная плотность энергии в ячейке (Вт*ч/дм ³)	202	400
Масса ячеек (кг)	218	60
Объем ячеек (дм ³)	120	60
Количество ячеек (штук)	400	710

Однако, при сборке бортовых аккумуляторных блоков масса и объём ячеек будут увеличены за счет добавления корпуса, клемм, шин подвода и вывода энергии, внутренних соединений. По статистике увеличение составляет $\approx 20\%$ исходной массы и объёма.

Таблица 18. Параметры аккумуляторных блоков

Тип аккумулятора	Toshiba 23Ah Cell	OXIS Energy High Energy
Масса ячеек (кг)	260	72
Объем ячеек (dm^3)	144	72

Анализируя характеристики полученных аккумуляторных блоков можно подытожить:

Литий-титановый аккумуляторный блок тяжел, его замена после выполнения сельскохозяйственного рабочего полета не представляется возможной, потому целесообразна установка несменного блока с возможностью быстрой, гарантированной разработчиком, зарядки от сети.

Литий-серный аккумуляторный блок позволяет осуществить замену после совершения полёта. Рекомендуется разделение всего блока на несколько сменных, удобных для замены кассет

Таблица 19. Весовая сводка самолёта в варианте с ДВС.

Название агрегата системы двигателя внутреннего сгорания	Масса (кг)
Двигатель М14П	214
Оборудование энергоснабжения	50
Вспомогательные системы силовой установки	15
Резерв	20
Моторное масло	10
Топливо	80
Суммарная масса	389

Таблица 20. Весовая сводка самолёта в варианте с полностью электрической СУ с литий-титановым аккумуляторным блоком. (LTO)

Название агрегата системы двигателя внутреннего сгорания	Масса (кг)
Двигатель Siemens SP260D	50
Инвертор-контроллер MagniDrive (2 штуки)	24
Литий-титановый аккумуляторный блок	260
Резерв	20
Суммарная масса	354

Таблица 21. Весовая сводка самолёта в варианте с полностью электрической СУ с литий-серным аккумуляторным блоком. (Li-S)

Название агрегата системы двигателя внутреннего сгорания	Масса (кг)
Двигатель Siemens SP260D	50
Инвертор-контроллер MagniDrive (2 штуки)	24
Литий-серный аккумуляторный блок	72
Резерв	20
Суммарная масса	166

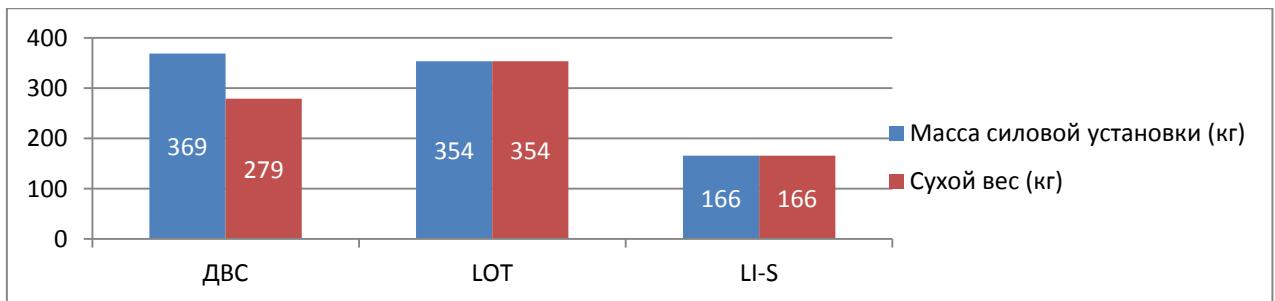


Рисунок 20. Графическое сравнение масс силовых установок.

Изменение массы повлечет за собой изменение центровки самолёта. Необходимо будет отследить это изменение, и расположить агрегаты силовых установок так, чтобы обеспечить удобный доступ для обслуживания и замены кассет, и минимизировать изменение центровки.

Оценка эквивалентной массовой замены классической СУ с двигателем внутреннего сгорания на полностью электрическую.

Масса классической силовой установки с учетом массы входящих в неё элементов составляет 369 кг.

Масса электромотора и вспомогательного управляющего оборудования составляет 74 кг.

Таким образом, оставшийся резерв массы = 369 - 74 = 295 кг полностью предоставляется под размещение аккумуляторного блока.

Таблица 22. Параметры аккумуляторных ячеек.

Тип аккумулятора	Toshiba 23Ah Cell [35]	OXIS Energy High Energy [36]
Массовая плотность энергии в ячейке (Вт*ч/кг)	110	400
Объёмная плотность энергии в ячейке (Вт*ч/дм ³)	202	400
Масса ячеек (кг)	295	295
Суммарная энергия аккумуляторного блока (Вт*ч)	32450	118000
Объем ячеек (дм ³)	160	295
Количество ячеек (штук)	540	3470

Таблица 23. Энергия (Вт*ч), необходимая для движения самолёта на разном диапазоне скоростей в двух вариантах загрузки.

Скорость полёта (км/ч)	Масса самолёта при различном уровне заполнения бака агрохимических веществ (кг)	
	2100 Конфигурация максимальной загрузки	1200 Перегоночная конфигурация (перелёт без целевой нагрузки)
80	2947,821	1684,469
100	2063,38	1179,074
120	1587,438	907,1074
140	1429,001	816,5719
160	1484,032	848,0181
180	1563,502	893,4298
200	1828,999	1045,142
220	1842,883	1053,076
240	2038,2	1164,686

Таблица 24. Максимальная продолжительность горизонтального полета

Характеристика	Конфигурация максимальной загрузки	Перегоночная конфигурация (перелёт без целевой нагрузки)
Масса самолёта (кг)	2100	1200
Потребная мощность для обеспечения горизонтального полёта (Вт)	66807,7	38112,2
Продолжительность горизонтального полёта (ч) при использовании литий-титанового аккумуляторного блока (максимальный заряд 32450 Вт*ч)	0,485	0,851
Максимальная дальность горизонтального полёта (км) при движении на экономичной скорости (160 км/ч) при использовании литий-титанового аккумуляторного блока.	77,6	136,16
Продолжительность горизонтального полёта (ч) при использовании литий-серного аккумуляторного блока (максимальный заряд 118000 Вт*ч)	1,766	3,096
Максимальная дальность горизонтального полёта (км) при движении на экономичной скорости (160 км/ч) при использовании литий-серного аккумуляторного блока.	282,56	495,36

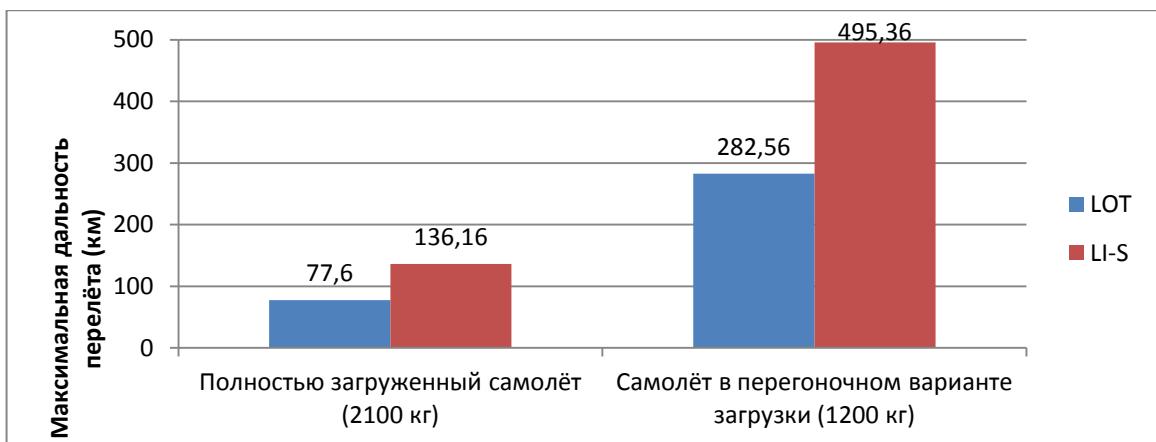


Рисунок 21. Графическое сравнение максимальной расчетной дальности горизонтального полёта самолёта в двух вариантах загрузки на двух типах аккумуляторной батареи.

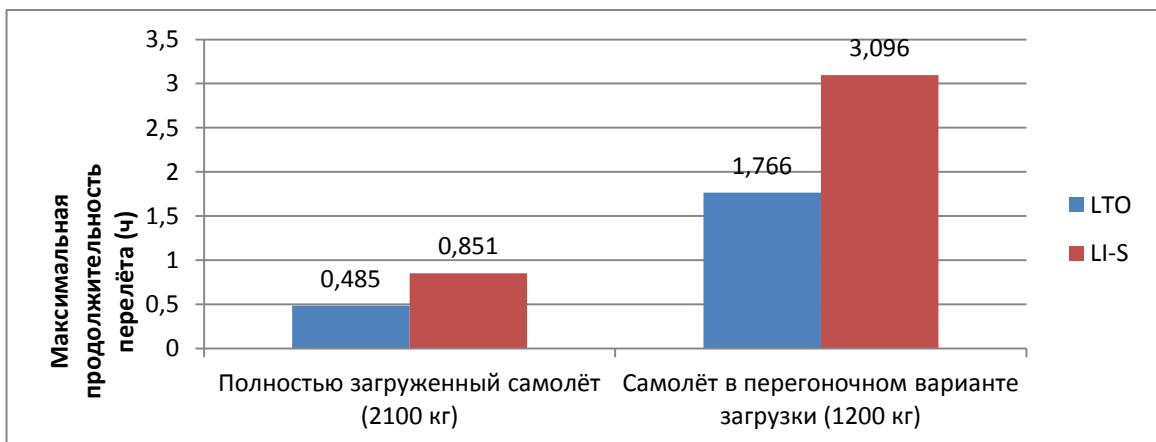


Рисунок 22. Графическое сравнение максимальной расчетной продолжительности горизонтального полёта самолёта в двух вариантах загрузки на двух типах аккумуляторной батареи.

Из полученных выше данных наблюдается практическое различие в использовании двух разных семейств литий-ионных аккумуляторов.

Легкие, но энергоёмкие литий-серные аккумуляторные батареи предоставляют для легкого самолёта хорошие максимальные перегоночные дальности, что обеспечивает возможность перемещения самолёта с полностью электрической силовой установкой в приемлемом радиусе.

Литий-титановый аккумуляторный блок не может обеспечить большую дальность перегоночного перелёта даже при максимальной загрузке батареи на борт, однако, компенсируют недостаток ёмкости возможностью быстрой подзарядки.

Ресурс аккумуляторного блока

Поскольку ресурс энергетических ячеек – количество циклов разряда и зарядки без потери максимальной ёмкости элемента – у двух выбранных семейств сильно различается, целесообразно подобрать для каждого наиболее эффективный режим использования.

Таблица 25. Ресурс ячеек аккумуляторов разных типов.

Семейство АкБ	LOT	Li-S
Ресурс ячейки (кол-во циклов использования)	20000	55
Максимальный заряд блока (Вт*ч)	32450	118000
Продолжительность горизонтального полёта (ч) в варианте максимальной загрузки	0,485	1,766
Продолжительность горизонтального полёта (ч) в перегоночном варианте	0,851	3,096

Поскольку предугадать точный режим эксплуатации самолёта представляется затруднительным, целесообразно апеллировать приблизительной моделью. В качестве такой модели можно принять интенсивный режим сельскохозяйственных работ с периодичностью полётов 4 раз в день.

Предполагается, что для описанных выше нужд самолёт будет оборудован минимально-необходимым аккумуляторным блоком (см. таблица 17. Параметры аккумуляторных блоков).

Ёмкости обоих блоков рассчитаны на обеспечение энергией одного рабочего полёта самолета, следовательно, каждый из них будет перезаряжен соответственно 4 раз в день (продолжительность одного расчетного вылета 20...25 минут).

Таблица 26. Жизненные показатели ячеек аккумуляторов разных типов.

Тип аккумулятора	Toshiba 23Ah Cell	OXIS Energy High Energy
Жизненный цикл ячейки	20000	55
Количество рабочих дней, обеспечиваемых ресурсом одного блока (при интенсивности 4 полёта в день)	5000	13
Суммарное время возможного налёта самолёта до момента истощения ресурса аккумуляторного блока (ч)	9700	27.5

Полученные значения говорят о том, что использование литий-серного аккумуляторного блока для выполнения сельскохозяйственных задач приведет к частой замене выработанного блока на новый.

Малый ресурс литий-серных аккумуляторов можно оправдать новизной семейства. По заявлению лаборатории-разработчика в ближайшие годы (2021-2022) планируется повышение количества циклов батареи до 500, что в свою очередь на порядок увеличит продолжительность эксплуатации всего блока.

По неподтвержденной информации компания Sion Power смогла создать энергетический элемент, способный выдерживать до 1500 процедур перезарядки.

Важная оговорка: сказанный выше тезис может в корне изменить взгляд на концепт всей работы: даже в рамках одного семейства, энергетические ячейки одной марки могут

разительно отличаться по характеристикам от элементов другого производства. К счастью, на весь концепт проекта этот факт не влияет никоим пагубным образом, а лишь наоборот добавляет оптимизма.

Разумеется, этот оптимизм не должен быть иллюзорным, и все, даже самые обнадеживающие факторы и характеристики требуют точного подтверждения, однако, наиболее точные подтверждения, а так же ценовые (что особенно остро ощущается в условиях интенсивно колеблющихся рыночных цен) и технические характеристики энергетических элементов, могут быть наиболее четко определены на этапе не концептуальной, а проектировочной разработки.

Я, как автор проекта, в своей работе желаю опираться на четкую информацию, которую смог отыскать непосредственно у производителей энергетического оборудования, потому акцентировал внимание исключительно на двух конкретных представителях всего семейства литий-ионных энергетических элементов.

Промежуточный итог говорит о том, что в рамках концепта данного самолёта с электрической силовой установкой возможна установка различных типов аккумуляторных батарей. Это значит, что, как энергоносители, литий-ионные батареи выступают в качестве универсального топлива; иными словами, привести в движение электродвигатель могут как литий-титановые, так и литий-серные, так и литий-серные аккумуляторные блоки повышенного ресурса. А поскольку, как показали приблизительные расчеты, как в габариты, так и в массовые ограничения призываются даже тяжеловесы всего аккумуляторного семейства, вопрос смены аккумуляторов не вызовет проблем и не ухудшит характеристик всего самолёта в целом.

До тех пор для выполнения каждодневных рабочих задач целесообразно использовать литий-титановый аккумуляторный блок. По данным компании-разработчика полной зарядки литий-титанового элемента возможно достичь за 10 минут (80% ёмкости за 6 минут), что предоставляет возможность принципиально осуществлять кабельную подзарядку аккумуляторного блока не снимая его с борта самолёта.

Таким образом, минимально-необходимое время переподготовки самолёта к повторному вылету (с точки зрения «топливной» заправки) составит \approx 12 минут (с учётом 20% запаса времени). Заправка сельскохозяйственных веществ и межполётный отдых пилота может быть осуществлён в рамках этого временного окна.

На вторичном рынке стоимость одной литий-титановой ячейки оценивается приблизительно в 5 \$. Суммарная стоимость ячеек для блока с энергией заряда в 32450 Вт*ч и количеством ячеек 540 штук будет составлять не менее 2700 \$. Итоговую стоимость аккумулятора (с некоторым запасом, компенсирующим затраты на сборку готового блока) можно округлить до 3000 \$.

В таком случае, стоимость аккумуляторного блока будет примерно в 5-6 раз дешевле стоимости авиационного двигателя внутреннего сгорания (на примере М14П и при условии, что ресурс двигателя в 3...4 раза меньше ресурса АкБ). Так же стоимость блока сравнима со стоимостью 75 заправок авиационного керосина (в расчёте на рабочую сельскохозяйственную конфигурацию самолёта). Можно сказать, что такого количества ежедневных заправок понадобится на один сезон использования сельскохозяйственного самолёта.

* Данные получены из открытых источников вторичного рынка на территории РФ. Расчётный ресурс литий-титанового аккумуляторного блока составляет \approx 75...80 % всего ресурса конструкции планера самолёта.

Литий-серные же элементы больше подходят при использовании самолёта на перелеты на дальние дистанции. Их малый вес и сравнительно большая ёмкость как нельзя кстати удовлетворяют требованиям перелета на дальность.

Используя максимальную загрузку литий-серного аккумулятора, которая обеспечит приблизительно 3 часа полёта за одну зарядку (при соблюдении экономичного режима движения), можно вычислить, что, таким образом, один комплект бортовых батарей за весь срок своей расчетной службы сможет обеспечить налёт самолёта, равный ≈ 165 ч (при условии минимального жизненного цикла ячейки = 55 процедур перезарядки). Повышение «живучести» батареи непосредственно приведет к повышению суммарного часового налёта.

Помимо количества процедур перезарядки, лаборатория-разработчик поставила цель достичь массовой плотности энергии в одной ячейке равной $550 \text{ Вт}^*\text{ч} / \text{кг}$ к 2023 году, и $600 \text{ Вт}^*\text{ч} / \text{кг}$ к 2026 году. Успех этого плана приведет к тому, что литий-серные аккумуляторные элементы смогут обеспечить полностью электрический воздушный флот ещё большей дистанцией. При том же весе аккумуляторного блока его максимальная энергетическая ёмкость, а следовательно и обеспечиваемая теоретическая дальность вырастет в 1.5 раза.

Таблица 27. Ресурс работы аккумуляторного блока.

Расчетный случай	Рабочий вылет	Перелет на максимальную дальность
Масса блока (кг)	72	295
Заряд блока ($\text{Вт}^*\text{ч}$)	24000	118000
Стоимость блока* \$	4800	23600
Ресурс работы (ч)	23	165

* Средняя стоимость энергоносителя составляет ≈ 0.2 \$ за $1 \text{ Вт}^*\text{ч}$.

Рынок сельскохозяйственной авиации мира

Таблица 28. Ценовые и качественные характеристики сельскохозяйственных самолётов

Самолёт	Масса/объём целевой нагрузки	Тип силовой установки	Стоимость единицы	Состояние
Су-38	500 л	ПД	120.000 \$	С завода
АН-2	1500 кг	ПД	5.000 - 170.000 \$	Б/У 1982 - 1986 г.
АТ-802	До 3000 л	Турбовинтовой	900.000 \$	Б/У 2017 г.
Cessna 188	500 л	ПД	22.000 \$	Б/У 1972 г.
Проект	1050 кг	ПД	550.000 \$	С завода
Проект	1050 кг	Электрическая СУ	603.000 \$	С завода

Согласно открытым данным вторичного рынка воздушных судов в семействе сельскохозяйственных машин можно наблюдать большой диапазон цен в зависимости от технических характеристик (целевой нагрузки), марки и состояния самолёта. На основе этих данных можно сделать вывод, что проект (как в варианте с классическим ДВС, так и оборудованный полностью электрической силовой установкой) занимает среднюю нишу как с точки зрения стоимости, так и с точки зрения целевой нагрузки. Однако, важно

учитывать, что проектируемый самолёт поступит на эксплуатацию в состоянии "с завода", что делает проект с данной точки зрения лишь привлекательнее.

Конструкторские бюро и авиастроительные компании всего мира занимаются проектами полностью электрических самолётов: электромоторы поднимали в воздух легкие одноместные планеры, гидроплан, маломестный пассажирский самолёт, однако, информации о том, что какой-либо из этих проектов вышел в производственную серию, пока нет. По данным информационных агентств и СМИ, бразильская компания Embraer занималась целенаправленной разработкой полностью электрического сельскохозяйственного самолёта линейки Ipanema, но информации об результатах работы отыскать не удалось.

Таким образом, проект, описанный в данной работе, в случае успеха может стать первым в истории серийным полностью электрическим сельскохозяйственным самолётом.

Потенциал эффективности полностью электрических сельскохозяйственных самолётов может быть полностью раскрыт при использовании таких машин малыми сельскохозяйственными объединениями и фермерскими хозяйствами, особенно теми, которые находятся на стадии открытия.

Преимущество заключается в том, что использование полностью электрической техники может избавить малый бизнес от необходимости создания топливной инфраструктуры. Топливная инфраструктура, непосредственно сосредоточенная на закупке, транспортировке, хранении и заправке технических изделий горючими (и, следовательно, взрывоопасными) веществами, вынуждает принимать повышенные меры обеспечения безопасности и контроля. Малым предприятиям при сравнительно малых выручках бывает весьма непросто с экономической точки зрения удовлетворить всем необходимым требованиям. Проще говоря: обеспечить с нуля даже малую топливную инфраструктуру для обслуживания небольшого машинного двора совсем не дешево (будь то создание инфраструктуры, либо заключение договора об оказании соответствующих услуг у сторонних компаний).

Использование полностью электрических аппаратов призвано избавить малый бизнес от необходимости создания такой топливной инфраструктуры. И несмотря на то, что электрификация и электронное оборудование большой мощности, несомненно, требует применения различных мер противопожарной безопасности, эти мероприятия менее затратны и трудоемки, чем обслуживание топливо-нефтяных объектов. Так же менее велики риски.

Этот аспект предоставляет малому бизнесу большую экономическую и территориальную независимость и самостоятельность: концептуально, молодому предприятию будет значительно проще оборудовать собственную базу для использования сельскохозяйственного самолёта, отпадет необходимость в привязке к имеющимся авиадромам, что и даёт предприятию свободу в выборе территории обслуживания.

Сервисные мероприятия по обслуживаю техники так же станут проще, менее трудоёмкими и менее затратными, поскольку электрическое силовое оборудование, лишенное большого количества подвижных механических связей, обладает большим ресурсом работы. Оборудование силовой установки можно правомерно назвать уязвимым местом всего самолёта, поскольку оно требует особого внимания и профессионального подхода к обязательному техническому обслуживанию. Более механически-выносливое полностью электрическое оборудование, при соблюдении установленных режимов эксплуатации, в состоянии упростить мероприятия ТОиР.

Крупные земле обрабатывающие объединения могут быть заинтересованы в закупке электрических сельскохозяйственных самолётов в момент обновления стареющего парка имеющихся самолётов. Закупая новенькие машины с заводского цеха предприятие получает не только полный ресурс машины, но и способно получить

значительную экономию на горюче-смазочных материалах и уже упомянутом выше техническом обслуживании.

Отдельным пунктом стоят авиашколы. Повышенный ресурс двигателя категорически необходим при использовании самолёта для учебных отработок и общего налёта часов. Срок службы аккумуляторной батареи полностью электрического самолёта возможно сравнить с ресурсом самого самолёта, что делает их буквально «равнопрочными», а точнее равноресурсными. Один ключевой агрегат не выйдет из строя многим раньше другого. Таким образом, самолёт, как целостное устройство, становится более надежным и износостойким.

Оценка приблизительных экономических характеристик электрической силовой установки

Проблемами подготовки и оценки стоимости оборудования и переоборудования самолёта на полностью электрическую силовую установку занимались такие авиастроительные компании, как Cessna, Теснап и Pilatus Aircraft. Данные компании-разработчиков в дальнейшем будут использованы для сравнения показателей.

Согласно приблизительной экономической оценке стоимость создания нового легкого сельскохозяйственного самолёта (разрабатываемого в данном проекте) приблизительно составит 550 тысяч долларов США при установке на борт классической силовой установки с двигателем внутреннего сгорания.

Согласно среднестатистическим открытым рыночным данным, стоимость двигателя М14П мощностью 360 л.с. составляет приблизительно $\approx 18\ 000$ долларов США (в переводе по курсу сегодняшнего дня - 1,3 млн. рублей), а стоимость двигателя М14ПФ мощностью 400 л.с. составляет приблизительно 6,5 млн. рублей.

Точный ценник описанного в работе электродвигателя Siemens SP260D не удалось установить: в открытом доступе на вторичном рынке данный тип двигателя отсутствует. В 2018 году технология была продана компанией Siemens и выкуплена компанией Rolls-Royce, детали сделки не уточнялись.

Таблица 29. Приблизительная стоимость составляющих компонентов полностью электрической силовой установки.

Название элемента	Удельная стоимость
Электродвигатель	50 \$ / кВт
Электродвигатель-редуктор	100 \$ / кВт
Контроллер-инвертор	100 \$ / кВт
Электрогенератор	200 \$ / кВт
Аккумуляторная батарея	0,2 \$ / Вт * ч

В таблице показаны среднестатистическая стоимость агрегатов и элементов силовой установки в расчете на 1 кВт вырабатываемой или пропускной мощности устройства.

Таким образом, стоимость оборудования, рассчитанного на силовую установку мощностью 260 кВт составит:

$$260 * (100 + 100 + 200) + 0,2 * 100000 \approx 104000 + 20000 = 124000 \$$$

Таблица 30. Приблизительная стоимость составляющих компонентов силовой установки с двигателем внутреннего сгорания.

Агрегат	Стоимость
Двигатель внутреннего сгорания	50 \$ / л.с. 70 \$ / кВт.
Электрогенератор	200 \$ / кВт
Стартер*	$\approx 22000 \text{ ₽} / 300 \text{ $}$
Вспомогательное оборудование*	$\approx 38000 \text{ ₽} / 520 \text{ $}$

* Данные взяты из открытого доступа вторичного рынка оборудования самолёта Ан-2.

Таким образом, стоимость оборудования, рассчитанного на силовую установку мощностью 260 кВт составит:

$$260 * (70 + 200) + 300 + 520 = 71020 \text{ $}$$

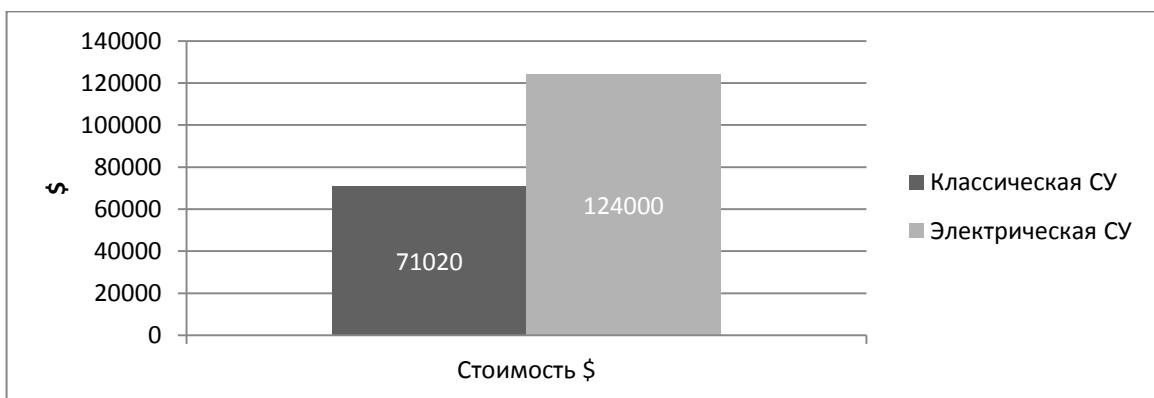


Рисунок 23. Графическое сравнение стоимостей двух вариантов исполнения силовой установки самолёта.

$$124000 \text{ $} / 71020 \text{ $} = 1,745$$

Полностью электрическая силовая установка оказывается приблизительно в 1,75...2 раза дороже классической силовой установки с двигателем внутреннего сгорания.

Таблица 31. Экономические характеристики моторного топлива

Вид энергоносителя	Стоимость
Авиационный керосин зарубежных марок	3,5 \$ / литр
Электроэнергия*	0,07 \$ / кВт * ч

* - стоимость электроэнергии рассчитана по среднестатистическим промышленным показателем.

Зарядная станция в комплекте с запасными съемными аккумуляторными кассетными блоками позволит обеспечить быструю замену - заправку летательного аппарата в рабочих условиях. В зависимости от интенсивности использования, на один борт может приходиться от одного, до десятка сменных комплектов батарей. Таким образом, цикл использования одного комплекта предоставляет достаточно времени для его подзарядки в период использования других комплектов.

Таблица 32. Стоимость заправки топливного бака и стоимость зарядки аккумуляторной батареи

Характеристика	Классическая силовая установка	Электрическая силовая установка		
Энергоноситель	Авиационный керосин (по рыночной стоимости в РФ)	Toshiba 23Ah Cell	OXIS Energy High Energy	Заряд на рабочий вылет
Объем	80 л	32450 Вт*ч 32,45 кВт/Ч	118000 Вт*ч 118 кВт*ч	24000 Вт*ч 24 кВт/Ч
Стоимость заправки / зарядки*	40 \$	2,2715 \$	8,26 \$	1,68 \$

*При условии, что зарядка аккумуляторного блока осуществляется в режиме нормальной интенсивности

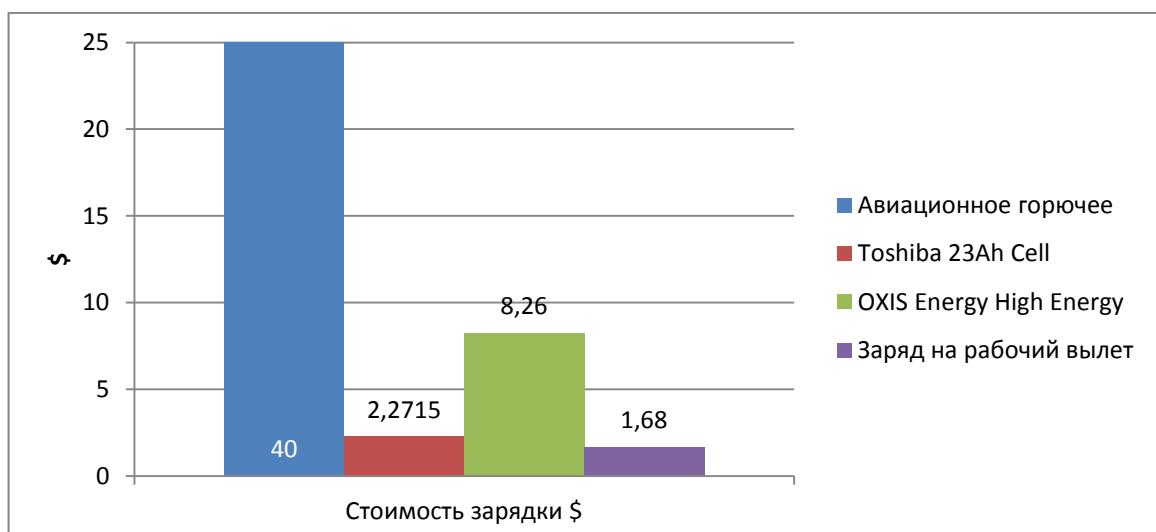


Рисунок 24. Графическое сравнение стоимости заправки топливного бака и стоимость зарядки аккумуляторной батареи самолёта с полностью электрической силовой установкой.

Таблица 33. - Стоимость летного часа сельскохозяйственного самолёта*

Показатель	Ту-24-СХ	АН-2
Стоимость летного часа (₽)	4890	13523
Стоимость часовой заправки (₽)	1375	3800
Стоимость летного часа при использовании электрической СУ** (₽)	3515	
Уменьшение стоимости летного часа. (%)	28	

*Данные приведены согласно уровню цен 1992 года. Устаревшие данные не годятся для оценки и сопоставления цен нынешнего дня, однако позволяет проследить зависимости изменения.

**По приблизительным оценкам, стоимость зарядки электроэнергией составляет от 3 до 10% стоимости заправки горючим. Условно можно считать, что таким образом переход на электроэнергию исключает из общей сметы графу затрат на топливо.

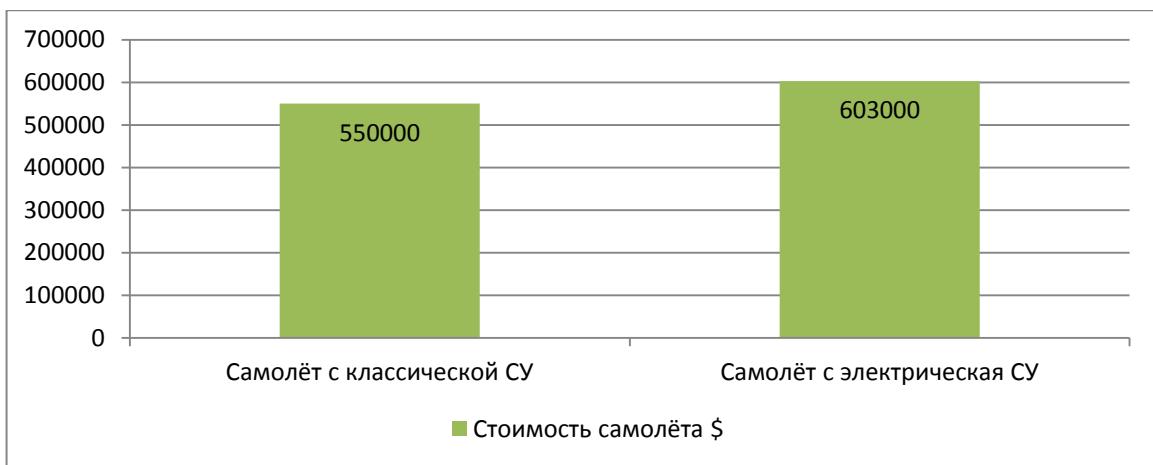


Рисунок 25. Графическое сравнение стоимости самолёта в варианте с классической и электрической силовой установкой*

Можно проверить, как быстро в эксплуатации окупится разница в стоимости, равная 53000 \$. Акцент делается исключительно на разницу в стоимости заправок/зарядок, как характеристик, непосредственно демонстрирующих разницу в применении силовых установок различного типа.

Стоимость самолёта рассчитывалась по методике, предложенной МАИ. Предполагается, что такая итоговая стоимость изделия будет достигнута при изготовлении самолёта в заводских условиях в годовой партии количеством 15 бортов. Проектный ресурс самолёта составляет 12500 часов (25 лет).

Разница в итоговой стоимости самолёта в исполнении с ДВС и полностью электрической силовой установкой составляет $\approx 10\%$.

Таблица 34. Оценка сроков окупаемости.

Энергоноситель	Бензин марки АИ-95**	Авиационный керосин**	Toshiba 23Ah Cell	OXIS Energy High Energy	Заряд на рабочий вылет
Объем	80 л	80 л	32450 Вт*ч 32,45 кВт*Ч	118000 Вт*ч 118 кВт*ч	24000 Вт*ч 24 кВт*Ч
Стоимость заправки / зарядки*	50 \$	40 \$	2,27 \$	8,26 \$	1,68 \$
Разница в стоимости	53000 \$				
Количество зарядок/заправок суммарной стоимостью 53000 \$	≈ 1060	≈ 1325	≈ 23000	≈ 6400	≈ 31000
Максимальный срок окупаемости* (год)	10	12.5	***	***	***

*Вводится условие, что самолёт совершает в день один рабочий вылет единичной стоимости заправки, следовательно, количество возможных заправок равняется количеству возможных полётных дней. Предполагая, что самолёт эксплуатируется лишь в теплое время года (летний сезон) условной продолжительностью 100 рабочих дней, можно оценить, за сколько лет разница в стоимости силовых установок будет набрана за счет повторения заправок горючим.

При более высокой интенсивности полетов, порядка 4...5 вылетов в день и при, следовательно, более интенсивном расходе топлива, разница в стоимости окупится ещё быстрее, приблизительно за 2...3 года.

** Цены на топливо выбраны по среднерыночным показателям на территории РФ.

*** - максимальный срок окупаемости не указывается для электрической силовой установки, поскольку различие в стоимости наблюдается в сравнении с классической ДВС-системой.

При условии, что помимо рыночной стоимости горючего, часть средств будет уходить на оборудование заправки, хранение и транспортировку топлива от заправочно-разливных станций до мест базирования самолёта, а так же затраты на обеспечение и поддержание пожаро- и взрывобезопасности, срок окупаемости замены силовой установки может значительно ускориться. Помимо этого, важно иметь в виду нестабильность и постоянный рост рыночных цен на топливо.

Таким образом, дешевизна и доступность "электрического топлива" оправдывает себя для применения в сельскохозяйственной авиации. Для малых предприятий, не имеющих возможности базирования на оборудованных заправочными станциями аэропортах, возможность "питаться" от более доступного и менее прихотливого в эксплуатации электричества значительно упростит использование самолёта и сократит сопутствующие расходы.

Для крупных сельскохозяйственных объединений, при использовании большого парка самолётов, общие затраты на топливное обеспечение при переходе на электроэнергетику снизятся значительно. Меньшая себестоимость летных часов, а, следовательно, общее уменьшение стоимости сельскохозяйственных операций позволит уменьшить себестоимость выпускаемой продукции, тем самым предоставив предприятию либо повышенную выручку, либо большее преимущество на рынке за счет цен меньших, чем у возможных конкурентов [21].

Отдельным пунктом можно выделить потенциальный интерес к полностью электрическим самолётам со стороны рынков стран, активно борющихся за экологическую безопасность. Общая статистика развития без выбросных и электрических энергетических систем показывает, что эти государства фундаментально заинтересованы во вложениях (и в том числе в долгосрочных вложениях) в так называемые "eco-friendly" перспективы.

Спросу жаждет предложений.

Выводы.

Переход на новые альтернативные источники энергии - не каприз, а неизбежное условие, диктуемое человечеству этим миром. Рано или поздно запасы ископаемых топливных ресурсов будут исчерпаны.

Полноценное становление электрической авиации, даже в семействе легких самолётов, требует громадных финансовых, интеллектуальных и материальных вложений, но лишь так, используя бесценные наработки и практический опыт прошлого вместе с научными достижениями и открытиями настоящего можно отпереть двери в будущее. Настоящий момент предоставляет человечеству еще один поистине ценный и невосполнимый ресурс – время.

Время на подготовку к неизменно грядущим переменам будущего.
«Предупреждён — значит вооружён»

Легкий сельскохозяйственный самолёт на данный момент наиболее подходящий представитель авиации общепародного назначения для переоборудования на полностью электрическую силовую установку, без ограничений в выполнении коммерческих задач.

Крупногабаритная система двигателя внутреннего сгорания позволяет произвести замену всего моторного блока на полностью электрический эквивалент без превышения габаритов отсека.

Возможность установки полностью электрической силовой установки на легкий сельскохозяйственный самолёт в настоящий момент при нынешнем уровне технологий - реальна.

Вторичный источник энергии в виде аккумуляторных батарей не решает проблему создания энергии, однако, при правильной технологии производства и утилизации отработанных аккумуляторных блоков, позволяет значительно снизить пагубное влияние на окружающую среду и может функционировать в цепи как элемент системы восстанавливаемой альтернативной электроэнергетики.

Полностью электрическая силовая установка не оставляет выбросов и работает значительно тише, что упрощает её эксплуатацию вблизи населенных пунктов.

Переход на электроэнергию позволяет приблизительно на четверть уменьшить стоимость летного часа эксплуатации самолёта

Создание полностью электрического сельскохозяйственного самолёта станет мощным шагом в развитии всей электрической авиации!

Список используемой литературы

Особая благодарность материалу:

Гапеев Д.И. «Легкий сельскохозяйственный самолёт Ту-24-СХ.

Техническое предложение», ПАО «Туполев», 1992 г.

1. World Economic Forum - "The Global Risks Report 2019. 14th Edirion", Marsh & McLennan Companies and Zurich Insurance Group, Davos, 2019/
2. "bp Statistical Review of World Energy 2017: a pivotal moment", www.bp.com/statisticalreview
3. "bp Statistical Review of World Energy 2020: a pivotal moment", www.bp.com/statisticalreview
4. Андреев В., Борисов В., Климов В., Малышев В., Орлов В - "Внимание газы: криогенное топливо для авиации".
5. L. Lorenz, A. Seitz, H. Kuhn, A. Sizmann - "Hybrid power trains for future mobility", Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2013.
6. J. Thauvin, G. Barraud, M. Budinger, D. Leray, X. Roboam, B. Sareni - "Hybrid Regional Aircraft: a comparative review of new potentials enabled by electric power", Propolsion and Energy Forum, 2016.
7. S. Sahoo, X. Zhao, K. Kyprianidis - "A review of concepts, benefits and challenges for future electrical propulsion - based aircraft", future energy center, Sweden, 2020.
8. R. Berger - "Aircraft Electrical Propulsion - the next chapter of aviation?", Roland Berger LTD, London, 2017.
9. C. Lents, L. Hardin, J. Rheaume, L. Kohlman - "Parallel Hybrid Gas-Electric Geared Turbofan Engine Conceptual Design and Benefits Analysis", Propulsion and Energy Forum, 2016.
10. Агарков В.В., Дибир А.Г., Копыченко В.П., Халилов С.А., Хоменко И.И. - "Авиация в сельском хозяйстве: история, техника, технология, экономика", ТАЛ "Слобожанщина", Харьков, 2002 г.
11. <https://maps.aopa.ru>
12. Шнырёв А.Г. "Анализ существующих конструктивных решений самолетов для авиаимработ", статья, Научный вестник МГТУ ГА. 2002 г.
13. Сарымсаков Х.Г. "Сельскохозяйственные самолеты". – М.: Машиностроение, 1979 г.
14. Квонтик Х.Р. "Справочник пилота сельскохозяйственной авиации", Москва "Транспорт", 1991 г.
15. Зинченко Д.Н., Фарид С.Х., Ярыгин В.М. - "Аэродинамическое проектирование специализированного сельскохозяйственного самолёта", Національний технічний університет України «КПІ», Київ, ТОВ «Хімічні авіаційні технології», Київ.
16. С. Арасланов - "Авиадвигатели", Авиация общего назначения, №6 / 242/ 07.2015.
17. Otto Olaf - "Electrifying propulsion, Siemens eAircraft", Siemens AG, 2018.
18. Toshiba Corporation - "Industrial Lithium-ion BatteryToshiba Rechargeable Battery", <https://www.scib.jp/en/product/index.htm> 10.2020.
19. OXIS Energy LTD - "Prototype Lithium Sulfur Pouch Cell", <https://oxisenergy.com/>, 02.2020.
20. Лазарев В.В. "Концептуальное проектирование самолёта (магистральные пассажирские самолёты)", учебное пособие, издательство МАИ, 2013 г.
21. Gregor Veble Miki, Alex M. Stoll, - "Design Studies of Thin-Haul Commuter Aircraft with Distributed Electric Propulsion", Joby Aviation, Santa Cruz, California, 2016.