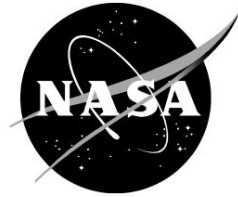


NASA/TM—2021–20210010031



Проектирование и разработка наноэлектроэлектронных систем

Топливные батареи и двигатели с приводом от обода для

Применение электрифицированных летательных аппаратов

Курт В. Папатакис

Исследовательский центр авиации им. Армстронга  
Эдвардс, Калифорния 93523

---

Июнь 2021 г.

Программа НАСА по научно-техническим инновациям... в профилях

С момента своего основания НАСА посвятило себя развитию аэронавтики и космической науки. Научно-техническая деятельность НАСА включает в себя...

Программа научно-технической информации (НИТО) играет ключевую роль в поддержании НАСА этой важной роли.

Программа НАСА в области науки, технологий и инноваций функционирует под эгидой главного информационного директора агентства.

Она собирает, систематизирует, обеспечивает архивирование и распространение научно-технических разработок НАСА. Научно-технические разработки НАСА

Программа предоставляет доступ к зарегистрированным пользователям NTRS.

и его общедоступный интерфейс, сервер технических отчетов НАСА, таким образом, предоставляя одну из крупнейших в мире коллекций научно-технических достижений в области аэронавтики и космонавтики. Результаты публикуются как по каналам, не связанным с НАСА, так и самим НАСА в серии отчетов НАСА по научно-техническим достижениям, которая включает следующие типы отчетов:

- **ТЕХНИЧЕСКИЕ ПУБЛИКАЦИИ.** Отчеты о завершенных исследованиях или о крупном этапе исследований, представляющие результаты программ НАСА и содержащие обширные данные или теоретический анализ. Включают в себя подборки важных научных и технических данных и информации, считающихся важными.

Сохраняющаяся справочная ценность. Аналог научных работ НАСА, публикуемых в рецензируемых научных журналах, но с менее строгими ограничениями по длине рукописи и объему графических материалов.

- **ТЕХНИЧЕСКАЯ ЗАПИСКА.**

Научные и технические результаты, имеющие предварительный характер или представляющие особый интерес, например, оперативные отчеты, рабочие документы и библиографии с минимальными примечаниями. Не содержит обширный анализ.

- **ОТЧЕТ ПОДРЯДЧИКА.** Научный и

Технические выводы подготовлены подрядчиками и грантополучателями, спонсируемыми НАСА.

- **ПУБЛИКАЦИЯ КОНФЕРЕНЦИИ.**

Собрание докладов с научно-технических конференций, симпозиумов, семинаров и других встреч, спонсируемых или софинансируемых НАСА.

- **СПЕЦИАЛЬНОЕ ИЗДАНИЕ.** Научное,

техническая или историческая информация из программ, проектов и миссий НАСА, часто касающаяся тем, представляющих значительный общественный интерес.

- **ТЕХНИЧЕСКИЙ ПЕРЕВОД.**

Переводы на английский язык зарубежных научно-технических материалов, имеющих отношение к миссии НАСА.

В число специализированных услуг также входят организация и публикация результатов исследований, распространение специализированных информационных сообщений и лент новостей об исследованиях, предоставление справочной информации и персональной поисковой поддержки, а также обеспечение услуг по обмену данными.

Для получения дополнительной информации о проекте NASA STI

В программе см. следующее:

- Перейдите на главную страницу программы NASA STI по адресу

<http://www.sti.nasa.gov>

- Отправьте свой вопрос по электронной почте на адрес [help@sti.nasa.gov](mailto:help@sti.nasa.gov)

- Позвоните в информационную службу NASA STI по телефону

757-864-9658.

- Напишите по адресу:

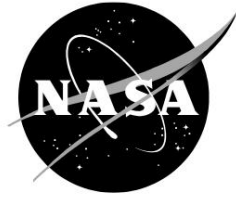
Информационный стол NASA STI

Почтовая остановка 148

Исследовательский центр НАСА имени Лэнгли

Хэмптон, Вирджиния 23681-2199

NASA/TM—2021–20210010031



Проектирование и разработка наноэлектроэлектронных систем

Топливные батареи и двигатели с приводом от обода для

Применение электрифицированных летательных аппаратов

Исследовательский центр  
авиации им. Курта В. Папатакиса Армстронга,  
Эдвардс, Калифорния 93523

Национальная авиация и  
Космическое управление

Исследовательский центр авиации им. Армстронга  
Эдвардс, Калифорния 93523-0273

---

Июнь 2021 г.

## Благодарности

Национальное управление по авиации и исследованию космического пространства (НАСА): Пэт Лойселл (Исследовательский центр им. Гленна, Кливленд, Огайо (соруководитель проекта); Роберт Максэйн (Исследовательский центр Лэнгли, Хэмптон, Вирджиния (соруководитель проекта)); Старр Гинн, Джейсон Лехняк, Эбби Уодделл и Джозеф Морелло (Центр лётных исследований Армстронга, Эдвардс, Калифорния); Джеффри Чин и Бри Дематтиа (Исследовательский центр Гленна, Кливленд, Огайо); и Сиена Уайтсайд, Крис Стелтер и Ник Заводни (Исследовательский центр Лэнгли, Хэмптон, Вирджиния).

Компания Empirical Systems Aerospace, Inc.: Эндрю Р. Гибсон (президент и генеральный директор), Эрик Несс (аэрокосмическая отрасль).  
Инженер)

(договор)

Influit Energy, LLC: Джон Кацудас (основатель и генеральный директор), Елена Тимофеева (основатель,  
Карло Сегре (основатель и технический директор), главный операционный директор и директор по исследованиям и разработкам.

(договор)

Компания «Боинг»: Рич Уэллетт (ранее), Дон Дроуин (ранее)  
(Приложение к Соглашению о космической деятельности № 23831)

Компания Engineered Precision, Inc.: Джефф Уриг (президент), Бобби Бяльчак (старший научный сотрудник)

Данный отчет доступен в электронном виде по адресу:

<http://>

## Содержание

Аннотация.....	1
Номенклатура .....	1
Описание технологии.....	3
Технология наноэлектротоплива (НЭТ) .....	6
Технология привода двигателя от обода .....	12
Проблемы проектирования двигателей с приводом от обода .....	14
Проект демонстрационного крыла .....	14
Потенциальные области применения в авиации.....	18
Методология определения осуществимости.....	20
Результаты, анализ и извлеченные уроки.....	22
Результаты применения наноэлектротопливных технологий.....	22
Уроки, извлеченные из разработки наноэлектротоплива.....	35
Конструкция и результаты применения двигателя с приводом от обода .....	39
Схема конструкции демонстрационного образца крыла.....	51
Сотрудничество и анализ в области сверхкороткого взлета и посадки с нулевым уровнем выбросов.....	56
Сотрудничество и анализ двигателей с приводом от обода / вентиляторов с приводом от обода.....	74
Интеграция водной быстрозаряжаемой батареи в концепцию исследования возможности применения в электрополётах	
Оценка.....	87
Вопросы проектирования летательных аппаратов, работающих на наноэлектротопливе.....	88
Применение технологий и перспективы дальнейшей работы.....	97
Ссылки .....	100

## Абстрактный

Проект Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства (НАСА) «Конвергентные аэронавигационные решения» направлен на определение целесообразности применения новых технологий в аэронавтике. В рамках исследования «Интеграция водных быстрозаряжаемых батарей для электрического полета» изучалась возможность интеграции наноэлектротоплива и двигателей с кольцевым приводом для применения в летательном аппарате. Разработка технологии NEF осуществлялась в партнерстве с компанией Inflight Energy, LLC (Чикаго, Иллинойс). Рассматривается двигатель с кольцевым приводом, разработанный проектной группой, размеры которого соответствуют одному из 24 двигателей в силовой установке tandemного электрического самолета со сверхкоротким взлетом и посадкой. Разработка этой концепции электрического самолета со сверхкоротким взлетом и посадкой осуществлялась в партнерстве с компанией The Boeing Company (Чикаго, Иллинойс). Интегрированная системная конструкция наноэлектротоплива и двигателей с кольцевым приводом в секции крыла была разработана в партнерстве с компанией Empirical Systems Aerospace, Inc. (ESAero) (Сан-Луис-Обиспо, Калифорния). Критерием осуществимости наноэлектротопливной батареи было достижение плотности тока  $100 \text{ mA/cm}^2$  в течение двух лет, что в 50 раз превышает показатели, продемонстрированные ранее в рамках исследования Convergent Aeronautics Solutions по интеграции водных быстрозаряжаемых батарей для электрических полетов. активность. К концу двух лет команда достигла показателя  $85 \text{ mA/cm}^2$  в наноэлектротопливном проточном элементе. Команда проекта «Интеграция водных быстрозаряжаемых батарей для исследований в области электрических полетов» определила, что технология является одновременно легковоспламеняющейся и невзрывоопасной (если не произойдет множественных одновременных отказов системы), что обеспечит более безопасную альтернативу традиционным литий-ионным аккумуляторным системам.

## Номенклатура

3D трехмерный

Ампер

AFRC Исследовательский центр авиации им. Армстронга

АСАБ Отдел анализа авиационных систем

AQUIFER — интеграция водных быстрозаряжаемых батарей для исследований в области электрических полетов.

Область захвата свободного потока A0

Площадь захвата горла A0/Асар и соотношение

БАРК Широкополосные акустические роторные коды

БКС Система управления батареями

Сбалансированная длина поля BFL

частота прохождения лопатки BPF

CAS Конвергентные аэронавигационные решения

Катод с покрытием CC

CDL CDUCT-LaRC

Углеродное волокно

СФР Свод федеральных правил

Коэффициент давления  $C_p$

Коэффициент тяги  $K_T$

Взлет и посадка с использованием стандартного взлетно-посадочного комплекса (СТОЛ)

$\text{C/cm}^2$  кулон на квадратный сантиметр

диаметр  $D$

ЦАП Цикл проектирования/анализа

Сбор данных DAQ

Коэффициент подшипника DN

DOF степени свободы

Электрохимический конденсатор EC

я	электромагнитные помехи
ESAero	Empirical Systems Aerospace, Inc.
eSSTOL	электрический сверхкороткий взлет и посадка
FAA	Щелочно-стабильная анионообменная мембрана (для электродиализных применений)
ФАС	гомогенная анион- и катионообменная мембрана (для электродиализа и обратного электродиализа)
ФБ	проточная батарея
ГЕН	поколение
ГХО	Большая рогатая сова
HR	отчет об опасности
—	внутренний диаметр
IDFF	чередующиеся поля потока
IDFF-R кН	чередующиеся поля потока с наклоном узел
кПа	килопаскаль
кВт	киловатт
кВтч	киловатт-час
ККИ	хлорид калия
КОН кг/	гидроксид калия
л фунт	килограмм на литр (равно г/см <sup>3</sup> )
фунт	фунт
фунт	фунт-сила
ЛаРК	Исследовательский центр Лэнгли
Литий-ионный	литий-ионный
LSAWT	[Низкоскоростная аэроакустическая аэродинамическая труба]
м	режимы
мА	миллиампер
мАч	миллиампер-час
мхО	— величина, обратная ому. Обзор
концепции миссии MCR.	
Модификация	
мА/см <sup>2</sup>	миллиампер на квадратный сантиметр
морские мили N	Ньютон
Национальный консультативный комитет NASA по аэронавтике	
NASA (Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства)	
Na <sub>2</sub> S	сульфид натрия NEF
наноэлектротопливо	
никель-кадмиевый	
NSGA	— генетический алгоритм недомнированной сортировки
Внешний диаметр	
Внешняя линия литья OML	
гидроксил OH	
OpenVSP	Open Vehicle Sketch Pad PAS Propeller
Analysis System	
PCI	Peripheral Components Interconnect
Требования к производительности PERF-INT, интеграция	
PXI	Расширения PCI для измерительных приборов
RCC	Вращающийся токосъемник
RDF	вентилятор с приводом от обода
RDM	двигатель с приводом от обода

РФБ	проточная окислительно-восстановительная батарея (редокс-аккумулятор)
С	змеевидный
SiC	карбид кремния
SLSD	стандартный день уровня моря
SOFC	твердооксидный топливный элемент
СПЛ	уровень звукового давления
ССТОЛ	сверхкороткий взлет и посадка
СТОЛ	короткий взлет и посадка,
TE	задняя кромка
TOGW	взлетный общий вес
ТПМ	технический показатель производительности
ТРЛ	уровень готовности технологии
ВДЦ	вольт постоянного тока
Vmag	величина скорости
VTOL v/	вертикальный взлет и посадка
nD	коэффициент опережения
В	в ваттах
Ш/дюйм	ватт на дюйм
Вт/кг	ватт на килограмм
Вт·ч/кг	ватт-час на килограмм
Вт/л	плотность энергии
ZEST	Сверхкороткий взлет и посадка с нулевым уровнем выбросов

## Описание технологии

Проект Национального управления по авиации и исследованию космического пространства (НАСА) «Конвергентные авиационные решения» (CAS) изучает технологическую осуществимость новых, прорывных технологий. В рамках проекта «Интеграция водных, быстрозаряжаемых батарей для исследований в области электрических полетов» (AQUIFER) исследовались технологии наноэлектротоплива (NEF) и двигателя с приводом от обода (RDM), интегрированные в секцию крыла (демонстратор крыла). Целью системы было снижение и/или устранение опасности возгорания и взрыва в полете, связанной с традиционной аккумуляторной системой; улучшить акустическую характеристику электродвигателей; и разместить эти технологии рядом, чтобы уменьшить длину кабелей и проблемы электромагнитных помех (ЭМП). Конкретные технологические цели заключались в достижении тока 100 мА/см<sup>2</sup> в ячейке проточной батареи NEF; демонстрации отсутствия пожарной или взрывной опасности; и интеграции технологии с RDM в демонстрационный образец крыла.

Запланированные технологические усовершенствования для NEF и RDM были зафиксированы как прогрессирующие от уровня технологической готовности (TRL) 4 до TRL 6 (см. диаграмму «Уровень технологической готовности НАСА» в разделе «Применение технологий и перспективы дальнейшей работы»). Двухлетний проект был выбран в ходе процесса отбора НАСА CAS.

Проект официально стартовал в октябре 2018 года и завершился в сентябре 2020 года.

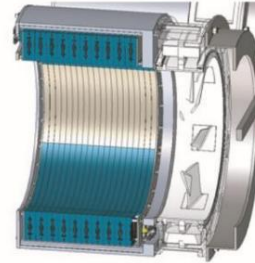
Концепция NEF основана на традиционной проточной батарее, в которой материалы анода и катода представляют собой жидкости, которые прокачиваются через мембрану для создания электрического тока и содержат специально покрытые наночастицы, значительно повышают энергонесущую способность жидкости, как показано в верхней средней части рисунка 1.



Rim-driven motor

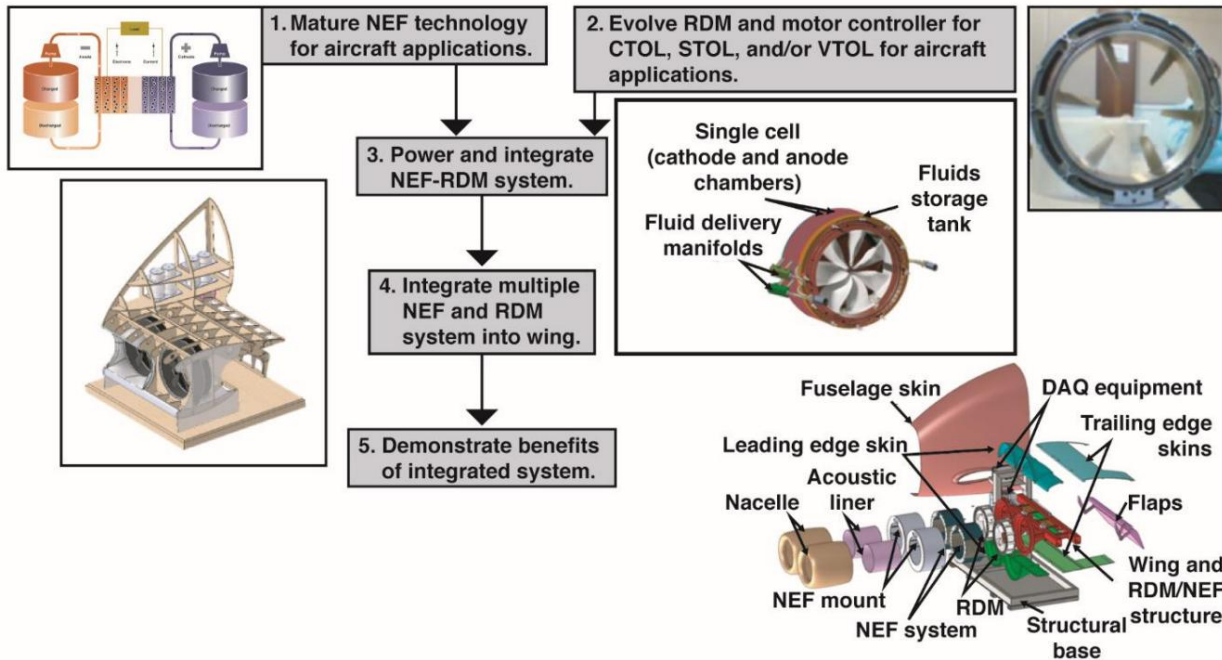


Nano-electro fuel battery



Wing Demonstrator

Technology development and integration plan



210000

Рисунок 1. Интеграция водной быстрозаряжаемой батареи для исследований в области электрических полетов: двигатель с приводом от обода (вверху слева); наноэлектротопливная батарея (вверху по центру); интеграция двигателя и батареи в демонстрационный образец крыла (вверху справа); и план разработки и интеграции технологии (внизу).

Существенным преимуществом концепции жидкостной батареи является возможность замены жидкости во время заправки, а не зарядки. Эта концепция позволяет перекачивать жидкость внутрь и наружу батареи.

Система используется во время наземной дозаправки и для подзарядки топливной жидкости вне самолета на специально отведенной зарядной станции. Срок службы батареи в циклах зарядки/разрядки в настоящее время неизвестен, но в ходе испытаний циклов зарядки/разрядки, проведенных на сегодняшний день и включающих десятки циклов, заметного ухудшения характеристик не наблюдалось.

Концепция RDM представляет собой электродвигатель без ступицы, приводимый в движение от внешней окружности, как показано в левой верхней части рисунка 1. Такая конфигурация размещает кончики лопаток ротора вентилятора ближе к центру воздуховода, уменьшая число Маха на концах лопаток и, следовательно, снижая уровень звукового давления (SPL), создаваемого лопатками вентилятора. Уменьшение или полное удаление ступицы может снизить сопротивление, шум и улучшить коэффициенты интеграции двигателя. Демонстрация концепции.

В качестве примера применения данной технологии представлена методология проектирования. НАСА и компания Boeing (Чикаго, Иллинойс) используют в качестве примера для данного проекта полностью электрический самолет с нулевым уровнем выбросов и сверхкоротким взлетом и посадкой (ZEST).

В рамках проекта AQUIFER технологии NEF и RDM объединены в демонстрационный образец крыла для испытаний в масштабе летательного аппарата, чтобы понять проблемы интеграции этих новых технологий. и показан в верхней правой части рисунка 1. НАСА сотрудничает с Influit Energy (Чикаго, Иллинойс) в разработке NEF; Engineered Precision, Inc. (Коста-Меса, Калифорния) в разработке RDM; Empirical Systems Aerospace, Inc. (ESAero) (Сан-Луис-Обиспо, Калифорния) в интеграции и испытаниях демонстрационного образца крыла; и компанией Boeing в вопросах проектирования будущих самолетов и потенциальных исследований воздушных подшипников.

План разработки и внедрения технологии AQUIFER представлен в нижней части рисунка 1. Краткое изложение оценки осуществимости технологии приведено в таблице 1 и содержит целевые показатели NASA CAS на конец сентября 2020 года, а также результаты и обсуждения оценки осуществимости.

Таблица 1. Результаты оценки целесообразности (краткое изложение).

Целевой показатель CAS по технологиям*	Результаты	Оценка целесообразности
<p>НЕФ</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Легковоспламеняющийся / Невзрывчатый</li> <li>• 100 мА/см<sup>2</sup></li> </ul> <p><small>* Уровень технологической готовности от четырех до шести</small></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Легковоспламеняющийся / Невзрывчатый</li> <li>• 85 мА/см<sup>2</sup> **</li> <li>• 200 мА/см<sup>2</sup> ***</li> </ul>	<p>Разработка NEF неуклонно совершенствовалась на протяжении всего проекта, начиная с 1 мА/см<sup>2</sup>. при напряжении 3,6 В постоянного тока и созрел до 85 мА/см<sup>2</sup> при 3,6 В постоянного тока для три минуты.</p>
<p>РДМ</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• 9000 об/мин при <input type="checkbox"/> 90 процентов эффективности</li> <li>• Улучшенная акустика по сравнению со стандартным электрическим канальным вентилятором</li> </ul> <p><small>* Уровень технологической готовности от четырех до шести</small></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Разработан для достижения целевых значений (с воздухом) подшипники)</li> <li>• Средняя/высокая степень уверенности в улучшении акустики для РДМ</li> </ul>	<p>Использование RDM с обычными подшипниками нецелесообразно, но с воздушными подшипниками конструкция представляется обоснованной, и для подтверждения улучшения акустических характеристик потребуются акустические испытания.</p>

		<ul style="list-style-type: none"> <li>• Разработка завершилась до начала изготовления аппаратной части.</li> </ul>	Проектирование интеграции, анализ опасностей, оперативная перспектива и эксплуатационная пригодность
Крыло	• Интегрированный		представляются вполне осуществимыми.
Демонстратор	Питание от NEF / секция крыла RDM	<ul style="list-style-type: none"> <li>• В отношении Wing отсутствуют очевидные технологические барьеры конкретно демонстратор</li> </ul>	Изготовление, тестирование и поставка демонстрационного крыла были прекращены после того, как руководство CAS приняло решение завершить выполнение проекта AQUIFER.

\*Целевые показатели эффективности технологии рассчитаны на основе данных, полученных по завершении первоначального проекта (30 сентября 2020 г.).

\*\* В проточной ячейке NEF достигнута плотность тока 85 мА/см<sup>2</sup> (сентябрь 2020 г.), целевой показатель CAS составлял 100 мА/см<sup>2</sup>\*\*.

\*\*\* В ячейке с вращающимся токосъемником (RCC) NEF достигнута плотность тока 200 мА/см<sup>2</sup> (июль 2020 г.)

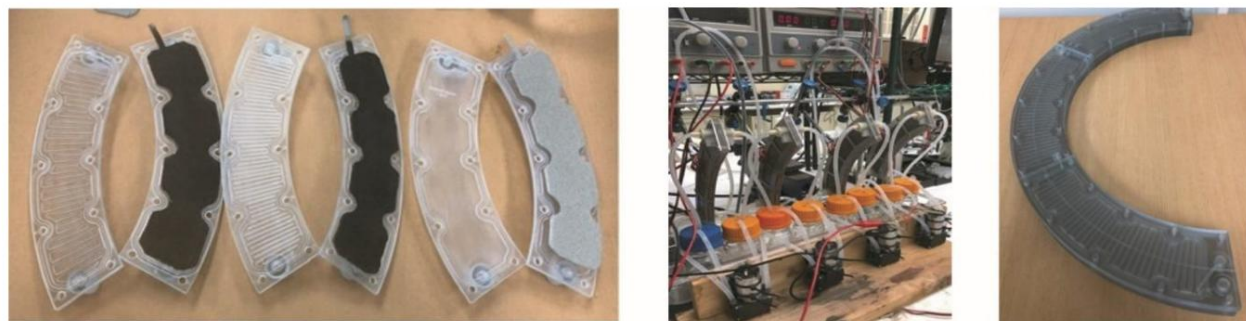
## Технология наноэлектротоплива (НЭТ)

Аппаратное обеспечение NEF представляет собой первое поколение (GEN 1) химии NEF, включающее наночастицы в качестве жидкого анолита и католита, и показано на рисунке 2. В GEN 2 химии NEF наночастицы в качестве жидкого анолита заменены воздухом или газообразным кислородом O<sub>2</sub> в качестве анода.

После второго поколения (GEN 2) «Система визуализации» (Vision System) представляет собой последний технологический уровень для NEF.

Показатели эффективности используются в качестве основы для совместной работы с компанией Boeing.

за их конструкцию самолета ZEST.



210001

Рисунок 2. (слева) Кольцевые ячейки наноэлектротоплива GEN 1; (посередине) тестирование ячейки; и (справа) полностью соединенная полукольцевая структура.

Разработка наножидкостей для транспортировки и хранения энергии в твердожидком композитном материале, в отличие от твердых электродов в обычных батареях, ведется уже несколько лет. Потенциальные варианты использования наножидкостей для хранения энергии существуют везде, где энергия транспортируется и используется в жидком формате (например, в нефтехимии для преобразования химических связей в механическую работу) или где приложения, использующие хранение энергии в фиксированном формате, выиграют от совершенно нового конструктивного решения (например, в электротранспорте).

В рамках проекта AQUIFER компания AQUIFER в партнерстве с Influit Energy разработала уникальный, инновационный перезаряжаемый аккумулятор. Нанотехнологичная проточная батарея NEF, разработанная для устранения опасности возгорания/взрыва, Разделение мощности и энергии в конструкции батареи при сохранении конкурентоспособной плотности энергии. Наноэлектролиты представляют собой низковязкие суспензии наноматериалов батареи (катода и анода) в водно-электролитных растворах. Наноразмер активных материалов обеспечивает стабильные суспензии; быструю кинетику заряда/разряда; и высокую загрузку твердых электродных материалов, что приводит к созданию проточной батареи, конкурентоспособной с литий-ионными (Li-ion) батареями (приблизительно 130 Вт·ч/кг и 350 Вт·ч/л на системном уровне) и диапазоном рабочих температур.

от -40 °C до +80 °C. Трансформационный аспект технологии NEF заключается в объединении двух хорошо зарекомендовавших себя форматов батарей: (1) твердотельных батарей с высокой плотностью энергии; и (2)

Проточные редокс-батареи с возможностью перекачки. Важным аспектом производства технологии NEF является процесс подготовки и диспергирования наноразмерных электродных материалов в водном электролите при высокой концентрации твердых частиц. Этот процесс обеспечивает высокую плотность энергии на уровне системы в жидкостях с низкой вязкостью, что делает перезаряжаемые батареи NEF альтернативой бензину/ископаемому топливу.

Возможность перекачки энергии в системах хранения энергии NEF позволит быстро заправляться топливом и обеспечит вертикальную интеграцию. экосистемы хранения энергии, обеспечивающие энергетические потребности как для стационарных операций, транспорт и переход к возобновляемым источникам энергии. Вязкость жидкости не должна быть слишком высокой. высокий уровень, препятствующий перекачке или приводящий к тому, что потребность в мощности насоса становится существенным энергопотреблением системы.

В отличие от литий-ионных батарей или ископаемого топлива, высокоэнергетические жидкости NEF не являются легковоспламеняющимися. Это принципиально более безопасные решения для хранения энергии в удаленных местах или на объектах, где отсутствует высоковольтная инфраструктура. Кроме того, использование распространенных в земной коре элементов в составах NEF обеспечивает низкую стоимость (вдвое меньше, чем у литий-ионных аккумуляторов), а также географические и геополитические преимущества по сравнению с добычей и закупкой лития в Азии.

Технология NEF также позволит повысить эффективность и увеличить время работы от одной зарядки. Формат проточных батарей позволяет разделить мощность и емкость хранения энергии благодаря гибким конструктивным особенностям, присущим проточным батареям. Эта особенность формата открывает новые возможности для электрификации как гражданского, так и военного транспорта и устройств, и, в частности, способствует развитию аэрокосмической отрасли в следующих областях: распределенная подача энергии; снижение электромагнитных помех за счет совместного размещения батарей и двигателей; оптимизация аэродинамики; и возможности быстрой заправки транспортных средств/самолетов/кораблей (недоступные для обычных батарейных блоков). Высокая теплопроводность наносuspensions является дополнительной особенностью технологии NEF, которую можно будет исследовать в будущем, потенциально позволяя объединить функции хранения электрической энергии и терморегулирования в новых конструкциях транспортных средств.

Технология батарей NEF представляет собой революционный шаг вперед в развитии концепций проточных редокс-батарей, в которых энергия накапливается и высвобождается посредством обратимой электрохимической реакции между двумя электролитами. Катодный и анодный электролиты хранятся вне батареи и циркулируют через реактор по мере необходимости, обеспечивая разделение между номинальной мощностью и емкостью хранения энергии, как показано на рисунке 3.

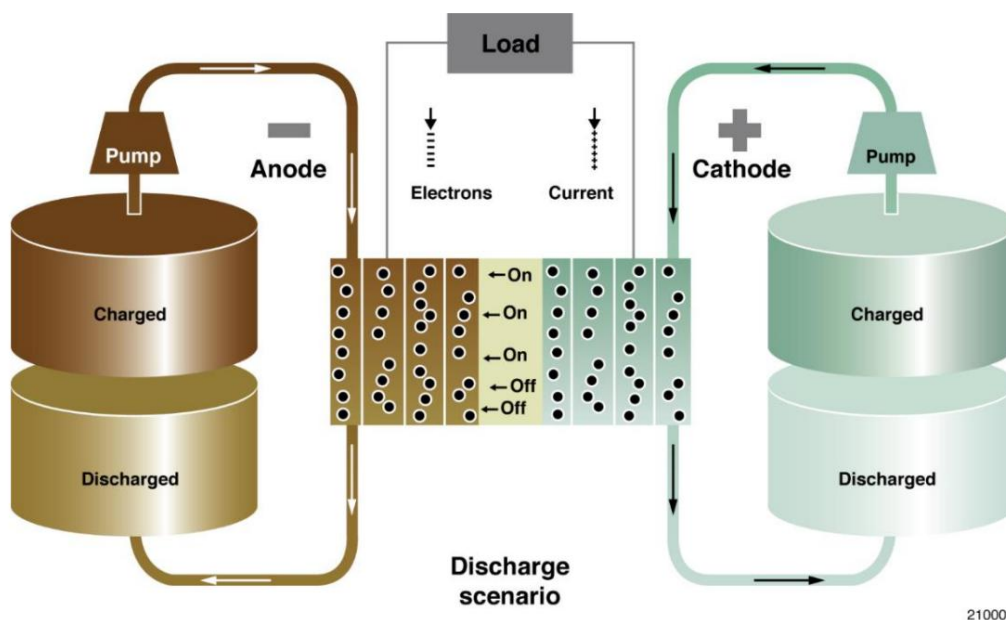


Рисунок 3. Концепция архитектуры наноэлектротоплива: GEN 1 имеет жидкий анолит и католит; В модели GEN 2 используется воздушный или кислородный анод и жидкостный католит.

Основным ограничением электролитных проточных батарей является низкая плотность энергии (40-80 Вт·ч/л) из-за ограниченной растворимости редокс-солей. Вместо редокс-солей в технологии NEF используются стабильные дисперсии твердых катодных и анодных наноматериалов в водном электролите в качестве топлива для перезаряжаемых батарей. Суспензии наночастиц обладают значительно большей стабильностью, чем суспензии микрочастиц, благодаря относительному балансу броуновского движения и гравитации. При приемлемом увеличении вязкости топливо NEF может быть приготовлено с содержанием твердых частиц в электролите до 60 объемных процентов и до 80 объемных процентов (>70 весовых процентов) в самосуспендированном бессольвентном формате. Поддержание низкой вязкости является ключевым фактором для снижения требований к перекачке и других паразитных потерь. Вязкость можно контролировать путем соответствующей модификации поверхности редокс-наночастиц. Неподдерживаемые наночастицы в суспензиях обеспечивают дополнительное преимущество для редокс-химии на основе интеркаляции. Расширение объема в процессе интеркаляции/деинтеркаляции не влияет на целостность электрода, в отличие от электродных материалов, прикрепленных к токосъемникам, которые подвергаются необратимой потере емкости. Одновременно с этим,

Если наночастицы меньше порога самовосстановления для данного материала, дефекты, возникающие в результате изменения объема наночастиц, могут самовосстанавливаться; таким образом, минимизируется потеря емкости и обеспечивается более длительный срок службы батареи.

Концепция AQUIFER использует уникальные конструкции проточных ячеек Influid Energy, оптимизированные для использования с наносуспензионными электродами. Конструкция ячейки не требует добавления углеродных нанотрубок или других проводящих наполнителей в дисперсии катода и анода; суспендированные наночастицы эффективно заряжаются/разряжаются по мере их прокачивания через соответствующие камеры катода/анода ячейки с токосъемником. Такой подход к проектированию позволяет значительно увеличить объемную плотность энергии NEF GEN 1 (до 354 Вт·ч/л), что показано в правой части рисунка 4. Кроме того, открываются возможности для реализации огромного потенциала чистой энергии в целях экологической, социальной и экономической устойчивости.

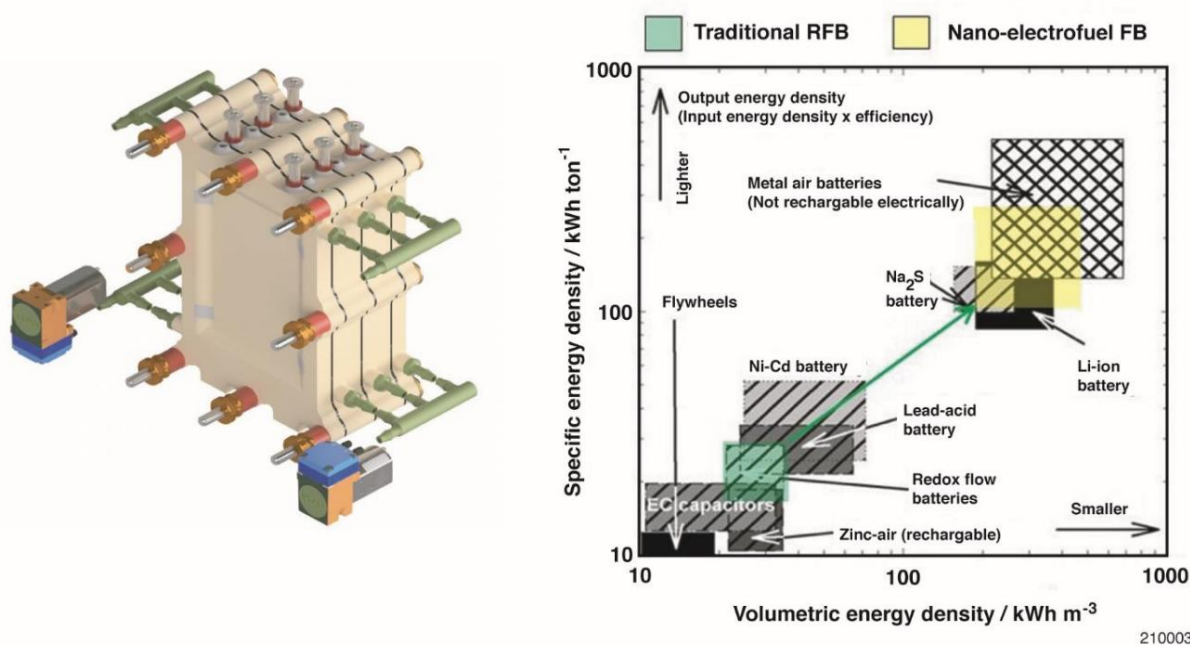


Рисунок 4. (слева) Концептуальный дизайн ячеек нанозлектротопливной проточной батареи; (справа) сравнение плотности энергии в различных типах батарей, демонстрирующее потенциал нанозлектротопливной технологии по сравнению с традиционными редокс-проточными батареями.

Электрическая энергия запасается в редокс-наночастицах, входящих в состав NEF. При разряде батареи в этом режиме наножидкости подвергаются спонтанной электрохимической реакции, при которой катодная наножидкость восстанавливается, а анодная — окисляется. Разница между электрохимическими процессами заключается в следующем:

Потенциалы катодных и анодных окислительно-восстановительных реакций определяют потенциал ячейки. В условиях стационарного покоя катодные и анодные окислительно-восстановительные потенциалы хранятся в двух отдельных резервуарах (или полужайках), разделенных ионопроводящей электронно-изолирующей мембраной. За исключением диффузии через мембрану и коррозионных реакций, которые происходят в течение длительного времени, окислительно-восстановительные потенциалы Разряд батареи невозможен без замкнутой цепи. Самопроизвольная электрохимическая реакция разряда батареи происходит только тогда, когда есть путь для потока электронов от первой полужайки ко второй (замкнутая цепь). После замыкания цепи электроны начинают течь от анодного токосъемника к катодному токосъемнику по цепи. Ионы движутся через ионопроводящую мембрану для компенсации заряда, созданного на катоде. Когда катодные и анодные электроны протекают через электрохимическую ячейку в замкнутой цепи, происходит движение электронов от анода к катоду, начинается материализация и генерируется электрический ток. Энергия электронов, покидающих анод, выше энергии электронов, поступающих на катод; следовательно, совершается работа. В режиме зарядки батареи поток катодной и анодной жидкостей меняется на противоположный, и соответствующие окислительно-восстановительные реакции обращаются вспять при подаче внешнего источника энергии.

Наноэлектротопливо может храниться в заряженном или разряженном состоянии, отдельно от электрохимического устройства. Эта конструктивная особенность обеспечивает повышенную гибкость в разработке концепций и учете эксплуатационных требований.

Преимуществом использования суспензий наночастиц в качестве активных электролитов, накапливающих энергию. Вместо электроактивных солевых растворов в качестве клеточных мембран можно использовать как ионообменные, так и пористые мембраны. Пока размер пор меньше размера наночастиц, перекрестного проникновения и смешивания между катодными и анодными наночастицами не происходит. Ионы и основные электролиты могут свободно перемещаться через мембрану, компенсируя перенос заряда, что может улучшить кинетику реакции и снизить импеданс ячейки.

Преимущество разделения энергоблока от резервуаров хранения NEF заключается в сокращении содержания неактивных упаковочных материалов снижается с приблизительно 65% по весу в твердотельных батареях до 35% по весу в проточных батареях NEF, как показано на рисунке 5.

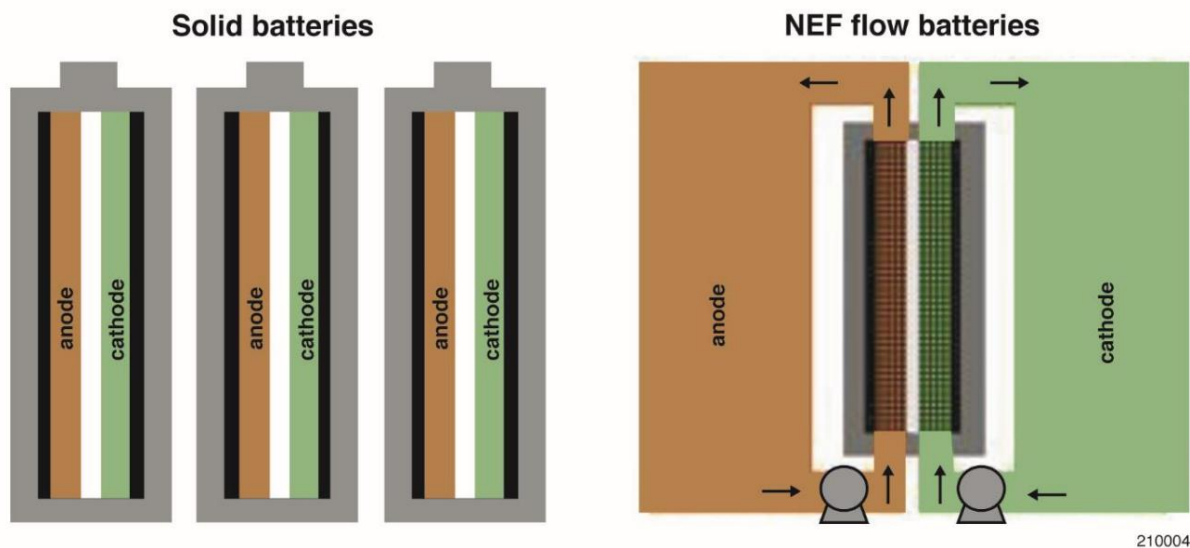
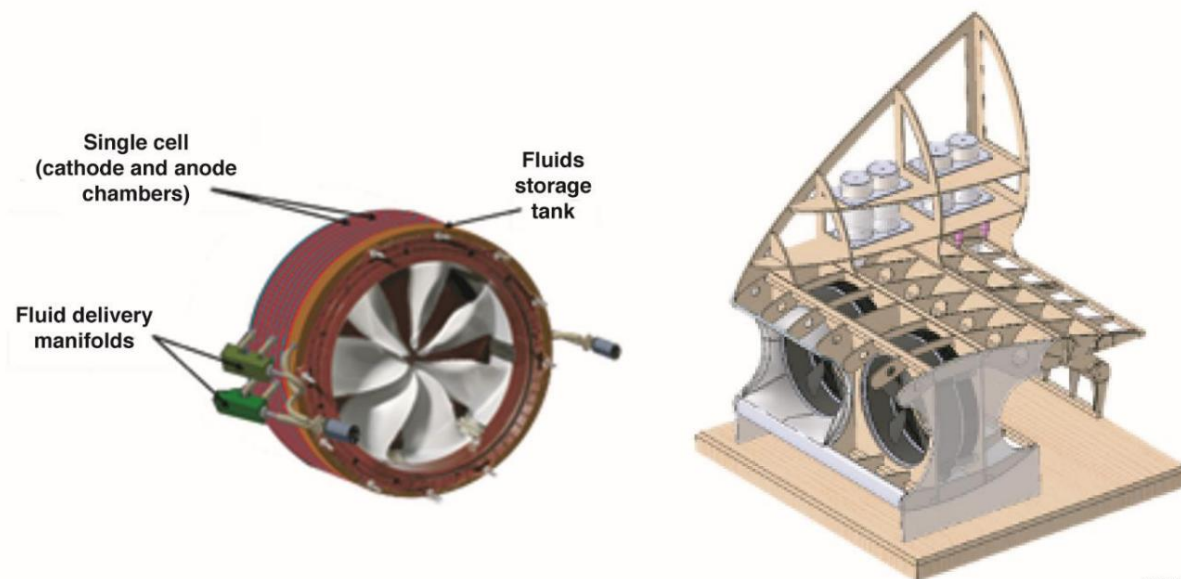


Рисунок 5. (слева) Иллюстрация обычных твердотопливных батарей; (справа) наноэлектротопливные проточные батареи. Твердотопливные батареи масштабируются линейно с размером системы (55-70 весовых процентов упаковочного материала), в то время как наноэлектротопливные системы обеспечивают более высокую плотность энергии в более крупных системах благодаря разделению реагентов и уменьшению количества упаковочного материала (15-35 весовых процентов) упаковки).

Хотя подход NEF, по-видимому, применим к любой используемой химической технологии батарей, в настоящее время разработка твердотельных электролитов, включая материалы для литий-ионных батарей с высокой плотностью энергии, сосредоточена на водных электролитах как по экономическим, так и по техническим причинам. Материалы для литий-ионных батарей и органические электролиты на порядок дороже водных аналогов; даже при более высоком напряжении элемента это приводит к более высокой стоимости кВт·ч. С технической точки зрения, разработка NEF-батарей с литий-ионными химическими соединениями в органических электролитах, хотя и возможна, сталкивается с дополнительными проблемами, такими как: медленная кинетика реакции, образование слоя твердого электролита (SEI) и чувствительность электролита к воздуху и влаге; поэтому разработка водных NEF-батарей представляет собой экологическую и производственную задачу.

До начала проекта AQUIFER компания Influit Energy провела скрининг потенциальных материалов для анодов и катодов водных NEF-электродов и первоначально решила сосредоточиться на использовании оксида железа ( $\text{Fe}_2\text{O}_3$ ) в качестве анода и гамма-диоксида марганца ( $\gamma\text{-MnO}_2$ ) в качестве катода из-за их высокой емкости хранения энергии, доступности, распространенности в природе и низкой стоимости. Технико-экономическая модель показывает значительный потенциал выбранных материалов для достижения конкурентоспособной плотности энергии ( $\text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{кг}$ ) и стоимости в долларах США за  $\text{кВт}\cdot\text{ч}$ . Концепция способности NEF-электродов заряжаться и разряжаться в течение нескольких циклов с эффективностью приблизительно 80% была продемонстрирована при низких концентрациях твердых веществ (5 и 10 весовых процентов). Однако суспензии с высокой концентрацией наночастиц (более 70 весовых процентов) и низкой вязкостью были получены в щелочных электролитах. Эти два свойства — хорошие электрохимические характеристики и низкая вязкость при высокой концентрации частиц — являются необходимыми условиями для создания NEF-батарей с высокой плотностью энергии. Подход к достижению этих свойств (разработанный исследователями Influit Energy) основан на модификации поверхностных свойств наноматериалов, обеспечивающих как электрохимическую активность, так и коллоидную стабильность суспензий. В рамках проекта AQUIFER использовались уже протестированные модификации поверхности катодных и анодных наночастиц, и основное внимание было уделено демонстрации полнофункциональной тороидальной проточной ячейки с катодом и анодом из NEF-материалов, показанной на рисунке 6.



210005

Рисунок 6. (слева) Радиальный блок двигателей 12 В постоянного тока и 8,3 А, и (справа) интегрированный демонстрационный образец крыла с усовершенствованным кольцевым двигателем и концептуальной наноэлектротопливной системой.

Первоначальная дорожная карта развития технологий в рамках проекта AQUIFER состояла из семи пунктов задачи, как показано в таблице 2.

Таблица 2. Задачи разработки NEF.

Задача	Описание
1. Оптимизация мембраны	<p>Предварительные результаты были получены с использованием Nafion™ NR212. Мембрана, проводящая протоны, имеет фундаментальное ограничение в работе в щелочных средах. В частности, в щелочной среде практически отсутствуют протоны, поэтому ионный транспорт при заряде приводит к переносу молекул воды через мембрану. Перенос молекул воды из катодной камеры в анодную приведет к дисбалансу уровня электролита, загустению и последующему высыханию катодной наножидкости, в результате чего элементы перестанут работать. Поэтому одной из первых задач было выявление анионпроводящей мембраны, которая обеспечивала бы транспорт гидроксильных (OH)-групп при заряде, решая проблему переноса электролита.</p>
2. Оптимизация наножидкостей для однопоточных клеточных тестов	<p>Оптимизация наножидкости, включающая изменение концентрации частиц, добавок и электролита, должна была проводиться после оптимизации мембраны.</p>
3. Оптимизация поля потока в ячейке для кольцевой конструкции ячейки и валидация	<p>Другие химические составы проточных батарей продемонстрировали свою способность обеспечивать проток. поле внутри клеток, имеющее решающее значение для плотности тока и Эффективность разряда обусловлена тем, что поле потока определяет скорость столкновений между редокс-активными частицами в растворе и токосъемником. Третья задача была посвящена проектированию и тестированию различных геометрических конфигураций поля потока внутри кольцевых проточных ячеек.</p>
4. Проектирование стека и валидация	<p>Для получения напряжения 12 В постоянного тока и мощности 100 Вт, необходимых для вращения двигателя RDM, шесть кольцевых секторных ячеек должны быть объединены в одну непрерывную кольцевую ячейку; десять таких кольцевых ячеек, каждая из которых выдает 1,2 В постоянного тока, должны быть объединены в пакет для получения напряжения 12 В постоянного тока. Было предложено провести поэтапную проверку пакета, сначала объединив секторные ячейки в пакет на 6 В постоянного тока, а затем собрав и протестировав конечный продукт.</p>
5. Развитие Система управления батареями и баланс электростанции	<p>Цель данной задачи — обеспечить возможности мониторинга и управления работой батареи.</p>
6. Производство компонентов стека и ячеек	<p>Данная задача предназначена для масштабирования производства ячеек для выпуска больших партий продукции.</p>
7. производство наножидкостей	<p>Это постоянная задача на протяжении всего проекта; первоначально — производство достаточного количества жидкостей для тестирования отдельных клеток, а позже — производство наночастиц и наножидкости для двух прототипов установок. Дальнейшая работа</p>

---

К факторам, влияющим на внедрение новых наножидкостных электродов в электрохимический проточный реактор, относятся: управление электролитом; предотвращение побочных реакций; и

Снижение осмотического переноса электролита через мембрану. Эти проблемы с наножидкостью могут приводить к изменению концентрации NEF во время заряда/разряда; импедансу ячейки; неполному заряду и разряду наночастиц; и нестабильности обработки поверхности в течение многократных циклов заряда и разряда.

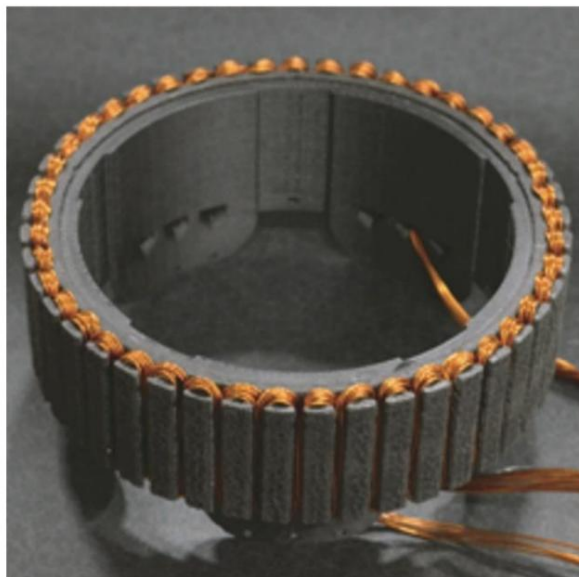
---

### Технология привода двигателя от обода

Концепция RDM была разработана на основе предыдущих работ по акустике и проектированию двигателей в рамках проекта беспилотного летательного аппарата "Большая рогатая сова" (GHO), осуществляемого Исследовательской лабораторией ВВС США (AFRL).

В конечном итоге от концепции RDM отказались из-за акустических проблем, связанных с механическими подшипниками; исследователи решили, что конкурентоспособной будет конструкция с использованием воздушных или магнитных подшипников. Эти двигатели были исследованы командой AQUIFER и

Было решено, что они станут логичным партнером по интеграции с предлагаемыми кольцевыми NEF-ячейками из-за их потенциала в снижении шума — еще одного препятствия на пути к электрическим полетам. На рисунке 7 показаны RDM диаметром 9 и 14 дюймов, разработанные командой AQUIFER.



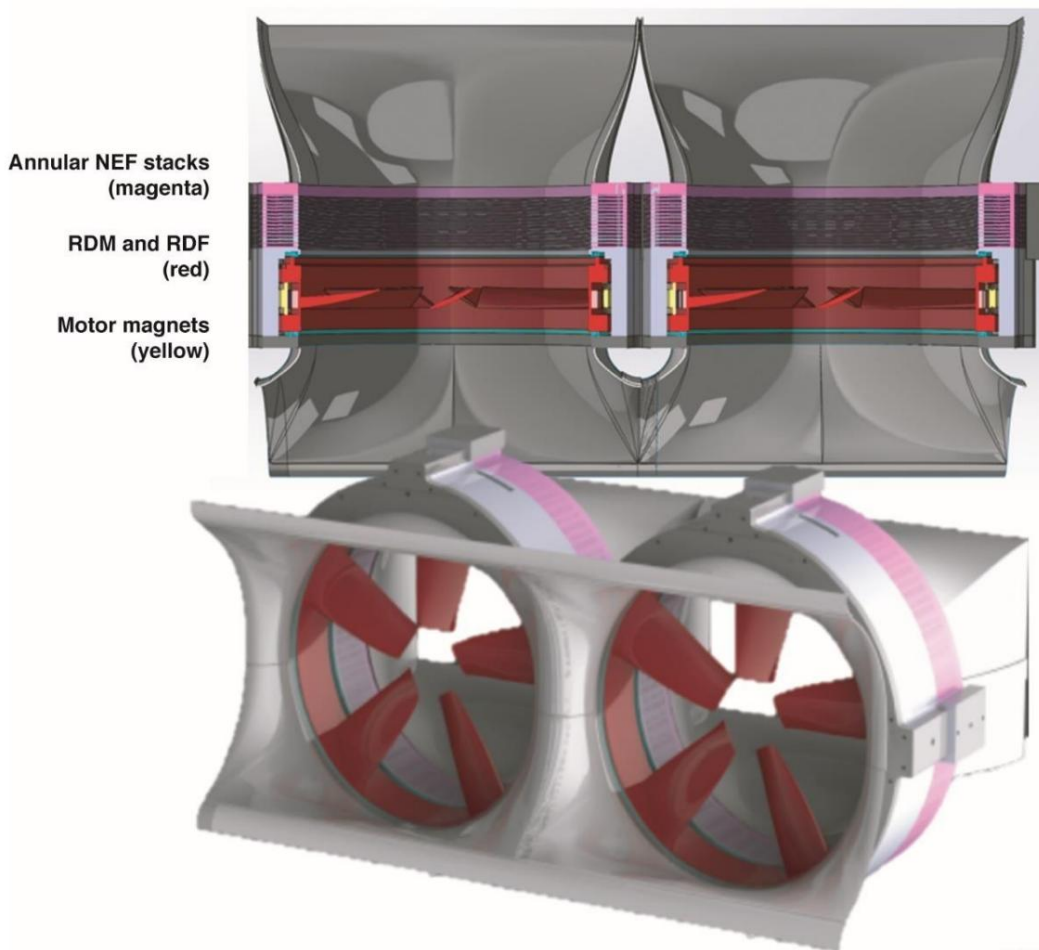
210006

Рисунок 7. (слева) Прототип двигателя с приводом от обода диаметром 9 дюймов, изготовленный собственными силами Национального управления по авиации и исследованию космического пространства (НАСА) с помощью трехмерной (3D) печати; и (справа) компания Engineered Precision, Inc. Окончательный вариант двигателя с 14-дюймовым ободным приводом, лопастями и внешней рамой.

Система RDM создает крутящий момент на внешнем диаметре вращающейся конструкции, а не на его конце. Втулка ротора RDM легче и эффективнее традиционных конструкций благодаря способности развивать более высокие скорости вращения лопастей ротора. При заданной мощности и больших относительных радиусах двигатель обеспечивает значительное преимущество в крутящем моменте (это означает, что ток может быть уменьшен; следовательно, уменьшается как масса, так и повышается эффективность). Уникальная форма обеспечивает большую площадь поверхности для охлаждения и

Это обеспечивает множество преимуществ интеграции при использовании в сочетании с расположенным рядом блоком NEF. Отсутствие ступицы уменьшает сопротивление воздуха, количество кабелей и исключает необходимость в опорных стойках; таким образом, уменьшается количество проходов лопастей вентилятора по неподвижным конструкциям, что приводит к общему снижению уровня шума. Концентрация массы двигателя вокруг внешней стороны воздуховода также позволяет добиться более тесной структурной интеграции, что приводит к общей структурной поддержке крыла, батареи и двигателя. Потенциально, управление тепловым режимом может быть объединено между батареей, двигателем и обшивкой воздуховода.

Бесщеточный двигатель с постоянными магнитами размещен в воздуховоде и имеет внутренний диаметр 14 дюймов. Распределенная конструкция движителей позволяет каждой отдельной силовой установке иметь мощность менее 13 кВт. Такое сочетание большой площади и относительно низкого крутящего момента приводит к созданию нетрадиционных решений в конструкции двигателя. Обруч лопастей также предъявляет уникальные конструктивные требования к лопастям, которые подвергаются нетипичным механическим нагрузкам. Аккумулятор установлен аксиально позади двигателя, а жидкость циркулирует по обручу вокруг воздуховода, а также поперечно через крыло, как показано на рисунке 8.



210007

Рисунок 8. Два двигателя с приводом от обода, интегрированные в единую конструкцию (аналогично концепции крыла самолета с нулевым уровнем выбросов и сверхкоротким взлетом и посадкой). Лопастей вентилятора ярко-красные; ротор светло-красный; магниты синие; кольцевые батареи наноэлектротоплива фиолетовые; фиксированная геометрия серый

## Проблемы проектирования двигателей с приводом от обода

Концепция RDM сопряжена с рядом технологических барьеров, касающихся...

Концепция AQUIFER. Существуют ограничения, связанные с батареями NEF, из-за чего двигатель и контроллер должны работать при значительно более низком, чем оптимальное, напряжении. Подшипники являются ключевым элементом технологии и ограничивающим фактором для ее распространения. Механические подшипники нецелесообразны; следовательно, возникает необходимость либо в технологии воздушных подшипников, либо в подшипниках на магнитной левитации.

### Проблемы с батареями

В результате низкого уровня технологической готовности батареи (см. диаграмму «Уровень технологической готовности НАСА», следующий раздел «Применение технологий и перспективы дальнейших работ»), прототипы демонстрационных образцов 2020 года рассчитаны на постоянный ток 12 вольт (В постоянного тока) и ток 1,5 А. В настоящее время разработка сосредоточена на улучшении водного раствора и адаптации проводящей мембраны для интеграции в кольцевую форму движителя. Радиальная толщина прототипов и уровни мощности не будут соответствовать размерам, необходимым для полета. Эти ограничения определяют требуемую толщину двигателя и минимальные требования к мощности для его работы.

### Проблемы с подшипниками

Проектирование подшипниковых систем в масштабе летательного аппарата выходит за рамки проекта AQUIFER, поэтому в проекте используются традиционные роликовые подшипники, выходящие за пределы их номинальных возможностей. В рамках проекта допущены ограниченный срок службы, дополнительный вес и повышенное сопротивление, связанные с этим компромиссом; в результате к двигателям предъявляются дополнительные требования для преодоления повышенного сопротивления и отвода тепла от подшипников.

### Проблемы с весом

Определение удельной мощности современных двигателей может варьироваться в зависимости от учета веса. Интегрированная структура RDM еще больше усложняет это определение. Общий вес каждого двигателя, вероятно, должен превышать 3 кг и иметь запас по размерам для прототипирования, установки и обеспечения мер безопасности.

## Проект демонстрационного крыла

В этом разделе представлена концепция технологии AQUIFER; кратко изложена ее осуществимость. оценка, касающаяся трех основных технологических элементов (NEF, RDM и демонстрационный образец крыла); и ключевые события проекта. Цель демонстрационного образца крыла заключалась в том, чтобы взять две передовые технологии: (1) аккумуляторную систему NEF и (2) RDM; и продемонстрировать интеграцию этих двух систем в демонстрационный образец крыла на основе концепции NASA/Boeing ZEST, показанной на рисунке 9.



Рисунок 9. Оригинальная концепция сверхкороткого взлета и посадки с нулевым уровнем выбросов от NASA и Boeing.

Концепция AQUIFER (показана на рисунке 10) демонстрирует интеграцию NEF и Внедрение технологий RDM в демонстрационный образец крыла позволило устранить или уменьшить следующие проблемы, связанные с электрической двигательной установкой: опасность возгорания/взрыва, время перезарядки, излучаемые электромагнитные помехи, связь между мощностью и энергией, ограничения дальности полета и шумовые проблемы. Целью проекта AQUIFER было подтверждение или проверка этих преимуществ.

К барьерам для внедрения электрифицированных авиационных двигателей с использованием традиционных аккумуляторных технологий можно отнести: опасность возгорания/взрыва, время перезарядки, электромагнитные помехи (ЭМП), связь между мощностью и энергией, а также дальность полета.

Разделение систем хранения энергии и электростанций в формате проточных батарей позволяет

Новая гибкость проектирования позволяет преодолеть перечисленные выше препятствия. Связанные с этим преимущества:

- Водная основа не является взрывоопасной.
- Сокращение времени зарядки за счет замены отработанной жидкости NEF на предварительно заряженную жидкость.
- Разделение резервуаров для хранения от силового блока, что позволяет размещать блок и двигатель совместно, сокращая длину кабельных трасс, характерную для традиционных конструкций электромобилей.
- Мощность и емкость накопителя энергии в проточных батареях разделены.
- Системы NEF первого поколения с плотностью энергии, аналогичной литий-ионным системам, а также планы по разработке системы с гораздо большей плотностью энергии в рамках химического состава второго поколения.

Демонстрационный образец крыла использовался для решения перечисленных выше проблем и показан на рисунке.

Рисунок 10. Приведенная диаграмма иллюстрирует концепцию водоносного горизонта.

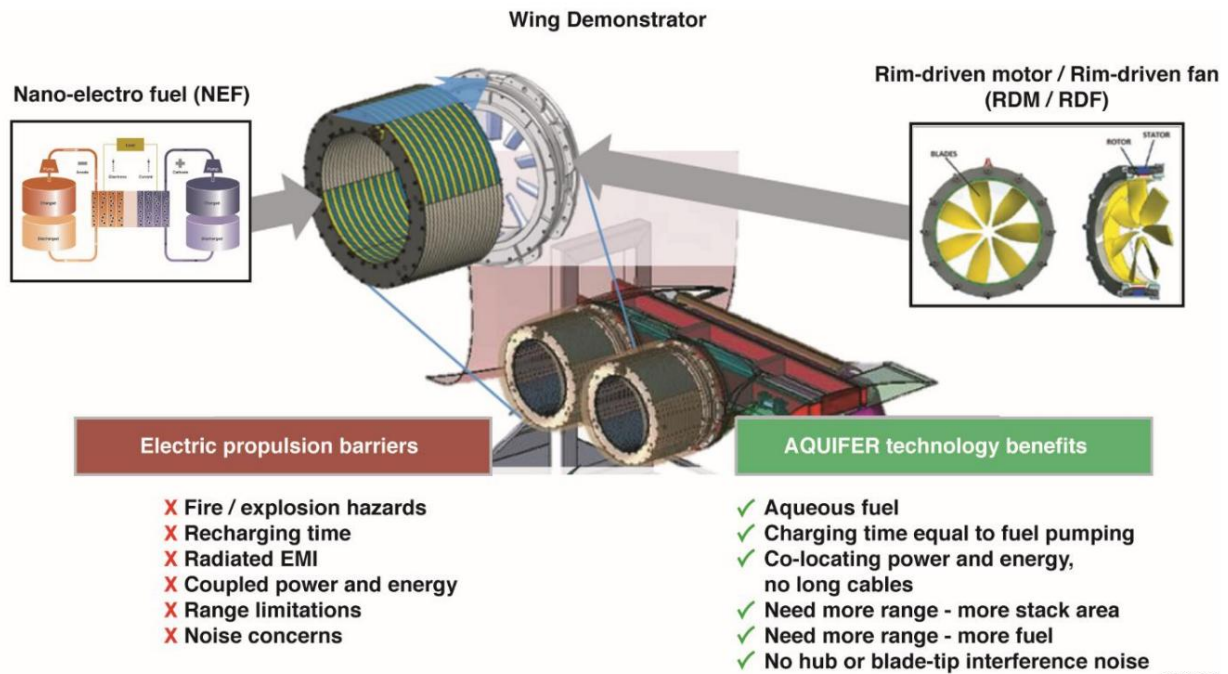


Рисунок 10. Концепция интеграции водной батареи с быстрой зарядкой для исследований в области электрических полетов.

Первоначальный проект демонстрационного крыла, разработанный НАСА и показанный на рисунке 11, предусматривал простую интеграцию систем NEF и RDM, но мало что добавил к урокам, извлеченным для истинной структурной интеграции, поскольку не включал в себя конструктивные элементы или какой-либо структурный анализ.

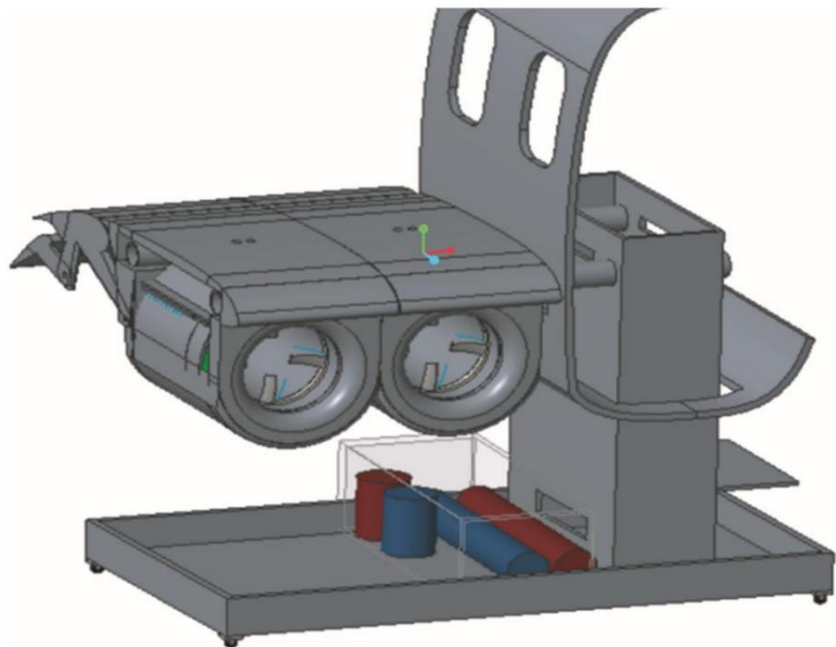


Рисунок 11. Оригинальный проект демонстрационного образца крыла.

Компания ESAero получила контракт на разработку системы Wing Demonstrator и интеграцию NEF. и система RDM. Эта система должна была напоминать конструкцию ZEST компании Boeing, демонстрируя интеграция технологий в жизнеспособную конструкцию крыла. Первоначально демонстрационный образец крыла был создан на основе...

Конструкция с интегрированными элементами NEF и RDM в тандемном крыле, хотя изменения в конструкции концепции ZEST привели к перемещению gondoly в переднюю часть крыла. Для наилучшего представления конструкции ZEST демонстрационный образец крыла был модифицирован в соответствии с обновленной конфигурацией. и показан на рисунке 12.

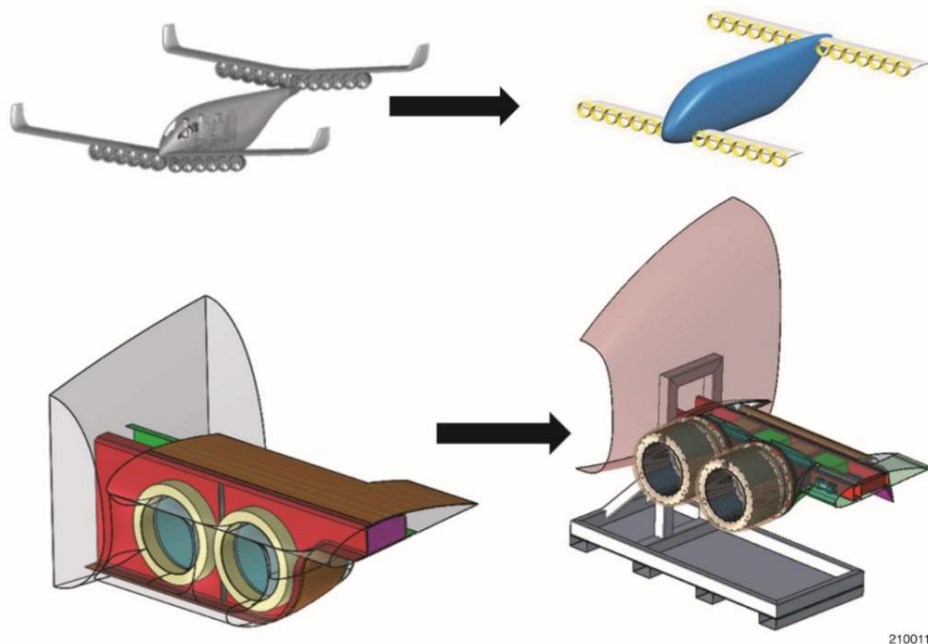


Рисунок 12. Конструкция сверхкороткого взлетно-посадочного крыла с нулевым уровнем выбросов и этапы разработки демонстрационного образца крыла.

На рисунке 13 показана разборная схема конструкции демонстрационного крыла. В конструкции интегрированы технологии NEF и RDM, создающие крыло, способное к полету, с несущими поверхностями и обшивкой. Из-за мощности, обеспечиваемой блоком NEF GEN 1 (целевая мощность 100 Вт), мощность RDM будет снижена.

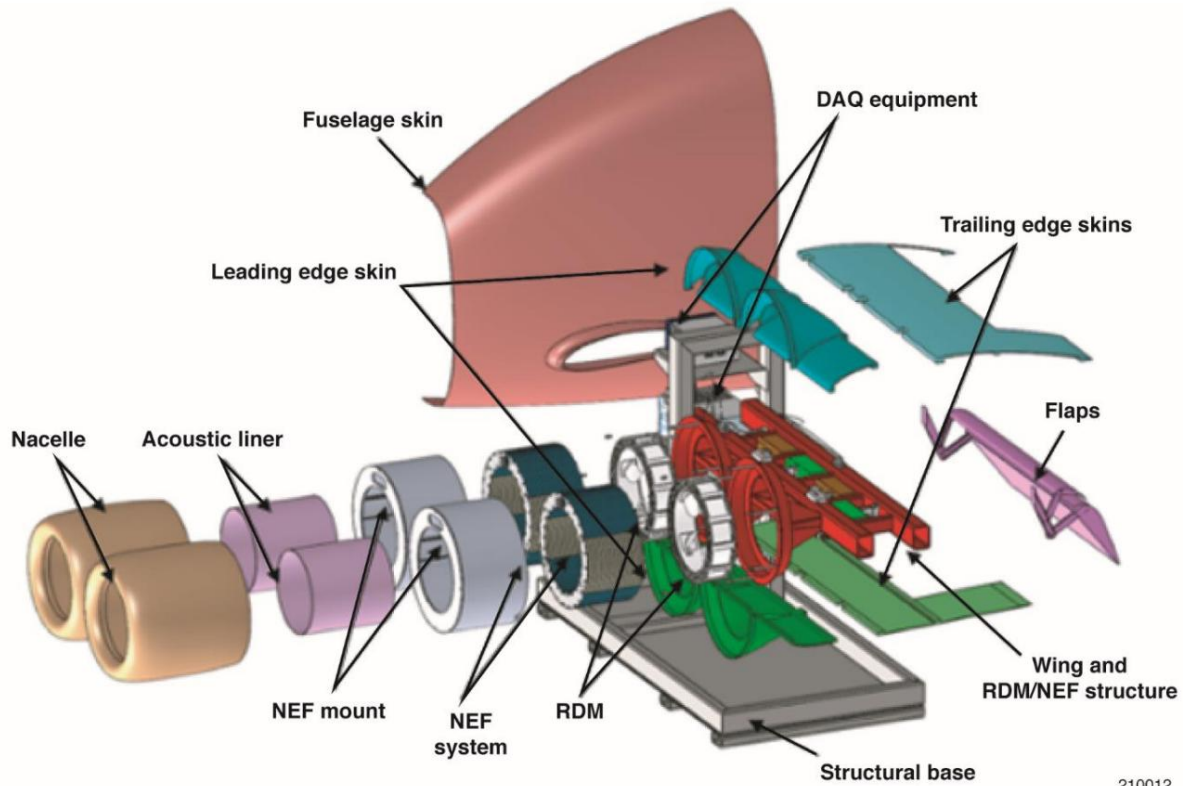


Рисунок 13. Интеграция водной быстрозаряжаемой батареи для демонстрационного образца исследовательского крыла электрического полета, объединяющая технологии наноэлектротоплива и двигателя с приводом от обода в демонстрационном образце летного оборудования.

#### Возможные области применения в авиации

Проект AQUIFER представлял собой сотрудничество между НАСА и компанией Boeing и включал в себя исследование применения технологий и изучение летательных аппаратов. В следующем разделе представлены некоторые результаты анализа конструкции и характеристик летательных аппаратов, а также другая соответствующая информация, касающаяся концепции ZEST компании Boeing и концепции электрического сверхкороткого взлета и посадки (eSSTOL) НАСА. Концепция ZEST прошла путь от ZEST 1.0 и предварительных проектов (обозначенных как ZEST 0) до вариантов ZEST 8.0 A и B, показанных на рисунке 14.

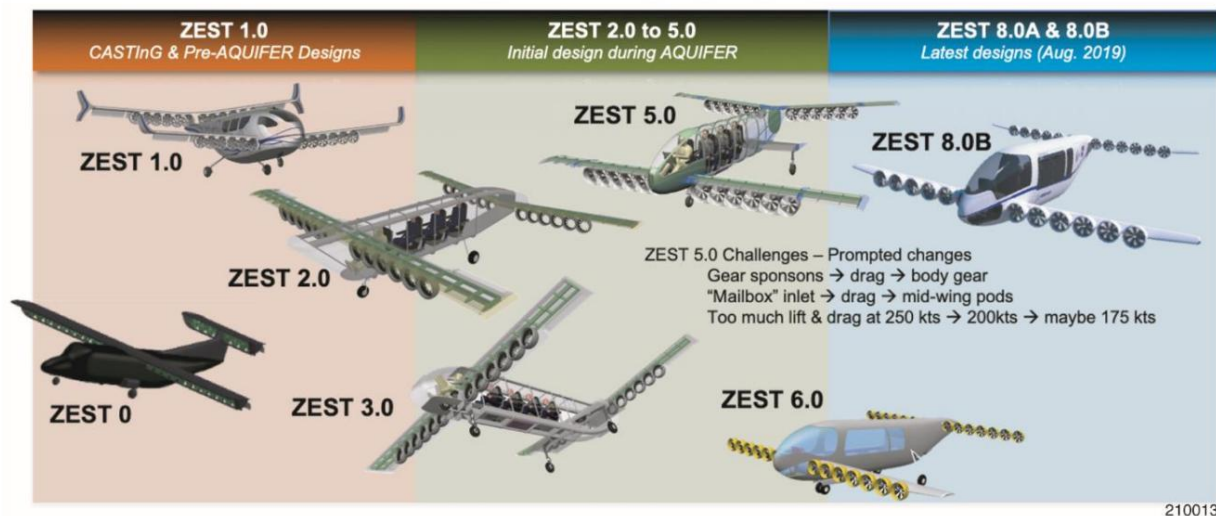
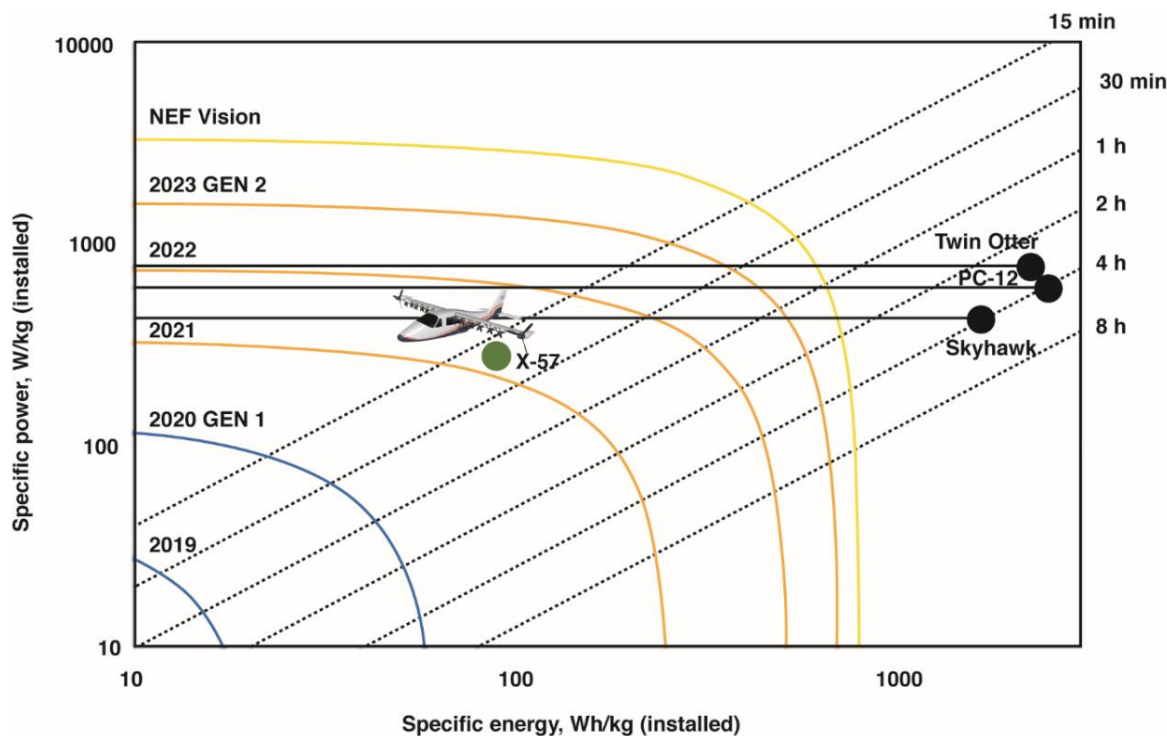


Рисунок 14. Дорожная карта компании Boeing по разработке сверхкороткогабаритного самолета с нулевым уровнем выбросов для взлета и посадки.

В ходе всего процесса самолет сохранил тандемную конфигурацию крыла, хотя... Количество пар NEF/RDM; расположение двигателей относительно крыла; и размер двигателей менялись на протяжении всего процесса разработки. Проектные соображения и извлеченные уроки по технологиям NEF, RDM и интеграции (хотя они были разработаны NASA) были предоставлены компании Boeing. Компания Boeing, в свою очередь, продолжала обновлять свои модели и передавала эти уроки проектирования самолетов обратно команде AQUIFER. Изменения в конструкции демонстрационного образца крыла отражали взаимообмен между NASA и компанией Boeing. Концепции ZEST 8.0 A и B были последним обновлением конструкции перед остановкой этапа реализации проекта AQUIFER. На рисунке 15 показана дорожная карта развития технологии NEF и усовершенствование технологии в ходе проекта AQUIFER. В качестве справочной информации приведены значения удельной энергии для различных технологий: текущая оценка удельной энергии NEF: 10-29 Вт·ч/кг; максимальная оценка удельной энергии GEN 1: 81 Вт·ч/кг; система батарей самолета X-57 (установленная): 125 Вт·ч/кг; Максимальная теоретическая удельная энергия для поколения 2: 745 Вт·ч/кг.

На рисунке 15 в качестве примера показан самолет NASA X-57 «Максвелл». Для сравнения с двухдвигательными турбовинтовыми самолетами показаны обозначения самолетов Twin Otter, Pilatus PC-12 (Pilatus Aircraft Ltd, Штанс, Швейцария) и Cessna Skyhawk (The Cessna Aircraft Company, Уичито, Канзас).



210014

Рисунок 15. Дорожная карта развития наноэлектротопливных технологий.

## Методология определения осуществимости

Оценка целесообразности проекта AQUIFER подразделяется на первичную и вторичную.

Критерии осуществимости. Основные и второстепенные критерии осуществимости перечислены ниже.

### Основные критерии осуществимости

- Наноэлектротопливные жидкости не вызывают искрового/пожарного/взрывного воспламенения, в том числе при смешивании анолита и католита.
- Один наноэлектрический топливный элемент может работать при плотности тока  $100 \text{ mA/cm}^2$ .

### Вторичные критерии осуществимости

- Двигатель с приводом от обода, предназначенный для интеграции с наноэлектротопливными элементами, может работать при определенной частоте. выходная мощность 4 кВт.
- Наноэлектрическое топливо может приводить в движение двигатель с приводом от обода колеса.
- Самолёт, разработанный с использованием двигателей с приводом от обода, может обеспечить акустические преимущества.
- Самолет, в конструкции которого используются лопасти вентилятора в кожухе, может обеспечивать взаимодействие силовой установки и планера. преимущества.
- Наноэлектрический двигатель, работающий на топливе и приводимый в движение ободом, может быть интегрирован в крыло самолета.

Проект AQUIFER связан с двумя направлениями деятельности Управления аэронавигационных исследований НАСА.

Стратегические направления: (1) Стратегическое направление 3: сверхэффективные коммерческие транспортные средства; и (2) Стратегическое направление 4: переход к низкоуглеродным силовым установкам. Стратегическое направление 3 и AQUIFER имеют краткосрочное, среднесрочное и долгосрочное применение. В краткосрочной перспективе технологии NEF и RDM обеспечивают повышение пожарной безопасности, снижение уровня шума и потерь в результате электромагнитных помех, а также предоставляют

Полностью экологически чистое водное топливо. Среднесрочная и долгосрочная применимость для NEF и RDM.

Эти технологии обеспечивают улучшенные решения по плотности энергии для аккумуляторных систем, а также повышают тягу и эффективность двигателей.

Проект AQUIFER представляет собой оценку целесообразности, основанную на технологиях NEF и RDM. В рамках проекта AQUIFER были разработаны три уникальные технологии, каждая из которых имела свои критерии осуществимости. Для определения осуществимости этих трех технологий проект AQUIFER определил основные и второстепенные цели для приоритезации разработок. Основными целями полной оценки осуществимости были демонстрация технологии NEF при плотности энергии 100 мА/см<sup>2</sup> и демонстрация интегрированной работы NEF/RDM. Второстепенными целями были:

предемонстрировать летательные аппараты с управляемым двигателем, способные к сверхкороткому взлету и посадке (SSTOL); Охарактеризовать акустические характеристики роторных двигателей и вентиляторов с кольцевым приводом (RDF); завершить проектирование и разработку лопастей RDF; завершить создание демонстрационного образца крыла самолета с двумя роторными двигателями, работающими на двигателях NEF; и завершить переход к аэрокосмическому проекту (внутри или вне НАСА). Некоторые из концепций и преимуществ проектирования подразумеваются в рамках самого эксперимента, а некоторые нуждаются в проверке.

Для успешного достижения основных и второстепенных целей были использованы показатели технической эффективности (ПТО), позволяющие более точно оценить и ранжировать осуществимость этих технологий. ПТО для проекта AQUIFER представлены в таблице 3.

Таблица 3. Показатели технических характеристик проекта по интеграции быстрозаряжаемой водной батареи для исследования электрических полетов.

ТПМ	Связанная система	Ценить	Оценка целесообразности
ТПМ1		Эффективность >90 процентов 9000 об/мин	Достижимый
ТПМ2	РДМ	Входное напряжение 10-50 В постоянного тока	Достижимый
ТПМ3		Выходная мощность 100-4000 Вт	Достижимый
ТПМ4		Отсутствует пожарная опасность	Достижимый
ТПМ5	НЕФ	100 мА/см <sup>2</sup> на ячейку	200 мА/см <sup>2</sup> (измерено)* измеренное значение 85 мА/см <sup>2</sup>
ТПМ6		Выходная мощность 100 Вт на каждый блок.	Не проводилось**

\*Значение 200 мА/см<sup>2</sup> было измерено в марте 2020 года во время эксперимента с вращающимся токосъемником. Значение 85 мА/см<sup>2</sup> было измерено в августе 2020 года во время эксперимента с проточной ячейкой NEF.

\*\*Полная разработка стека не проводилась, поэтому проверка ТРМ не выполнялась.\*\*

Проект AQUIFER был предложен в качестве оценки целесообразности интеграции NEF и технологии RDM. Оценка осуществимости стала кульминацией подхода к разработке технологий, показанного ранее в нижней части рисунка 1. Технология NEF разрабатывалась до CAS, но требовала значительного повышения плотности тока, чтобы конкурировать с современными системами батарей. Технология RDM была выбрана в том виде, в котором она изначально задумывалась — как усовершенствованный акустический электродвигатель из проекта беспилотного летательного аппарата AFRL GHO. Команда AQUIFER предполагала, что этот двигатель будет конкурентоспособен с современными электродвигателями вентиляторов в кожухе, одновременно снижая источники шума за счет удаления статоров в кожухе и уменьшения скорости вращения лопастей ротора. Обе технологии должны были быть доработаны в рамках подхода AQUIFER, что привело бы к созданию полностью интегрированной конструкции и способствовало бы лучшему пониманию преимуществ интегрированной системы.

Плотность тока была выбрана в качестве целевой единицы оценки эффективности системы NEF, поскольку она представляет собой ток, который может обеспечить система. Поскольку размер резервуара (общая энергия системы) может быть определен независимо, соответствующая удельная энергия (Вт·ч/кг) будет изменяться в зависимости от отношения веса блока NEF к весу топлива NEF. Идентичная система блока NEF может иметь различную удельную энергетическую плотность в зависимости от количества топлива и удельной энергетической плотности топлива. В таблице 4 представлены некоторые важные детали технологии NEF, основанные на общей цели CAS в 100 мА/см<sup>2</sup>. В таблице также показана дорожная карта развития NEF, начиная с GEN 1, GEN 2 и заканчивая финальным уровнем технологии Vision System, представленной в этом отчете.

Технология GEN 1 использует водные анод и катоды, в качестве электролитических жидкостей используется наночастицы в качестве топлива. Технология GEN 2 преобразует её в кислородную (воздушную) систему, заменяя наножидкостный анод кислородом или воздухом. Система Vision является кульминацией всех реализованных усовершенствований в области тока и эффективности.

Таблица 4. Критерии осуществимости наноэлектротоплива из обзора системных требований.

Technology Parameters		GEN 1 Chemistry			GEN 2 Chemistry			Vision System
		2018	2019	2020	2021	2022	2023	
Current Density	mA/cm <sup>2</sup>	6	50	100	200	500	1000	1700
Membrane Active Surface	%	85	85	85	85	85	85	85
Cell Voltage	V	1.2	1.2	1.2	1.28	1.28	1.28	1.28
Cell Outer Thickness	cm	2	0.8	0.6	0.5	0.5	0.4	0.2
Stack Average Density	kg/L	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2
NEF Discharge Efficiency	%	10	30	60	30	60	80	90
Fuel Specific Energy "Fuel-to-Electricity"	Wh/kg	4	29	81	319	639	852	958
Average Fuel Density	kg/L	2.2	3.3	4.0	6.5	6.5	6.5	6.5

## Результаты, анализ и извлеченные уроки

В этом разделе представлены результаты оценки осуществимости технологий NEF и RDM, касающиеся физического оборудования и лабораторных исследований. Обсуждаются анализы, касающиеся демонстрационного образца крыла и вариантов применения в авиационной технике.

### Результаты исследований наноэлектротопливных технологий

Эксперименты по NEF, проведенные до начала проекта CAS, осуществлялись с использованием прямоугольных проточных ячеек с открытым потоком (без каналов). Целью данного проекта было приведение конструкции ячейки в соответствие с кольцевым элементом, обернутым вокруг RDM, и повышение таких показателей производительности, как плотность тока и кулоновская эффективность ячеек. Таким образом, все электрохимические испытания в рамках этого проекта проводились в новых кольцевых секторных ячейках.

Электрохимические испытания проводились в виде кривых заряда/разряда с постепенным увеличением времени. Увеличение плотности тока. Более высокие плотности тока при зарядке обычно приводят к высоким перенапряжениям и запускают побочные реакции, такие как выделение кислорода и водорода. В результате наножидкости не получают заряда. Следует отметить, что выделение газа является лишь проблемой. В процессе зарядки это явление термодинамически не происходит, а в процессе разрядки – нет. При необходимости цикл зарядки/разрядки повторяется при более высокой или более низкой плотности тока.

Концепция проекта NEF претерпела изменения с целью включения в себя концепции проекта AQUIFER.

В числе прочего были внесены следующие изменения: обновление конфигурации стека для улучшения интеграции с RDM; обновление к системе управления батареями (BCS) для питания RDM; и улучшение синтеза материалов для увеличения плотности тока в соответствии с критериями осуществимости проекта AQUIFER.

Конфигурация стека — квадратный ящик или поле потока в форме тора.

- Первоначальная конструкция блока NEF задумывалась как ответвление от работы компании Influid Energy над наземными аккумуляторными батареями NEF. При разработке учитывались технические сложности, связанные с повышением характеристик материала до уровня, позволяющего вращать электродвигатель (в то время преобладало мнение, что нужно придерживаться проверенных методов).
- Было установлено, что двигателю потребуется приблизительно 100 Вт мощности.
- Возражения компании Boeing против конструкции разделительной системы Influid Energy Система «BOXED» (упакованный блок) привела к созданию принципиально новой конструкции, в которой блок не только обеспечивал энергию для вращения RDM, но и функционировал как интегрированный функциональный компонент в воздуховоде для создания тяги, обеспечиваемой двигателем.

Система управления батареями

Система управления батареями может быть как простой, например, мониторинг напряжения, так и сложной, представляя собой многофакторное прогнозирование всех возможных физических процессов в полностью работоспособной среде.

Базовая функциональная конструкция проточной редокс-батареи очень стандартна, и все конструкции проточной ячейки, способной работать с NEF, основаны на четырех основных функциональных блоках: (1) резервуары; (2) блок ячеек; (3) насосы; и (4) топливо. Каждый из этих пунктов будет рассмотрен отдельно в следующих разделах.

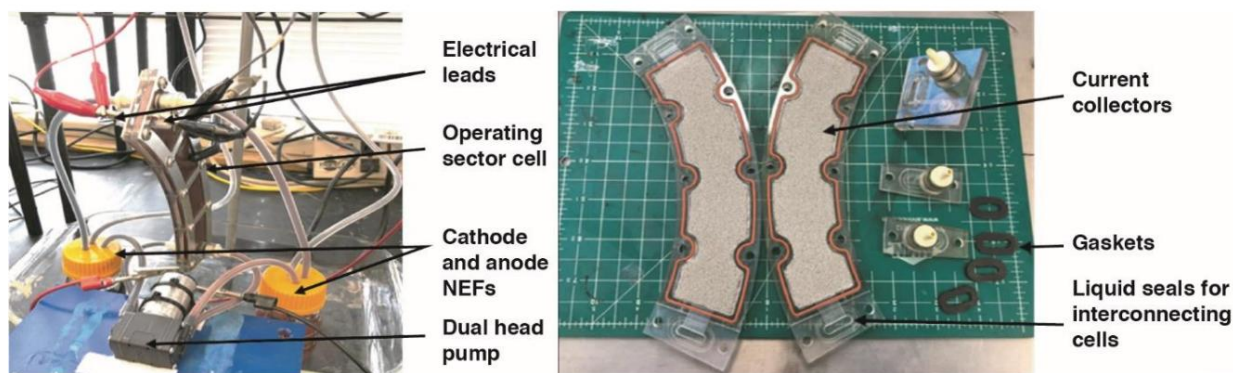
(1) Танки

В водном электролите pH может варьироваться от кислого до щелочного. Для окислительно-восстановительных пар, используемых в этом проекте CAS, требовался щелочной электролит. В зависимости от способа тестирования жидкости доступен широкий спектр химически совместимых материалов.

Поскольку резервуары с катодной и анодной жидкостью разделены в пространстве, электроды, размещенные в Анолит и католит напрямую измеряют напряжение топлива. Предохранительный клапан, установленный в каждом топливном баке, отводит любые газы, выделяющиеся в результате паразитных потерь.

(2) Стопка клеток

Электрохимические реакции происходят в блоке ячеек. Для протекания химической реакции с выделением энергии наночастица на аноде должна столкнуться с проводящим металлическим электродом; одновременно наночастица на катоде сталкивается с противоположным металлическим электродом. Разряженные частицы (после столкновения) откачиваются из реакционной камеры в накопительные резервуары. Две реакционные камеры разделены ионопроводящей мембраной, и каждый вывод электрода выходит из герметичных реакционных камер. Если к выводам блока подключено электрическое устройство, создается электронный путь от катода к аноду. По мере того, как электрон совершает работу, противоионы диффундируют через ионопроводящую мембрану за счет потенциала между окислительно-восстановительной парой и переноса заряда. На рисунке 16 показано, что помимо потока, геометрия камер и электродов влияет на скорость столкновений окислительно-восстановительных наночастиц с электродами и, следовательно, на выходной ток.



210015

Рисунок 16. Геометрия одиночной кольцевой ячейки и электродов на испытательном стенде.

### (3) Насосы

Поскольку энергия хранится в жидком состоянии, конструкция проточной батареи должна включать насосы для подачи и отвода жидкостей из реакционной камеры. Традиционные проточные батареи имеют низкую плотность энергии, поэтому для перемещения больших объемов анолита и католита требуются большие насосы; однако с увеличением плотности энергии размер насоса уменьшается, что приводит к уменьшению объема жидкости, необходимого для выполнения работы.

### (4) Топливо

Основная задача при разработке батареи CAS NEF заключалась в достижении характеристик материала на уровне системы 350 Вт·ч/л и плотности тока  $100 \text{ mA/cm}^2$ . Редокс-пара анолита и католита была выбрана таким образом, чтобы избежать образования водорода ( $\text{H}_2$ ) и кислорода ( $\text{O}_2$ ).

Вследствие механической зависимости от совпадающих столкновений наночастиц с электродами, Достижение плотности тока  $100 \text{ mA/cm}^2$  зависит не только от химической окислительно-восстановительной реакции, но и от извилистого пути, который проходит каждая наночастица внутри клетки; скорости диффузии ионов через мембрану; и электрического импеданса рабочей замкнутой цепи.

Для преодоления трудностей, связанных с перекачкой топлива, необходимо минимизировать его вязкость. связан с перемещением заряженной жидкости через дымовую трубу в нагнетательные резервуары.

### Эксплуатация наноэлектродных систем

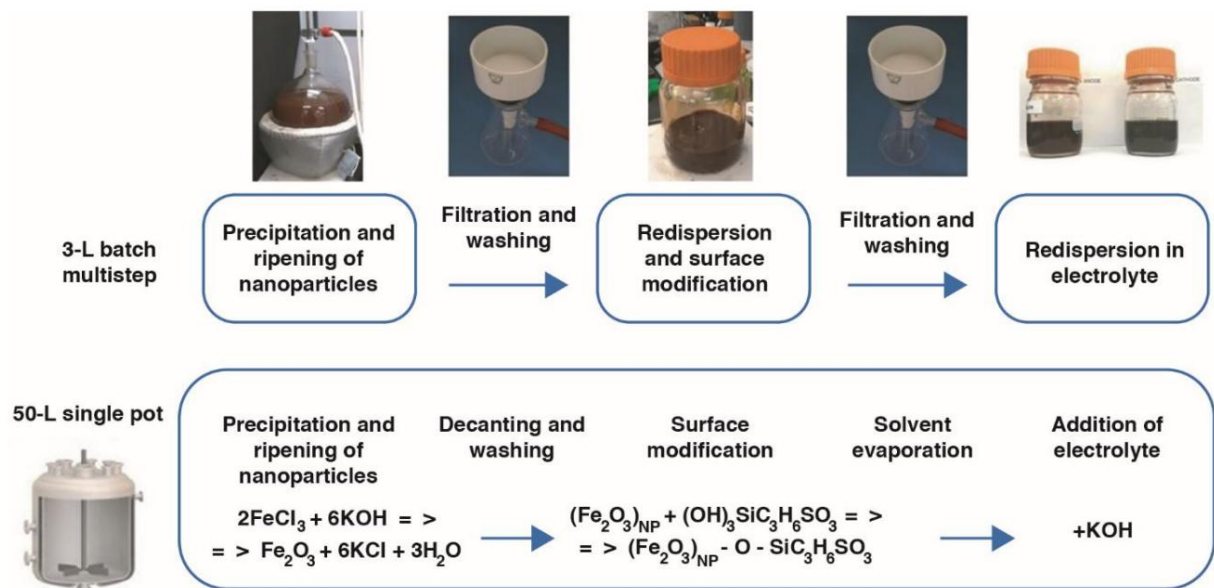
Основная функция системы NEF заключается в подаче питания на насосы для запуска потока жидкости. движение и, таким образом, начало разряда. При подключении к защелке потери энергии насоса могут быть компенсированы увеличением объема хранимой жидкости. Использование потенциала напряжения между анодным и катодным баками осуществляется с помощью пропорционально-интегрально-дифференциального контура управления. Поддержание напряжения и желаемого выходного тока может быть реализовано с помощью широтно-импульсной модуляции (ШИМ) и микропроцессора.

### Испытательный стенд / Оборудование

Для создания аккумуляторной системы NEF необходимо предпринять два важнейших шага в технологической разработке. Первая задача — создание жидкости NEF путем синтеза суспензий наночастиц; вторая — разработка системы извлечения энергии. В результате этих усилий две независимые исследовательские задачи и группы объединяются.

### Обсуждение материалов

Этапы синтеза NEF показаны на рисунке 17. Процессы синтеза показаны как для 3-литровых, так и для 50-литровых партий.

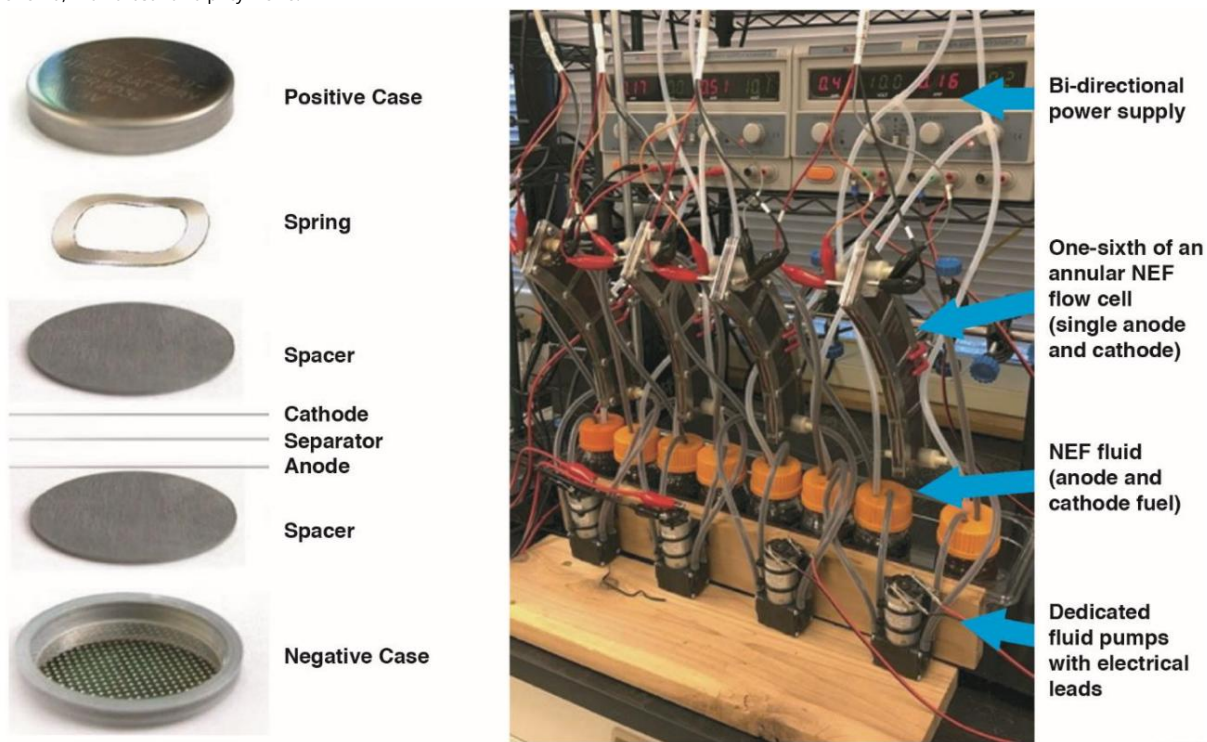


210016

Рисунок 17. Схематическое представление текущего мелкосерийного многостадийного синтеза по сравнению с предлагаемым процессом масштабирования в одной реакционной емкости (наночастицы остаются в одном и том же реакторе от осаждения до получения конечной наноэлектропитивной смеси).

Испытание материалов-кандидатов

Каждая потенциальная суспензия-кандидат проходит электрохимическое тестирование, сначала в конфигурации дискового элемента, а затем в формате жидкой суспензии. Затем каждый формат жидкой суспензии сравнивается с характеристиками дискового элемента, что показано на рисунке 18.



210017

Рисунок 18. (слева) Конструкция монетной ячейки; и (справа) установка для тестирования наножидкости в кольцевой проточной ячейке.

Была разработана и спроектирована новая конструкция электрохимической ячейки с вращающимся токосъемником и малым объемом наножидкости. Новая конструкция была создана по двум причинам. Во-первых, необходимо было синтезировать потенциальные наножидкости, что является трудоемким и сложным процессом (рисунок 17); поэтому был реализован способ минимизации объемов тестирования для экономии времени и ресурсов. Во-вторых, необходимо было разработать метод определения эффективности жидкости, изолируя при этом влияние механических свойств ячейки на ее работу. Разработка этого метода была осуществлена с помощью новой конструкции ячейки, получившей название ячейки с вращающимся токосъемником (RCC). Для выделения только электрохимического поведения исследуемых наножидкостей проводится тест RCC; ускорить тестирование составов наножидкостей и исключить влияние поля потока на характеристики тестируемых наножидкостей, как показано на рисунке 19.

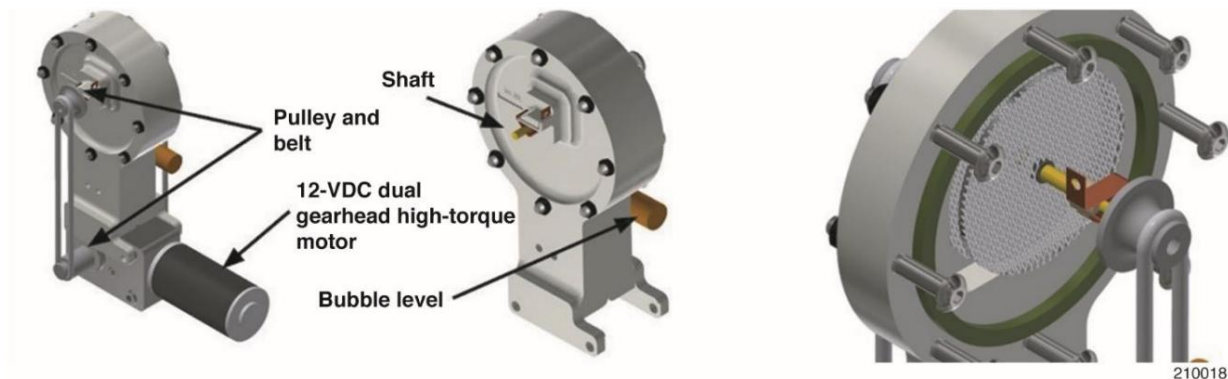
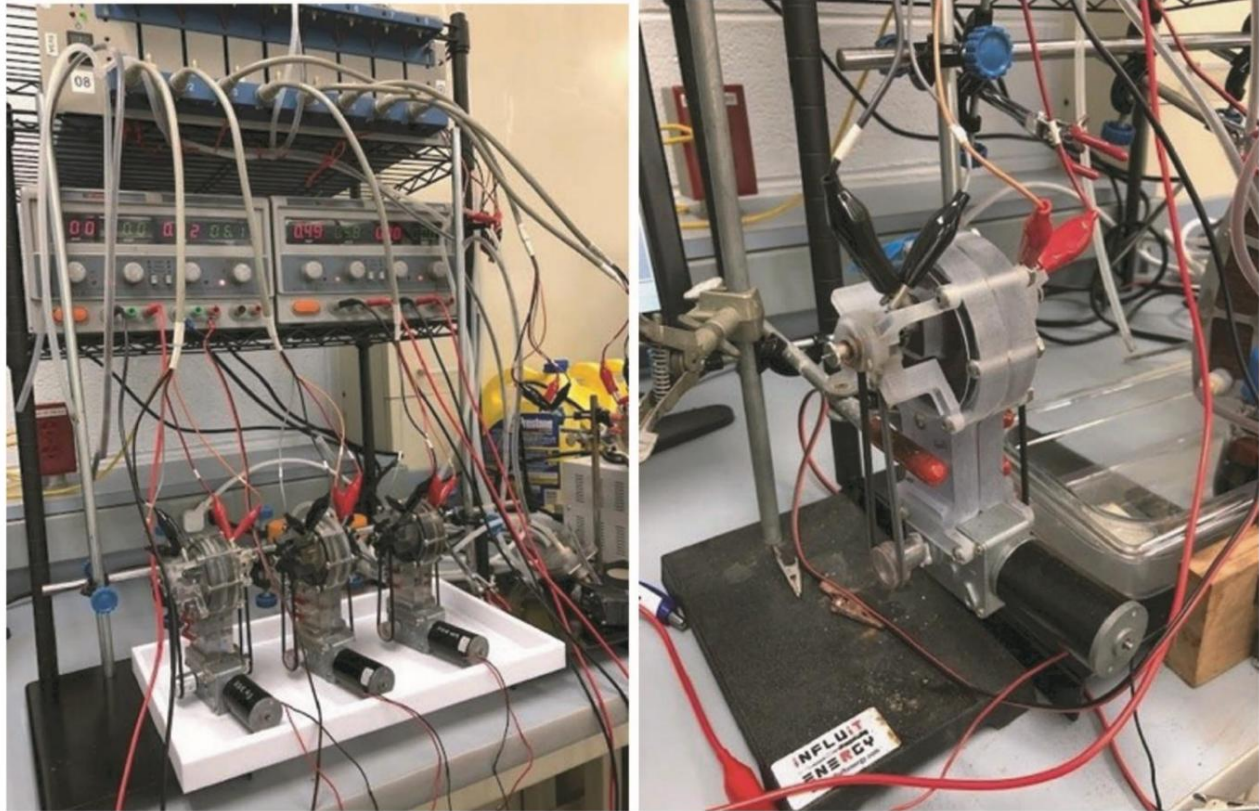


Рисунок 19. Конструкция электрохимической ячейки с вращающимися токосъемниками.

Концепция RCC была разработана для лучшего понимания эффективного верхнего предела для каждой конкретной химии NEF. Благодаря использованию двигателя и центробежного ускорения, конструкция обеспечивает улучшенный перенос электронов и плотность тока. Конструкция включает в себя следующие элементы: Два внешних электрических контакта; 5 мл наножидкости; вращающийся токосъемник в виде диска из никелевой пены (Ni); внешний высокомоментный двигатель постоянного тока с двумя редукторными выходами, обеспечивающими согласование скоростей вращения анодного и катодного электродов; и компоненты, контактирующие с жидкостью, химически инертные к электролиту на основе гидроксида калия (KOH). Эти вращающиеся токосъемники показаны во время испытаний на рисунках 20 и 21.



210019

Рисунок 20. Процесс проектирования и испытаний эксперимента с вращающимся токосъемником, имитирующего поток жидкости через ячейки при минимальном количестве жидкости.



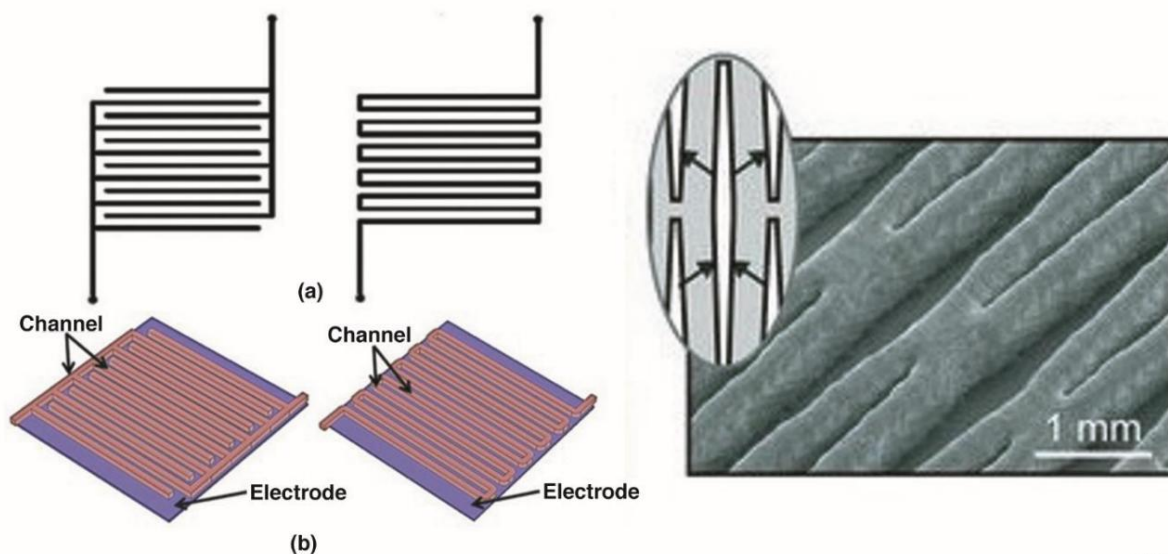
210020

Рисунок 21. Первый прототип ячейки с вращающимся токосъемником.

Конвективный массоперенос в электродах проточной батареи имеет решающее значение для общей производительности и работы ячейки. Архитектура поля потока является ключевым компонентом, влияющим на этот массоперенос и производительность ячейки, а также на общее падение давления и требования к прокачке ячейки. Первоначально команда AQUIFER использовала испытательную ячейку с открытым полем потока, где жидкость находилась. Ток протекал через вращающийся токосъемник из никелевой пены, входной ток находился в нижней части ячейки, а выходной — в верхней. Ячейки тестировались в гальваностатических циклах заряда/разряда при различных плотностях тока ( $50\text{--}200\text{ mA/cm}^2$ ). Тесты проводились при постоянной мощности насоса с контролем расхода и перепада давления в системе. Измерения и анализ электрохимической импедансной спектроскопии (ЭИС) проводились до начала тестирования и периодически во время циклов для выявления изменений сопротивления ячеек и контроля состояния системы.

#### Картирование/оптимизация расхода

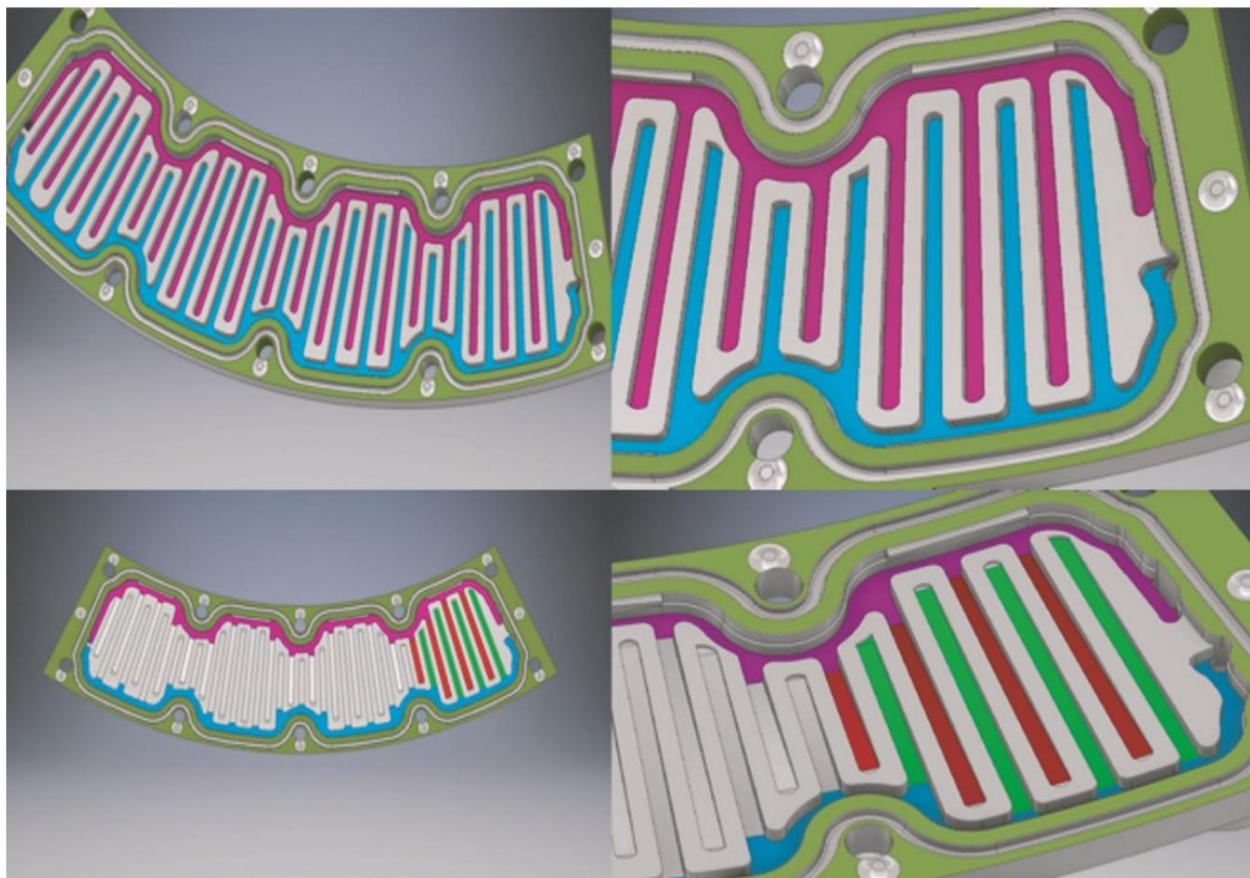
Эффективность заданного поля потока может в значительной степени зависеть от условий эксплуатации, таких как расход, скорость и температура; таким образом, построение карты характеристик выбранного поля потока в зависимости от скорости потока приводит к дальнейшей оптимизации системы, которая включает в себя: повышение эффективности; большая глубина сброса; и приемлемое падение давления. На рисунке 22 показано рассмотрение различных путей потока, приводящих к различным полям потока. Результаты предоставляют информацию для проектирования системы управления потоком, а также для вспомогательного оборудования.



210021

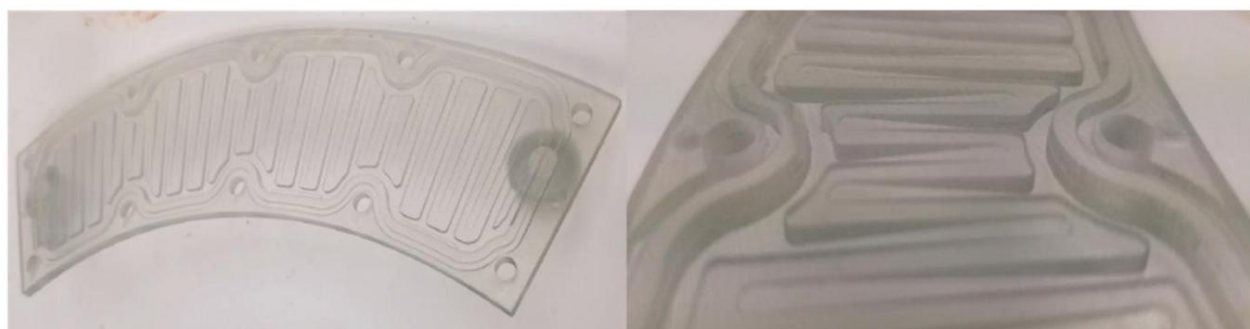
Рисунок 22. (а) Схематическое представление различных полей потока, которые будут исследованы: чередующееся поле потока; (б) змеевидное поле потока; и (справа) конические каналы потока с двойным проходом.

Для испытаний в однопоточной ячейке были разработаны и напечатаны три новых трехмерных (3D) поля потока, включающие: змеевидные пути с наклонными поверхностями; чередующиеся пути потока; и чередующиеся пути потока с наклонными поверхностями, показанные на рисунках 23 и 24.



210022

Рисунок 23. (слева и справа сверху) Расстояние между ветвями в чередующихся ячейках изменяется в зависимости от конструкции ветви; и (слева и справа внизу) конструкция пандуса в чередующихся ячейках выполнена с использованием теоремы о треугольнике, пандусы идут с каждой стороны.



210023

Рисунок 24. (слева) Напечатанное чередующееся ступенчатое поле потока; и (справа) ступенчатая конструкция направляет наножидкость в зону более высокого давления и с большей скоростью на нижней стороне никелевого пеноэлектроды.

#### Тестирование прототипов конструкции ячеек

Команда разработала более тонкую конструкцию ячеек для прототипа многоячеечной структуры с интегрированным полем потока. функциональные особенности и новая система подачи жидкости в коллектор. Изготовленные элементы были протестированы и оптимизированы с учетом параметров окончательного прототипа. Элементы тестировались в режиме гальваностатического заряда/разряда при различной плотности тока с периодическим контролем EIS (т.е. каждые 10 циклов) для исследования и мониторинга изменений импеданса элемента и состояния системы. В настоящее время мы

Для зарядки и разрядки жидкостей используется режим непрерывного потока. Режимы работы с прерывистым режимом были предусмотрены в качестве более поздней разработки.

Отбор мембран в первом задании показал, что мембрана Nafion™ NR212 (The Chemours Company FC, LLC, Фейетвилл, Северная Каролина) обладает самой высокой ионной проводимостью в серии (таблица 5). Позже в ходе проекта были выявлены другие недостатки этой мембраны, такие как перенос электролита.

Таблица 5. Максимальный ток мембраны при испытании с постоянным потенциалом.

Мембрана	Наблюдения	Максимальный ток при 1,9 В постоянного тока	Максимальная расчетная проводимость
Nafion™ NR212 (катионный)	Обладает хорошими механическими свойствами, расширяется в растворе KOH, быстро сохнет/сжимается на воздухе.	5200 мА	2,74 миллиона
FAS 50 (анионный)	Обладает хорошими механическими свойствами, расширяется в растворе KOH, быстро сохнет/сжимается на воздухе.	1100 мА	0,58 мхо
FAA 50 (анионный)	Обладает хорошими механическими свойствами, расширяется в растворе KOH, быстро сохнет/сжимается на воздухе.	1250 мА	0,66 мхо
FAA 75 (анионный)	Отличные механические свойства, минимальное набухание/усадка.	900 мА	0,47 мхо
FAA 75 (анионный)	Плохие механические свойства и высокая цена - провалил тест		—

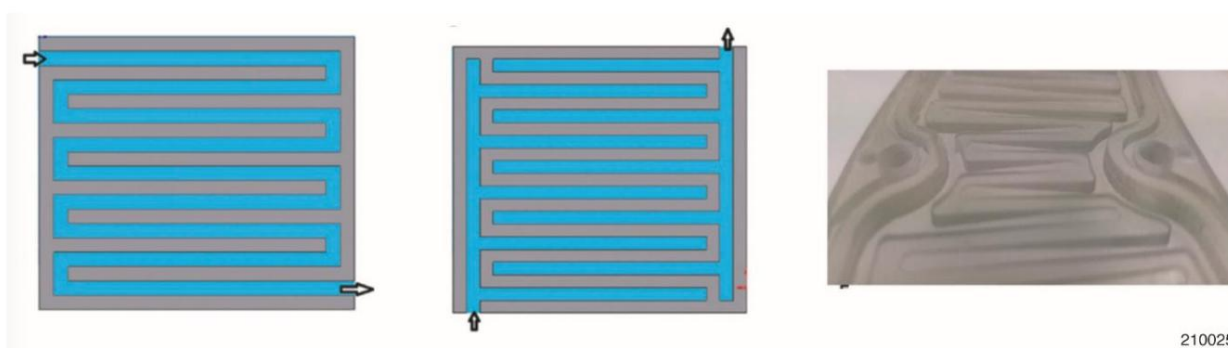
Испытания в ячейках с кольцевым сектором при возрастающей плотности тока дополнительно выявили ограничение катода из никелевой пены, который при более высоких перенапряжениях (более высоких плотностях тока) начинал растворяться в электролите. Для преодоления этого технического барьера команда разработала процедуру нанесения покрытия, предотвращающую прямой контакт никеля с электролитом. На рисунке 25 показаны катоды с серым полимерным покрытием в правой части рисунка. Первоначально мы покрывали электроды электронным способом. Было получено проводящее полипиррольное покрытие; позже выяснилось, что это покрытие медленно растворяется в гидроксиде калия (KOH). Кроме того, мы разработали процедуру нанесения полианилинового покрытия, которая хорошо зарекомендовала себя в щелочном электролите.



210024

Рисунок 25, (слева) непокрытые пористые никелевые ячейки; и (справа) ячейка с полимерным покрытием. Также показаны три различных варианта конструкции поля потока: чередующееся, змеевидное и открытое поле потока.

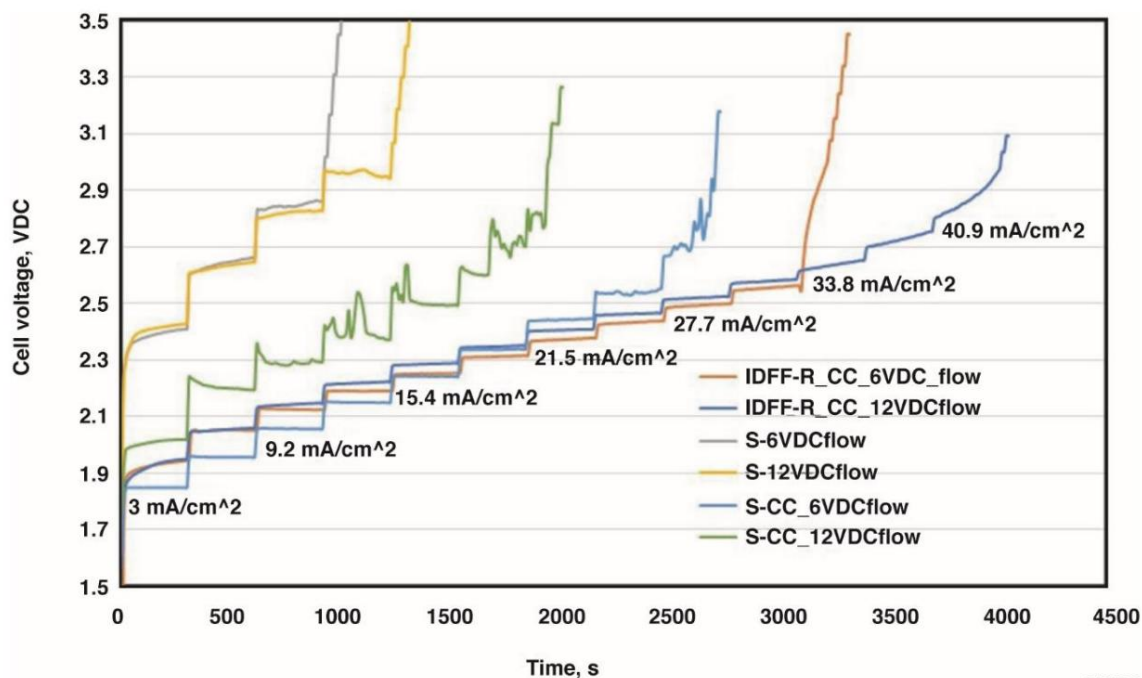
Дальнейшие испытания ячеек с кольцевым сектором показали, что более высокие зарядные токи возможны при использовании катодов с покрытием и чередующихся каналов потока (IDFF). Концепции IDFF и других каналов потока были исследованы для максимизации турбулентного перемешивания топлива NEF внутри ячеек при сохранении минимального увеличения давления потока, которое привело бы к увеличению потребляемой мощности насоса и, следовательно, к паразитным потерям мощности в системе. Команда AQUIFER исследовала несколько каналов потока, включая змеевидный и чередующийся, обе концепции показаны на рисунке 26.



210025

Рисунок 26. (слева) Варианты траектории потока в наноэлектродтопливном элементе: змеевидная; (в центре) чередующаяся; и (справа) чередующаяся с наклонными участками.

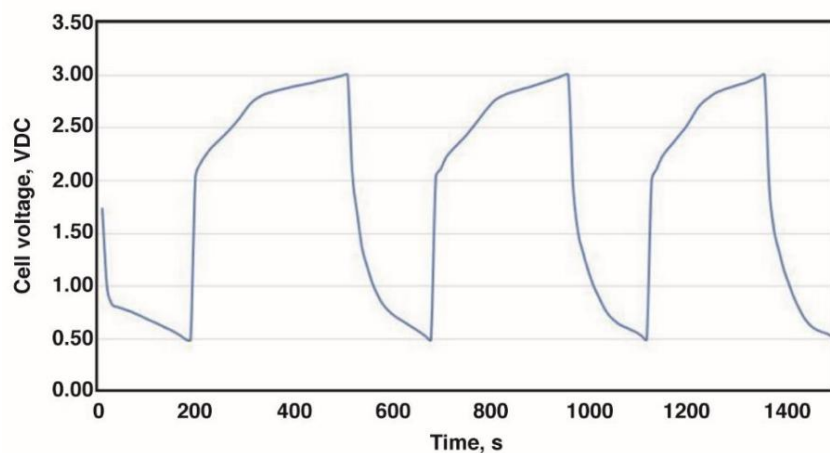
Было показано, что в некоторых случаях более высокая скорость потока оказывает благоприятное воздействие, что можно увидеть на рисунке 27.



210026

Рисунок 27. Результаты измерения плотности зарядного тока для набора ячеек при различных скоростях потока. Поточные поля с чередующимися ступенями (IDFF-R); змеевидная форма (S); с катодом с покрытием (CC).

Наилучший результат был получен в кольцевой проточной ячейке с чередующимся ступенчатым потоком; токосъемник с покрытием; и мембрана Nafion™ NR212; и рассчитанный максимальный зарядный ток  $46 \text{ mA/cm}^2$  и максимальный разрядный ток  $15,4 \text{ mA/cm}^2$ , как показано на рисунке 28.



210027

Рисунок 28. История заряда/разряда ячейки с наилучшими характеристиками для чередующегося ступенчатого поля потока, покрытого токосъемника и мембраны Nafion™ NR212. Разряд проводился при токе 1 А со средним напряжением ячейки от 0,8 В постоянного тока до более чем 200 В постоянного тока.

Кроме того, для того чтобы отделить поведение, зависящее от потока, от поведения, зависящего от материала, были проведены испытания в Вместо кольцевых ячеек с проточным потоком были установлены ячейки с вращающимся токосъемником, описанные выше. Такой подход также помог минимизировать количество наножидкостей, необходимых для каждого теста.

Испытание на вращающийся токосъемник также выявило ограниченные возможности Nafion™ NR212. мембрана, создавая более отрицательный эффект электролитического сопротивления. Электролитическое сопротивление — это...

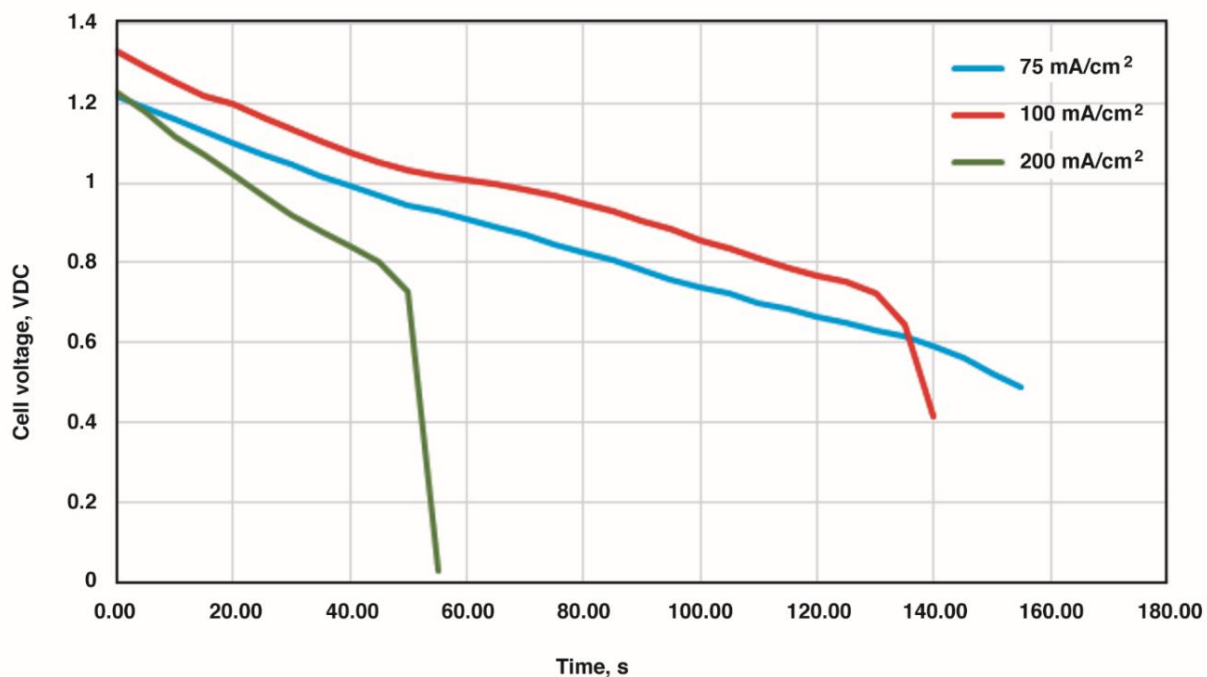
Это явление, при котором ток, проходящий через мембрану, также приводит к переносу электролита из резервуара с анолитом в резервуар с католитом. Испытание RCC позволило...

Проект направлен на улучшение характеристик наножидкостей с использованием новых геометрических форм ячеек. Результаты испытания с вращающимся токосъемником представлены в таблице 6. Результаты показывают общее снижение общей разрядной емкости с увеличением плотности тока, что, предположительно, вызвано неучтенными в настоящее время вторичными реакциями.

Таблица 6. Длительность разряда при заданной плотности тока (данные за февраль 2020 г.).

Плотность тока	Время разряда	Суммарная плотность заряда
5 мА/см <sup>2</sup>	2220 с	11,10 °С/см <sup>2</sup>
10 мА/см <sup>2</sup>	1080 с	10,80 °С/см <sup>2</sup>
15 мА/см <sup>2</sup>	725 с	10,88 С/см <sup>2</sup>
25 мА/см <sup>2</sup>	438 с	10,95 °С/см <sup>2</sup>
50 мА/см <sup>2</sup>	192 с	9,60 °С/см <sup>2</sup>

Команда AQUIFER продолжает систематически совершенствовать составы наножидкостей и нанесение покрытия на катод и пересмотр выбора мембраны с учетом новых и улучшенных характеристик ячеек. Обновленные данные о производительности эксперимента с вращающимся токосъемником представлены на рисунке 29. Эти данные показывают зависимость плотности тока от длительности разряда, протестированную на вращающемся токосъемнике. Команда AQUIFER успешно достигла значения 100 мА/см<sup>2</sup>. контрольный показатель, указанный в таблице 3.



210028

Рисунок 29. Данные вращающегося токосъемника, демонстрирующие зависимость потребляемого тока и потенциала напряжения от времени разряда.

Для достижения более высоких плотностей тока команда AQUIFER решила вернуться к концепции квадратных ячеек, чтобы улучшить цикл проектирования > тестирования > перепроектирования. Обновленные проточные ячейки имеют 1- и 2-мм каналы IDFF в мм показана на рисунке 30. Ячейки были собраны с использованием обновленных компонентов и протестированы при различных плотностях тока. Площадь поверхности токосъемника в этих ячейках составляет приблизительно 70 см<sup>2</sup>.



210029

Рисунок 30. Модернизированные наноэлектропитательные проточные ячейки во время испытаний на герметичность (июль-август 2020 г.).

В ходе различных испытаний плотность тока заряда и разряда постепенно увеличивалась. В каждом испытании регулировалось напряжение отсечки, чтобы избежать паразитной реакции выделения газа. Точность этой регулировки влияла на эффективность циклов заряда/разряда.

В таблице 7 показаны характеристики элементов NEF. В таблице представлено сравнение и эффективность элементов с каналами диаметром 1 и 2 мм. Видно, что элемент с каналом 2 мм демонстрирует несколько меньшее перенапряжение (разница между напряжениями заряда и разряда), но перенапряжение увеличивается с увеличением плотности тока. Также элемент с каналами 2 мм показал более высокую емкость при той же плотности тока. Эффективность отношения разряда/заряда варьировалась от 80 до 95 процентов в этой серии тестов, что зависело от точности выбранного метода.

Напряжение отсечки.

Таблица 7. Данные о плотности тока для каналов с чередующимися полями потока диаметром 1 и 2 мм. Нанозлектроотливные проточные ячейки.

Текущий розыгрыш	Путь 1 мм	Путь 2 мм
3-А ничья 43 мА/см <sup>2</sup>	Приблизительная емкость разряда: 60 мАч.  Соотношение разряда/заряда: 86-процентная эффективность	Приблизительная пропускная способность: Разрядная емкость 65 мАч  Соотношение разряда/заряда: Эффективность разряда 81 процент
6-А ничья 85 мА/см <sup>2</sup>	Приблизительная пропускная способность: Разрядная емкость 29 мАч  Соотношение разряда/заряда: Эффективность разряда 95% (зависит от напряжения отсечки)	Приблизительная пропускная способность: Разрядная емкость 40 мАч  Соотношение разряда/заряда: Эффективность разряда 90 процентов (зависит от напряжения отсечки)

Значение 85 мА/см<sup>2</sup> для ячейки NEF — это максимально близкое к достижению показателя, которого удалось добиться команде AQUIFER. Целевой показатель для элементов NEF 100 мА/см<sup>2</sup> был представлен на конференции Mission Concept Review (MCR).

#### Уроки, извлеченные из разработки нанозлектроотлива

Быстрый темп проекта потребовал оперативного принятия решений и выбора конструктивных решений для кольцевых ячеек, а также последующего электрохимического тестирования ячеек, напечатанных на 3D-принтере; последнее привело к некоторым положительным и отрицательным результатам.

Переход от прямоугольной к кольцевой геометрии ячеек занял много времени, но существовали определенные ограничения. Упор на технологию производства привел к минимизации толщины ячейки (с 2,5 до 0,8 см) и разработке новых методов межсоединений и стратегий жидкостной герметизации. Выявление коррозионной реакции на катодном токосъемнике позволило проектной группе разработать собственную стратегию нанесения проводящего полимерного покрытия, обеспечивающую более высокие плотности тока. Эксперименты с различными потоками внутри ячейки также показали, что более высокие плотности тока возможны при более высоких скоростях столкновений между наночастицами и токосъемниками.

Трудности, связанные с производством наножидкости, потребовали от команды AQUIFER разработать и провести эксперимент с вращающимся токосъемником. Эксперимент имитировал течение наножидкости без использования больших объемов жидкости для тестирования, что позволило увеличить производительность испытаний и изолировать проблемы, связанные с токосъемником, от свойств наножидкости.

Постепенная тонкая настройка системы позволила проектной группе увеличить плотность тока с 1 мА/см<sup>2</sup> в начале проекта до 200 мА/см<sup>2</sup> RCC в течение 15 месяцев реализации проекта.

начинать.

Цели CAS для технологии NEF заключались в демонстрации воспламеняемости при 100 мА/см<sup>2</sup>. Невзрывоопасность ячейки NEF. Эти целевые параметры указаны в таблице 8.

Таблица 8. Интеграция водной быстрозаряжаемой батареи для исследований в области электрических полетов: технические характеристики и оценка осуществимости нанозлектроплива.

Спецификация целей CAS	Центиль	Единицы	Текущие характеристики	Уверенность
Плотность тока (разряд) - Цель CAS	100	мА/см <sup>2</sup>	200* 85	высокий
Время разряда	180	мин	1*	низкий
Плотность тока (заряд)	100	мА/см <sup>2</sup>	>100	высокий
Площадь поверхности на клетку (приблизительно)	>80	см <sup>2</sup>	87.6	высокий
Кольцевое сечение	6	клетки	Прототип построен.	высокий
Стек (1 стек на каждый двигатель)	60	клетки	Разработан прототип	высокий
Максимальное количество элементов на один стек	48	А		середина
Напряжение на кольцевой секции	1.2	ВДЦ	Продемонстрировано	высокий
Максимальное напряжение стека	12	ВДЦ		высокий
Максимальная мощность стека	>500	В	ПОКОЛЕНИЕ 1 - 100 процентов	середина
Мощность стека - целевое значение CAS	>100	В	Для двигателя вверх	высокий

\* В августе 2020 года, после завершения этапа выполнения проекта, была продемонстрирована плотность тока 200 мА/см<sup>2</sup> с использованием установки для испытаний с вращающимся токосъемником, а в установке для испытаний ячеек NEF — 85 мА/см<sup>2</sup>.

Поиск и устранение неисправностей в нанозлектропливных системах

Были выявлены два основных типа механических отказов ячеек NEF: (1) утечка наножидкостей; и (2) короткое замыкание токосъемников.

Утечка была устранена путем модификации конструкции ячеек и улучшения способов обращения с ними. В частности, были внесены изменения в процедуры, включавшие тщательную проверку на герметичность с использованием деионизированной воды перед введением катодных и анодных наножидкостей в ячейку. Также были решены проблемы с приобретением токосъемников за счет дополнительных улучшений конструкции ячейки и проведения проверок на целостность цепи во время сборки. Другие стратегии устранения неполадок и снижения рисков, связанных с выявленными проблемами, суммированы в [ссылка на документацию]. таблица 9.

Таблица 9. Устранение неполадок при разработке NEF.

Риск	стратегия смягчения последствий (Май 2019 г.)	Статус (Февраль 2020 г.)
1 Достижение плотности тока 85 мА/ см <sup>2</sup> в ячейке NEF и 200	Этот вопрос будет решаться тремя способами: 1. Геометрия поля потока	• Было показано, что геометрия поля потока и скорость потока оказывают влияние на

Риск	стратегия смягчения последствий (Май 2019 г.)	Статус (Февраль 2020 г.)
mA/cm <sup>2</sup> в RCC с 100+ mA/cm <sup>2</sup> зарядка	2. Концентрация наночастиц  3. Оптимизация расхода	<p>ток заряда/разряда. На сегодняшний день наилучшие результаты показали ячейки с чередующимся ступенчатым потоком жидкости.</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• С помощью токосъемника катода с полимерным покрытием была достигнута плотность зарядного тока 85 mA/cm<sup>2</sup>.</li> <li>• Была продемонстрирована плотность разрядного тока 85 mA/cm<sup>2</sup> с использованием токосъемника с полимерным покрытием.</li> <li>• Выявлена новая проблема и решена проблема коррозии катодного токосъемника.</li> <li>• Способствовал увеличению плотности тока в 10 раз</li> <li>• Стратегия смягчения последствий Концентрация наночастиц до настоящего времени не проверялась (28.02.2020), но планируется включить это в окончательный отчет о результатах экспертизы компании Influit Energy (30.09.2020).</li> <li>• Новая стратегия снижения рисков, включающая введение в электролит окислительно-восстановительных активных и электропроводящих добавок, была протестирована, но пока не показала положительных результатов.</li> </ul>
2 Увеличьте концентрацию наночастиц до 80-процентное содержание по весу	Для устранения этого риска будет использоваться контроль размера наночастиц.	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 70-процентное содержание по весу На сегодняшний день достигнута концентрация частиц.</li> </ul>

Риск	стратегия смягчения последствий (Май 2019 г.)	Статус (Февраль 2020 г.)
3 Паразитная мощность BCS слишком высока.	Используйте внешний источник питания, рассмотрите полномасштабную систему и альтернативные компоненты.	<ul style="list-style-type: none"> <li>Разработка системы BCS находится в процессе. акцент на использовании маломощных компонентов.</li> </ul>
4 Механические повреждения ячеек, напечатанных на 3D-принтере.	Для увеличения толщины стенок рассмотрите возможность использования литейного формования.	<ul style="list-style-type: none"> <li>Кольцевая ячейка, заполненная наполовину, напечатана и собрана — проблем нет. с механической прочностью в существующей конструкции ячейки</li> </ul>
5. Герметизация ячеек	Используйте прокладки вместо Уплотнительные кольца, модификации конструкции	<ul style="list-style-type: none"> <li>Уплотнения внутри отдельных секторных ячеек проверены и прошли проверку на герметичность. Однако межъячеечные жидкостные соединения в кольцевом блоке ячейки по-прежнему имеют утечку. Для решения этой проблемы используется печать полных полукольцевых сегментов катода и анода, чтобы избежать проблем с этими уплотнениями.</li> </ul>
6. Устойчивость при езде на велосипеде	В зависимости от причины деградации (химическая, механическая, отказ компонентов) применяется использование стабильных редокс-наночастиц, модификация компонентов и конструкции ячеек.	<p>На сегодняшний день выявлены и решены две проблемы:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>Коррозия катодного токосъемника - решается путем нанесения проводящего покрытия. полимер.</li> <li>Электродинамическое перемещение электролита от катода к аноду решается с помощью специального контейнера, разделяющего анодную и катодную жидкости мембраной. В будущем потребуется замена Nafion™. Мембрана NR212 с анионными мембранами, которые в настоящее время имеют ограниченную коммерческую доступность.</li> </ol>

## Конструкция и результаты применения двигателя с приводом от обода

В этом разделе обсуждаются требования к двигателю и предположения, лежащие в основе новой концепции RDM. Ниже перечислены причины выбора типа двигателя и подшипника, беспазовой конструкции и эксплуатационных характеристик.

## Обоснование выбора радиального внутреннего ротора

Для ранее разработанных конструкций двигателей с вращающимся ротором для электромобилей была выбрана конструкция с осевым потоком. В данном отчете, в качестве альтернативы, рассматривается радиальная конструкция двигателя с вращающимся ротором, предназначенная для уменьшения сложности ротора и потерь на трение при низкой мощности. Подобно аксиально-поточным двигателям, Двигатели с внутренним ротором обладают преимуществом улучшенных путей теплопроводности от обмоток к внешней гондole и воздуховодам, что дает им преимущество перед двигателями с внешним ротором. Главный недостаток двигателей с внутренним ротором — дополнительная сложность, связанная с удержанием магнитов на роторе, что увеличивает необходимый воздушный зазор. Увеличение этого воздушного зазора значительно ухудшает характеристики двигателя и особенно затруднительно при высоких оборотах и больших окружностях (см. ссылку 1).

## Мотивация выбора подшипника

Для определения оптимального материала подшипника и типа смазки обычно используется следующий параметр. Его значение представляет собой просто произведение диаметра подшипника в миллиметрах, умножить на частоту вращения. Самые передовые материалы и конструкции подшипников позволяют достигать коэффициента несущей способности (DN) до трех миллионов; однако такие системы существуют только в лабораторных условиях с большими системами смазки. AQUIFER работает на этом верхнем пределе; поэтому предпочтительны бесконтактные подшипники. В таблице 10 показаны различные параметры подшипников, которые следует учитывать при выборе RDM. Воздушные подшипники обычно делятся на две категории: аэростатические и аэродинамические. Аэростатические подшипники находятся под внешним давлением газа; поэтому их эффективность значительно снижается на высоких линейных скоростях, что делает количество газа, необходимого для достижения желаемой скорости и диаметра, неуправляемым. Эти типы аэродинамических подшипников улучшаются на более высоких скоростях, но, к сожалению, имеют строгие ограничения по нагрузке и, как правило, полезны только при постоянной работе машины. Многократный перезапуск и дросселирование мощности вентилятора, а также суммарные нагрузки движителя делают это бесконтактное решение несовместимым. Подшипники с магнитной левитацией относятся ко второй категории и предлагают наилучшее решение; Однако сложность и возможность индивидуальной настройки такой конструкции выходили за рамки возможностей данного проекта. В конечном итоге, вероятно, будет предложено использовать бесконтактные подшипники. Роликовый Подшипники имеют верхний предел параметра конструкции, известного как значение DN (см. ссылки 2 и 3). См. таблица 10 (ссылки 4-6).

Таблица 10. Сравнительное исследование подшипников двигателя с приводом от обода (ссылки 4-6).

Тип подшипника	Макс ДН (в миллионах, приблизительно)	Потребление электроэнергии	Перезапуск
Стальной ролик	1.0	6-8 кВт при 12 000 об/мин *	Да
Керамический ролик	3.0	Меньше стали, но данные противоречивы.	Да
Аэростатическая	1.0	Нет данных	Да
Аэродинамический	4.4	9,5 Вт/дюйм <sup>2</sup> при нагрузке 11 фунтов	Нет

Магнитный	4.5	2,1 кВт на всех скоростях	Да
-----------	-----	---------------------------	----

\*Нагрузка 1000 фунтов

Для максимального увеличения эксплуатационных характеристик шарикоподшипников были выбраны два предварительно нагруженных радиально-упорных подшипника, реагирующих на радиальные и осевые силы. Были выбраны керамические подшипники. Потому что они легче, обладают высокой термостойкостью, немагнитны и создают меньше трения, чем стальные подшипники.

Оценки сопротивления подшипников такого размера обычно приводятся только до 2000 об/мин, поэтому тенденции экстраполируются логарифмически для определения сопротивления подшипников до 9000 об/мин. Срок службы сильно ограничен, и из-за связанных с этим проблем с перегревом и шумом эти подшипники не могут быть использованы в окончательной системе управления полетом (см. ссылку 7).

#### Обоснование для конструкции без пазов

Для поддержания рабочей частоты в пределах, приемлемых для традиционных контроллеров двигателей, количество полюсов двигателя не превышает 24. Низкая мощность и жесткие требования к массе вынуждают делать толщину статора чрезвычайно малой. При высоких скоростях соотношение сторон зубьев было бы крайне низким, что привело бы к ненужным потерям на вихревые токи.

Устранение зубцов уменьшает эти высокоскоростные потери в железе; однако, в однороторной конструкции для завершения пути вращающегося магнитного потока все еще требуется задний железный элемент. В отсутствие зубцов магнитный поток должен проходить через обмотки двигателя. По этой причине рекомендуется использовать многожильный провод Лиц, чтобы уменьшить поверхностный эффект проводника и минимизировать потери от вихревых токов внутри провода (см. ссылку 7).

#### Требования к производительности двигателя

Для того чтобы двигатели с вращающимся валом (RDM) были конкурентоспособны по сравнению с традиционными двигателями с ступицей, удельная мощность и КПД должны быть сопоставимы с традиционными двигателями. В качестве целевого показателя производительности для самолета, участвовавшего в исследовании, была выбрана удельная мощность 5 кВт/кг. Привод двигателя (или контроллер), выбранный для управления RDM, должен обеспечивать максимальную мощность при соответствующем напряжении и токе двигателя. Полная мощность может определяться либо работой в расчетной точке двигателя (например, 8 кВт), либо работой в пониженной точке (например, 4 кВт), что способствует сохранению срока службы машины. Привод также должен обеспечивать формирование напряжения соответствующей формы и частоты, чтобы оптимизировать работу двигателя и достичь желаемой механической скорости. Работа в режиме четырехквadrантного управления может быть не нужна, поскольку рекуперативное торможение в авиационных приложениях может быть нецелесообразным и еще не определено. Наконец, привод должен учитывать электрические характеристики двигателя, такие как сопротивление и индуктивность.

#### Требования и допущения к контроллеру двигателя с приводом от обода

Предполагалось, что система управления RDM будет представлять собой контроллер двойного назначения, управляющий обоими устройствами. Насос NEF и скорость вращения входного вала RDM. Поскольку объем работ, необходимых для реализации этого варианта, быстро стал невыполнимым, проектная группа AQUIFER решила рассмотреть коммерчески доступные варианты. Одним из конкретных требований к конструкции было то, что контроллер должен был не только обеспечивать управление двигателем в соответствии с требуемой мощностью и скоростью, но и управлять двигателем при очень низком напряжении и токе — в соответствии с требованиями демонстрационного образца Wing.

#### Детали конструкции двигателя с приводом от обода и воздушными подшипниками.

Для окончательной конструкции RDM были рассмотрены различные конфигурации воздушных подшипников как для радиальных, так и для упорных подшипников. В конечном итоге были выбраны воздушные подшипники, поскольку это представляло собой жизнеспособный путь к...

В рамках первоначального проекта был создан прототип, а воздушные подшипники решили три проблемы, присущие обычным «тонкостенным» подшипникам:

- Тонкостенные подшипники не рассчитаны на требуемую скорость вращения.
- Неблагоприятные результаты в текущих результатах конечно-элементного анализа (КЭА).
- Механические подшипники издают нежелательные звуки.

В качестве партнера по изготовлению наших пневматических подшипников диаметром 14 дюймов был выбран субподрядчик New Way Air Bearings, Inc. (Астон, Пенсильвания). Предложенная стратегия заключалась в обеспечении адаптивности подшипника двигателя: одна конструкция должна была включать три радиальных подшипника и три упорных подшипника; Другая конструкция имеет по шесть штук в каждом. Окончательная конструкция демонстрирует различные концепции и показана на рисунках 31 и 32. Хотя воздушные подшипники решают некоторые технологические проблемы традиционных подшипников, увеличение веса, показанное в таблице 11, демонстрирует, что решение с воздушными подшипниками значительно увеличивает вес и должно рассматриваться как технологическое промежуточное решение, хотя магнитные подшипники представляют собой жизнеспособную конкурирующую конструкцию.

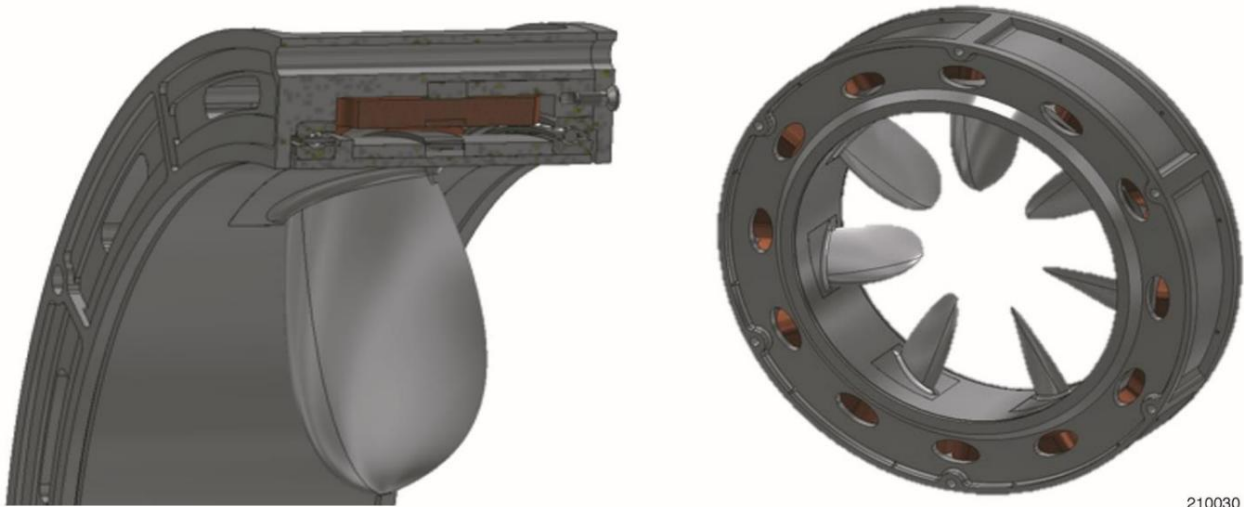
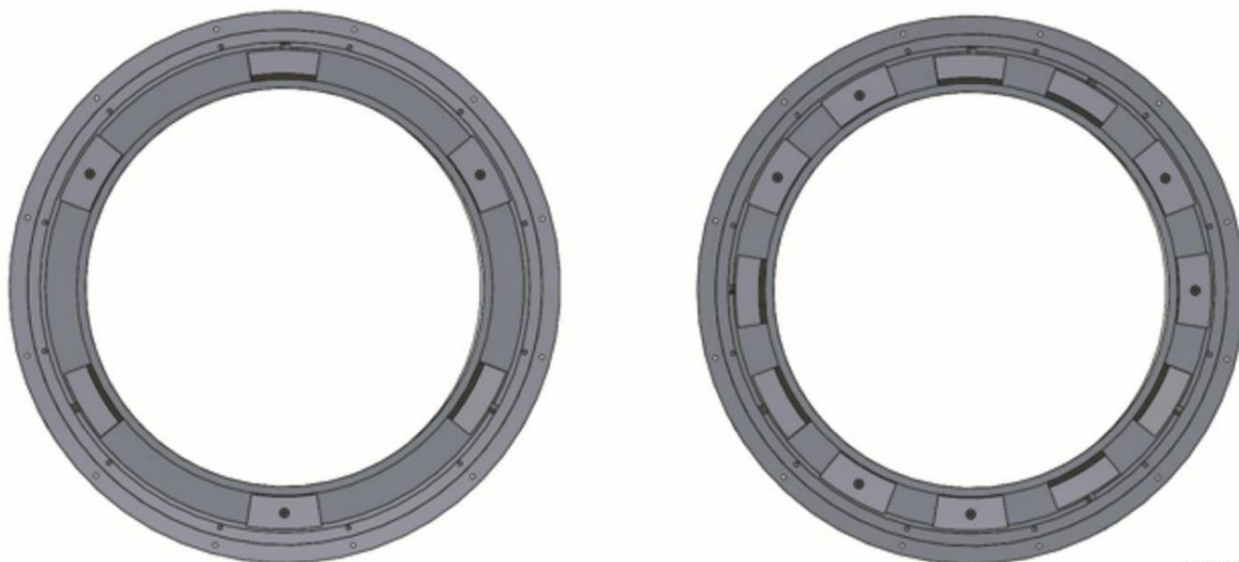


Рисунок 31. Окончательный вариант конструкции двигателя с приводом от обода, включающий конструкцию с воздушным подшипником (внутренний диаметр 14 дюймов и наружный диаметр 17 дюймов).



210031

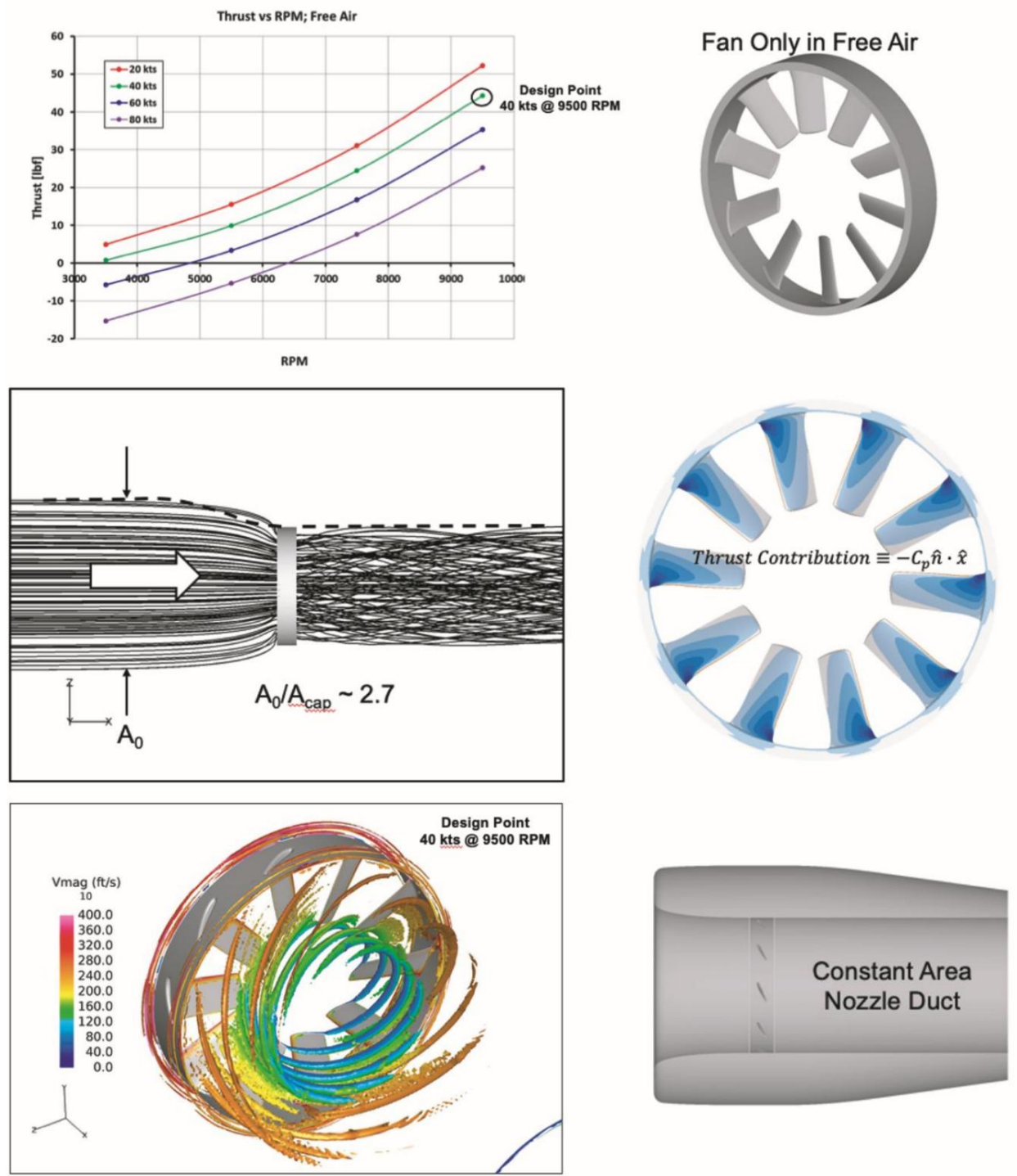
Рисунок 32. (слева) Специальные решения для воздушных подшипников (внутренний диаметр 14 дюймов и внешний диаметр 17 дюймов); три радиальных и три упорных подшипника; и (справа) шесть радиальных и шесть упорных подшипников.

Таблица 11. Расчетные веса подшипников скольжения двигателя с приводом от обода для тонкостенных и воздушных подшипников.

Двигатель с приводом от обода и обычным тонкостенными подшипниками	Двигатель с приводом от обода и воздушными подшипниками (шесть радиальных и шесть тяговых)
30,96 фунтов	60,43 фунта

Вопросы проектирования и анализа двигателей с приводом от обода.

Концепция RDM диаметром 14 дюймов была разработана на основе многочисленных итераций проектного кода и с учетом размеров аппарата. Для оптимального соответствия концепции Boeing ZEST были выбраны следующие параметры: тяга, частота вращения, коэффициент давления и тяги, коэффициент опережения лопастей, площадь захвата, форма сопла, профилирование миссии и другие, которые показаны на рисунках 33 и 34.



210032

Рисунок 33. (вверху слева) Анализ вентилятора с кольцевым приводом: геометрия вентилятора; (вверху справа) вентилятор только в свободном воздухе; (посередине слева) боковой профиль потока в канале при скорости 40 кН ( $A_0$  — площадь захвата свободного потока, а  $A_0/A_{cap}$  — отношение площадей захвата в горловине); (посередине справа) вклад тяги; (внизу слева) изоконтур « $q$ -критерия», показывающий вихри на конце и у основания сопла; и (внизу справа) геометрия сопла.

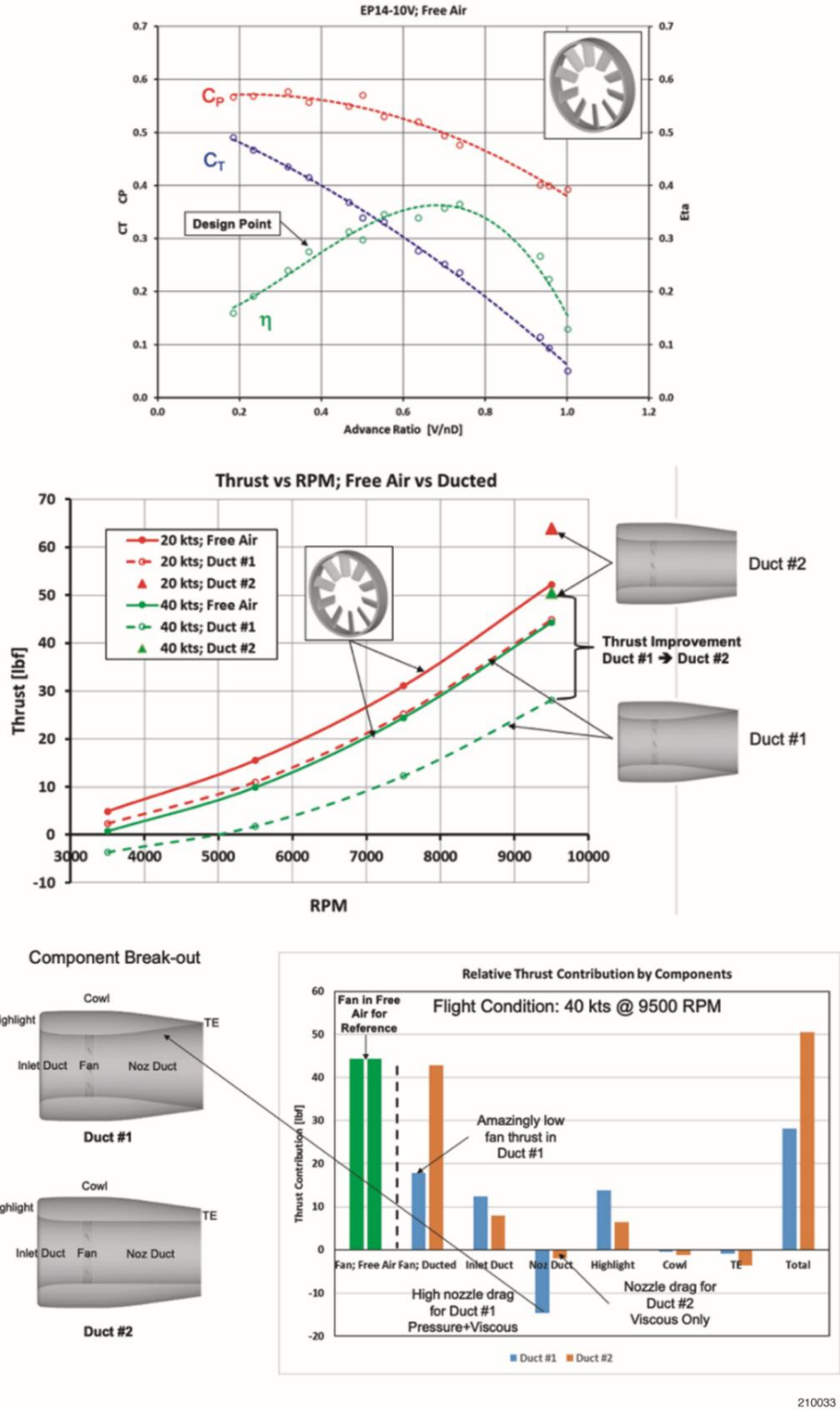


Рисунок 34. Точечный анализ конструкции вентилятора с кольцевым приводом (сверху); анализ воздуховода (посередине); и вклад тяги по компонентам, где зеленым цветом представлена идеализированная тяга вентилятора без потерь при монтаже. (нижний).

Поскольку существующие инструменты были недоступны или недостаточны, и для более точного моделирования геометрии лопатки была разработана новая схема геометрии: секторная «пирожковая» или геометрия с одной лопаткой. Данная геометрия сектора позволяет свести к минимуму вычисления в процессе анализа/оптимизации и использует граничное условие вращения с обратным входом.

Команда AQUIFER продемонстрировала хорошую корреляцию между расчетами полной геометрии и схемой секторов в виде «круга», как показано на рисунке 35.

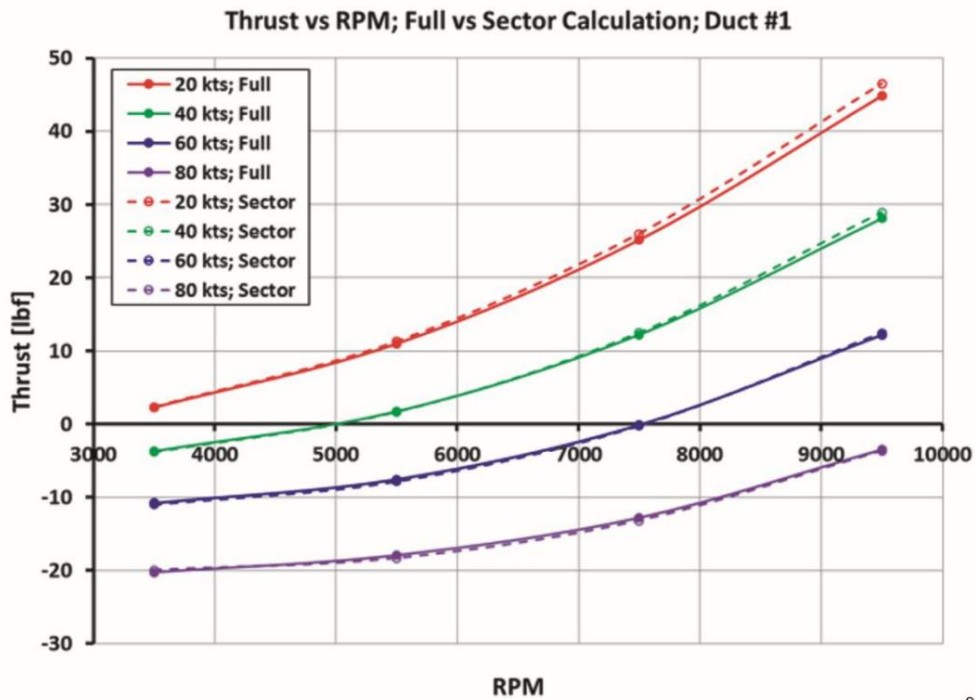
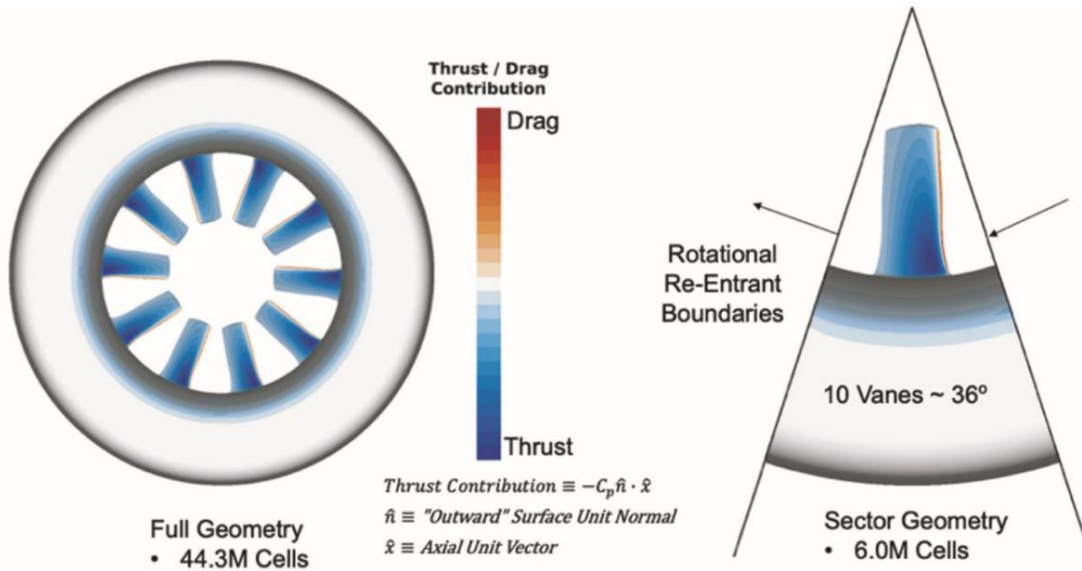
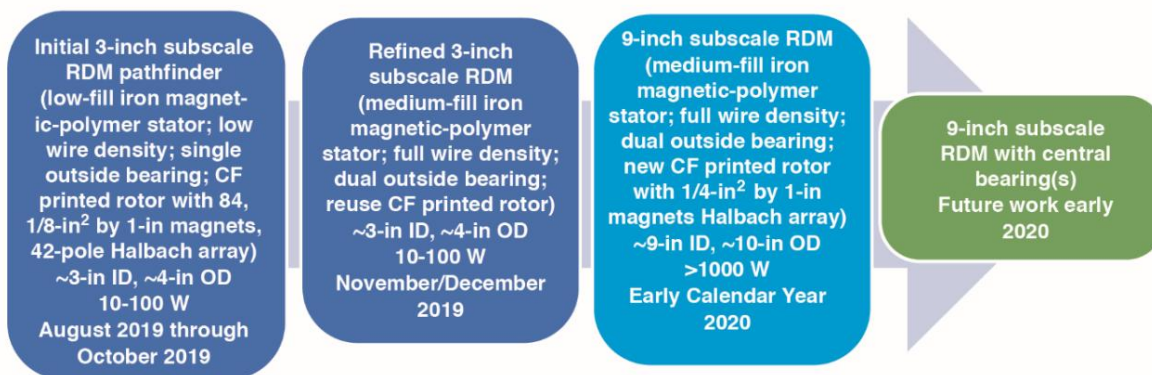


Рисунок 35. Сопоставление полной геометрии вентилятора с сектором в виде "пирога".

В то время как производитель электродвигателей Engineered Precision, Inc. (Коста-Меса, Калифорния) разрабатывал полномасштабный 14-дюймовый двигатель, инженеры НАСА создали его версии с помощью 3D-печати.

Различные размеры позволяют оценить эффективность концепции и выявить технологические барьеры.

В ходе работы, проведенной в исследовательском центре NASA Langley (LaRC), были определены проектные характеристики и проблемы, а также пройдена разработка, описанная на рисунке 36. Работа началась в октябре 2019 года и завершилась в феврале 2020 года.



210035

Рисунок 36. Схема создания двигателя с приводом от обода, разработанная внутри Национального управления по авиации и исследованию космического пространства, и извлеченные уроки.

На рисунке 37 представлены некоторые предварительные проектные соображения и результаты первоначального этапа проектирования.

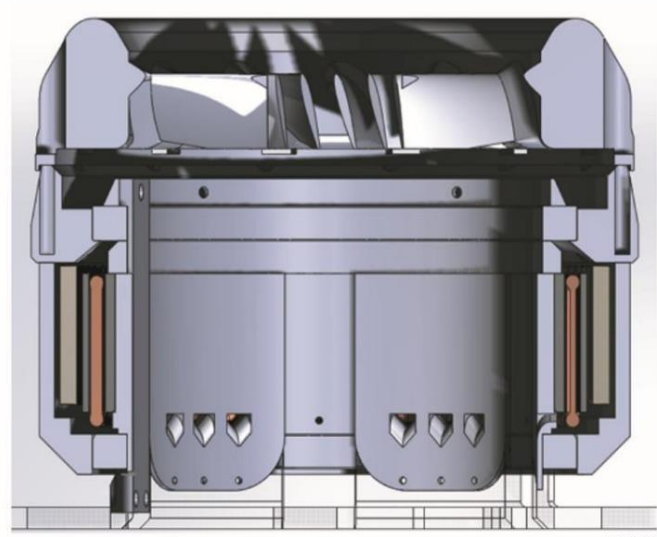
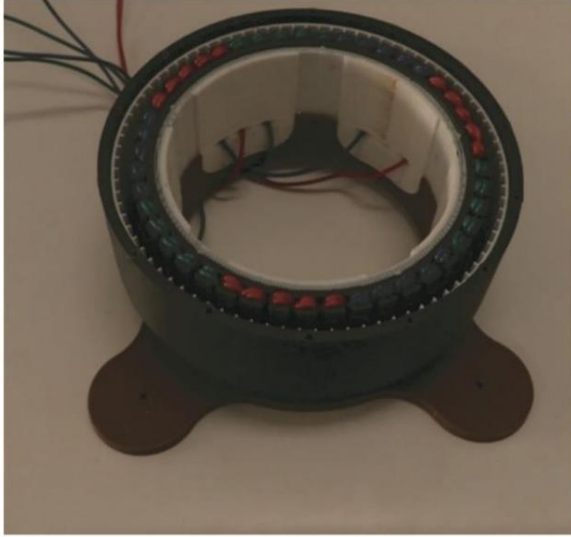
Прототип RDM, вот они:

- В системах с длительным сроком службы шарикоподшипники обычно имеют температурное ограничение скорости (100 000 об/мин. часы).
- В подобных ситуациях для шарикоподшипников эмпирическое правило гласит, что скорость должна составлять около 85 футов/с (26 м/с). подшипник размером 3 на 3,5 дюйма или приблизительно 6000 об/мин.
- Для работы при номинальной частоте вращения приблизительно 6000 об/мин потребовалось снижение тяги в 10,9 раза. необходимо, или около 34 граммов. Этот коэффициент тяги может быть слишком низким для надежного измерения с помощью двигателя, который сам весит сотни граммов. Предполагается, что скорость вращения двигателя составляет Для создания тяги, равной весу двигателя, требуется около 20 000 об/мин. При 10 000 об/мин тяга составит около 92,5 грамма, чего должно быть достаточно для надежного измерения (даже если лопасти очень неоптимальны). Для контроля работы подшипников в подшипник, а также в обмотку статора были добавлены термодатчики.
- Один подшипник значительно ограничивал скорость, вызывая сильную вибрацию двигателя. Испытательный стенд при скорости вращения до нескольких тысяч оборотов в минуту.
- Был установлен второй подшипник, что обеспечило более высокую стабильность и, следовательно, более высокие обороты, а также более точное центрирование ротора относительно статора.
- Исходя из этих соображений, НАСА завершило разработку прототипа RDM, который затем был Проведена проверка и тестирование для подтверждения работоспособности конструкции. Первоначальная проверка прототипа, выполненная собственными силами НАСА, подтвердила функциональность 21 активной пары полюсов. Дальнейшие эксплуатационные испытания показали, что испытанный двигатель соответствует следующим параметрам конструкции: электрическая частота 376,2 Гц;
  - о Механическая частота 13,15 Гц (для 21 полюса) соответствовала проектным параметрам, что соответствует расчетной внутренней собственной частоте двигателя; следовательно,
  - Рекомендуемая зона ограничения скорости вращения составляла 789 об/мин (13,15 оборотов в секунду);
  - о Пиковая мощность 100 Вт.

Также были измерены следующие характеристики производительности:

- Постоянная скорость вращения (Kv) до 755 об/мин, включая 95-процентный коэффициент.

- Коэффициент крутящего момента (Kt) составляет 0,012 Нм/А.



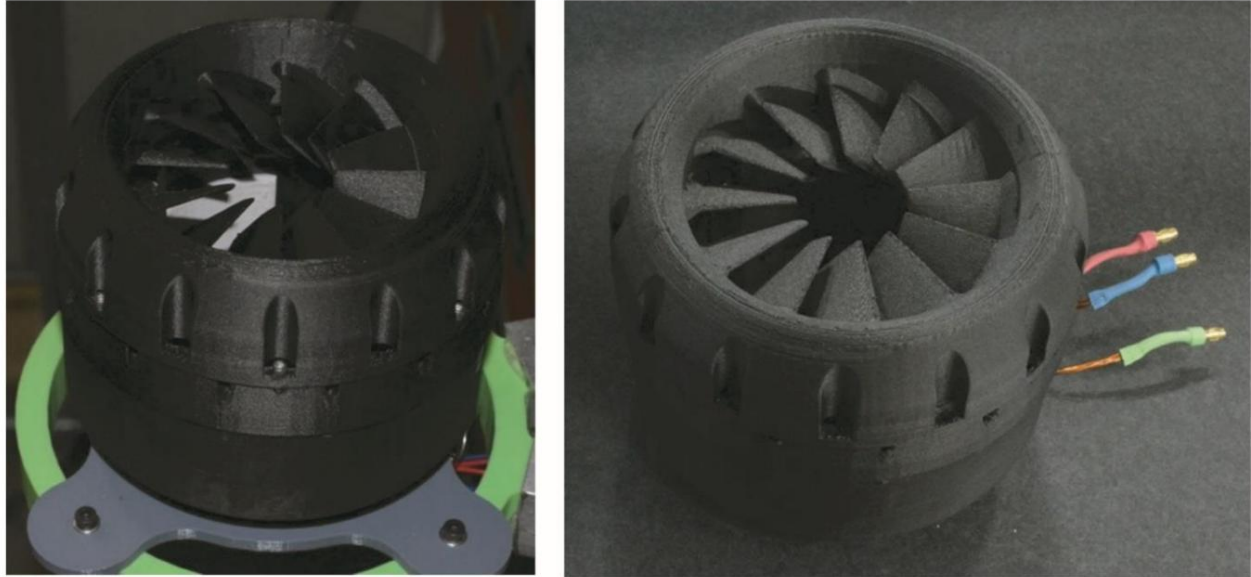
210036

Рисунок 37. Первоначальный двигатель с приводом от обода, разработанный Национальным управлением по авиации и исследованию космического пространства (НАСА). Создание прототипа.

На рисунке 38 показан второй прототип. Предприняты попытки уменьшить некоторые из требуемых параметров измерения. На рисунке показаны конструктивные проблемы первой сборки, в том числе: плохое электрическое соединение между выводами и обмотками; невозможность измерения температуры двигателя; и потенциальные угрозы безопасности, вызванные невозможностью дистанционного тестирования двигателя. Для устранения выявленных проблем были предприняты следующие меры: перепайка выводов трехфазного двигателя для улучшения соединения между выводами и обмотками; установка температурного датчика в обмотки двигателя для контроля температуры во время работы; и удлинение кабеля контроллера для повышения безопасности.

Кроме того, были повышены требования к характеристикам двигателя для обеспечения его большей производительности. двигатель и усовершенствованный комплект измерительных приборов, позволяющий измерять тягу. Улучшенные характеристики второго двигателя, которые не удалось измерить с помощью первого прототипа, включали:

- Сила тяги составляет приблизительно от 22 до 24 грамм при 2040 об/мин и мощности 22 Вт.
- Эффективность тяги составляет приблизительно 1 грамм-сила/ватт.
- Вес составлял приблизительно 11,5 грамма или примерно 2 кВт/кг при полном масштабировании. шкала.
- После нескольких минут работы на высоких оборотах температура составила около 35 °С.
- Номинальная скорость вращения подшипников составляет приблизительно 6000 об/мин. • Измеренное усилие составляет приблизительно 200 грамм-сил.



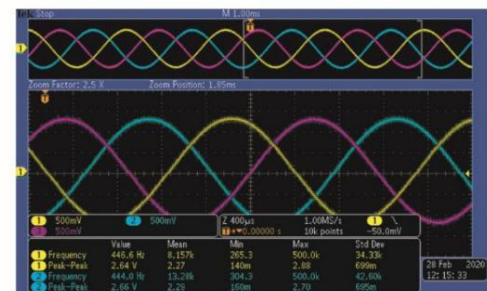
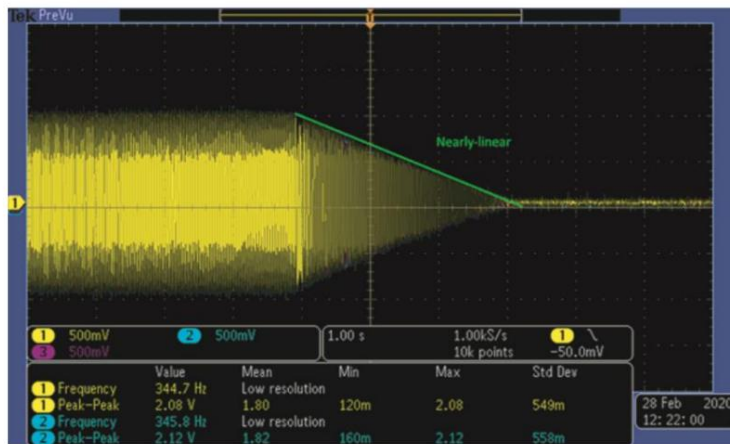
210037

Рисунок 38. Второй двигатель с приводом от обода, разработанный Национальным управлением по авиации и исследованию космического пространства (НАСА). Создание прототипа.

На рисунке 39 показан тест на замедление вращения двигателя, проведенный для лучшего понимания его работы.

Характеристики конструкции. Результаты теста на замедление вращения при 1000 об/мин следующие:

- Замедление носило преимущественно линейный характер, что согласуется с преобладанием сопротивления подшипников в режиме скорости менее 1000 об/мин.
- Линейное затухание указывает на то, что сопротивление воздуха, вихревые токи и гистерезис были незначительными, а преобладало механическое сопротивление подшипника.
- Анализ процесса замедления вращения подтверждает неэффективность шарикоподшипников большого диаметра для данного двигателя. тип.
- Учитывая распределение массы вращающихся компонентов, можно оценить мощность сопротивления и более количественно определить линейность или нелинейность (рисунок 39).



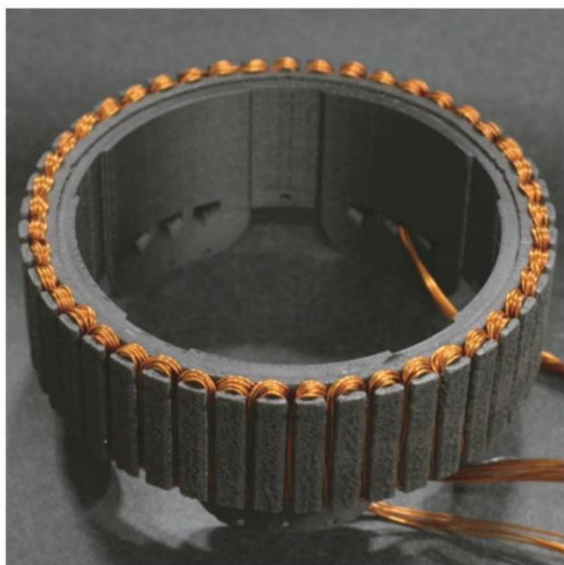
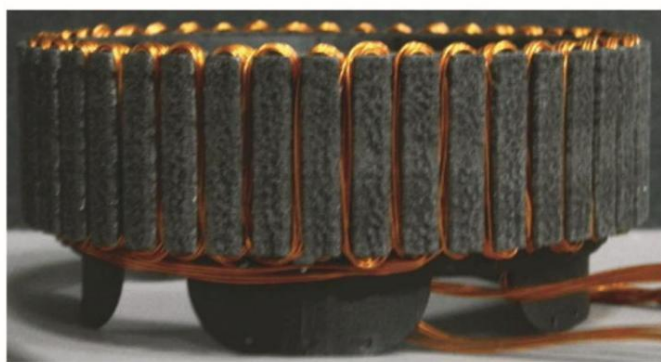
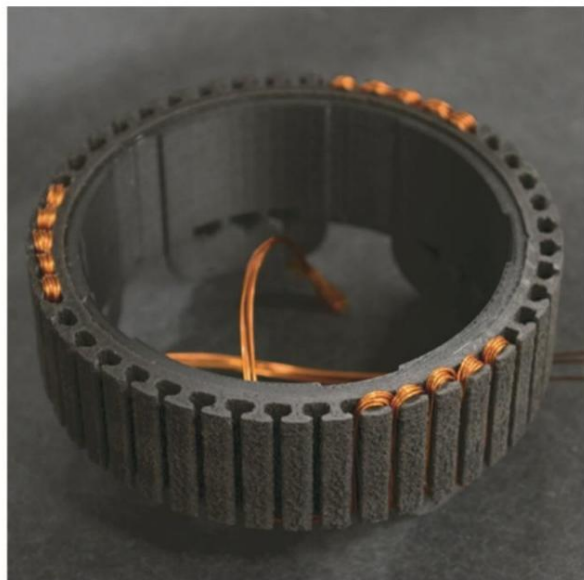
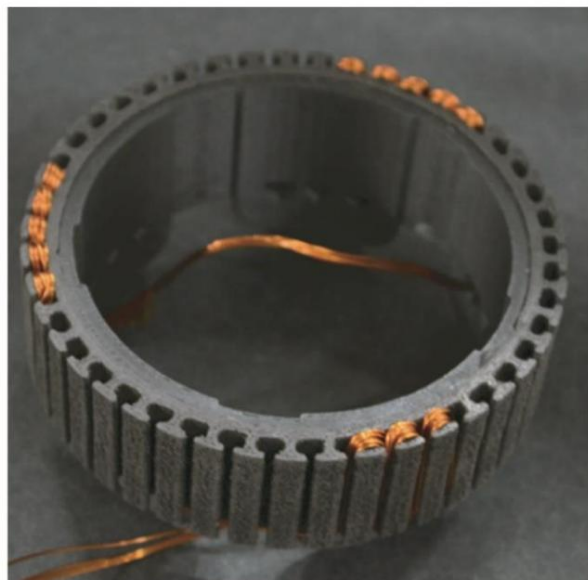
210038

Рисунок 39. (слева) Характеристики снижения мощности; и (справа) соответствующие характеристики работы двигателя в установившемся режиме.

Одним из главных недостатков второго прототипа была неспособность обеспечить электропитание. обеспечить достаточную мощность для испытания подшипников на разрушение. Среди других уроков, извлеченных из проектирования двигателей и подшипников, можно отметить следующие:

- Для обеспечения устойчивости и предотвращения воздействия магнитов ротора на ферромагнитный сердечник статора (даже в неподвижном состоянии) требовалось несколько подшипников.
- Двигатель диаметром 9 дюймов позволит провести демонстрацию высокомоощного финального прототипа. построить (рисунок 40).
- Стабильная работа двигателя и его балансировка важны для обеспечения возможности достижения высоких скоростей и создания измеримой тяги (нестабильность обусловлена чрезвычайно малым диаметром рабочей поверхности винта).
- Сопротивление, возникающее на компонентах обода в результате высоких скоростей, снижает любые преимущества в эффективности. от наличия электрических компонентов снаружи.
- Большое количество полюсов позволяет достичь высокой теоретической удельной энергии, но ограничивает доступность драйверов двигателей, может ограничивать эффективность драйверов и снижать силу на один магнит, а также увеличивает сложность сборки.
- Отжиг позволяет использовать компоненты из полимолочной кислоты при более оптимальных температурах, обеспечивая посадку компонентов с натягом и, таким образом, сокращая количество необходимых крепежных элементов.
- После повторной сборки статора со средним содержанием железа (включая пайку) ротор и статор магнитно слиплись из-за более высокого содержания железа; эти детали оказались недостаточно жесткими с механической точки зрения, чтобы противостоять этому усиленному ферромагнитному притяжению.

В окончательном прототипе RDM, разработанном НАСА собственными силами, были учтены все вышеперечисленные уроки, и он показан на рисунке 40. Дальнейшая разработка не проводилась после официального завершения проекта AQUIFER в конце февраля 2020 года.

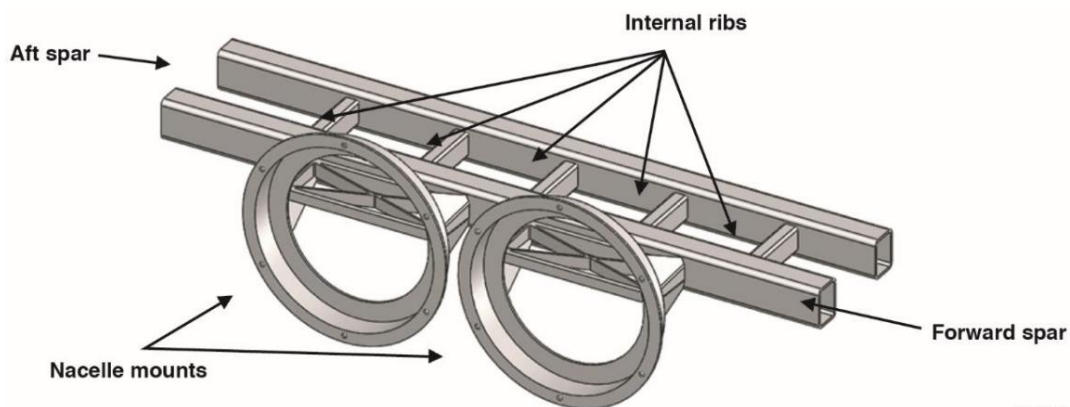


210039

Рисунок 40. Окончательный прототип двигателя с приводом от обода, созданный собственными силами Национального управления по авиации и исследованию космического пространства (НАСА).

### Схема конструкции демонстрационного образца крыла

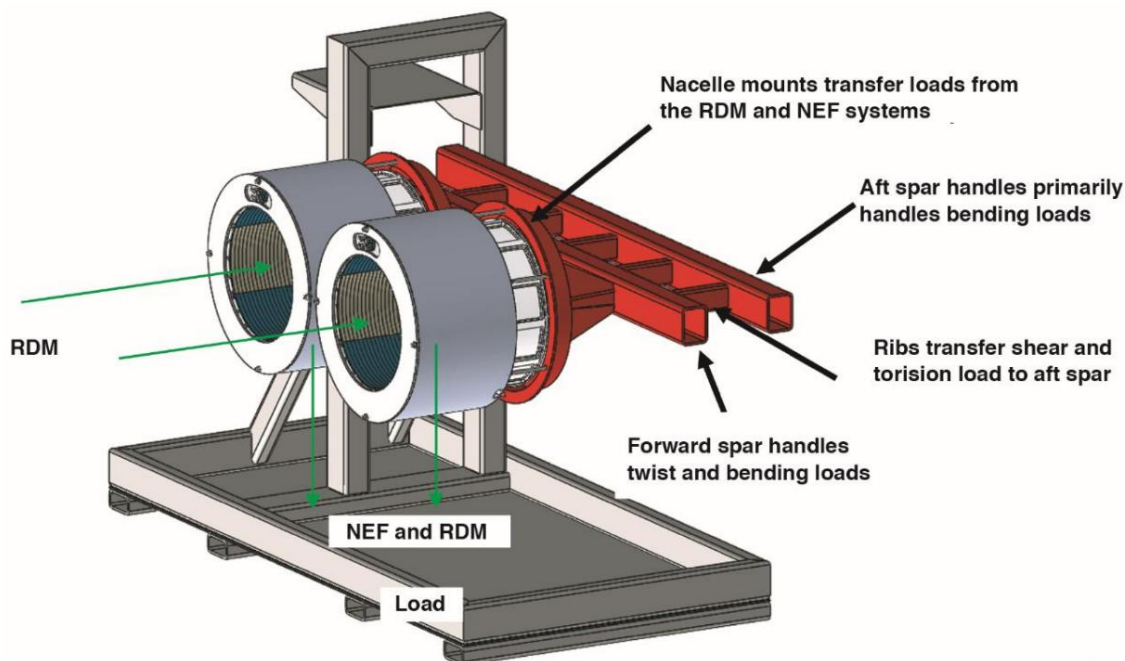
Одной из главных задач при создании демонстрационного образца крыла было стремление связать конструкцию воедино с учетом соответствующей концепции электрифицированного самолета. За счет упрощения конструкции и удаления обшивки из зоны приложения нагрузки была достигнута структурно репрезентативная компоновка (рисунок 41). Эта конструкция интегрировала передний и задний лонжероны с интегрированными нервюрами — аналогичная конструктивная схема, используемая в большинстве обычных самолетов. Крепление гондолы также соединено с основным лонжероном, передавая нагрузки от RDM и NEF на основной несущий элемент. Хотя конструкция изначально была спроектирована как простая сварная система, эта компоновка может быть преобразована в более эффективную конструкцию для будущей интеграции NEF и RDM.



210040

Рисунок 41. Схема конструкции демонстрационного образца крыла.

Демонстрационный образец крыла должен был выдерживать эксплуатационные нагрузки, создаваемые системами NEF и RDM, при питании от системы NEF. Помимо соответствия проектным конструктивным требованиям, целью было обеспечение способности системы выдерживать полные эксплуатационные нагрузки системы RDM при внешнем питании. Основным определяющим фактором при проектировании была консольная нагрузка, создаваемая системой NEF. Поскольку система NEF выступала за лонжерон, она должна была выдерживать большой изгибающий момент, воздействующий на крепления гондол, и скручивание системы лонжерона в сочетании с тяговыми нагрузками системы RDM (рисунок 42).



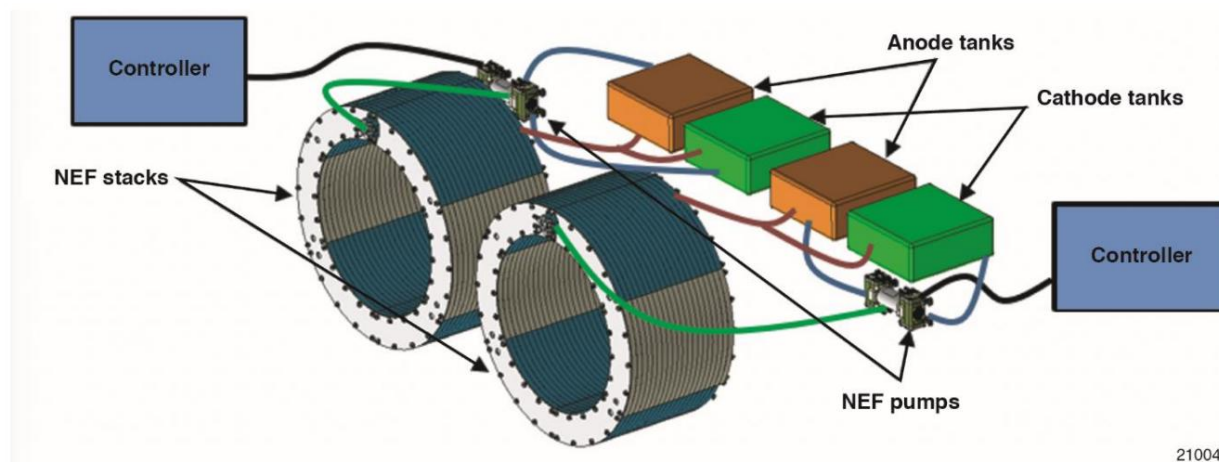
210041

Рисунок 42. Диаграмма структурных нагрузок.

Задача проектирования этой системы заключалась в передаче нагрузок, создаваемых консольной системой NEF, при одновременном обеспечении возможности интеграции NEF/RDM в крыло в будущем. В данной конструкции нагрузки воспринимались лонжероном крыла, но для достижения необходимого запаса прочности потребовалось увеличение толщины конструктивных элементов креплений гондол. При переходе к предполагаемой системе NEF, данная конструкция может быть оптимизирована для будущей интеграции, поскольку ожидалось, что система NEF значительно уменьшится в размерах и весе.

#### Интеграция нанозлектротопливных систем

Система NEF состоит из двух блоков NEF, топливных насосов, контроллеров и топливных баков. Материалы анода и катода показаны на рисунке 43. На рисунке 44 показана обновленная конструкция ZEST, в которой основной блок NEF установлен перед RDM, насос смонтирован на переднем лонжероне, а резервуары расположены между передним и задним лонжеронами.



210042

Рисунок 43. Архитектура нанозлектротопливной системы.

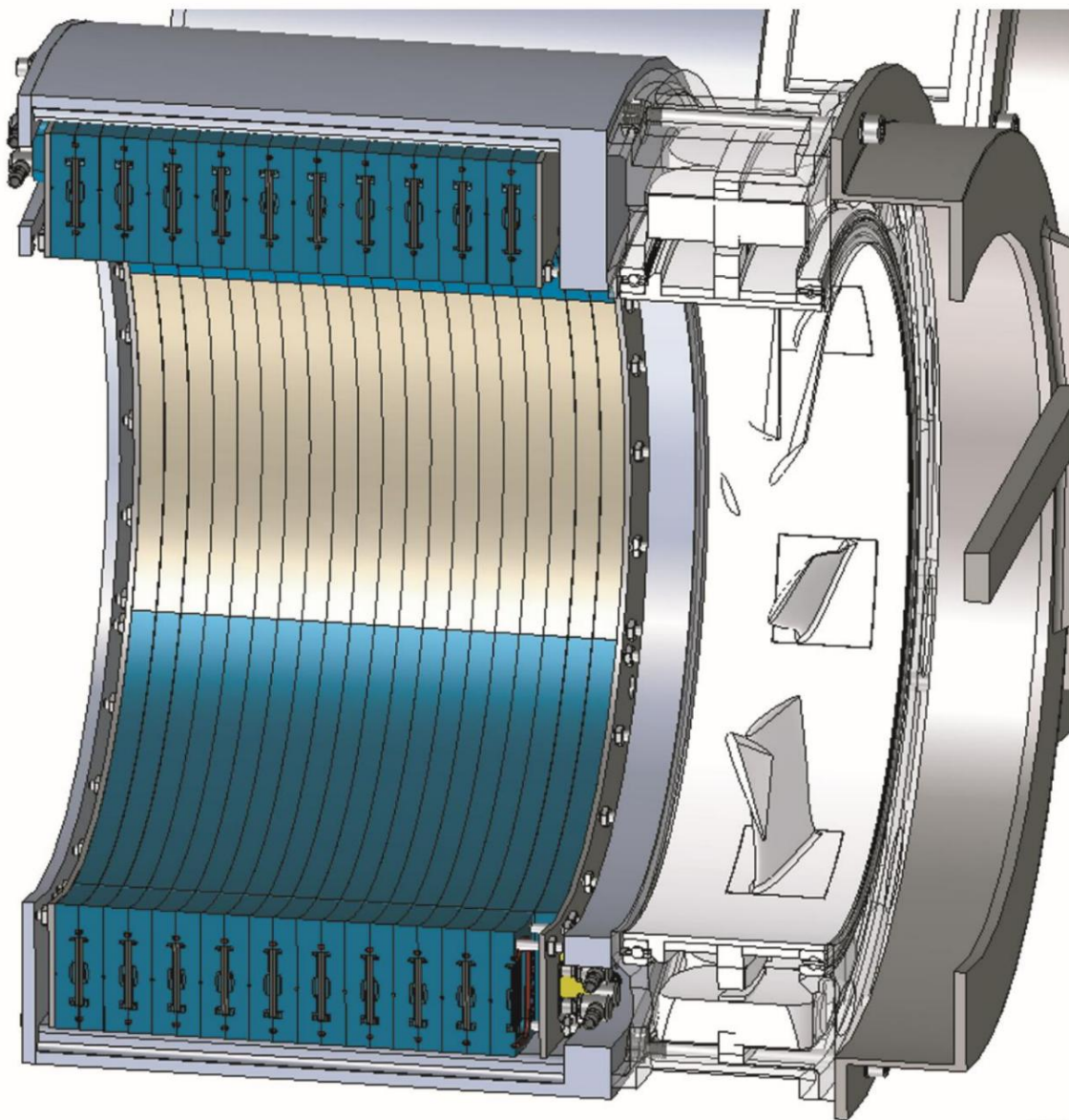


Рисунок 44. Интеграция наноэлектропитательного блока.

После определения общих габаритов системы NEF был разработан первоначальный проект интеграции. Завершено (рисунок 44). Конструкция предусматривала внутренние каналы для прокладки трубопроводов и электрических проводов, необходимых для работы системы NEF, одновременно структурно связывая нагрузки с креплением гондолы.

План состоял в том, чтобы управлять системой NEF с помощью контроллера Arduino (Arduino LLC, Сомервилл, Массачусетс). Arduino должен был питать насосы, используемые для работы системы NEF. Управление Arduino осуществлялось бы с рабочей станции, напрямую подключенной к системе, что позволяло бы осуществлять мониторинг и управление системой NEF. Для создания базовой конфигурации измерительного оборудования для демонстрационного образца крыла использовалось расширение PCI (Peripheral Component Interconnect) для измерительных приборов. Система сбора данных (PXI), предоставленная НАСА.

Энергетический бюджет демонстрационного образца крыла

Энергетический бюджет демонстрационного образца крыла состоял из двух различных систем: (1) системы питания от NEF; и (2) потенциальной системы питания от сети, которая позволила бы блокам RDM вращаться на полной скорости. Система питания от сети обеспечивала бы работу всех приборов, включая контроллер RDM (только с низким энергопотреблением); контроллер NEF; и топливные насосы NEF (потребляемую насосами мощность необходимо было бы отслеживать для определения эффективности всей системы NEF).

Система электропитания демонстрационного образца крыла

Хотя конструкция была способна выдерживать полную мощность от двигателей RDM, система NEF не была способна обеспечить мощность, необходимую для вращения двигателей на полной скорости. Для достижения полной скорости потребовался бы дополнительный источник питания Sorensen SGI 600/50C-1CAA (AMETEK Programmable Power, Inc., Сан-Диего, Калифорния) или аналогичный. Потенциальной проблемой этой конструкции были контроллеры двигателей, которые, как ожидалось, должны были потреблять 50 В постоянного тока, и при этом напряжении источник питания должен был бы обеспечивать ток более 280 А. Этот номинальный ток превышал возможности первоначального источника питания и потребовал бы второй системы или преобразователя постоянного тока; вторая система не была разработана, поскольку проект был закрыт. Распределение мощности, необходимой для работы двигателей RDM на полной мощности, можно увидеть в таблице 12. В конечном итоге, полное изготовление и сборка демонстрационного образца крыла не состоялись из-за досрочного закрытия проекта.

Таблица 12. Предварительный список приборов и датчиков.

	Поставлять	Максимальный ток	Власть	Максимальный ток	Максимальная мощность
	Напряжение	(1x)	(1x) Кол-во	(Общий)	(Общий)
<b>Датчики постоянного напряжения</b>					
<a href="#">CR Magnetics CR5310</a>	24,0 В постоянного тока	40,0 мА	1,0 Вт 6	240,0 мА	5,8 Вт
<b>Датчики переменного напряжения</b>					
<a href="#">CR Magnetics CR4550-250</a>	24,0 В постоянного тока	60,0 мА	1,4 Вт 2	120,0 мА	2,9 Вт
<b>Датчики постоянного тока</b>					
<a href="#">CR Magnetics CR5210-100</a>	24,0 В постоянного тока	40,0 мА	1,0 Вт 6	240,0 мА	5,8 Вт
<b>Датчики переменного тока</b>					
<a href="#">CR Magnetics CR4110-100</a>	24,0 В постоянного тока	25,0 мА	0,6 Вт 2	50,0 мА	1,2 В
<b>Датчики оборотов двигателя</b>					
<a href="#">Melexis MLX90217LUA-CAA-000-BU</a>	24,0 В постоянного тока	6,0 мА	0,1 Вт 2	12,0 мА	0,3 Вт
<b>Датчики температуры</b>					
<a href="#">Поверхностный термоэлемент Omega SA1-F</a>	TBD	TBD	TBD 6	TBD	TBD
<a href="#">датчик расхода и температуры Omega FTP-F-2-SMP-M</a>	TBD	TBD	TBD 2	TBD	TBD
<b>датчики расхода</b>					
<a href="#">Датчик расхода воздуха/воды Omega FLR1001</a>	15,0 В постоянного тока	30,0 мА	0,5 Вт 2	60,0 мА	0,9 Вт
<b>Датчики окружающей среды (давление, влажность, температура)</b>					
<a href="#">Bosch BME280</a>	3,3 В постоянного тока	0,01 мА	0,0 Вт 1	0,008 мА	0,00003 Вт
<b>ПХИ</b>					
<a href="#">PXIe-1082 (шасси PXI)</a>	240,0 В среднемаксимального значения	1.8 Arms 420.0 W 1 1750.0 mArms			420,0 Вт
<a href="#">PXIe-8840 (контроллер PXI)</a>	12,0 В постоянного тока	5160,0 мА	61,9 Вт 1	5160,0 мА	61,9 Вт
<a href="#">PXIe-6358 (многофункциональный модуль ввода/вывода PXI)</a>	12,0 В постоянного тока	1833,3 мА	22,0 Вт 2	3666,7 мА	44,0 Вт
<a href="#">PXIe-4353 (модуль ввода температуры PXI)</a>	3,3 В постоянного тока	570,0 мА	1,9 Вт 1	570,0 мА	1,9 Вт
<a href="#">USB-8451 (устройство с интерфейсом I2C/SPI)</a>	3,3 В постоянного тока	500,0 мА	1,7 Вт 1	500,0 мА	1,7 Вт
<a href="#">PXI-8513 (модуль интерфейса PXI CAN)</a>	3,3 В постоянного тока	940,0 мА	3,1 Вт 1	940,0 мА	3,1 В
<b>Общий</b>				<b>14,2 А</b>	<b>571,3 Вт</b>

Примечание PXI: расширения PCI для измерительного оборудования.

План испытаний приборов и демонстрации крыла

Перед компанией ESAero стояла задача разработать приборное оснащение и план демонстрационных испытаний крыла. В таблице 13 приведены требования к измерениям, проводимым с помощью измерительного оборудования.

Таблица 13. Требования к измерениям демонстрационного образца крыла.

Требование №.	Описание требований.	Требования к ребенку. Нет	Требования к ребенку
<b>Требования к производительности</b>			
PERF-INT-01	В ходе демонстрации крыла будут измерены характеристики NEF во время эксплуатации.		
		массу топлива на единицу времени (PERF-INT-01), в диапазоне от 0 г/с до 300 г/с, с точностью 30 г/с и частотой дискретизации 1/20 Гц.	В ходе демонстрации Wing Demo будут измеряться расход топлива из насоса (насосов) системы NEF в пересчете на единицу времени (PERF-INT-01), в диапазоне от 0 г/с до 300 г/с, с точностью 30 г/с и частотой дискретизации 1/20 Гц.
		50 В постоянного тока с точностью до 0,5 В постоянного тока при частоте дискретизации 10 Гц.	Wing Demo должен измерять выходное напряжение каждого блока NEF в диапазоне от 0 В постоянного тока до 50 В с точностью до 0,5 В постоянного тока при частоте дискретизации 10 Гц.
		А с точностью до 0,5 А при частоте дискретизации 10 Гц.	Wing Demo будет измерять выходной электрический ток каждого блока NEF в диапазоне от 0 А PERF-INT-01.C до 50 А при частоте дискретизации 10 Гц.
		Демонстрационный полет крыла PERF-INT-01.D должен измерять скорость вращения RDM(s).	
		INT-01.EW, а частота дискретизации должна составлять 10 Гц.	Wing Demo должен измерять входную мощность на RDM(ы) в диапазоне от 0 Вт до 250 Вт с точностью 5 PERF-дискретизации должна составлять 10 Гц.
		Демонстрационный модуль PERF-INT-01.F Wing Demo должен измерять эффективность контроллера(ов) двигателя.	
		INT-01.G.	В ходе демонстрации крыла будут измерены температуры RDM(ов), контроллеров двигателей и NEF PERF-стеки и насос(ы) поддерживают температуру в диапазоне от 0° С до 150° С с точностью до 5° С при частоте дискретизации 1 Гц.
			Wing Demo должен измерить мощность насоса(ов) и контроллера(ов) двигателя (если PERF-INT-01.H). (применимо), в диапазоне от 0 Вт до 250 Вт, с точностью 5 Вт, и частотой дискретизации 10 Гц.
		PERF-INT-01.I	В ходе демонстрации конструкции крыла необходимо измерить температуру окружающей среды в диапазоне от 0° С до 50° С с шагом 5° С. Точность измерения: С; давление от 80 кПа до 120 кПа с точностью 5 кПа; влажность от 0% до 100% с точностью 5%, частота дискретизации 1 Гц.

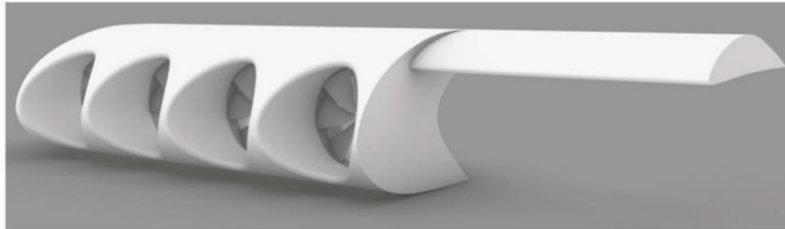
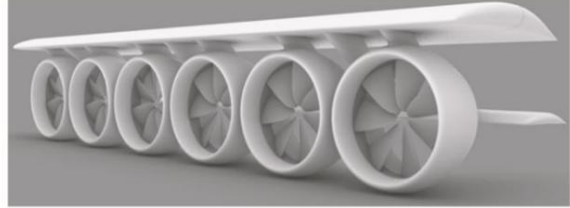
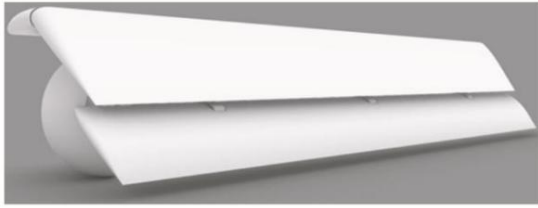
Исходя из этих требований, был составлен исчерпывающий перечень датчиков для демонстрационного образца крыла, который представлен в таблице 14.

Таблица 14. Список датчиков демонстрационного образца крыла.

	Чтение	Требование	Элемент	Единицы
ОКРУЖАЮЩИЙ	Температура	PERF-INT-01.I	Окружающий воздух	Цельсия
	Давление	PERF-INT-01.I	Окружающий воздух	кПа
	Влажность	PERF-INT-01.I	Окружающий воздух	%
СИСТЕМА1	Расход	PERF-INT-01.A	Насос1/NEF1	кг/с
	Выходное напряжение	PERF-INT-01.B	NEF Stack 1/Controller1	Вольты
	Выходной ток	PERF-INT-01.C	NEF Stack 1/Controller1	Ампер
	Температура (1,2,3)	PERF-INT-01.G	Насос1	Цельсия
	Напряжение	PERF-INT-01.H	Насос1	Уоттс
	Текущий	PERF-INT-01.H	Насос1	
	Температура1	PERF-INT-01.G	NEF Stack 1	Цельсия
	Температура2	PERF-INT-01.G	NEF Stack 1	Цельсия
	Температура3	PERF-INT-01.G	NEF Stack 1	Цельсия
	Температура1	PERF-INT-01.G	РДМ1	Цельсия
	Температура2	PERF-INT-01.G	РДМ1	Цельсия
	Температура3	PERF-INT-01.G	РДМ1	Цельсия
	Скорость вращения	PERF-INT-01.D	РДМ1	оборотов в минуту
Температура (1,2,3)	PERF-INT-01.G	Контроллер1	Цельсия	
СИСТЕМА2	Расход	PERF-INT-01.A	Насос2/NEF2	кг/с
	Выходное напряжение	PERF-INT-01.B	NEF Stack 2/Controller2	Вольты
	Выходной ток	PERF-INT-01.C	NEF Stack 2/Controller2	Ампер
	Температура (1,2,3)	PERF-INT-01.G	Насос2	Цельсия
	Напряжение	PERF-INT-01.H	Насос2	Уоттс
	Текущий	PERF-INT-01.H	Насос2	
	Температура1	PERF-INT-01.G	NEF Stack 2	Цельсия
	Температура2	PERF-INT-01.G	NEF Stack 2	Цельсия
	Температура3	PERF-INT-01.G	NEF Stack 2	Цельсия
	Температура1	PERF-INT-01.G	РДМ2	Цельсия
	Температура2	PERF-INT-01.G	РДМ2	Цельсия
	Температура3	PERF-INT-01.G	РДМ2	Цельсия
	Скорость вращения	PERF-INT-01.D	РДМ2	оборотов в минуту
Температура (1,2,3)	PERF-INT-01.G	Контроллер2	Цельсия	
АВТОП	АВТОП	ОПС-ИНТ-03	NEF1/Controller1	
	АВТОП	ОПС-ИНТ-03	NEF2/Controller2	
	АВТОП	ОПС-ИНТ-03	Насос1	
	АВТОП	ОПС-ИНТ-03	Насос2	

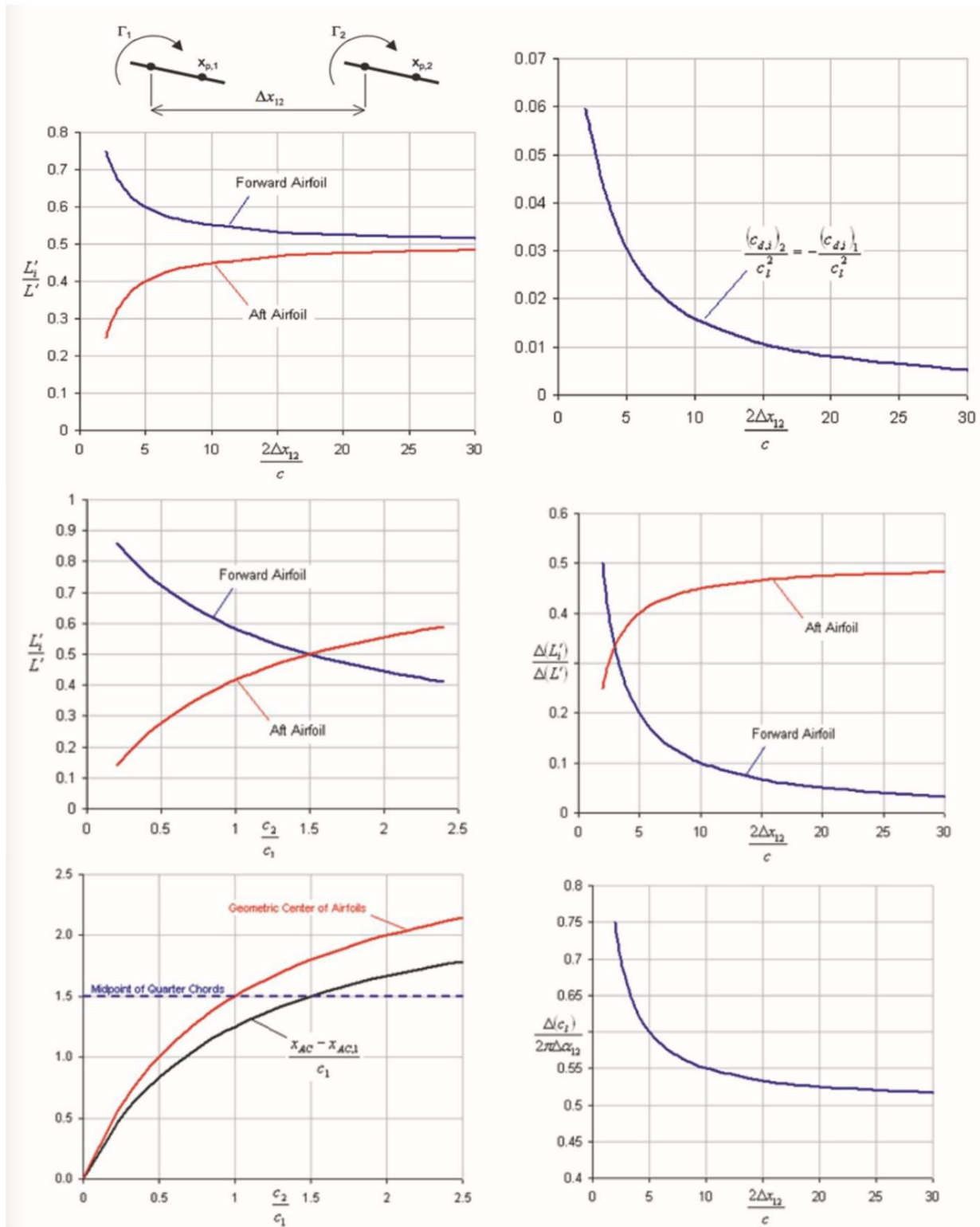
### Сотрудничество и анализ в области сверхкороткого взлета и посадки с нулевым уровнем выбросов

Первоначальная схема распределенной электрической системы крыла с двигателями RDM, закрылками и обтекателями гондол показана на рисунке 45. В конечном итоге команда решила изменить ориентацию двигателей RDM на крыле в новой конструкции, сместив их по центру перед передней кромкой. Такая конфигурация помогла уменьшить размер крыла, требования к подъемной силе при взлете и индуктивное сопротивление во время крейсерского полета. В результате высокого сопротивления в крейсерском режиме конструкция под крылом была заменена системой перед передней кромкой, но концепции интеграции остаются аналогичными.



210044

Рисунок 45. (слева сверху) Двухстворчатый; (внизу) с интегрированным обтекателем; и (справа сверху) с двигателем с приводом от обода в конфигурации распределенной тяги.



210045

Рисунок 46. (вверху слева) Влияние подъемной силы на горизонтальное отрывное сопротивление; (вверху справа) изменение индуктивного сопротивления для тандемного крыла; (в середине и внизу слева) влияние хорды; и (в середине и внизу справа) влияние декаляции.

Ниже обсуждаются уроки, извлеченные из разработки этой конструкции с тандемным расположением крыльев.

#### Смещение или горизонтальное разделение

На рисунке 46 показано влияние смещения на подъемную силу каждого профиля крыла. Подъемная сила показана с использованием отношения подъемной силы профиля крыла к общей подъемной силе системы. Передний профиль крыла испытывает восходящий поток воздуха от заднего профиля; Таким образом, увеличивается подъемная сила переднего профиля. Задний профиль испытывает нисходящий поток от переднего профиля; следовательно, подъемная сила заднего профиля уменьшается. Эффекты уменьшаются по мере увеличения расстояния между профилями, пока каждый профиль не начнет испытывать поток свободного потока без воздействия другого профиля (см. ссылку 8).

#### Изменение индуцированного сопротивления

Изменение индуктивного сопротивления на каждом профиле крыла нормируется квадратом общего коэффициента подъемной силы. Индуцированное сопротивление на двух профилях показано одной прямой, поскольку кривая для другого профиля будет зеркальным отражением относительно оси x.

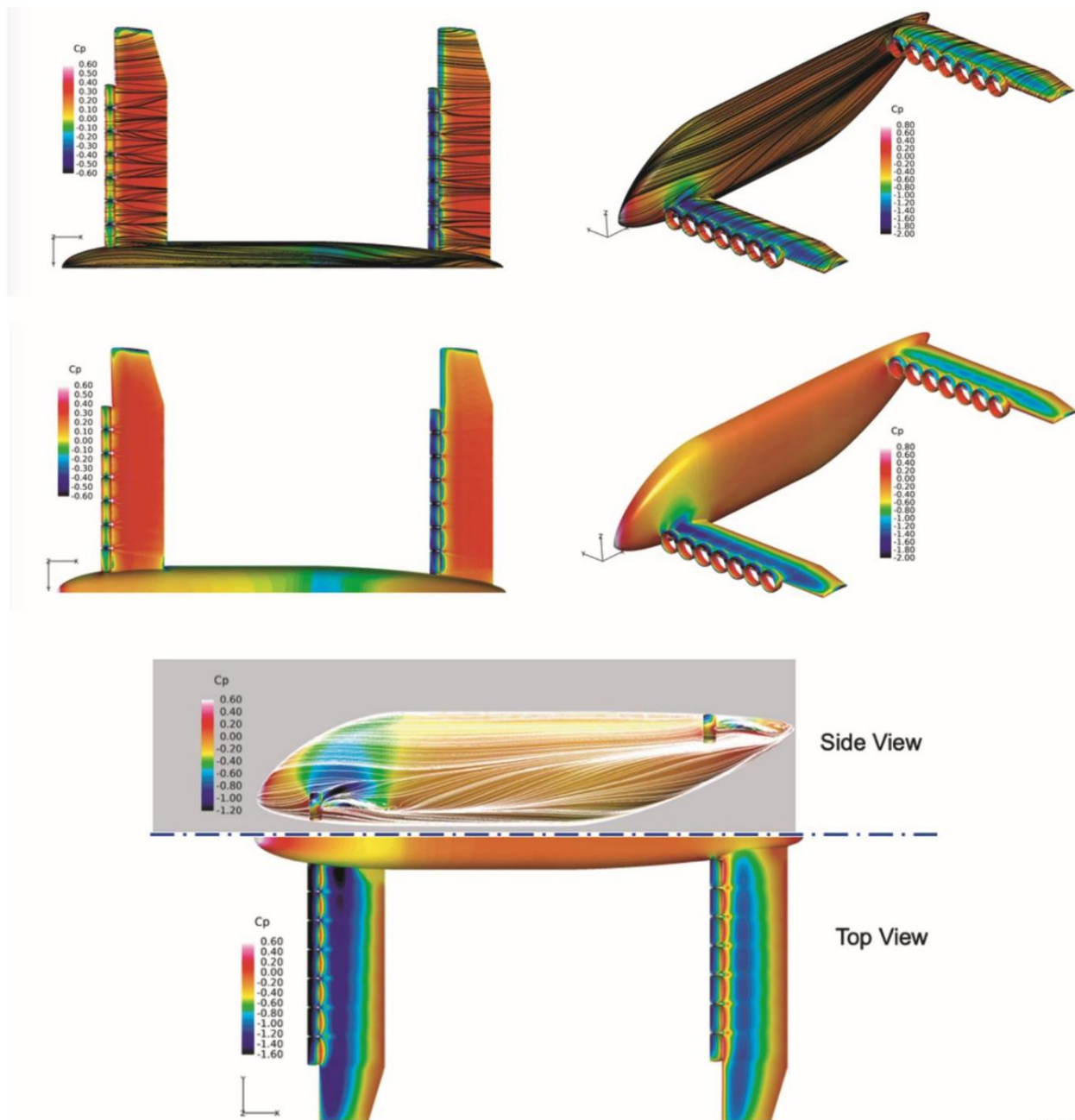
#### Аккордовые эффекты

На рисунке 46 показано влияние отношения хорды на подъемную силу каждого профиля крыла. Подъемная сила передается от передней части профиля к задней по мере увеличения отношения хорды к хорде у основания и на конце. Передача нелинейна, поскольку подъемная сила пропорциональна хорде и циркуляции на профиле, причем оба параметра растут линейно, как и точка x между 2/1 увеличивается. Точка 12 основанием и концом. Две кривые пересекаются в точке показана в уравнении 1.

$$\frac{c_2}{c_1} = \left( 2 - \frac{c_1}{\Delta x_{12}} \right)^{-1} \quad (1)$$

Это соотношение хорд можно использовать для уравновешивания подъемной силы на двух аэродинамических профилях без каких-либо декаляжей (см. ссылку 9).

Для концепции ZEST было проведено несколько расчетов с использованием методов вычислительной гидродинамики (CFD). Коэффициент давления для разных углов и линий тока показан на рисунке 47.



210046

Рисунок 47. Коэффициент давления для тандемной секции крыла на самолетах Boeing с нулевым уровнем выбросов, предназначенных для сверхкороткого взлета и посадки, конфигураций 8A и B.

На рисунке 48 показаны окончательные концептуальные модели ZEST 8.0 A и B компании Boeing с различными вариантами компоновки. Виды: с выдвинутыми и закрытыми панелями, с обходом вокруг, а также с видом на взлет/посадку.



210047

Рисунок 48. Самолеты Boeing 8A и В с нулевым уровнем выбросов, предназначенные для сверхкороткого взлета и посадки, с интегрированной системой быстрой зарядки аккумуляторов на водной основе для исследований в области электрического полета и в ливрее Национального управления по авионавигации и исследованию космического пространства (НАСА).

Команда AQUIFER также проанализировала работу и полезность концепции ZEST eSSTOL. На двух верхних изображениях рисунка 49 показан самолет Boeing ZEST 5.0; на среднем и нижнем изображениях показан ZEST 8A для ознакомления с эксплуатационными характеристиками, включая рейсы из порта Сан-Диего и конференц-центра Лос-Анджелеса. Как было показано ранее, на рисунке 14 для наглядности представлена разработка концепции ZEST.



Рисунок 49. (слева и справа сверху) Самолет Boeing с нулевым уровнем выбросов, предназначенный для сверхкороткого взлета и посадки, с логотипом компании Boeing, технологией интеграции быстрозаряжаемых аккумуляторов в систему управления электрическим полетом (Aqueous, QUick-charging battery Integration For Electric flight Research) и ливреей Национального управления по авиации и исследованию космического пространства (НАСА); (посередине) подход (желтый) и взлет (зеленый); (внизу слева) схема действий для самолета 8A с нулевым уровнем выбросов, предназначенного для сверхкороткого взлета и посадки, для посадки в порту Сан-Диего; и (внизу справа) Лос-Анджелесский конференц-центр.

#### Требования к наружной линии литья для демонстрационного образца крыла

Демонстрационный образец крыла предназначался для проведения системной интеграции NEF и RDF/RDM в части крыла, включающей четыре гондолы. Форма крыла должна была представлять собой конфигурацию, аналогичную, но не совсем точно отражающую концепцию Boeing Company ZEST. Демонстрационный образец крыла должен был продемонстрировать готовность технологии по завершении двухлетнего проекта CAS, в то время как концепция Boeing Company ZEST была основана на технологиях Vision System.

Персонал LaRC завершил задачу по определению размеров крыла демонстрационного образца, в то время как параметры миссии ZEST компании Boeing были определены одновременно и представлены в таблице 15. Эти требования не соответствуют действующим правилам Федерального управления гражданской авиации. Правила действуют, но ожидается, что будут внесены изменения для учета особенностей таких транспортных средств.

Таблица 15. Параметры миссии Boeing по сверхкороткому взлету и посадке с нулевым уровнем выбросов, датированные 7 февраля 2019 года.

Оценка масштабов миссии		Комментарии/обоснование
Сбалансированная длина поля (BFL)	300 футов	300 футов: повторное использование заброшенных футбольных или соккерных полей.  (На основе модели 1/24 с неработающими двигателями)
Высота преодоления препятствий: 35 футов.		В соответствии с разделом 23.2115 свода федеральных правил США (14 CFR) в настоящее время высота проезда мимо препятствий для BFL составляет 35 футов. расчеты.
Диапазон выполнения крейсерских миссий	250 морских миль	Межгородская миссия
Крейсерская скорость	250 кт	Продолжительность миссии около 1 часа; максимальная скорость для самолетов, летящих ниже 10 000 футов [14 CFR § 91.117]
Высота крейсерского полета	5000 футов	
Требование к резерву	20 мин	крейсерская мощность
Полезная нагрузка	800 фунтов	200 фунтов на человека
температура окружающей среды на взлетно-посадочной полосе	15 °C	Стандартные сутки на уровне моря (SLSD)
высота взлетно-посадочной полосы	0 футов	SLSD

Требования к наружной линии литья (OML) демонстрационного образца крыла указаны в таблице 16 и были Исходя из требований системы AQUIFER, соображений, механических ограничений, требований миссии ZEST и аэродинамических соображений, требования не полностью определяли форму каждой гондолы; детальное аэродинамическое проектирование интеграции гондол было отнесено к области будущих исследований. Для целей демонстрационного образца крыла приоритет отдавался модульной механической конструкции с низкой сложностью.

Таблица 16. Требования к наружной линии литья демонстрационного образца крыла.

Параметр	Ценить
Длительность аккорда	30 дюймов
<small>аэродинамический профиль</small>	NACA 4415
Подъемное устройство	Двухцелевой закрылок с хордой 40 процентов, аналогичный тому, что использовался в самолете NASA TN D-7034. Демонстрационный образец крыла должен продемонстрировать работу механизма создания высокой подъемной силы в соответствии с требованиями AQUIFER SYS-INT-03.A.
Двугранный	0 градусов

Мести	0 градусов
Кругить	0 градусов
Коэффициент конусности	1
Количество гондол	Минимум две, максимум четыре гондолы. Разместить как минимум две. Системы RDM/NEF [SYS-INT-01].
<b>Внутренний диаметр гондолы 14 дюймов</b>	
внешний диаметр гондолы	22 дюйма; радиальная толщина позволит разместить акустическую облицовку толщиной 1,5 дюйма в дополнение к RDM/NEF.
осевая длина гондолы	Минимальная длина, достаточная для размещения NEF + RDM + акустической облицовки + обтекаемого материала. Не более 18 дюймов.
Вертикальное расположение гондолы	Подкрыльевая конфигурация, при которой верхняя секция вставлена в крыло таким образом, что верхняя часть внутренней поверхности гондолы соприкасается с нижней поверхностью крыла.
Боковое расположение гондолы	Внутренняя часть гондолы: внешний диаметр внутренней части совпадает с фюзеляжем. Оставшиеся гондолы: выровнены таким образом, что внешний диаметр одной гондолы совпадает с внешним диаметром соседней гондолы.
Нижнее крыло	Нижние поверхности гондолы будут объединены с нижней частью крыла. Профиль нижней части крыла должен быть симметричным, серии NACA 00XX, где XX расположен как можно ниже для размещения внутренних систем. Длина хорды: больше или равна осевой длине гондолы; не более 18 дюймов.

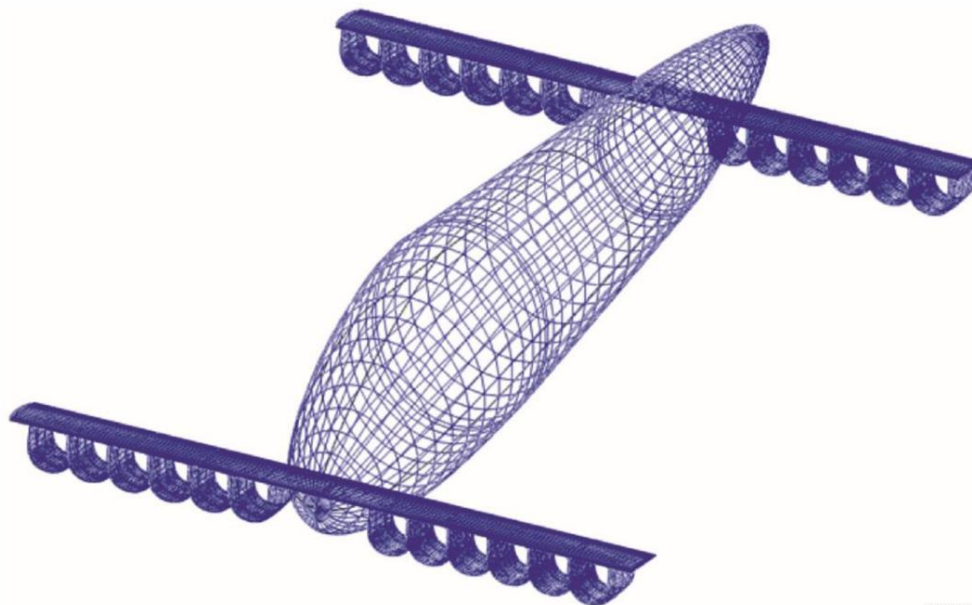
Экологически чистый сверхкороткий взлет и посадка – аккумулятор, работающий на водной основе и быстро заряжающийся.  
Интеграция в исследования в области электрических полетов. Концептуальный дизайн летательного аппарата с системой технического зрения.

Целью концептуального проектирования самолета ZEST-AQUIFER Vision System было создание летательного аппарата, использующего технологии AQUIFER Vision System для выполнения миссии Boeing Company ZEST — четырехместного самолета с укороченным взлетом и посадкой (eSTOL), описание которого приведено в таблицах 3 и 18. На начальном этапе проектирования AQUIFER Vision System компания Boeing уже определила набор параметров миссии (показан в таблице 15) и завершила первоначальный проект самолета ZEST 1.0 с помощью анализа электронных таблиц. Компания Boeing обратилась к НАСА с просьбой провести независимую проверку полученных результатов.

Для оценки конфигурации самолета Boeing ZEST и связанных с ним характеристик в соответствии с требованиями миссии, отдел анализа аэронавигационных систем (ASAB) исследовательского центра NASA LaRC разработал программу расчета размеров самолета на MATLAB® (The MathWorks Inc., Натик, Массачусетс) с использованием подхода низкой точности. Программа пыталась выполнить следующие два требования миссии: (1) взлет в пределах заданной сбалансированной длины взлетно-посадочной полосы; (2) достижение крейсерской дальности полета на крейсерской скорости и высоте с заданным запасом хода. Шаги по проверке конфигурации самолета и требований миссии включали:

- Предварительные оценки общей площади крыла и взлетной массы (BMM).
- Определение удлинения крыла и расчет индуктивного сопротивления в крейсерском режиме с использованием модели Освальда. Коэффициент эффективности (см. ссылку 9), рассчитанный на основе удлинения фюзеляжа и требуемого коэффициента подъемной силы в зависимости от веса и крейсерской скорости.

- Использование Open Vehicle Sketch Pad (OpenVSP) (Национальный центр авионики и космонавтики).  
Программное обеспечение (ссылка 10), разработанное администрацией аэропорта Лэнгли, штат Вирджиния, использовалось для создания таблиц соответствия для различных размеров крыльев с 24 репрезентативными воздуховодами для радиолокационных станций и фюзеляжа с целью расчета паразитного сопротивления на крейсерской высоте и на уровне моря, а также на скоростях. Одна из репрезентативных конфигураций крыла показана на рисунке 50 и основана на следующих данных:
- Определение эффективности тяги (85 процентов от батареи до воздушного потока) и использование суммарного сопротивления в крейсерском режиме (сумма индуктивного и паразитного сопротивления) для расчета энергии, необходимой для крейсерского режима.  
**резервы.**
- Добавление энергии набора высоты в качестве потенциальной энергии (общая масса груза на высоте полета, умноженная на крейсерскую высоту).
- Указание удельной энергии батареи NEF (890 Вт·ч/кг) и расчет веса батареи.
- Прогнозирование веса крыла с использованием среднего значения уравнения Реймера для веса крыла в авиации общего назначения, а также уравнений Роскама для легких и многоцелевых самолетов ВВС США.  
Уравнения Торенбека для легких транспортных самолетов; использовался коэффициент корректировки веса композитного крыла 0,95 (ссылка 10).
- Указаны вес фюзеляжа (900 фунтов) и вес полезной нагрузки (800 фунтов), суммированные с весом крыла и...  
Вес батарей для определения нового TOGW.
- Используя новый метод расчета TOGW, вычисляется площадь крыла, необходимая для достижения сбалансированной длины поля.  
Требования с использованием модели расчета объемов работ Реймера (ссылка 10):
  - o Укажите максимальный коэффициент подъемной силы и рассчитайте скорость сваливания.
  - o Укажите отношение тяги к весу при взлете и отношение подъемной силы к сопротивлению в случае большой подъемной силы.  
конфигурировать и рассчитать дистанции разбега и набора высоты для обычного режима и режима с одним неработающим двигателем.
  - o Укажите коэффициенты трения на основе формулы Реймера (0,03 для условий крена и 0,3 для условий торможения), предположите возможность реверсирования тяги на 20 процентов и рассчитайте тормозной путь одного неработающего двигателя.
  - o Рассчитайте площадь крыла, необходимую для выполнения требования по сбалансированной длине поля (BFL).
- Повторяйте каждый шаг и изменяйте соотношение сторон на каждой итерации до тех пор, пока площадь крыла и TOGW не сойдутся.



210049

Рисунок 50. Типичная модель паразитного сопротивления, созданная с использованием программного обеспечения OpenVSP Национального управления по авионике и исследованию космического пространства (ссылка 11).

Анализ НАСА предсказал чрезмерное сопротивление из-за большой площади смоченной поверхности воздуховодов. и предположили, что проект компании Boeing нецелесообразен, учитывая требования их миссии. Для использования 24 радиолокационных топливных элементов и соответствующих воздуховодов требовалось либо снизить крейсерскую скорость, либо увеличить длину взлетно-посадочной полосы.

После нескольких циклов CFD-моделирования компания Boeing пришла к выводу, что требования миссии не могут быть выполнены при желаемой конфигурации вентилятора в кожухе; поэтому параметры миссии были смягчены. В таблице 17 приведены требования миссии ZEST-AQUIFER по завершении проекта AQUIFER. Значения, выделенные жирным шрифтом, отличаются от значений в

таблица 15.

Рекомендуется провести более тщательное исследование, чтобы изучить зависимость конструкции от длины взлетно-посадочной полосы и крейсерской скорости; таким образом, можно будет лучше понять связанные с этим компромиссы. Кроме того, для более точной оценки параметров миссии необходимы дальнейшие исследования рынка самолетов с коротким взлетом и посадкой (SSTOL).

Таблица 17. Параметры миссии сверхкороткого взлета и посадки с нулевым уровнем выбросов по завершении проекта «Интеграция водных быстрозаряжаемых батарей для исследований в области электрических полетов».

Оценка масштабов миссии		Комментарии/обоснование
Сбалансированная длина поля	300 футов	Поддерживайте расстояние в 300 футов: повторное использование заброшенных футбольных полей (исходя из 1/24 неработающих двигателей).
Высота проезда препятствий	35 футов	В соответствии с разделом 23.2115 свода федеральных правил США (14 CFR 5 23.2115) высота проезда мимо препятствий для BFL в настоящее время составляет 35 футов. расчеты.
Диапазон выполнения крейсерских миссий	200 нм	Междугородняя миссия (ранее 250 морских миль)
Крейсерская скорость	200 кт	Миссия длилась около часа (ранее скорость составляла 250 узлов).
Высота крейсерского полета	5000 футов	
Требование к резерву	20 мин	крейсерская мощность
Полезная нагрузка	875 фунтов	Пилот: 200 фунтов, пассажиры: 3 x 225 фунтов (ранее 800 фунтов).
Температура воздуха на взлетно-посадочной полосе 15 °C		Стандартные сутки на уровне моря (SLSD)
высота взлетно-посадочной полосы	0 футов	SLSD

Исследования на уровне транспортных средств: применение наноэлектротоплива в Национальной авиационной и аэрокосмической службах. Космическое управление X-57

Для лучшего понимания применения технологии NEF в авиации НАСА Компания ASAB провела исследование применения технологии NEF на самолете NASA X-57 «Максвелл» (Mod II).

(Электрическая модернизация). Самолет X-57 — это двухдвигательный четырехместный Tecnam P2006T (Tecnam, Капуа, Италия), модифицированный для использования электрической силовой установки (ссылка 11). Конфигурация Mod II относится ко второму этапу разработки, в котором сохраняется крыло и гондолы Tecnam, а двигатели внутреннего сгорания и топливная система удалены и заменены электрической силовой установкой. Самолет X-57 был разработан для использования литий-ионных батарей, а также было проведено исследование по изучению применения твердооксидных топливных элементов (ТОТЭ). Таким образом, исследование использования NEF на самолете X-57 позволит проектной группе не только изучить возможность установки NEF на уровне летательного аппарата, но и сравнить его с другими типами батарей.

#### Определение системы визуализации наноэлектротоплива

Прогнозируемое развитие технологии NEF (при условии достаточных инвестиций и отсутствия непредвиденных обстоятельств) технические барьеры) показаны в таблице 18; эта таблица была составлена совместно ASAB и Inflight. В качестве первоначального обзора также представлены уровни энергоэффективности GEN 2 и технологии Vision System. По всей видимости, они обладают свойствами подходящего порядка величины для использования на летательных аппаратах.

Таблица 18. Прогнозируемое развитие наноэлектротопливных технологий.

Система	Технологический параметр	ПОКОЛЕНИЕ 1				GEN 2		Висю н Система м
		2018	2019	2020	Тарг и 2021	2022	2023	
Клетка	Толщина внешней оболочки клетки, см	2	0,8	0,6	0,5	0,5	0,4	0.2
	Доля активной площади клеточной мембраны	80%	80%	85%	85%	85%		85%
	Плотность тока, МА/см <sup>2</sup>	6	50	100	200	500		1700
	напряжение ячейки, ВДЦ	1.2	1.2	1.2	1.28	1.28		2.25
Куча	Stack average плотность, кг/л	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2
Жидкость	Эффективность клеток	10%	25%	50%	80%	90%		90%
	Клеточный паразитический Потери мощности		8%	5%	2%	2%	2%	2%
	Электроактивный твердые вещества	192	192	192	1331	1331		1331
	Энергетическая ценность, Вт·ч/кг							
	Электроактивный массовая доля твердых веществ	20%	50%	70%	80%	80%	80%	80%
	эффективность разряда NEF	10%	30%	60%	90%	30%	60%	80%
								90%

	Специфические характеристики жидкости	4	29	81	319 639 852			958
	Энергетическая ценность, Вт·ч/кг							
	Электроактивный							
	Плотность твердых веществ, г/см <sup>3</sup> (кг/л)	5.1	5.1	5.1	7.7	7.7	7.7	7.7
	Плотность водного раствора, г/см <sup>3</sup> (кг/л)	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5
	Средний уровень жидкости							
	Плотность, г/см <sup>3</sup> (кг/л)	2.2	3.3	4.0	6.5	6.5	6.5	6.5
Служанка ри	Крупномасштабная система: весовая доля монтажных материалов.	15%	15%	15%	15%	15%	15%	15%

Помимо конкретных целей развития технологий, обсуждалось множество других вопросов, касающихся применения NEF в авиационной отрасли. Эти вопросы и ответы компании Influit Energy задокументированы в таблице 19.

В результате этих обсуждений возникли два вопроса, требующие дальнейшего изучения: (1) насколько реалистично предположение о 15-процентной доле материалов для установки и насколько чувствительна плотность батареи к изменениям этой доли; и (2) каковы требования к насосу для прокачки жидкостей через батарею?

Попытка ответить на эти вопросы была предпринята в ходе исследования NEF самолета X-57, описание которого приведено ниже.

Таблица 19. Ответы компании Influit Energy на вопросы Национального управления по авиации и исследованию космического пространства (НАСА) о свойствах нанозлектроплива, связанных с требованиями к конструкции летательных аппаратов.

Вопрос/комментарий	Ответ
Есть ли какие-либо ограничения по форме/размеру? Может ли она быть любой формы/должны ли клетки быть плоскими?	В принципе, ячейки могут иметь любую форму и размер; однако требуется наличие герметизирующей поверхности по периметру ячеек; следовательно, высокая Геометрия с различным соотношением сторон может быть менее эффективной. Напряжение ячейки не зависит от её размера: оно определяется химическими реакциями.
Какова эффективность ячейки?	В расчетах не используется эффективность ячейки; вместо этого используется эффективность разряда NEF, которая эквивалентна «эффективности ячейки» твердотельных батарей.

Вопрос/комментарий	Ответ
Паразитные потери энергии в ячейке	Оценка в восемь процентов основана на ограниченной мощности батареи NEF демонстрационного образца крыла и фиксированной максимальной мощности насоса и других компонентов системы управления батареей. Мы не планируем использовать насос на полной мощности во время демонстрации — этот параметр (расход и соответствующие требования к мощности насоса) будет оптимизирован в ходе проекта. Ожидается, что потери в насосе/инфраструктуре составят менее двух процентов.
Удельная энергия электроактивных твердых тел	<p>Электроактивные твердые вещества — это твердые наночастицы, взвешенные в водном растворе для образования жидкости. Удельная энергия электроактивных твердых веществ — это средняя удельная энергия между катодом и анодом.</p> <p>В GEN 2 и «Vision System» будет использоваться воздушный катод: эта удельная энергия включает катод с меньшей плотностью. В расчете для GEN 2 учитывается вес чистого кислорода. Возможность использования воздуха вместо чистого кислорода еще не подтверждена, но это может позволить батарее «дышать» воздухом.</p>
Эффективность разряда NEF — это доля энергии, которую мы можем извлечь из жидкости.	
Как эффективность изменяется в зависимости от положения дроссельной заслонки (мощности), высоты над уровнем моря, температуры или других параметров работы?	<p>На вопрос об эффективности можно будет ответить только после разработки соответствующей технологии. В целом, более высокая температура улучшает кинетику реакций, то есть повышает эффективность, а более низкая температура замедляет их. Температурные ограничения: 70 °C обычно допустимо; кипяченая вода (100 °C) или замороженная вода (-40 °C в результате растворения) нежелательны. Более высокая мощность также снизит эффективность из-за Перенапряжения и неполные реакции. Величину всех этих эффектов на данном этапе оценить невозможно. Высота над уровнем моря может повлиять на батарею GEN 2, если катод «дышит воздухом» из-за истощения атмосферного кислорода, и это может быть компенсировано запасенным кислородом. Это объясняет, почему все расчеты плотности энергии проводятся с предположением, что масса кислорода является частью системы.</p>
Плотность водного раствора: почему этот раствор тяжелее воды?	Для обеспечения ионной проводимости между катодной и анодной камерами в воду добавляют щелочной электролит КОН.
Доля веса монтажных материалов: откуда берется эта доля веса?	Данная массовая доля основана на показателе в 15 процентов, достижимом в стандартных проточных ячейках.

Вопрос/комментарий	Ответ
<p>Снижается ли эффективность во время полета, учитывая рециркуляцию жидкостей?</p> <p>Есть ли какие-либо преимущества в наличии четырех резервуаров по сравнению с двумя? танки?</p>	<p>При рециркуляции жидкостей (в двух резервуарах) средний уровень заряда (напряжение элемента) постепенно снижается — как и в любой батарее. Конструкция аккумуляторных батарей основана на предположении об известном снижении напряжения и отключении батареи, если среднее напряжение падает ниже определенного значения.</p> <p>При использовании однопроходных жидкостей (четыре резервуара) напряжение будет колебаться в пределах допустимых значений для данного устройства, поскольку каждая фракция NEF, проходящая через ячейку, должна пройти через вольт-амперные характеристики для заданных материалов. Снижение напряжения можно компенсировать увеличением потребляемого тока (более высокой скоростью потока) при сохранении постоянной мощности.</p>
<p>Каковы требования к материалу топливного бака?</p>	<p>Этиленпропилендиеновый мономер/полипропилен, то есть пластик, не содержащий металла, контактирующего с жидкостью. Толщина стенок бака зависит от количества топлива.</p>
<p>Каковы затраты?</p>	<p>Расчетная стоимость аккумуляторного блока первого поколения (GEN 1) объемом 80 л, напряжением 36 В постоянного тока и емкостью 15,5 кВт·ч (меньший по размеру – замена свинцово-кислотных батарей для электромобилей коммунального назначения) составляет 130 долл./кВт·ч, при условии, что элементы обеспечивают напряжение 1,2 В постоянного тока и плотность тока 100 мА/см<sup>2</sup>. Расчеты включают стоимость материалов, необходимых для производства наночастиц катода и анода, стоимость производства наножидкости, а также стоимость компонентов блока. Для второго поколения (GEN 2) была сделана оценка стоимости менее 90 долл./кВт·ч, поскольку стоимость катодного материала снижена в 10 раз (воздушный катод), в то время как стоимость остальных компонентов блока остается неизменной. Около 75 процентов стоимости батареи приходится на наножидкости катода и анода, а 25 процентов – на стоимость компонентов блока.</p>
<p>Существуют ли какие-либо ограничения по скорости закачки/откачки жидкости во время заправки?</p>	<p>Сама жидкость не требует перекачки и ограничена только физическими свойствами потока. Механические потери, падение давления и затраты мощности на перекачку будут ограничивающими факторами скорости потока; таким образом, при заправке баков ограничений на скорость потока не будет. Однако во время работы NEF-батарей ограничивающим фактором скорости перекачки жидкости является кинетика электрохимических реакций. В конечном итоге предполагается, что скорость потока будет оптимизирована для достижения максимальной эффективности реакции, с возможностью использования скорости потока для регулирования тока ячейки и батареи в соответствии с требованиями к мощности.</p>
<p>Требуется ли охлаждение?</p>	<p>Нет, в качестве охлаждающей жидкости можно использовать жидкость NEF. Контур охлаждения отсутствует. внутри стека.</p>

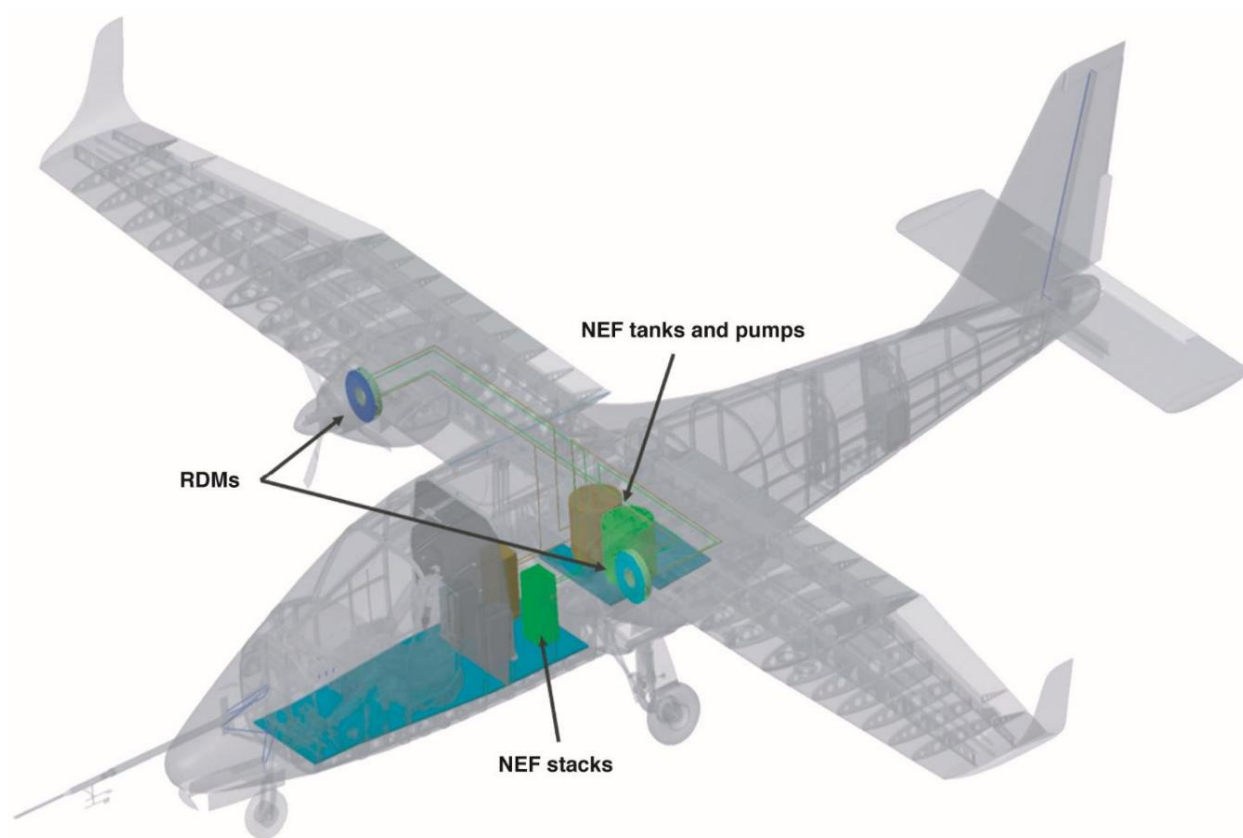
Вопрос/комментарий	Ответ
<p>Каков ожидаемый срок службы системы/элементов NEF? Циклы/долговечность? Снижаются ли характеристики жидкости со временем?</p>	<p>Предполагаемый срок службы составляет 1000 циклов (на основе твердотельной химии батареи). По истечении 1000 циклов жидкость можно восстановить до первоначального состояния. Если жидкость хранится от трех до шести циклов, в течение нескольких месяцев частицы осядут, но их можно перемешать, чтобы перераспределить и, следовательно, сделать пригодными для использования. Возможно загрязнение жидкости пылью, примесями, агломерацией частиц или изменением концентрации из-за влаги/испарения. Эти виды деградации можно устранить с помощью планового технического обслуживания, например, фильтрации крупных частиц, проверки/корректировки концентрации воды/частиц и т. д. После 1000 циклов следует обратиться к информации о деградации жидкостей NEF. Деградация ячеек, хотя и возможна, может быть спланирована для обеспечения стабильности в условиях циклической работы NEF. При правильном выборе материалов и конструкции уплотнений/соединений ячеек деградации быть не должно, поскольку только</p>
<p>Как осуществляется подзарядка системы?</p>	<p>Жидкость будет участвовать в окислительно-восстановительных превращениях. Если зарядка и разрядка жидкостей осуществляется в отдельном помещении (т.е., подзарядка в отдельном наземном помещении, а не путем подключения батареи к сети), можно ожидать, что элементы прослужат дольше, поскольку они подвергаются менее агрессивным условиям. Анод будет разряжаться при контакте с кислородом; этого разряда следует максимально избегать, но он не ухудшает качество жидкости — ее просто нужно будет перезарядить. Кислород не оказывает влияния на катод.</p> <p>Для подзарядки поменяйте полярность батареи и оставьте насосы включенными, чтобы электроны текли в обратном направлении. Система зарядки будет контролировать зарядный ток и отключит зарядку при достижении желаемого уровня заряда, чтобы предотвратить/исключить деградацию электролита.</p>
<p>Подвержена ли система NEF изменениям ускорения, например, превышению предельных значений перегрузки (+/- G)? Может ли она работать в перевернутом положении? А как насчет турбулентности/жестких посадок?</p>	<p>Непрерывное ускорение в одном направлении: частицы в конечном итоге осядут. Однако самолет будет действовать как мешалка. Батарея может быть сконструирована таким образом, чтобы работать в перевернутом положении. Жесткие посадки: должны быть безопасны.</p>
<p>Являются ли GEN 2 и «Vision System» легковоспламеняющимися, токсичными и магнитными?</p>	<p>Водные растворы легковоспламеняемы, экологически безопасны. Наночастицы нетоксичны, но могут представлять опасность при вдыхании, если попадут в воздух. Следуйте общим рекомендациям по обращению с наночастицами в жидкостях. Анод и катод GEN 1 являются немагнитными; наночастицы анода GEN 2 являются магнитными в заряженном состоянии и немагнитными в разряженном состоянии.</p>

### Применение NEF к самолету X-57

Возможность интеграции силовой установки NEF в самолет X-57 Mod II.

Конфигурация была исследована с использованием параметров, определенных компанией Inflight Energy в таблице 18. и таблица 19. Исследования масштабирования и концептуальные оценки, проведенные группой NASA ASAB, показали, что такая система может использоваться в качестве основного источника питания при соблюдении некоторых допущений; однако для повышения уверенности в возможности полной интеграции системы электропитания и уточнения допущений относительно веса и гидродинамики, связанных с перекачкой NEF во время полета, требовался более детальный анализ.

Первоначальная схема системы электропитания NEF в самолете X-57 Mod II показана на рисунке 51. Эта конфигурация включает два резервуара для хранения NEF, расположенных в фюзеляже. NEF перекачивается из этих двух резервуаров в проточные ячейки NEF, которые расположены сразу за двигателями в крыле. Кроме того, в систему включены традиционные литий-ионные батареи для запуска насосов NEF, которые были размещены в фюзеляже перед насосами NEF.



210050

Рисунок 51. Самолет X-57 Mod II с первоначальной интеграцией наноэлектротопливной энергетической системы.

Максимальная потребляемая мощность во время взлета составляла 145 кВт (ссылка 12), а система ячеек NEF была спроектирована в виде кольцевых дисков с внешним диаметром, равным диаметру двигателя (14 дюймов). Внутренний диаметр системы ячеек NEF был рассчитан как достаточно большой (пять дюймов), чтобы при необходимости можно было пропустить через него вал двигателя.

В ходе исследования были сделаны предположения относительно конструкции крепления, топливопроводов, защитной конструкции, баков и насосов. В качестве базового предположения использовался вес аналогичной конструкции крепления литий-ионных батарей, применяемой в самолете X-57, для удержания насосов и баков. Диаметр топливопровода 0,25 дюйма был оценен на основе информации о диаметре потока в ячейке NEF, составляющем приблизительно 0,2 дюйма. Масса на единицу длины топливопроводов (0,051 фунта/фут) составляла

Расчеты производились на основе полипропилена — материала, который не будет влиять на химический состав анодной или катодной жидкости, — и предположения о диаметре. Соответствующие весовые параметры были рассчитаны с использованием полипропилена для топливопроводов, идущих от баков в фюзеляже к гондолам, где расположены топливные элементы NEF. Обратные топливопроводы также были включены в тот же бак, исходя из предположения, что использованный NEF будет возвращаться в тот же резервуар, как это было предложено компанией Inflight Energy. Наконец, в контур системы для насосов были включены топливопроводы короткой длины.

Между системой NEF и пилотом была установлена стальная противопожарная перегородка толщиной 0,25 дюйма; однако в будущих вариантах конструкции эта перегородка может не потребоваться, поскольку ожидается, что жидкости NEF не будут легко воспламеняющимися. Для выполнения требований миссии в фюзеляже, примерно в четверти хорды крыла, были размещены два бака (один для анодной жидкости и один для катодной жидкости). Размер баков зависел от доступного веса топлива, который должен был нести самолет X-57 Mod II, и от максимально необходимого количества топлива. Расположение этих баков было предварительным и будет изменено в ходе дальнейшей доработки аппарата. Вес этих баков был рассчитан на основе рекомендуемых свойств материалов от Inflight Energy и эмпирического уравнения для определения размера и веса баков.

Основной неизвестной величиной был вес и выбор насоса. Исходя из состава и свойств NEF, насос должен был перекачивать вязкую жидкость (подобную тяжелому моторному маслу) через узкие каналы, создающие трение, с множеством поворотов на 90 и 180 градусов, с достаточной скоростью потока для обеспечения необходимой мощности самолета X-57 во время взлета (ссылка 12). Расчеты потерь давления при повороте в ячейке NEF с учетом расхода жидкости, необходимого для удовлетворения потребностей в мощности легкого самолета, показали, что насосы для жидкости будут иметь значительный вес. Также имелись потери давления от баков к двигателям, которые не были учтены, хотя эти потери можно было бы уменьшить в будущем, разместив баки в крыльях. Поскольку потери давления при перекачивании нельзя было оценить до проектирования ячейки NEF, были использованы два насоса-заменителя, и был принят очень оптимистичный вес насоса.

Насосы весили по 2 кг каждый, потребляя ток 8 А при напряжении 12 В постоянного тока. Потери давления в системе игнорировались, и предполагалось, что насосы могут обеспечить необходимый расход жидкости для достижения требуемой мощности на каждой фазе. В результате этого исследования было получено такое оптимистичное предположение. Это основа для первоначальных расчетов, но ее необходимо будет скорректировать на более поздних этапах, если будет признано, что версия самолета X-57 NEF заслуживает дальнейшего изучения.

Поскольку вес насосов не был известен, проверка расположения центра тяжести этого легкого самолета не проводилась, но известно, что существует гибкость в размещении баков в хвостовой части самолета X-57 Mod II; следовательно, расположение центра тяжести, скорее всего, может быть обеспечено. Система NEF требует минимального количества оборудования, что является преимуществом с точки зрения компоновки и объемных ограничений.

В текущей конфигурации предполагалось наличие пусковой батареи для каждого насоса. Емкость этих батарей рассчитана на 300 Вт·ч/кг для периода внедрения системы технического зрения и на 250 Вт·ч/кг для ближайшей технологической перспективы. Каждая батарея будет заряжаться за 30 минут во время крейсерского полета. Размер батарей рассчитан на обеспечение питания насосов в течение 1 часа.

В будущих версиях можно будет отказаться от этих батарей и предложить альтернативное решение для запуска батареи NEF собственными силами.

Для сравнения технологии NEF с другими потенциальными вариантами был создан график зависимости полезной нагрузки от дальности полета. На рисунке 52 показаны результаты зависимости полезной нагрузки от дальности полета для обычного самолета P2006T на топливе.

самолет; традиционный аккумуляторно-электрический самолет X-57 Mod II; гибридно-электрическая версия самолета X-57 Mod II на твердооксидных топливных элементах (SOFC); и версия X-57 с силовой установкой NEF.

Самолет Mod II. P2006T обозначает легкий самолет Теспат P2006T с топливной системой, X-57 Mod II обозначает современный самолет с литий-ионными аккумуляторными батареями и электрическим двигателем, а для гибридной электрической системы на основе твердооксидных топливных элементов (SOFC) выделены два уровня технологий: (1)

цикл проектирования/анализа (DAC) 2 (современные технологии) системы питания самолета X-57-F; и (2) DAC 1 (ближайшее будущее). Для данного исследования рассматривались только система NEF Vision System (2025) и ближайшая технология (2023). Поскольку

Существующая технология NEF 2020 года имеет значительно более низкую удельную энергию, поэтому технология NEF не рассматривалась. Кроме того, представленные результаты не включают в себя энергетические затраты на перекачку NEF, поэтому результаты, показанные на рисунке для конфигураций NEF, являются оптимистичными. По сравнению с другими решениями для самолета X-57 Mod II, проектируемая технология NEF демонстрирует возможность нести большую полезную нагрузку, и NEF может иметь преимущество перед существующими аккумуляторными технологиями по дальности хода (с учетом предположения об оптимистичных значениях веса насоса). Однако NEF не достигает дальности хода гибридно-электрического SOFC X-57 Mod II.

самолет или обычный самолет P2006T с топливом (ссылка 13).

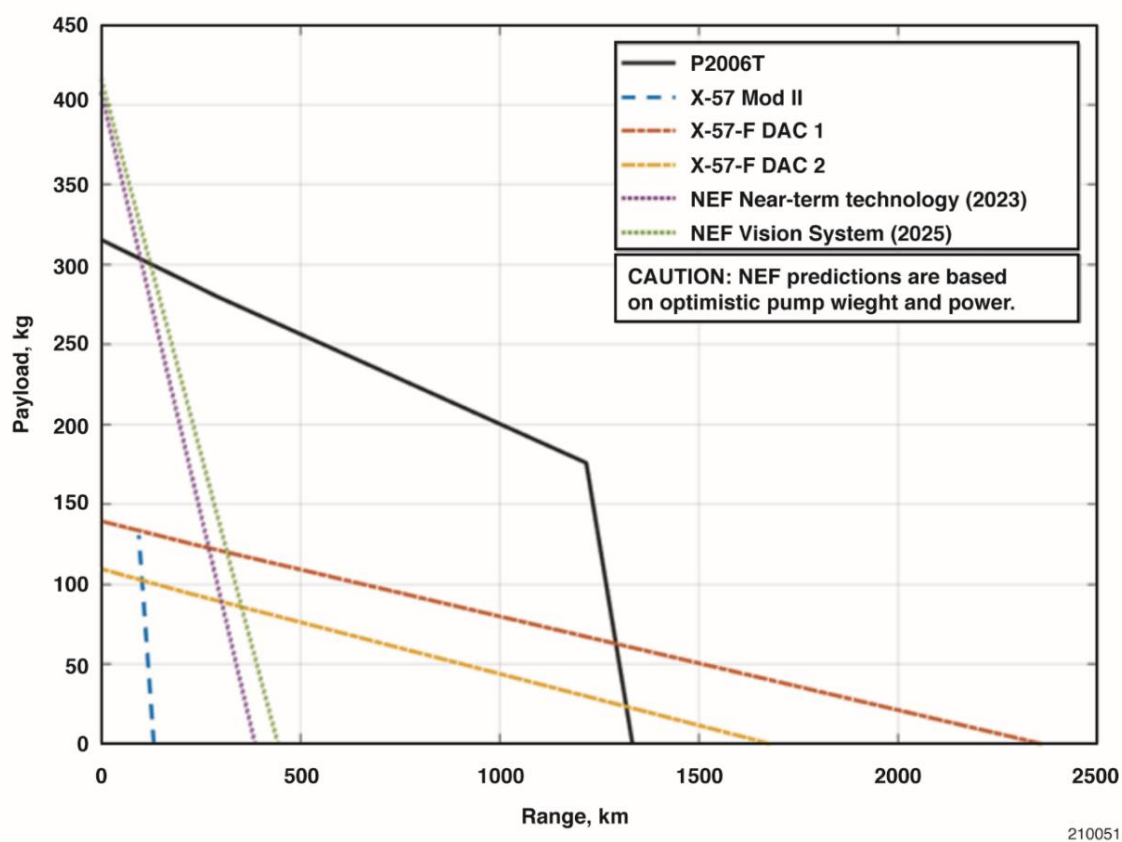


Рисунок 52. Результаты графика зависимости полезной нагрузки от дальности полета, демонстрирующие сравнение различных технологий энергоснабжения с использованием нанозлектроплива, основанные на оптимистичном предположении о весе и мощности насоса.

Эти предварительные результаты показывают, что NEF может стать конкурентоспособным решением по сравнению с существующими аккумуляторными технологиями для самолетов, только если накачку NEF можно будет осуществить без чрезмерного энергопотребления. Компания Influid Energy не оптимизировала эти паразитные потери в ходе своих работ по разработке CAS для GEN 1.

#### Взаимодействие и анализ двигателей с приводом от обода / вентиляторов с приводом от обода

Проектирование лопастей RDF было сформулировано как многоцелевая задача оптимизации. Характеристики вентилятора при двух режимах тяги: первый – 140 Н при скорости 50 узлов на уровне моря для условий взлета; второй – 60 Н при скорости 200 узлов на высоте 5000 футов для крейсерского полета. Для поиска Парето-оптимальных решений, минимизирующих требуемую мощность при каждом режиме тяги, использовался генетический алгоритм неранжированной сортировки (NSGA-II) (ссылка 15), оптимизированный с использованием популяции численностью 3000 человек и 200 поколений.

В число проектных переменных входили: распределение хорды и кручения лопастей; количество лопастей; радиус внутреннего конца; и частота вращения при каждом режиме тяги. Радиус внешнего конца уже был ограничен внутренним диаметром RDM 13,75 дюйма. Распределения хорды и кручения были параметризованы как неравномерные рациональные базисные сплайновые кривые, закрепленные на обоих концах. Каждая кривая управлялась тремя контрольными точками, где  $(1, 1)$  — положение контрольной точки. Из шести значений координат, необходимых для определения трех контрольных точек для каждого распределения, два были фиксированными, где было установлено значение ноль, а 3 — значение один. Остальные четыре значения были проектными переменными. Затем распределения масштабировались так, чтобы они находились между долей радиуса внутреннего конца  $r/R$  и единицей. Масштабирование по внутреннему радиусу отдельно позволило сохранить границы абсцисс средних контрольных точек независимыми от других проектных переменных: между нулем и единицей вместо между

$r/R$  и один. На рисунке 53 показан пример параметризации распределения хорды и кручения после масштабирования, где верхние индексы  $C$  и  $\beta$  обозначают контрольные точки для хорды и кручения соответственно. Границы переменных проектирования приведены в таблице 20. Граничные значения были выбраны таким образом, чтобы предоставить алгоритму оптимизации широкое пространство для исследования, но в некоторых случаях были сужены, чтобы предотвратить ненужный поиск в бесплодных областях. Например, нижняя граница была увеличена до 0,25, поскольку лопасти с узкими внешними концами, вероятно, разрушатся при сжатии. Кроме того, было использовано нечетное число лопастей из-за акустических соображений и на случай, если в будущем потребуется использование статоров. Использовался профиль Wortmann FX 60-126 с постоянным поперечным сечением (ссылки 14 и 15); этот профиль был выбран из-за низкого коэффициента сопротивления в широком диапазоне коэффициентов подъемной силы и был исследован при

Точки локального сечения лопасти находятся между двумя условиями приложения тяги.

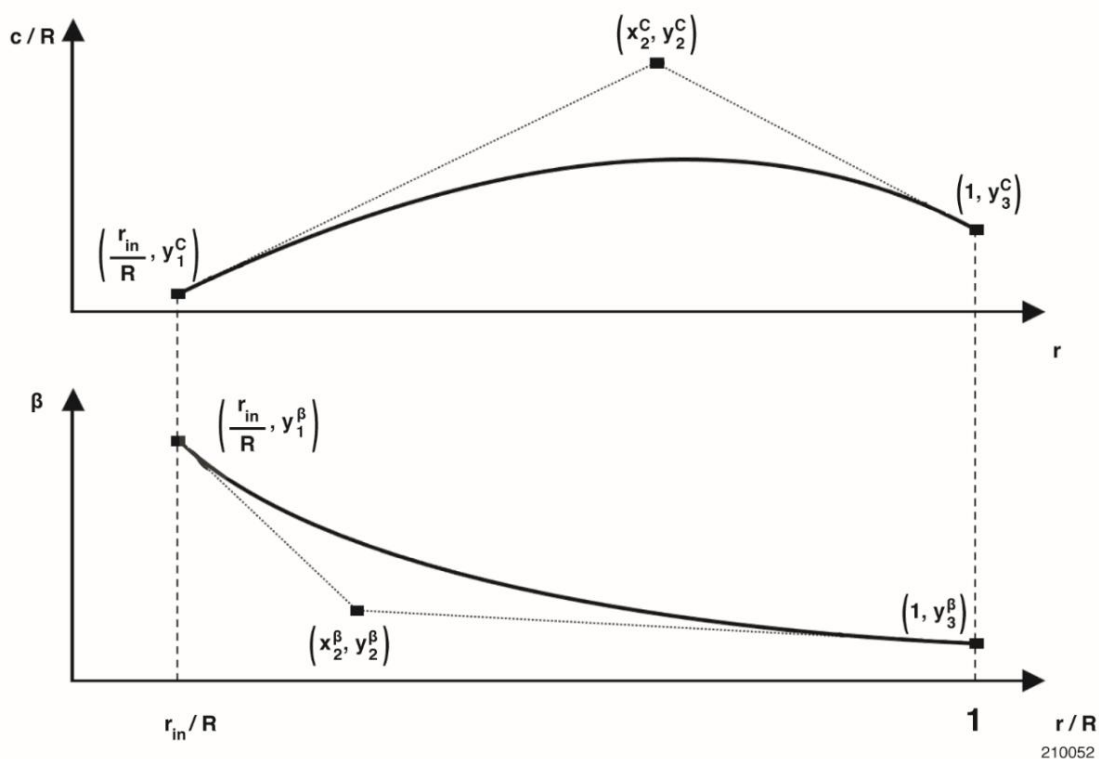


Рисунок 53. Условное распределение хорд и кручения.

Таблица 20. Список границ проектных переменных.

переменная проектирования	Нижняя граница	Верхняя граница
/	.05	.75
2	0	1
1	.01	.4
2	.05	.6
3	.25	.6
2	0	1
1	20°	90°
2	0°	85°
3	0°	60°
	3	9
	4000	15000
	2000	10000

Из-за акустических соображений конструкция была ограничена максимальным числом Маха 0,5 при взлете; по конструктивным соображениям хорда на внешней оконечности лопасти не могла быть кратчайшей от кончика до основания. Поскольку предварительные исследования показали, что алгоритм оптимизации иногда находил геометрические конструкции, содержащие резкое увеличение кручения на внешней оконечности лопасти, распределение кручения было ограничено монотонным уменьшением по направлению к внешней оконечности. Хотя возможно, что это семейство экзотических «расширенных» геометрических форм действительно может обеспечить аэродинамические улучшения, считалось, что это, скорее всего, является использованием допущений в аэродинамическом анализе, которые не отражают истинную физику. Исследование этих экзотических геометрических форм было сочтено выходящим за рамки проекта, поэтому были приняты ограничения на скручивание для более традиционных распределений.

Аэродинамический анализ конструкции лопасти вентилятора был выполнен с помощью программного обеспечения с открытым исходным кодом.

XROTOR (ссылка 16). Считалось, что XROTOR обеспечит разумные прогнозы характеристик низкого порядка для вентилятора с воздуховодом без ступицы, если включить режим работы с воздуховодом и установить радиус смещения следа равным нулю. В режиме работы с воздуховодом по умолчанию выдается тяга вентилятора. Система воздуховода вентилятора, однако описанные ранее условия тяги применялись только к лопаткам вентилятора (любая тяга от воздуховода учитывалась как аэродинамическое сопротивление фюзеляжа). Тяга только от вентилятора определялась путем вычитания тяги от воздуховода (Tnacel в выходных данных XROTOR) из общей тяги. Режим работы XROTOR с воздуховодом исключал использование вихревых формулировок. Из двух оставшихся формулировок решения, градиентного импульса и потенциала, была выбрана потенциальная из-за более широкого диапазона допустимых рабочих условий и геометрий лопаток.

На рисунке 54 показана общая последовательность действий алгоритма оптимизации NSGA-II. Пространство выходных данных с 200 поколениями, отображающими результаты от синего к оранжевому (показанные результаты являются репрезентативными для конструкции AQUIFER). Черные точки представляют собой последнее поколение конструкций. Окончательная конструкция лопасти была выбрана в области окончательного проектирования на фронте Парето, визуализированном на рисунке 55. Из-за остроты точки перегиба практически не учитывались компромиссы между мощностью при взлете и крейсерском полете.

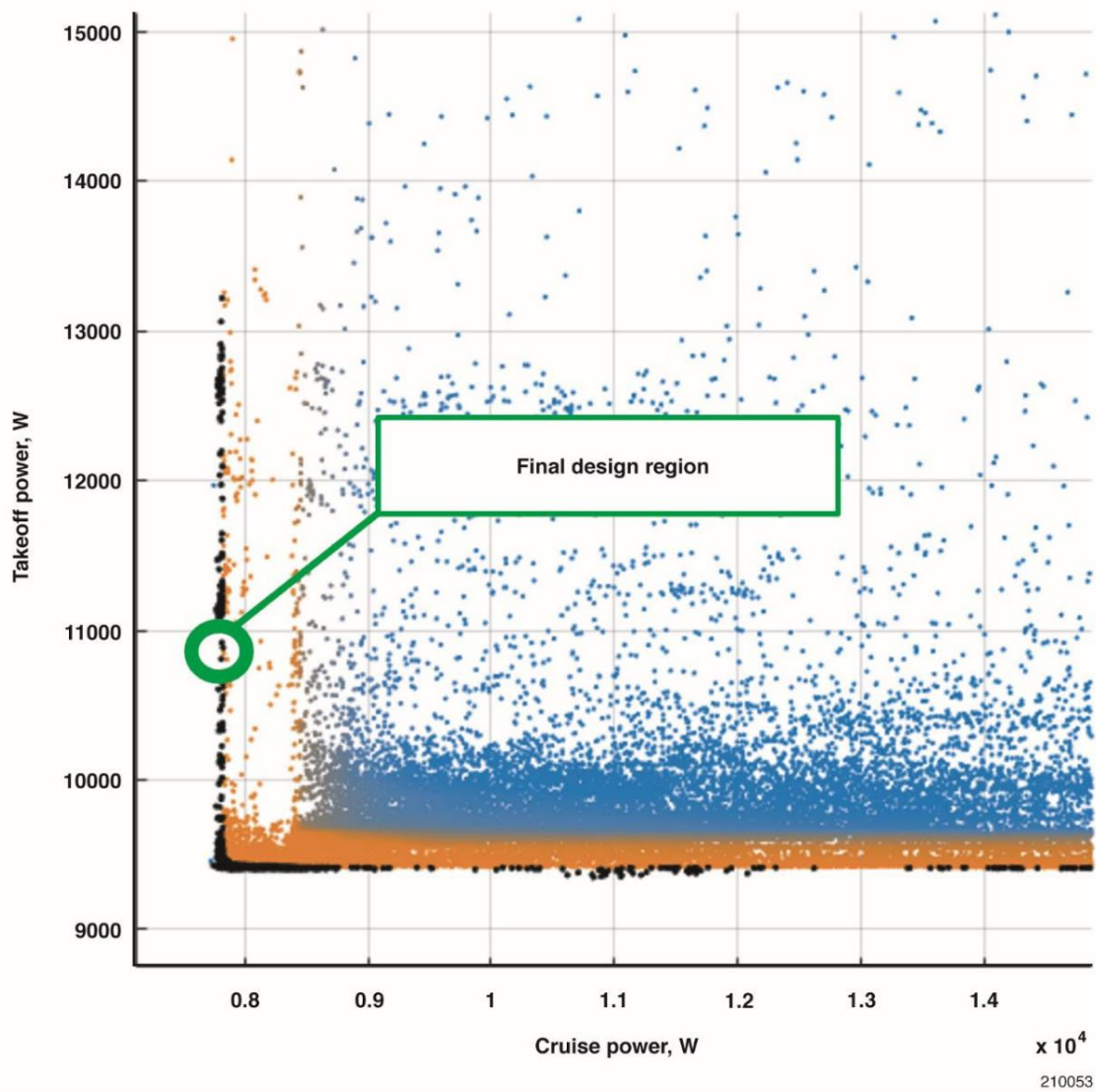
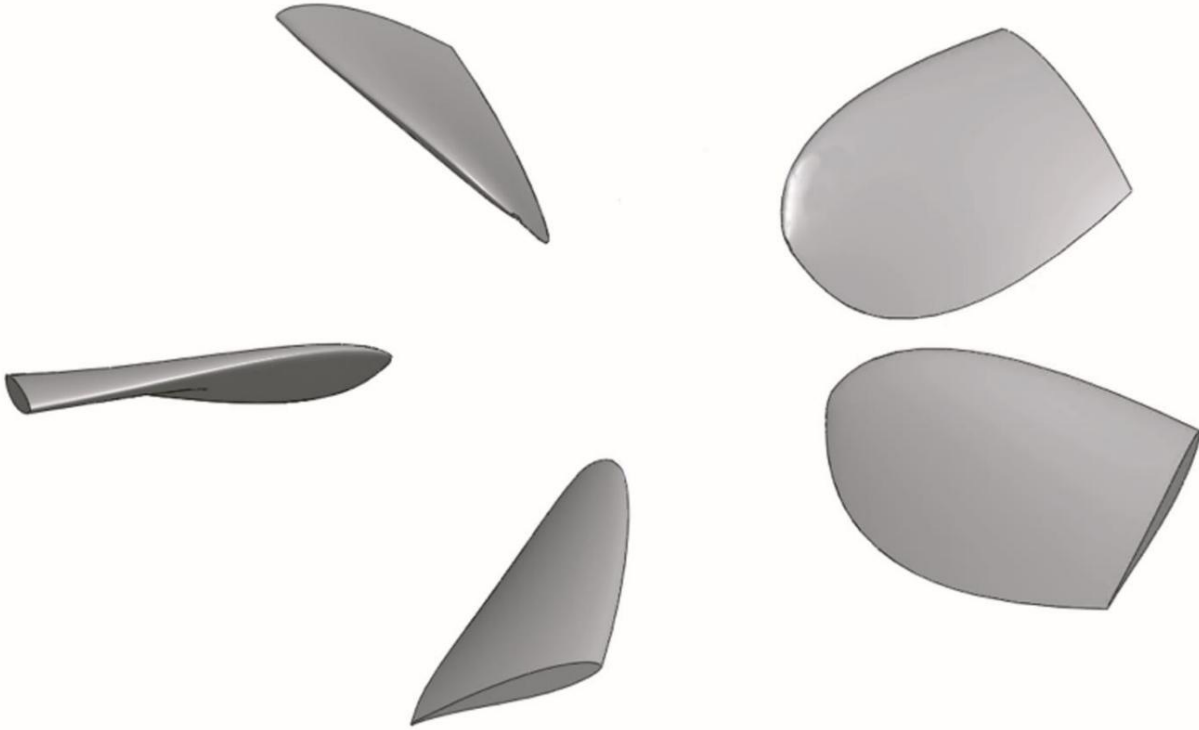


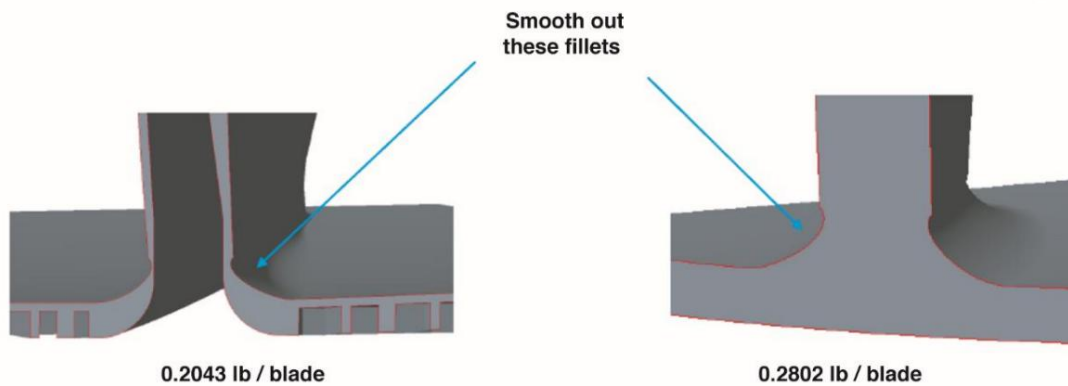
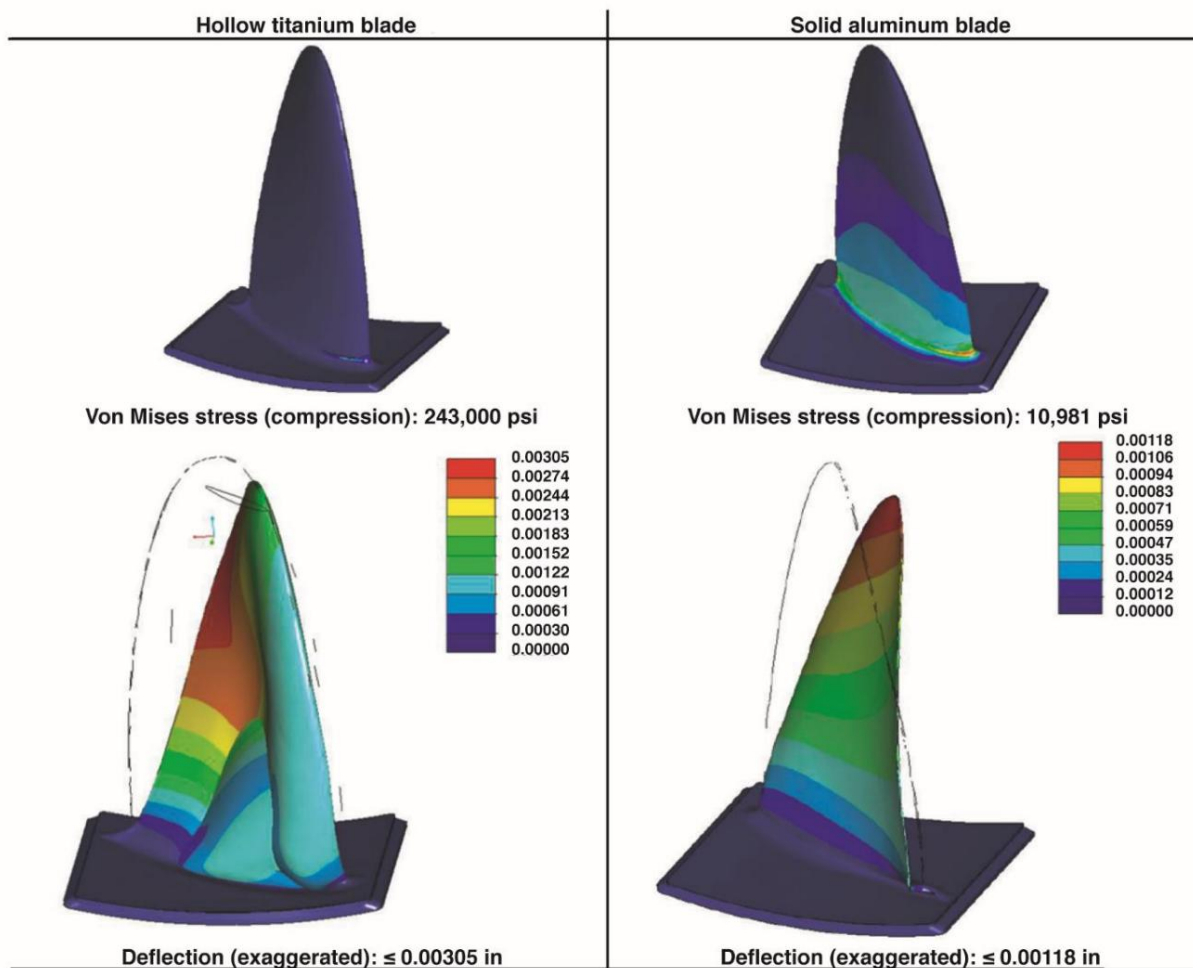
Рисунок 54. Пример истории оптимизации NSGA-II для требований к взлету и крейсерскому полету, связанных с интеграцией водной быстрозаряжаемой батареи для исследований в области электрических полетов, с использованием двигателя с приводом от обода и вентилятора с приводом от обода.



210054

Рисунок 55. Визуализация окончательной конструкции лопаток вентилятора.

Был проведен анализ лезвий RDF, включающий исследования веса и анализ прочности. Анализ напряжений проводился с использованием программного обеспечения для конечно-элементного анализа Pro/ENGINEER (Pro/E) Mechanica (PTC Inc., Бостон, Массачусетс). Для анализа нагрузочных случаев использовались входные условия: 9000 об/мин и осевая нагрузка от 7 до 11 фунтов. Рассматривались следующие материалы: нейлон/углерод, алюминий и титан. В исследованиях моделей из нейлона/углерода и алюминия использовалась цельнометаллическая конструкция. В модели из титана использовалась полая лопатка с изосетчатым креплением для снижения веса. Краткое описание работы представлено на рисунке 56.



210055

Рисунок 56. Сравнительный анализ материалов лопаток вентилятора с приводом от обода и конструкции корневой части лопатки.

Интеграция быстрозаряжаемой водной батареи для исследований в области электрических полетов с приводом от обода.

Акустические прогнозы, инструменты и стратегии тестирования вентиляторов с электроприводом/приводом к ободу

В рамках проекта AQUIFER планировалось провести испытание в аэродинамической трубе с использованием низкоскоростной аэроакустической аэродинамической трубы NASA Langley (LSAWT). Целью испытания было измерение шума вентилятора и двигателя, чтобы исследователи AQUIFER могли эффективно изолировать акустические характеристики вентилятора.

Надлежащим образом оцените осуществимость второстепенной задачи, связанной с акустикой RDM/RDF.

На рисунке 57 показаны различные испытательные приспособления и конструкции для запланированного испытания LSAWT.

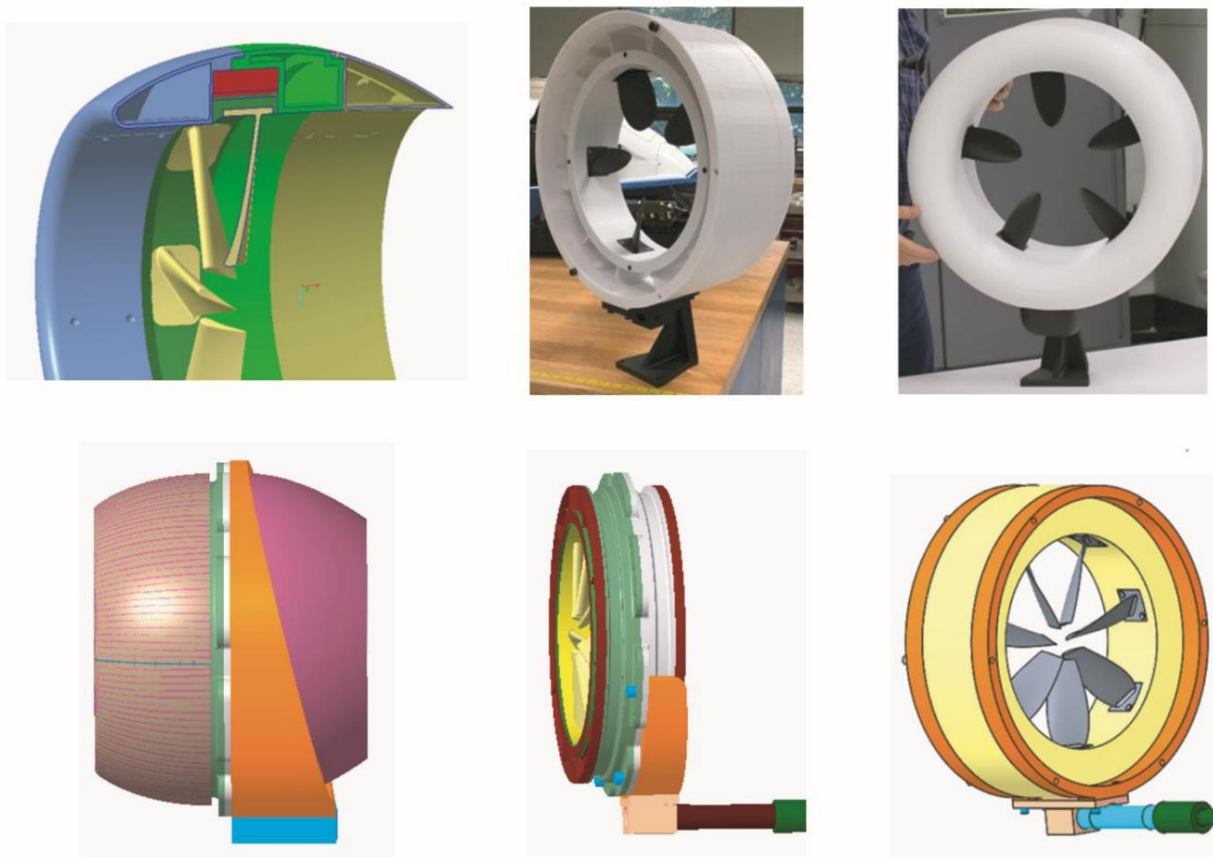


Рисунок 57. Интеграция водной быстрозаряжаемой батареи для исследований в области электропилотирования: конструкция двигателя с приводом от обода / вентилятора с приводом от обода для испытаний в аэроакустической трубе на низких скоростях.

После получения окончательной геометрии рамы двигателя и точек крепления был разработан макет двигателя, а также крепежные элементы для монтажа и поддержки в туннеле. Размеры двигателя и крепежных элементов были предоставлены проектировщику воздуховодов, чтобы можно было завершить разработку базовых воздуховодов. Для первоначальных испытаний в туннеле был разработан воздуховод минимального размера. Было получено несколько вариантов конструкции лопастей для семи- и пятилопастных конфигураций. В итоге был выбран пятилопастный вариант. Окончательная конструкция позволяла при необходимости заменить кольцо вентилятора на другое с другим количеством лопастей. Все детали макета двигателя, а также крепления макета двигателя и балансировочный адаптер были напечатаны на 3D-принтере. «Минимальная» конструкция воздуховода также была напечатана на 3D-принтере и установлена на двигатель. После получения окончательной геометрии лопастей был напечатан полный комплект запасных лопастей на 3D-принтере из нейлона, пропитанного углеродным волокном. Началась работа над проектированием металлической версии лопасти, изготовленной методом 3D-печати из титана, но из-за досрочного завершения исследования AQUIFER окончательный вариант двигателя и вентиляторов не был изготовлен, а испытания в аэродинамической трубе не проводились.

Акустическая оценка интеграции быстрозаряжаемой водной батареи для электрических полетов.

Исследование концепции вентилятора с приводом от обода

Акустическая оценка установки AQUIFER RDF была разделена на три основных этапа: (1) акустическое прогнозирование концепции вентилятора с использованием низкочастотных аэродинамических и акустических инструментов; (2) предварительная оценка потенциальных акустических преимуществ, обеспечиваемых облицовкой воздуховодов на установке RDF.

сборка; и (3) Акустические испытания в аэродинамической трубе концепций RDF и связанных с ним конструкций воздуховодов для определения достоверности или недостатков методологий акустического прогнозирования.

#### Используемые инструменты прогнозирования

В исследовании были использованы три инструмента акустического прогнозирования. Первый инструмент прогнозирования является частью программы НАСА по прогнозированию авиационного шума и называется системой анализа пропеллеров (PAS) (ссылка 17). PAS представляет собой код на основе лопастных элементов для прогнозирования аэродинамических характеристик и шума пропеллеров. Было установлено, что PAS очень хорошо прогнозирует периодический шум пропеллеров и роторов в широком диапазоне размеров пропеллеров и условий эксплуатации. Однако важно отметить, что применимость PAS для моделирования ограниченного ротора (или вентилятора) неизвестна; поэтому прогнозы, проведенные на основе RDF AQUIFER, считаются предварительными.

Вторым инструментом прогнозирования является набор широкополосных акустических кодов для ротора (BARC) (ссылки 18 и 19). Эти коды прогнозируют собственный шум, создаваемый лопатками вентилятора, с помощью метода анализа элементов лопаток, используя условия на входе ротора/пропеллера, вычисленные с помощью отдельного решателя потока (в данном случае PAS). BARC специально включает коррелированные данные о пограничном слое профиля и шуме (ссылка 20) в систему координат вращения. Полученные результаты BARC представляют собой акустические спектры в полосах шириной в одну треть октавы, которые можно добавить к тональным уровням, предсказанным PAS, для получения общего прогноза шума лопаток.

Третий рассматриваемый инструмент прогнозирования — это код CDUCT-LaRC (CDL) (ссылка 21). Этот код рассчитывает распространение заданного акустического источника перед поверхностью вентилятора или за направляющими лопатками выхлопной системы (если они присутствуют) во входном или выходном каналах соответственно. В дополнение к расчетам распространения, код может вычислять поле шумового излучения за пределами канала.

#### Характеристики и акустические параметры

Как упоминалось в предыдущем разделе, PAS представляет собой многофункциональный набор программ, вычисляющих соответствующие аэродинамические характеристики винта, а также периодическое акустическое содержание для заданных условий полета. Затем условия потока, воздействующие на различные участки лопастей, вводятся в BARC для широкополосного прогнозирования шума. В следующем разделе приведены результаты прогнозирования, полученные с помощью этих инструментов, в виде коэффициентов характеристик винта (тяга, мощность, КПД); Характеристическая частота прохождения лопастей (BPF) акустической направленности (в единицах SPL); и содержание широкополосного шума (SPL в полосах в одну треть октавы) для условий взлета и крейсерского полета.

#### Результаты аэродинамического и акустического прогнозирования вентилятора с приводом от обода

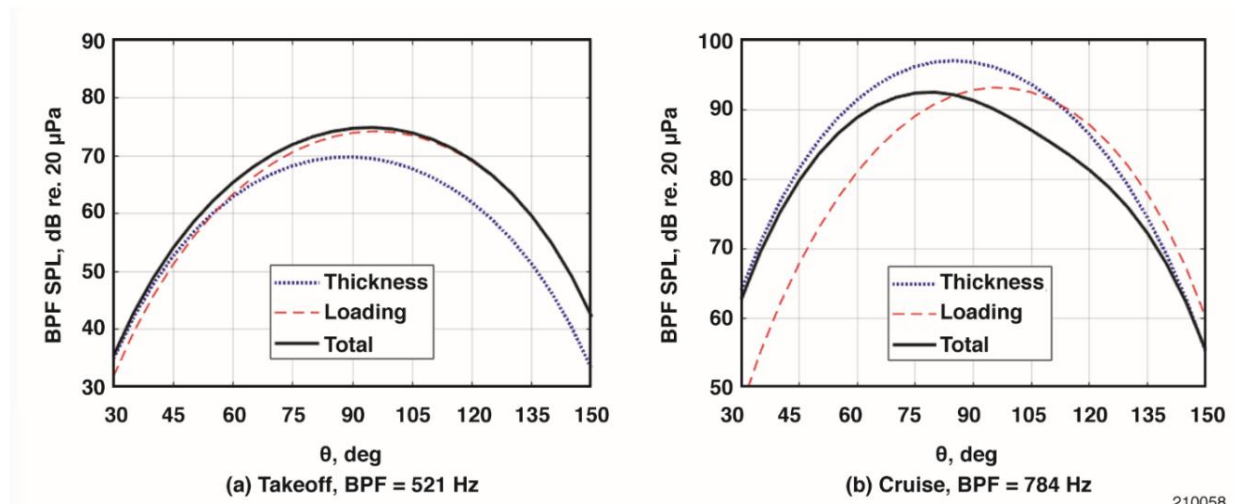
В таблице 21 представлены прогнозируемые аэродинамические силы пятилопастного радиолокационного датчика скорости (RDF), рассчитанные с помощью программы PAS; приведенные расчеты относятся к условиям взлета и крейсерского полета.

Таблица 21. Аэродинамические характеристики вентилятора с кольцевым приводом при заданных условиях взлета и крейсерского полета.

Полет Состояние	PC	Ом (об/мин)		Толкать (Н)	Мощность (кВт)			
Снимать	25.72	6251	0,71	145.02	7.87	0,73	1.09	0,47
Круиз	102.90	9402	1.88	70.17	8.78	0,18	0,42	0,82

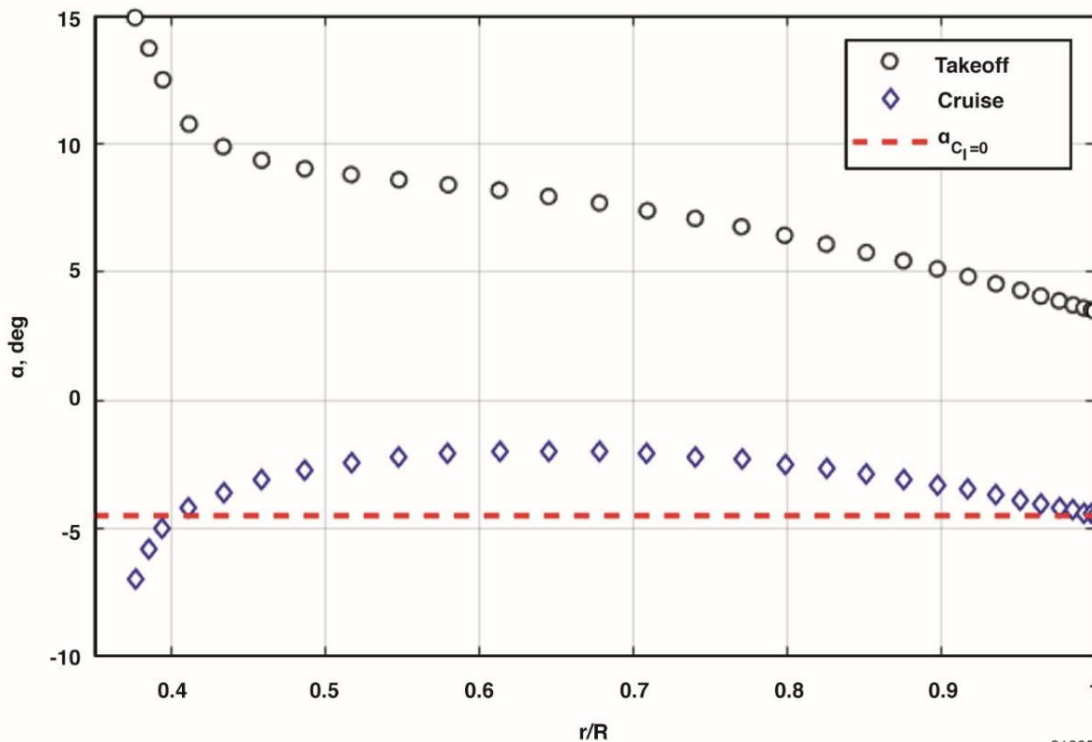
Следует отметить, что сравнение этих значений с предсказанными на рисунке 58 показывает некоторые расхождения в прогнозируемой тяге и мощности, особенно для условий взлета. Считается, что эти расхождения являются результатом относительно больших углов атаки лопасти в этих условиях полета по сравнению с углами атаки в крейсерском режиме. В результате расчетные аэродинамические характеристики могут значительно различаться в зависимости от используемого кода с низкой точностью (в данном случае, XROTOR).

по сравнению с PAS). На рисунке 59 приведено сравнение углов атаки элементов лопасти, вычисленных PAS для различных условий полета, и угла атаки при нулевой подъемной силе ( $\alpha = 0$ ) профиля Wortmann FX 60-126 (вычисленного в PAS), из которого состоит лопасть RDF.



210058

Рисунок 58. (а) Прогнозируемая акустическая направленность частоты прохождения лопастей пятилопастного вентилятора с кольцевым приводом для взлета; и (б) условия крейсерского полета.



210057

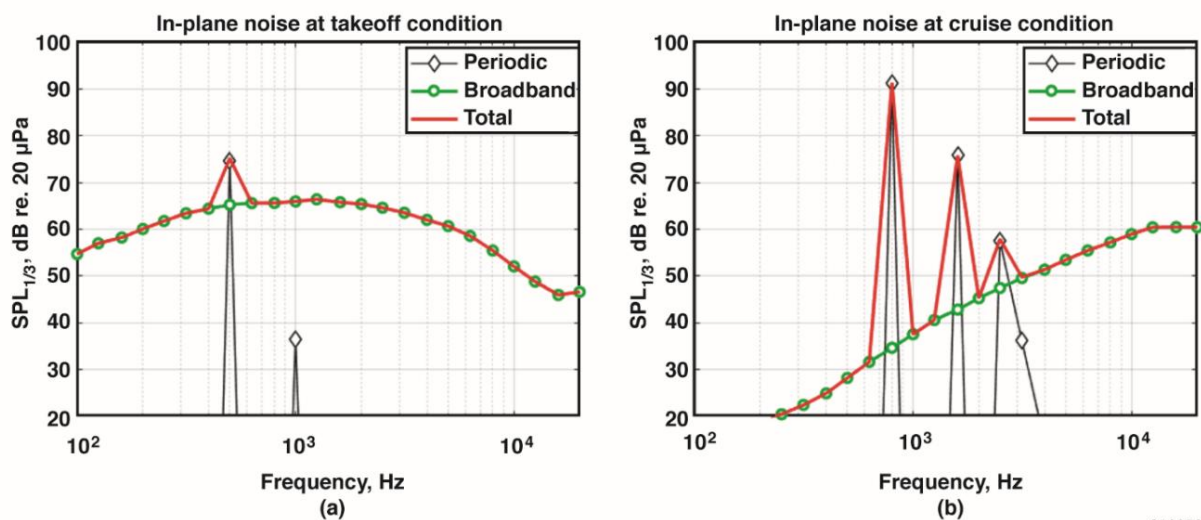
Рисунок 59. Углы атаки элементов лопастей, рассчитанные в системе анализа винта для вентилятора с кольцевым приводом в условиях взлета и крейсерского полета.

Акустика вентилятора с приводом от обода

Тонально-акустические предсказания выполняются для функции радиального распределения (RDF) для ряда наблюдателей, ориентированных в направлении потока, на расстоянии 11,6 футов (3,54 м) от оси вращения вентилятора. Этот ряд наблюдателей предназначен для представления расположения микрофонов внутри ветротурбины NASA LSAWT. На рисунке 59 показаны предсказания PAS акустической направленности BPF для условий взлета и крейсерского полета. Обратите внимание, что  $\theta = 90^\circ$  представляет плоскость вентилятора (измерение в плоскости), при этом углы наблюдения увеличиваются в направлении потока. Графики направленности подразделяются на составляющие шума: по толщине (монополюсный источник) и по нагрузке (дипольный источник), сумма которых дает общий шум.

Как показано ранее на рисунке 58(a), в задней части диапазона углов обзора преобладает шум от нагрузки, обусловленный высокой тягой, создаваемой радиолокационным пеленгатором при взлете; напротив, на рисунке 58(б) показаны сопоставимые уровни шума от толщины и нагрузки в этой задней части диапазона углов обзора в крейсерском режиме, что приводит к тому, что общая диаграмма направленности шума оказывается меньше, чем составляющие шума от толщины и нагрузки в соответствующих передней и задней частях диапазона углов обзора. Считается, что полученные результаты обусловлены сочетанием относительно большого количества лопастей и углов закрутки RDF. Стоит отметить, что уровень шума в крейсерском режиме значительно выше, чем при взлете, из-за гораздо более высокой скорости вращения лопастей вентилятора ( $\omega = 0,51$  для крейсерского режима,  $0,34$  для взлета), необходимой для создания целевой тяги.

Прогнозы собственного шума лопасти вычисляются с использованием BARC в плоскости, совпадающей с положением наблюдателя под углом  $\theta = 90^\circ$ ; затем эти коды суммируются с представлением тональных шумовых компонентов в полосе частот одной трети октавы (показано ранее на рисунке 58), что дает общий прогноз шума RDF. Результаты показаны на рисунке 60.

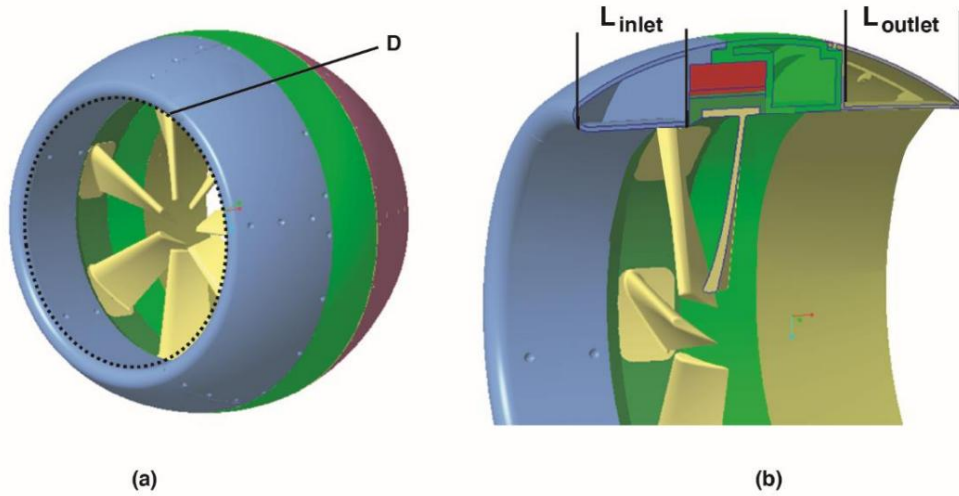


210059

На рисунке 60(a) показан преимущественно широкополосный спектр, где полосовой фильтр (ПФ) появляется в полосе 500 Гц примерно на 10 дБ выше широкополосного уровня. Вторичная гармоника ПФ (1042 Гц) значительно ниже как самого ПФ, так и широкополосных спектральных уровней. На рисунке 58 показано, что этот широкополосный спектр является результатом больших углов атаки, испытываемых лопастями RDF во время взлета, что приводит к более толстым пограничным слоям на задней кромке и более высоким уровням собственного шума в результате отрыва пограничного слоя на задней кромке; в то же время на рисунке 60(б) показан преимущественно тональный спектр, состоящий из второй и третьей гармоник ПФ, причем широкополосные уровни становятся заметными только на более высоких частотах. Опять же, повышенное тональное содержание является результатом более высокой скорости вращения лопастей вентилятора в крейсерском режиме по сравнению со скоростью на взлете; при этом снижение широкополосного шума является результатом более умеренных углов атаки лопастей.

## Концепции облицовки воздуховодов RDF

В качестве возможных вариантов для реализации концепций акустической облицовки можно рассматривать внутренний поток. Поверхности входной и выходной частей воздуховода. На рисунке 61 представлена иллюстрация предварительной концепции воздуховода для RDF с соответствующими обозначениями входной и выходной областей потока. Обратите внимание, что соответствующие геометрические параметры указаны как диаметр вентилятора  $D$ , а также залив и длина выходного воздуховода.

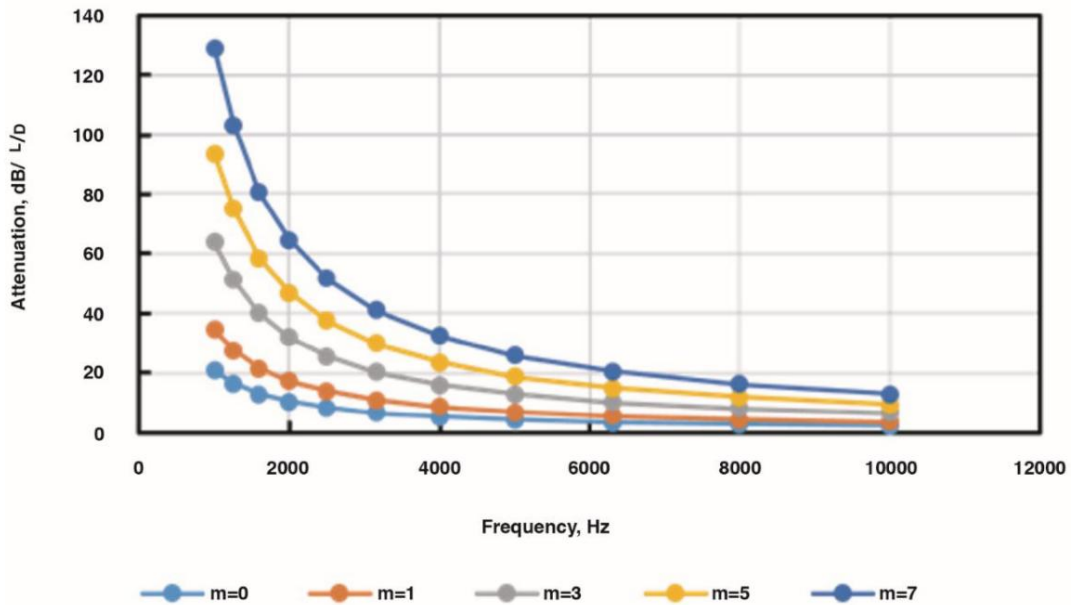


210060

Рисунок 61. (а) Иллюстрации предварительной концепции воздуховода вентилятора с кольцевым приводом: общая сборка; и (б) вид в разрезе внутренних областей воздуховода.

## Предварительные сметы на акустическую обработку

Первоначальные оценки преимуществ акустической обработки были получены на основе воздуховода постоянного сечения. с диаметром вентилятора 14 дюймов. Для акустической обработки осевого распространения ( $m=0$ ) прогнозируемое затухание наименее затухающей радиальной моды при различных числах окружных мод ( $m$ ) в зависимости от отношения длины к диаметру ( $L/D$ ) показано на рисунке 62.



210061

Рисунок 62. Затухание в канале для различных окружных мод ( $m$ ) при номинальных условиях взлета.

На рисунке 63 представлены и показаны прогнозируемые оптимальные импедансы, связанные с вышеупомянутыми прогнозами затухания в условиях взлета и крейсерского полета.  
 рисунок 64.

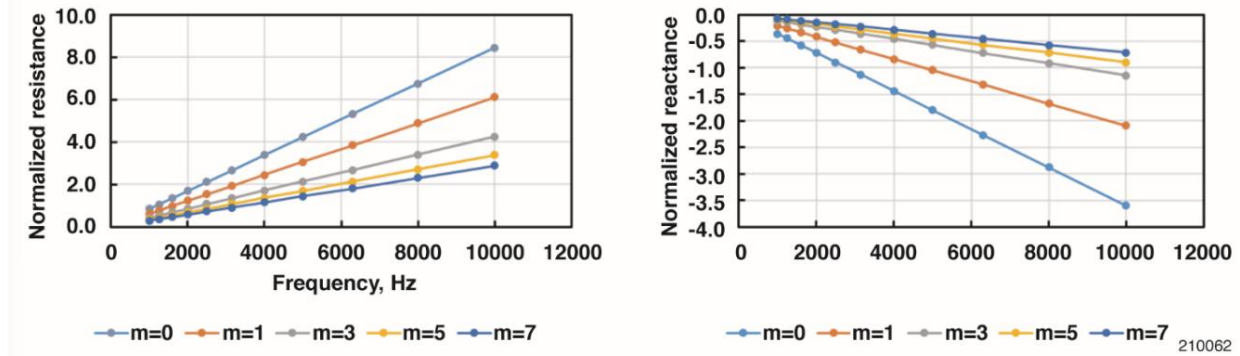


Рисунок 63. Прогнозируемое оптимальное сопротивление для различных номеров окружных мод (отвод. условия).

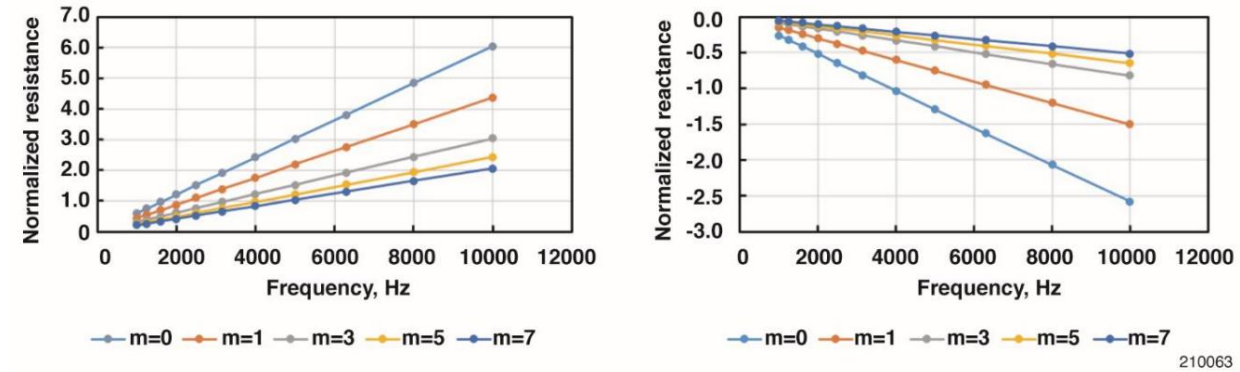


Рисунок 64. Прогнозируемое оптимальное сопротивление для различных номеров окружных мод (крейсерный режим). условия).

Как правило, достичь прогнозируемых оптимальных импедансов во всем частотном диапазоне довольно сложно. Однако в последнее время был разработан ряд новых конфигураций линейного фильтра, обеспечивающих большую гибкость конструкции и повышенное широкополосное затухание. Примеры конструкций с двумя степенями свободы (2 DOF) и несколькими степенями свободы (MDOF) показаны на рисунке 65. где  $h_1$  обозначает высоту обработки над кожухом.

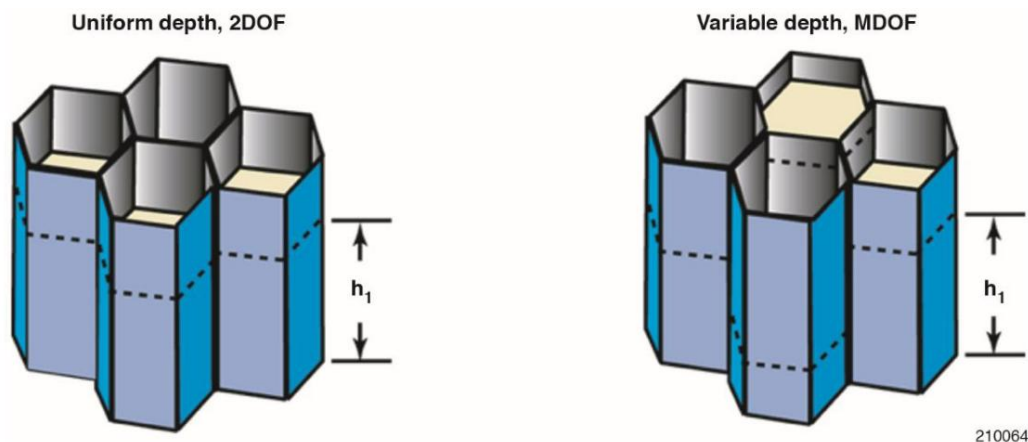


Рисунок 65. Примеры конструкций линейного сердечника для достижения широкополосного затухания.

При наличии конструкции гондолы, более точные прогнозы внутри и в дальней зоне могут быть выполнены с использованием кода CDL (ссылка 22). Этот код рассчитывает распространение заданного акустического источника перед поверхностью вентилятора или за направляющими лопатками выхлопного тракта (если они присутствуют) во входном или выходном каналах соответственно. После расчетов распространения код может вычислить поле излучения шума за пределами канала. Трехмерный канал, смоделированный с помощью CDL, может включать акустическую обработку (возможно, сегментированную по окружности и радиально) и включать в себя распорки/разветвления.

Если бы была доступна геометрия гондолы, можно было бы выполнить прогнозирование для оптимизации линейной обработки на основе физических ограничений. Например, затухание в канале используется при определении целевой функции  $(L_p)$  для оптимизации, где  $L_p$  — число Маха и частота соответственно. Затухание в канале  $\alpha$  при заданных условиях потока и частоте вычисляется в уравнении (2);

$$\alpha = \dots \quad (2)$$

где  $L_p$  обозначают уровень звукового давления (дБ) в источнике и на выходе соответственно. Прогнозирование распространения выполняется в интересующем диапазоне частот и условиях потока, на основе которых определяются значения затухания в канале. Каждый из этих уровней преобразуются в соответствующее среднеквадратичное давление, как показано в уравнении (3):

$$p_{rms} = (20 \times 10^{-6}) 10^{L_p/20} \quad (3)$$

Наконец, сумма квадратов этих значений используется в качестве целевой функции. минимизируется, как показано в уравнении (4):

$$J = \sum_{i=1}^N (p_{rms,i})^2 \quad (4)$$

Двойное суммирование используется для учета множества условий полета в диапазоне частот. Например,  $n = 3$  будет использоваться для учета трех условий сертификации (заход на посадку, снижение высоты и взлет),  $a = 7$  — для охвата центральных частот полосы в одну треть октавы от 1000 до 4000 Гц. Для различных условий полета и частот также может потребоваться увеличение веса за счет использования переменных значений весовых коэффициентов ( $w_i$ ).

Эти прогнозы впоследствии можно было бы передать в дальнюю зону для оценки воздействия шума на население. Конструкция gondoly еще не была окончательно утверждена, и необходимые данные для проведения таких расчетов отсутствовали.

## Концепция интеграции водной быстрозаряжаемой батареи в исследованиях электрических полетов

### Оценка целесообразности

В следующих таблицах представлена оценка технико-экономического обоснования, соответствующие детали и дальнейшие шаги. В таблице 22 показаны основные цели оценки технико-экономического обоснования в соответствии с MCR AQUIFER. Первая цель заключалась в демонстрации воспламеняемости/невзрывоопасности. Для оценки технико-экономического обоснования это преимущество было определено с использованием процесса анализа безопасности системы НАСА.

Вторая задача была связана с характеристиками плотности тока NEF. На протяжении всего проекта плотность тока NEF неуклонно улучшалась, начиная с 2 мА/см<sup>2</sup> в ячейке NEF и достигнув 85 мА/см<sup>2</sup> из запланированных 100 мА/см<sup>2</sup> в ячейке NEF в течение двух лет.

Третьей и последней основной задачей была интеграция характеристик NEF/RDM, которая была разработана, но не была построена или протестирована.

Таблица 22. Интеграция водной быстрозаряжаемой батареи для исследований в области электрических полетов: основные цели и оценка осуществимости.

Начальный Цели (по данным MCR)	Подробности	Дальнейший путь
Отсутствие искр/огня/ взрыва включается при смешивании анода и катода	<ul style="list-style-type: none"> <li>Компания NEF обеспокоена проблемой избыточного выделения газа при зарядке (вероятность: маловероятна).</li> <li>Анод/катод из NEF были смешаны в небольших количествах.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Дальнейшие работы не планируются</li> </ul>
Продемонстрировать конкурентоспособные характеристики батареи (100 мА/см <sup>2</sup> )	<ul style="list-style-type: none"> <li>NEF продемонстрировал разряд: 85 мА/см<sup>2</sup> в течение 1 мин (проточная ячейка NEF). 200 мА/см<sup>2</sup> в течение 1 мин (вращающийся токосъемник)</li> <li>NEF продемонстрировал заряд: 30-41 мА/см<sup>2</sup> в течение 120 мин</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Разработка, проектирование и создание электрифицированных проточных ячеек NEF демонстрационная станция зарядки самолетов</li> </ul>
Продемонстрировать интегрированную систему NEF и RDM.	<ul style="list-style-type: none"> <li>Для работы двигателя в демонстрационном образце крыла батареи NEF требуют тока разряда на уровне ячейки от 50 до 70 мА/см<sup>2</sup> и примерно 20 мА/см<sup>2</sup> на уровне всей батареи.</li> <li>Приблизительно максимальная скорость вращения двигателя 400 об/мин</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Дальнейшие работы не планируются</li> </ul>

Второстепенные цели оценки целесообразности проекта AQUIFER представлены в таблице 23;

Эти цели касались характеристик RDM, акустических прогнозов, разработки лопаток вентилятора, создания демонстрационного образца крыла и перехода проекта за пределы CAS.

Таблица 23. Интеграция водной быстрозаряжаемой батареи для исследований в области электрических полетов: второстепенные цели и оценка осуществимости.

Вторичный Цели (по данным MCR)	Подробности	Дальнейший путь
Продemonстрировать способность RDM к работе в режиме eSSTOL (ускоренное взлет и посадка).	<ul style="list-style-type: none"> <li>Современный 14-дюймовый подшипники не могут быть сертифицированы в течение 1000 об/мин, требуется работа на 9000 об/мин.</li> <li>Предполагается, что воздушные подшипники будут обладать возможностью вращения со скоростью более 9000 об/мин и улучшенными акустическими характеристиками.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Концепция RDM не имеет будущее, если не будет внедрена интеграция воздушных подшипников или магнитных подшипников</li> </ul>
Характеристика RDM/ Акустические характеристики RDF	<ul style="list-style-type: none"> <li>Текущая несущая способность существенно ограничивает полезность акустических испытаний в LaRC</li> <li>Планируются акустические испытания, и образец готов к приемке (при условии сохранения работоспособности).</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Необходимо будет провести испытания на динамометре и в аэродинамической трубе.</li> </ul>
Полная разработка лезвий RDF	<ul style="list-style-type: none"> <li>Проект НАСА передан производителю двигателей и находится в процессе изготовления.</li> <li>Конструкция кольцевого вентилятора позволяет использовать лопасти разного размера.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Необходимо будет провести акустические испытания.</li> </ul>
Полный макет крыла самолета Демонстрационный образец с двумя блоками питания NEF. РДМ	<ul style="list-style-type: none"> <li>Разработка демонстрационного образца крыла продвигается</li> <li>NEF-стеки для Wing Для работы двигателя демонстрационной модели требуется разряд на уровне стека приблизительно 20 мА/см<sup>2</sup>.</li> <li>Максимальная скорость вращения двигателя составляет приблизительно 400 об/мин.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Дальнейшие работы не планируются</li> </ul>

## Вопросы проектирования летательных аппаратов, работающих на нанoeлектротопливе.

Целевые конфигурации проекта AQUIFER — это самолеты с коротким взлетом и посадкой (SSTOL) и самолеты с обычным взлетом и посадкой (STOL). Эти конфигурации обеспечивают поддержку городской воздушной мобильности (UAM) в ближайшей перспективе. Предоставление услуг городского аэрофотосъемочного полигона по более низкой цене без решения многочисленных проблем, связанных с полноценной концепцией городской аэромобильности. В настоящее время эти технологии находятся в стадии разработки, и темы в этом разделе связаны с общей технологией авиационной техники в рамках проекта AQUIFER.

В целом, в документации по эксплуатации самолетов с двигателями содержатся инструкции, процедуры, руководства и ссылки, разъясняющие порядок технического обслуживания, модификации и осмотра самолета (ссылка 22). Некоторые из выявленных тем требуют итеративной оценки и будут рассмотрены далее.

Зависит от задачи или конфигурации. Эксплуатация самолетов с двигателем, требующая особого внимания в связи с применением технологии NEF, включает в себя следующие аспекты: балансировка и распределение веса, аварийные процедуры, процедуры реагирования на аварии и инциденты, техническое обслуживание, процедуры обслуживания самолетов, опасные материалы и программа обеспечения безопасности полетов. Раннее проектирование подсистем и системная интеграция с учетом технического обслуживания также рассматриваются как факторы, влияющие на показатели отказов компонентов и надежность.

#### Вес и равновесие

В самолете NEF были учтены вопросы веса и балансировки — основные ограничения, определяющие эксплуатацию самолета. Оценка проводилась с учетом ожидаемого перемещения наноэлектротоплива из одного резервуара в другой (из «использованных» в «опустошенные» резервуары). Наноэлектротопливные жидкости не являются расходуемыми, поэтому предполагалось, что каждую из жидкостей анода и катода необходимо будет перемещать из одного резервуара в другой.

Переход от энергоемкого топливного бака к обедненному позволит использовать как минимум два, а возможно, и четыре отдельных топливных бака или пару двухсекционных баков, разделенных гибким поршнем или мембраной. Предполагается, что конструкция будет иметь два отдельных бака (один для анода и один для катода), которые будут рециркулировать каждую жидкость NEF отдельно, или два бака с подвижными мембранами, разделяющими новую и отработанную жидкость. Текущая конструкция исключает влияние NEF на вес и балансировку и, если будет реализована в окончательной конструкции, предположительно улучшит показатели веса и балансировки во всем диапазоне режимов полета.

#### Аварийный выход

Процедуры эвакуации, вероятно, будут сложными, учитывая конфигурацию транспортного средства с большим количеством двигателей. в различных квадрантах (или зонах) пассажирского салона. Аналогично, в случае чрезвычайной ситуации, вопросы реагирования для служб экстренного реагирования могут быть проблематичными из-за большого количества маломощных двигателей. Если будет достигнуто значительное снижение уровня шума от движителей, двигатели будет сложнее услышать во время чрезвычайной ситуации. Другие соображения включают снятие фонаря или двери, наземные процедуры и процедуры во время полета для экипажа и пассажиров, но эти соображения применимы к любому летательному аппарату ZEST, независимо от того, работает ли он на системе NEF или на обычных батареях.

#### Реагирование на аварии, инциденты и происшествия

План реагирования на чрезвычайные ситуации описывает процедуры минимизации риска для сотрудников экстренных служб, представляет процедуры спасения экипажа и пассажиров, а также устанавливает соответствующие правила обращения с материалами или химическими веществами, которые необходимо соблюдать в случае аварии. Ожидаемая конфигурация AQUIFER будет включать двенадцать или более маломощных вентиляторов в кожухах, окружающих весь летательный аппарат, и, как ожидается, будет иметь собственные интегрированные источники питания. После определения окончательной конфигурации летательного аппарата необходимо будет определить процедуры спасения экипажа и пассажиров в случае аварии; эти процедуры должны включать: инструкции по обеспечению безопасности всех источников питания; ограничения на контакт с источниками топлива; и процедуры эвакуации любого человека, находящегося на борту летательного аппарата, который не может двигаться или иным образом недееспособен. Если топливо считается опасным для окружающей среды, необходимо будет разработать процедуры очистки от разливов жидкости.

#### Техническое обслуживание: проектирование и интеграция подсистем на ранних этапах

На ранних этапах проектирования и интеграции подсистем часто выявляется множество компонентов, повышающих вероятность отказов подсистем. Высокая частота отказов подсистем осложняет обеспечение бесперебойной работы в будущем. К числу наиболее подверженных отказам компонентов стека NEF относятся насосы и

Мембрана между анодом и катодом. Кроме того, между камерами блока NEF имеется множество уплотнительных колец. Любой из этих компонентов может быть источником утечек жидкости NEF. Подшипники, как потенциальный источник шума, представляют серьезную проблему для RDM и находятся в центре внимания при разработке. Предполагается, что несколько итераций упростят конструкцию и значительно сократят количество компонентов или устранят области, где эти потенциальные отказы были выявлены на ранних этапах разработки.

#### Техническое обслуживание самолетов

В данном разделе рассматриваются процедуры технического обслуживания воздушных судов, включая методы заправки, слива топлива и подзарядки. Процессы, описывающие эти темы, необходимо будет модифицировать или изменить по сравнению с существующими.

#### Заправка и слив топлива

Существующие процессы заправки направлены на повышение эффективности, безопасности и снижение загрязнения или статического электричества. Процесс заправки топливом на основе NEF необходимо тщательно оценить. Постоянное использование NEF позволит стандартизировать процесс слива топлива из него по сравнению с существующими сегодня конфигурациями обычных самолетов. Реактивное топливо и топливо на нефтяной основе являются расходными материалами и обычно сливаются по определенным причинам, таким как техническое обслуживание или хранение, тогда как NEF будет сливаться в обязательном порядке для повторной заправки.

Для заправки самолетов обычно используются два типа. Первый тип предполагает заправку через одну точку (крупные самолеты, как правило, используют метод заправки через одну точку), а большинство небольших самолетов используют метод заправки над крылом. Метод заправки в одной точке прост, но потребует внесения изменений в инфраструктуру. Необходимо принять меры предосторожности, чтобы исключить возможность заправки самолета в топливную систему NEF реактивным или авиационным топливом. Кроме того, если используются два разных вида топлива первого поколения, необходимо принять меры предосторожности, чтобы исключить их смешивание или добавление в неправильный бак. Влияние смешивания топлив NEF в настоящее время неизвестно, и смешивание может привести к множеству неблагоприятных последствий. Процессы слива топлива обычно осуществляются с использованием самотечных или насосных систем; эти процессы для NEF, конечно же, должны выполняться безопасно. Планируется, что во втором поколении будет использоваться одна жидкость, и его внедрение будет намного проще с логической точки зрения.

Ещё один аспект, не рассмотренный в ходе данного исследования, — это концепция смешанных жидкостей для гидроабразивной резки (ГЭР), основанная на предполагаемом количестве циклов, пройденных жидкостью. Смешивание новой жидкости для ГЭР с жидкостью, прошедшей несколько сотен циклов, может оказать негативное воздействие на эффективность работы ГЭР.

#### Перезарядка

Ожидается, что NEF будут обладать значительно отличающимися характеристиками от реактивного или авиационного топлива. Необходимо учитывать особые факторы, касающиеся соотношений, давления, испарения, загрязнения, замерзания и испарения, применительно к NEF.

Поскольку батареи NEF принципиально отличаются от большинства батарей и других топливных элементов, в связи с развитием технологий возникают совершенно новые проблемы, касающиеся подзарядки Национального энергетического фонда (НЭФ). Предполагается, что большая часть подзарядки будет осуществляться за счет экологически чистых источников энергии, таких как ветряные турбины, солнечные панели или гидроэлектростанции. Инфраструктура подзарядки Зарядка может производиться на месте, или же NEF может транспортироваться «грузовиком» к удаленным зарядным станциям и обратно. На ранней стадии разработки ожидается, что для обслуживания демонстрационного самолета будет создана одна зарядная станция; специализированное зарядное оборудование необходимо будет постепенно разрабатывать в виде производственного процесса и установки. В целом, ожидается, что зарядка будет простым процессом, управляемым программным обеспечением, чтобы избежать электролиза (производства водорода).

Перемещение анода и катода для подзарядки может представлять собой логистическую проблему в зависимости от требований конкретной системы. Предполагается, что транспортным средством, курсирующим между самолетом и зарядными станциями, может быть топливозаправщик, аналогичный используемым сегодня авиационным топливозаправщикам. Топливозаправщикам GEN 1 NEF потребуется два бака: один для слива топлива из самолета, а другой для заправки; можно использовать один грузовик с двумя отдельными баками или один грузовик для каждого анода или катода. Те же требования предъявляются и к топливозаправщикам GEN 2 NEF; топливозаправщикам GEN 2 NEF потребуется либо один грузовик с двумя баками, либо один грузовик для каждого процесса заправки и слива топлива.

#### Способы подзарядки

В рамках проекта еще не рассмотрены некоторые темы, требующие дальнейшего изучения, такие как: в качестве требований к электрическим соединениям для электрифицированных летательных аппаратов (стандарты или сертификация) и зон, запрещенных для зарядки. Обе темы проекта будут иметь решающее значение для проектирования и эксплуатации летательных аппаратов.

Важной задачей в отношении NEF будет снижение деградации анода батареи, а также катодной жидкости и химических компонентов. Существует несколько факторов, ускоряющих деградацию литий-ионных батарей, таких как высокая скорость тока, перенапряжение (перезаряд) и пониженное напряжение; поэтому важно учитывать методы зарядки, которые будут использоваться для NEF. Внутреннее сопротивление является одним из важнейших показателей деградации батареи, однако особенности этого аспекта останутся неизвестными до тех пор, пока не будут разработаны батареи, пригодные для использования в авиации. Кроме того, потребуются специализированные резервуары для хранения и специальные процедуры, которые, вероятно, повлияют на разложение этих жидких соединений.

Ещё одним потенциальным препятствием является количество доступной энергии из экологически чистых источников и время перезарядки NEF по сравнению со временем использования. Ожидается, что доступная энергия из экологически чистых источников не будет играть решающей роли на ранних этапах демонстрации, но если технология окажется жизнеспособной, основными ограничениями могут стать производство энергии и инфраструктура поддержки зарядки-использования-перезарядки. Мощность перезарядки также может быть ограничена ограничениями мощности зарядных кабелей, зарядных станций и транспортных средств. Общая емкость всех используемых батарей — ещё один важный параметр, который необходимо исследовать. Как и в случае с топливной емкостью, важно выбирать емкость батарей в зависимости от задачи. Однако технологические ограничения, связанные с емкостью батарей, скорее всего, станут ограничивающим фактором для возможностей выполнения задачи.

#### Обращение с опасными материалами и обучение

Вполне возможно, что твердые частицы NEF будут рассматриваться как опасные химические вещества, и их обращение и хранение должны осуществляться в соответствии со специальными правилами и процедурами, касающимися опасных материалов.

В целом, известно, что наноматериалы потенциально представляют опасность для здоровья (ссылка 23); поэтому на этапах разработки и тестирования следует проявлять особую осторожность, чтобы уменьшить или исключить воздействие экспериментальных наноматериалов на человека. После установления соответствующих параметров необходимо провести исследования для оценки и полного понимания любых потенциальных угроз для здоровья.

#### Безопасность полетов и опасности

Тема безопасности полетов очень обширна и охватывает широкий спектр материалов и операций. В этом разделе рассматриваются вопросы безопасности и устранения опасностей, и он ограничивается технологиями NEF RDM. Кроме того, эти транспортные системы могут быть пилотируемыми, автономными или дистанционно управляемыми, что еще больше усложняет и без того сложную тему. Анализ опасностей, специфичный для NEF, представлен на рисунках 66 и 67. На рисунке 66 показана...

Отчет об опасности AQUIFER (HR) в связи с опасным выбросом топлива NEF (HR-01); на рисунке 67 показано Отчет AQUIFER об опасности выброса газообразного H<sub>2</sub> и/или O<sub>2</sub> в результате превышения номинальных рабочих условий батареи NEF (HR-12).

Ожидается, что нанозлектропитание будет обладать относительно высокой плотностью энергии. Некоторые нормативные акты Ограничение подачи электроэнергии и зарядки аккумуляторов вблизи самолетов и ангаров, требующее постоянного присутствия персонала на зарядных станциях и ограничения зарядки без исключений или строгого контроля. Кроме того, некоторые правила устанавливают, что электрические соединения должны располагаться на расстоянии не менее 18 дюймов от пола, если поблизости находятся другие самолеты, работающие на легковоспламеняющемся топливе. Особое внимание следует уделить интеграции подсистем двигателя и NEF, чтобы каждый блок был обесточен перед проведением технического обслуживания (в местах расположения двигателей).

В качестве аналогичной технологии была выбрана батарея Airbus Zephyr (Airbus SE, Лейден, Нидерланды) (арт. 24) с анодом из кремниевых нанопроволок и плотностью энергии 435 Вт·ч/кг. Хотя в настоящее время NEF не считается пожароопасной, в рамках программы Zephyr было установлено, что высокая плотность энергии на уровне ячейки создает проблему предотвращения возгорания в случае короткого замыкания, высвобождающего эту энергию. Производителям NEF необходимо будет понять, обладают ли более высокая плотность энергии NEF теми же или схожими характеристиками.

Для обеспечения эффективного теплоотвода необходимо понимать особенности работы NEF-батарей с точки зрения тепловыделения. Безопасная рабочая среда. Знание эффективного рассеивания тепла, выделяемого во время работы батарей, а также температур хранения, имеет решающее значение для обеспечения срока службы. повышение производительности и предотвращение катастрофических отказов батарей. В последние десять лет вопросам управления тепловым режимом батарейных блоков для мощных приложений уделяется значительное внимание как в академической среде, так и в промышленности. В исследованиях (ссылка 22) изучались различные подходы к системам отвода тепла от батарей (BHAS) на разных уровнях, от отдельных ячеек до систем питания на основе батарейных блоков. В ходе первоначальных испытаний полностью заряженные анодная и катодная жидкости смешивались, и отслеживалось их тепловое поведение. Результаты показали минимальное повышение температуры, порядка нескольких градусов Цельсия. Есть высокая уверенность в том, что смешивание NEF не приведет к взрывоопасности, но для подтверждения этого утверждения потребуются дополнительные испытания.

Смешивание катода и анода в разряженном и заряженном состояниях возможно. В разряженном состоянии ожидается, что при смешивании наножидкостей катода и анода реакция между наночастицами будет очень незначительной или вовсе отсутствовать. В заряженном состоянии, если наножидкости катода и анода находятся в контакте, но не смешиваются, возможна окислительно-восстановительная реакция (перенос электронов) между наночастицами. Для того чтобы произошел обмен электронами и ионами, окислительно-восстановительная реакция требует физического контакта отдельных наночастиц с электролитом. Ожидается, что эта окислительно-восстановительная реакция при контакте жидкости высвободит накопленную электрохимическую энергию в виде тепла. В случае разлива, когда происходит смешивание, высвобождение накопленной электрохимической энергии в виде тепла будет усиливаться и ожидать. Тем не менее, как только вся вода из электролита испарится, ожидается, что окислительно-восстановительная реакция завершится. В наножидкостях с более высокой концентрацией наночастиц электролит будет испаряться быстрее, ограничивая окислительно-восстановительную реакцию между наночастицами; следовательно, ограничивая тепловые эффекты в случае разлива. Конечно, существуют опасности, присущие присутствию наночастиц и щелочного электролита.

#### Процесс анализа опасностей

Безопасность является первостепенной задачей во всех аспектах любой программы. В этом разделе указаны некоторые из них. Выявленные опасности. Каждая опасность определяется на основе описания опасности в зависимости от сценария. Это описание затем используется для определения причин, последствий и мер по их смягчению. Хотя это не включено в приведенные ниже примеры, типичный процесс заключался бы в построении матрицы действий в отношении опасностей, связанных с риском для людей, активов или миссии, которая затем оценивалась бы; после этого можно было бы составить окончательное обоснование категории опасности для завершения анализа. Процесс анализа безопасности систем НАСА использовался для обеих технологических опасностей, показанных на рисунке 66 и рисунке 67. Эти элементы вместе используются для принятия решений о риске и мерах по его смягчению. Раннее выявление этих опасностей призвано информировать участников проекта. Затем участники проекта могут использовать эту информацию о выявленных опасностях для заблаговременного принятия мер или изменений, направленных на уменьшение или устранение причин, последствий или самой опасности в целом.

Предварительный анализ опасностей, связанных с системой AQUIFER, выявил кольцевые батареи NEF и RDM как потенциально опасные объекты. Некоторые из этих опасностей, а также их краткое описание, приведены ниже и включают в себя опасный выброс NEF, а также выброс газообразного водорода H<sub>2</sub> или кислорода O<sub>2</sub> в результате превышения номинальных рабочих условий батареи NEF. Кроме того, ниже представлен анализ опасностей NEF, касающихся операций зарядки и разрядки (см. HR-01 на рисунке 66 и HR-12 на рисунке 67). Этот анализ послужил основным обоснованием для заявлений о воспламеняемости и невзрывоопасности, а также для общей политики безопасности технологии NEF.

#### Опасность 1: Опасный выброс наноэлектротоплива

Система AQUIFER содержит два кольцевых блока NEF-аккумуляторов. Жидкости NEF (анод и Катоды) должны подаваться в блок NEF по сети резервуаров, труб, коллекторов и насосов. Во время работы отказ компонентов системы NEF или уплотнений, компонентов интерфейса системы, заправки NEF или аномалий в процессе транспортировки может привести к утечке NEF на окружающие компоненты, что вызовет деградацию материалов или коррозию, или травмирование персонала. Причины и последствия перечислены в таблице 24.

Таблица 24. Опасные выбросы наноэлектротоплива.

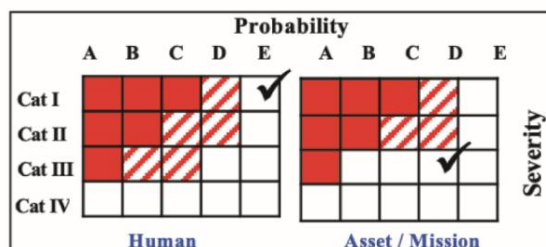
Причины	Эффекты
Утечки в системе (NEF)	Загрязнение испытательной зоны
Аномалия в процессе заправки (разлив NEF) Примечание: включает транспортировку NEF.	Термическая реакция в результате смешивания жидкостей NEF
Отказ компонента (спрей NEF)	Выделение опасных газов
Недостаток проектирования системы	деградация материала или коррозия
Неправильная сборка (механическая или электрическая)	Повреждение имущества «Центра»; травмы персонала.

К мерам по снижению рисков относятся: поддон для сбора капель, процедуры заправки, инструктаж персонала обо всех связанных с этим опасностях, использование необходимых средств индивидуальной защиты, защитная изоляция, аварийные остановки и проверка герметичности подсистем. Кроме того, проблемы с блоком NEF, такие как утечки, могут ухудшить работу RDM, что может привести к структурному повреждению любого из компонентов двигателя или конструкции крепления интерфейса.

**HR-01: Hazardous Release of NEF Fuel****Scenario Based Hazard Description:**

The AQUIFER Wing Demonstrator (Wing Demo) contains two annular Nano-Electro Fuel (NEF) battery stacks. The NEF fluids (anode and cathode) are delivered to the NEF stack by a network of tanks, tubing, manifolds, and pumps. During operation, a failure of NEF system components or seals, system interface components, or NEF fuel refueling/transportation operation anomalies could result in leakage of NEF fuel onto surrounding Wing Demo components, resulting in material degradation or corrosion and/or injury to personnel.

Causes	Effects	Mitigations
A. System leaks (NEF dripping/seepage) B. Refueling operation anomaly (NEF spill) Note: Includes transportation of NEF fuel. C. Component failure (NEF spray) D. System design deficiency E. Improper assembly (mechanical/electrical)	E1. Contamination of test area E2. Thermal reaction due to mixing of the NEF fluids E3. Hazardous gas evolution E4. Material degradation/corrosion E5. Damage to Center Assets E6. Injury to personnel	1. Drip tray (Capable of total fuel volume containment) (E1, E4, E6) 2. Refueling procedure (B) 3. Procedure review (A, B, C, E) 4. Test personnel shall be briefed on all associated hazards, and required PPE before testing (E6) 5. Protective shielding (E1, E4, E6) 6. Ensure all test personnel and/or non-projects assets are outside of the established keep out zone prior to system startup until power has been removed (E1, E4, E6) 7. Design review (Wing demo ICD review) (D) 8. E-stop (E1, E2, E4, E6) 9. Subsystem leak testing to be performed (A, C, D, E) 10. Assembly procedure (E) 11. NEF spill kit (E1, E4, E5, E6)

**AFRC Hazard Action Matrices****Final Hazard Category Justification Statements****Final Severity Justification**

**Personnel:** In the event of a release of NEF fuel that breaches the physical barriers and comes in contact with personnel, catastrophic injury is credible.

**Asset:** In the event of a release of NEF fuel that breaches the physical barriers and comes in contact with Center assets, repair and/or clean-up costs could exceed 50K.

**Final Probability Justification**

**Personnel:**

**Asset:**

Rev. 07-30-2019

210065

Рисунок 66. Отчет об опасности, связанной с выбросом наноэлектротоплива (HR-01), в рамках исследования интеграции водных быстрозаряжаемых батарей для электрических полетов.

Опасность 2: Выделение газообразного водорода или кислорода в результате превышения номинальных условий эксплуатации батареи NEF.

В крыле AQUIFER будут размещены кольцевые батареи NEF. Во время работы жидкость NEF будет прокачиваться через эти батареи. В нормальном режиме работы система NEF будет функционировать в пределах номинального диапазона напряжений. Превышение диапазона напряжений может привести к выделению водорода (во время зарядки) или кислорода. Со временем может выделиться достаточное количество водорода, что может привести к пожару или взрыву, повреждению или потере оборудования проекта, травмам или гибели персонала. Причины и последствия перечислены в таблице 25.

Таблица 25. Выделение газообразного H<sub>2</sub> или O<sub>2</sub> в результате превышения номинальных условий эксплуатации наноэлектротопливной батареи.

Причины	Эффекты
Перезарядка	Пожар или взрыв
Чрезмерный разряд	Повреждение или утрата активов проекта.
Внешнее короткое замыкание	Повреждение имущества «Центра»; травмы или гибель персонала.

К числу мер по снижению риска относятся: использование непроводящих колпачков на клеммах аккумулятора; физическое разделение системы управления батареей; изоляция положительной и отрицательной клемм; использование контрольного списка зарядки; требования к процессам зарядки, контролируемым и выполняемым только квалифицированным персоналом; использование датчика водорода с входными сигналами для системы управления безопасностью; видимые сигнальные маяки; и эксплуатация системы в хорошо проветриваемом помещении.

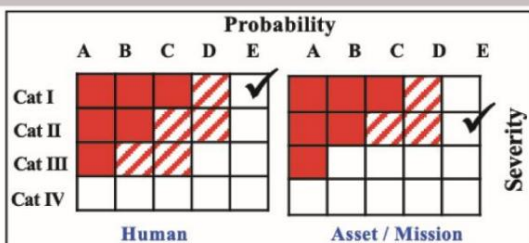
Эти риски можно регулярно устранять по мере продвижения проекта. Раннее выявление этих элементов позволяет проектной команде узнать о потенциальных системных опасностях. Затем участники проекта могут заблаговременно предпринять действия или внести изменения для уменьшения или устранения причин, последствий или общей опасности.

(см. рисунок 67).

**HR-12: Gaseous H2 and/or O2 Release due to Exceeding the Nominal Operating Conditions of the NEF Battery****Scenario Based Hazard Description:**

The AQUIFER Wing Demonstrator (Wing Demo) contains two annular Nano-Electro Fuel (NEF) battery stacks. During operation, the NEF fluid is pumped through the stacks to be either charged or discharged. During normal operation, the NEF system will be operated within a nominal voltage window. Exceeding those voltages can result in the evolution of hydrogen (during charge) or oxygen. Over time, sufficient hydrogen can be evolved that could lead to fire or explosion, resulting in damage/loss of project assets, damage to Center assets, and/or injury/death to personnel.

Causes	Effects	Mitigations
A. Over-charging B. Over-discharging C. External short circuit	E1. Fire and/or explosion E2. Damage or loss of project assets E3. Damage to Center assets E4. Injury or death to personnel	1. Non-conductive battery terminal caps (C) 2. Battery Controller System (BCS) provides upper and lower control for voltage, current, and temperature (A,B) 3. Physical separation and electrical insulation of positive and negative terminals (C) 4. Charging checklist (to include review) (A) 5. Charging activities shall be monitored and performed by qualified personnel only (A) 6. Hydrogen sensor with inputs to BCS and observable warning beacon (E1, E2, E3, E4) 7. Operation in well ventilated area (E1, E2, E3, E4) 8. Ensure all test personnel and/or non-projects assets are outside of the established keep out zone prior to system startup until power has been removed (E2, E3, E4) 9. Restricted access zone (only essential personnel permitted) (E2, E3, E4) 10. Manual E-Stop capable of system power shutdown (E1, E2, E3, E4) 11. Test personnel shall be briefed on all associated hazards, and required PPE before testing (E3, E4)

**AFRC Hazard Action Matrices****Final Hazard Category Justification Statements****Final Severity Justification**

**Personnel:** In the event of a hydrogen fire/explosion, personnel could sustain catastrophic injuries.

**Asset:** In the event of a hydrogen fire/explosion, damage/loss of project assets, and damage to Center assets could exceed 500K.

**Final Probability Justification**

**Personnel/Asset:** The design includes a physical separation of battery terminals to prevent shorting, and a BCS to control voltage, current, and temperature to prevent gas evolution. Procedural mitigations include operational checklists, personnel requirements, established keep out zones, and required PPE. Hazardous gas sensors, and a manual E-stop are also incorporated. Though theoretically possible for gaseous evolution to occur that would result in a fire/explosion, necessary steps to reduce the risk to an improbable state have been implemented.

Rev. 07-30-2019

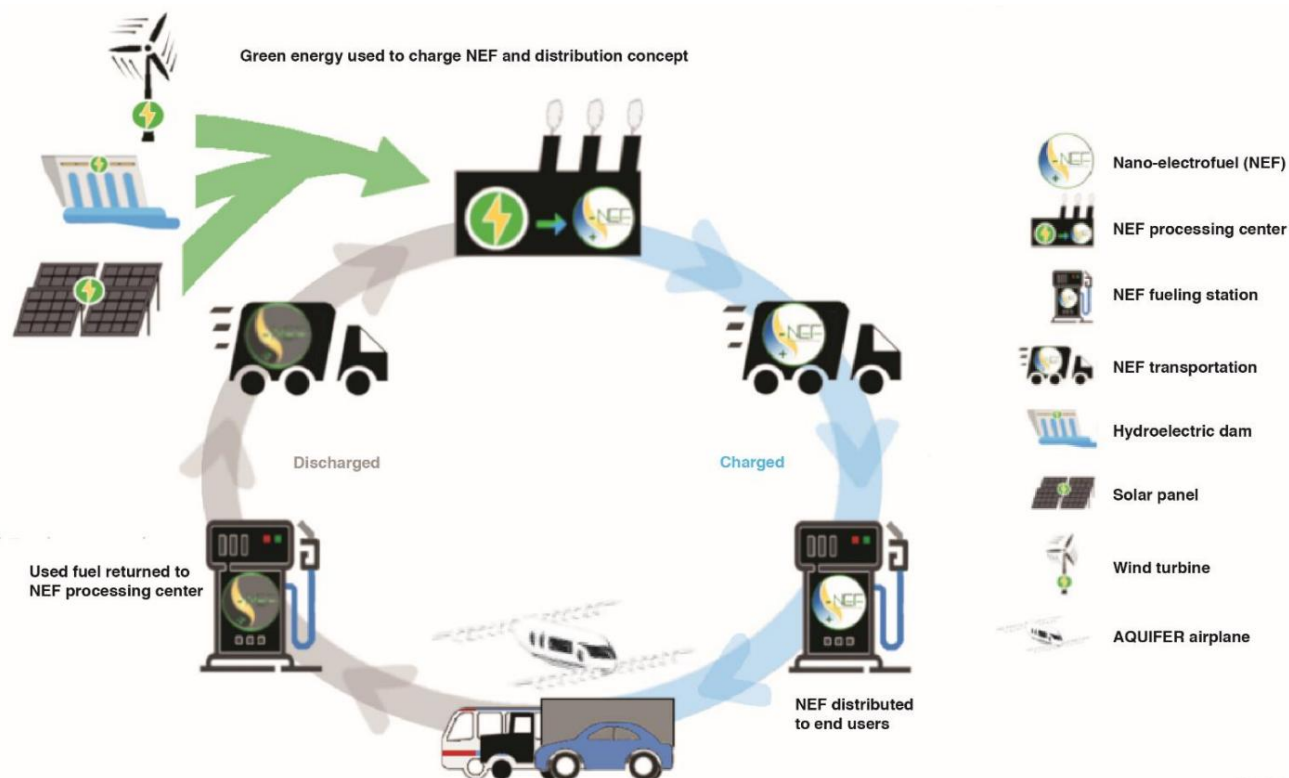
210066

Рисунок 67. Отчет об опасности, связанной с интеграцией быстрозаряжаемой водной батареи для исследований в области электрических полетов, в результате выброса газообразного H2 и/или O2 при превышении номинальных рабочих условий наноэлектротопливной батареи (HR-12).

## Применение технологий и перспективы дальнейших исследований

В контексте данного приложения энергетическая экономика определяется как использование человеком энергетических ресурсов и энергетических товаров, а также последствия этого использования. Энергетическая экономика для обеспечения спроса и предложения в рамках проекта AQUIFER может основываться на энергии, полученной из классических источников, возобновляемых или экологически чистых источников, или их комбинации. Для ознакомления с концепциями чистой энергии, связанными с данной работой, и обеспечения единообразной точки отсчета, рассматриваются только возобновляемые или экологически чистые источники. Энергетическая экономика для обеспечения спроса и предложения электроэнергии в рамках проекта AQUIFER может в значительной степени использовать существующую инфраструктуру. Технология наноэлектротоплива (NEF) предоставляет возможность использовать существующую инфраструктуру, включая транспортировку топлива, автозаправочные станции и хранилища. Производство энергии — независимо от потребления — может осуществляться по всей стране, используя регионы с высоким уровнем предложения экологически чистых производственных ресурсов. Использование экологически чистой энергии может быть размещено в любой точке страны, синергетически там, где востребована электрическая авиация. Кроме того, технология NEF обеспечивает решение для хранения избыточной энергии, производимой в периоды высокой активности (например, в полдень для солнечной энергии или в ветреные дни для ветровой энергии), что делает эту энергию доступной в любое время. В совокупности, использование экологически чистых ресурсов может оказать значительное влияние на энергетическую экономику авиации и принести пользу неаэрокосмическим отраслям.

Общий цикл зарядки-использования-перезарядки NEF показан на рисунке 68. Концептуально, центр производства NEF получает возобновляемую энергию от солнечной, ветровой, гидроэнергетики или их комбинации. Энергия используется для создания новых или перезаряженных NEF, которые ранее были разряжены. В дополнение к возобновляемой энергии, центр производства NEF получает небольшую часть неэкологичной энергии, необходимой для эффективного производства. Заряженная жидкость транспортируется на заправочную станцию NEF для обеспечения доступности для обычных потребителей; затем NEF может использоваться для питания грузовиков, автомобилей, автобусов и электрических самолетов со сверхкоротким взлетом и посадкой (eSSTOL) для безопасного, экологически чистого транспорта. После разрядки NEF возвращается в центр обработки NEF для повторения цикла.



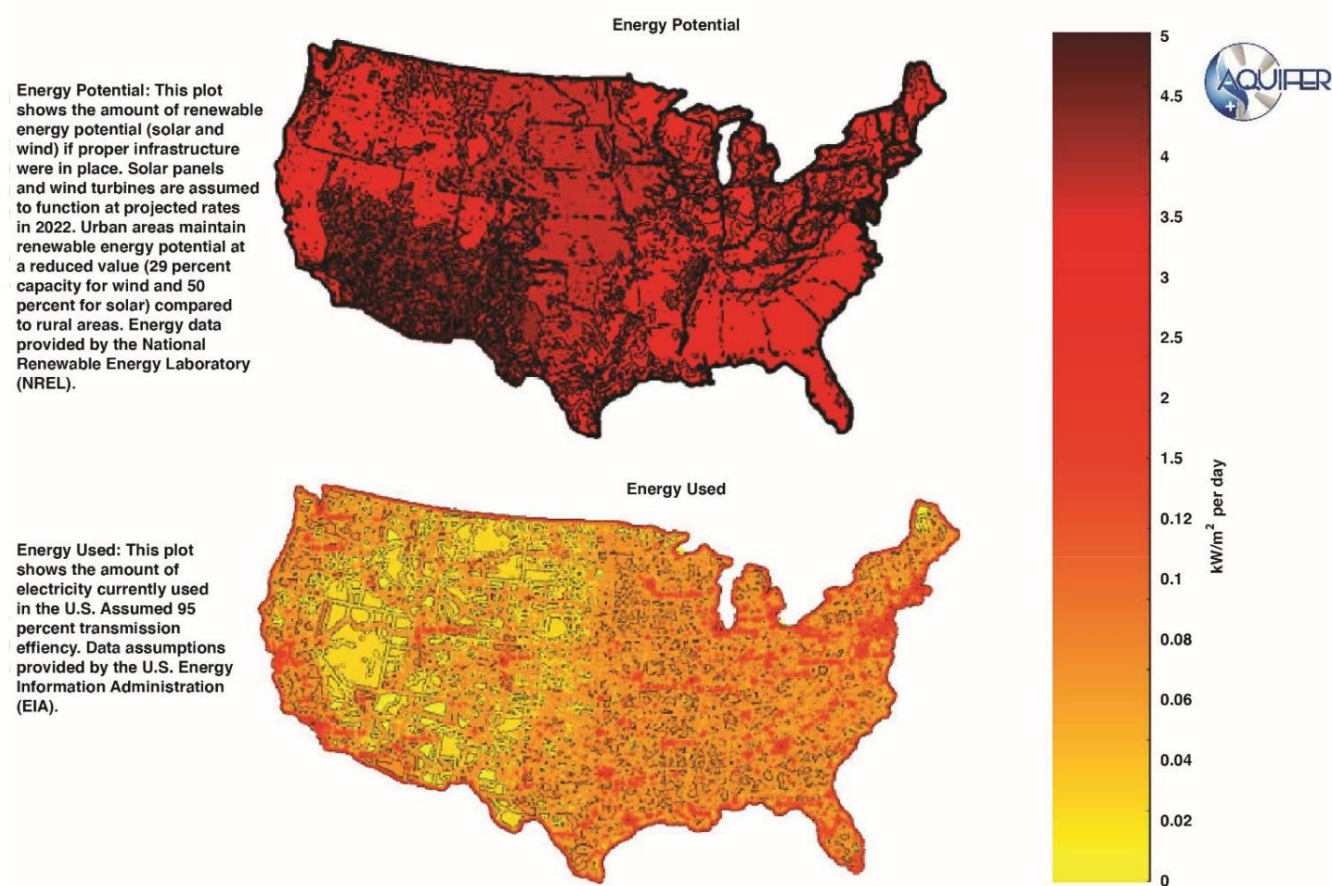
210108

Рисунок 68. Концепция зарядки-использования-повторной зарядки энергией.

Данные предоставлены Национальной лабораторией возобновляемой энергии (NREL) (Голден, Колорадо) (ссылка 25)

Данные об интенсивности солнечного и ветрового излучения были использованы для создания карты «Энергетический потенциал», показанной на рисунке 69. Карта энергетического потенциала показывает количество энергии, которое, как ожидается, будет производиться ежедневно на территории 48 смежных штатов США. На этом графике используется прогнозируемое среднее количество ветра и солнца, которое, как ожидается, будет наблюдаться в каждом регионе ежедневно в течение 2022 года. Производство энергии как от ветра, так и от солнца основано на ветровых турбинах высотой 30 м, выработке энергии солнечными панелями в дневное время и показателях эффективности каждого источника. Результаты показывают, что достаточное количество электроэнергии может быть произведено с использованием энергии ветра и солнечной энергии, обеспечивая электроэнергией всю территорию смежных штатов США. Текущие оценки срока службы NEF превышают 1000 циклов заряда/разряда.

Данные, предоставленные Управлением энергетической информации (ссылка 26) о распределении энергии, были использованы для создания карты «Использование энергии», также показанной на рисунке 69. Данные показывают, что большая часть потребляемой в настоящее время электроэнергии сосредоточена в густонаселенных районах или в районах с развитой промышленностью; кроме того, большая часть электроэнергии не обязательно используется в районах, где ее можно было бы наиболее эффективно производить с использованием чистой энергии.



190172

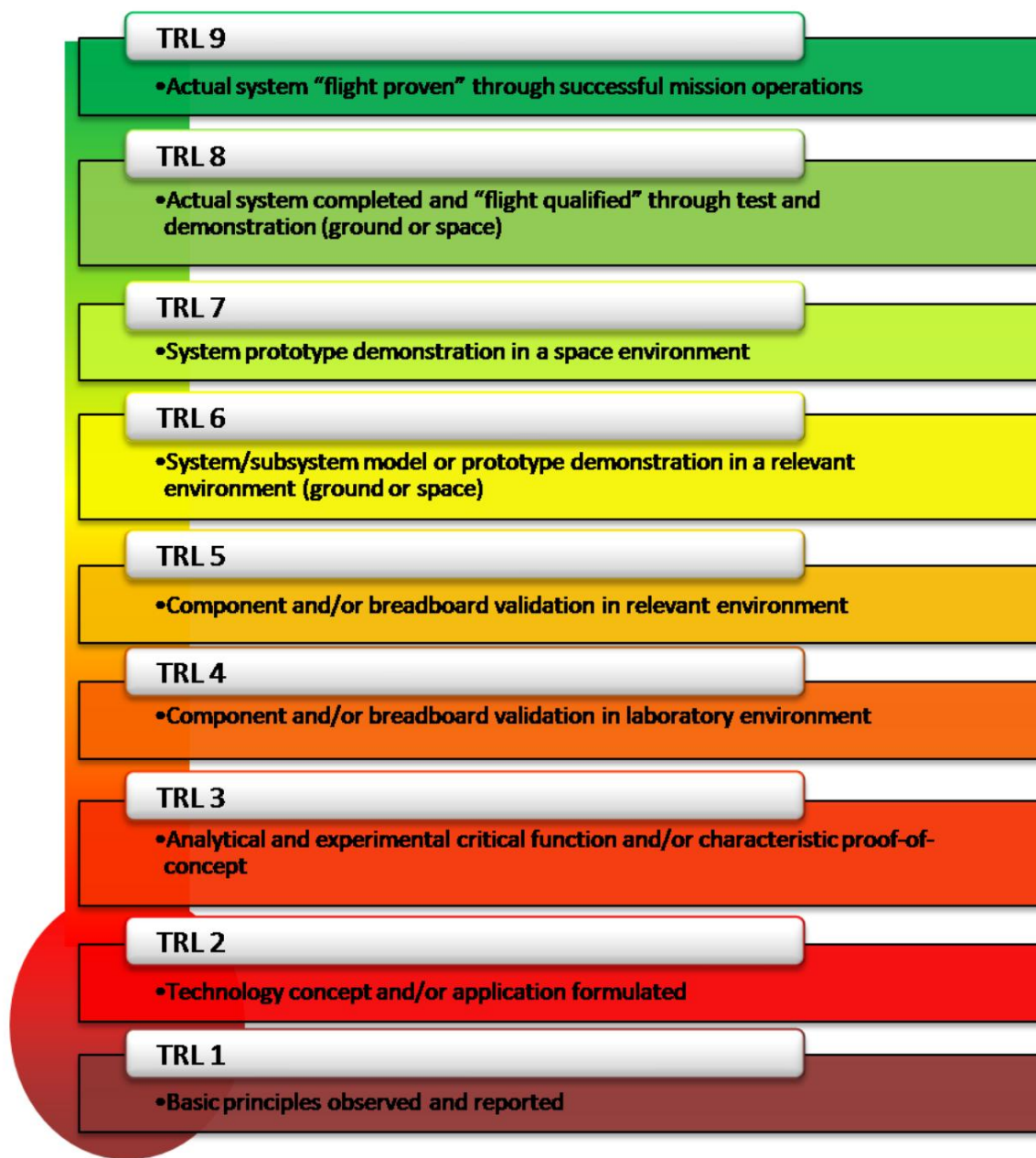
Рисунок 69. Энергетическая экономика: энергетический потенциал и потребляемая энергия в США.

Энергия, вырабатываемая в районах с высоким потенциалом, может передаваться на перерабатывающие заводы NEF, где она может быть преобразована в топливо, а затем транспортирована в районы с высоким потреблением. Хранение электроэнергии в NEF позволяет упростить транспортировку энергии, минимизируя при этом потери, характерные для обычных линий электропередачи.

После полного ввода технологии NEF в эксплуатацию, доставка топлива в различные города с высокой плотностью населения может осуществляться с помощью автоцистерн. Дальнейший анализ позволит определить радиус доставки топлива транспортными средствами в зависимости от распределения электроэнергии по высоковольтным сетям. Доступ к NEF в региональных аэропортах может легко обеспечить заправку самолетов eSTOL.

самолет. Разряженный NEF (после использования) можно вернуть в место хранения, заменить полностью заряженным NEF и доставить обратно в центр переработки NEF для подзарядки от собранной экологически чистой энергии. Концепция зарядки-использования-подзарядки, как ожидается, будет представлять собой непрерывный цикл без выбросов. В числе прочих прогнозов — региональные аэропорты, где самолеты eSSTOL размещаются в ангарах, оборудованных солнечными панелями, что позволит подзаряжать отработанный NEF непосредственно на месте. Для полета на eSSTOL на расстояние 200 морских миль потребуется энергетическая емкость около 220 кВт·ч. Предварительные оценки показывают, что возобновляемые источники энергии могут поддерживать такие полеты с использованием NEF. Планируемый долгосрочный крупномасштабный проект включает использование трубопроводов для транспортировки NEF. После прибытия NEF в каждый город топливо может быть выгружено и храниться на локальных энергетических станциях и в региональных аэропортах, где оно будет доступно для обычного потребителя.

### Уровень готовности технологий НАСА



## Ссылки

1. Таллерико, Т.Ф., Чин, Дж.К. Кэмерон, З.А., «Оптимизация осевого привода с двойным массивом Хальбаха для электрических самолетов», доклад AIAA 2018-3207, 2018.
2. Зарецкий, Эрвин В., Эрик Н. Бамбергер и Ханс Сигнер, Рабочие характеристики 120-Шариковые подшипники с диаметром отверстия в миллиметры, диаметр 3X106 DN, NASA TN D-7837, 1974.
3. Кларк, Дэниел Дж., Марк Дж. Янсен и Г.Т. Монтегю, Обзор магнитных подшипников .  
Технология газотурбинных двигателей, NASA/TM-2004-213177, 2004.
4. Деллакorte, Кристофер, Кевин К. Радил, Роберт Дж. Брукнер и С. Адам Ховард, Предварительная карта характеристик газоподшипниковых подшипников с фольгированным покрытием, NASA/TM-214343, 2006.
5. Се Сяофань, «Сравнение подшипников — для выбора подшипников при проектировании высокоскоростных шпинделей», Кафедра машиностроения, Университет Юты, 2003.
6. Монтаж, Джеральд, Марк Янсен, Бен Эбихара, Ральф Янсен, Алан Палаццало, Рэнди Такер, Джейсон Преусс, Эндрю Хант, Джефф Труделл и Эндрю Провенца, Проектирование и изготовление высокотемпературного радиального магнитного подшипника для турбомашин, NASA/TM-2003-212300, 2003.
7. Чепмен, Стивен Дж., Основы электромеханики, 4-е издание, McGraw Hill, Нью-Йорк.  
2005, Глава 5.
8. Роскам, Ян, Проектирование самолетов. Часть V: Оценка веса компонентов, Roskam Aviation and  
Инженерная корпорация, 1985.
9. Реймер, Дэниел П., Проектирование самолетов: концептуальный подход, шестое издание, серия образовательных материалов  
AIAA, Американский институт аэронавтики и астронавтики, 2018.
10. Инструмент перетаскивания паразитов OpenVSP, артикул программного обеспечения LAR-17491-1.
11. Мур, Марк Д., Кен Гудрич, Джефф Викен, Джереми Смит, Билл Фредерикс, Тони Трани и др., «Высоко-  
«Ускорение мобильности за счет авиации по запросу», доклад AIAA 2013-4373, 2013 г.
12. Межведомственный комитет по авиационной политике, Руководство по эксплуатации воздушных судов федерального агентства.  
10 июля 1992 года.
13. Папатакис, Курт В., Отто К. Шнарр, Томас М. Лавелл, Николас К. Борер, Тина Стоя и  
Шайлеш Атрея, «Концепция интеграции гибридной электрической системы на основе твердооксидных топливных элементов в  
ракету-носитель X-57 «Максвелл», AIAA-2018-3359, 2018.
14. Кальянмой, Деб, Амрит Пратап, Самир Агарвал и Т. Мейариван, «Быстрый и элитарный».  
Многоцелевой генетический алгоритм: NSGA-II», Труды IEEE по эволюционным вычислениям, том.  
6, № 2, 2002, стр. 182-197.
15. Берли, Кейси Л., Брукс, Томас Ф., «Прогнозирование широкополосного шума ротора с сравнением с данными модели»,  
Журнал Американского вертолетного общества, том 49, № 1, 2004 г., стр. 28-42.

16. Дрела, Марк и Гарольд Янгрен, программное обеспечение XROTOR , [web.mit.edu/drela/Public/web/xrotor/](http://web.mit.edu/drela/Public/web/xrotor/),  
Доступно 18 марта 2021 г.
17. Нгуен, Кэти Л., и Джеффри Дж. Келли, Руководство пользователя по анализу пропеллеров NASA ANOPP.  
Система. Хэмптон, Вирджиния, NASA-CR-4768, 1997.
18. Петтингилл, Николь А., и Николас С. Заводни, «Идентификация и прогнозирование широкополосного шума для малого квадрокоптера», 75-й ежегодный форум и технологическая выставка Общества вертикального полета, том 1.  
Филадельфия, Пенсильвания, 2019 год.
19. Типпхавонг, Дэвид П., Рафаэль Д. Апаза, Брайан Э. Бармор, Вернол Баттист, Кристин М.  
Белькастро, Барбара К. Буриан и др., «Концепции и соображения по интеграции воздушного пространства в городскую воздушную мобильность», AIAA-2018-3676, июнь 2018 г.
20. Нарк, Дуглас М., Ф. Фарассат, Д. Стюарт Поуп и Вир Ватса, «Разработка кода распространения и излучения шума вентиляторов в воздуховодах CDUCT-LARC», AIAA-2003-3242, май 2003 г.
21. Копардекар, Паримал, Джозеф Риос, Томас Превот, Маркус Джонсон, Джеу Юнг и Джон Э.  
Робинсон III, «Концепция эксплуатации систем управления воздушным движением беспилотных летательных аппаратов (УВД)»,  
AIAA-2016-3292, июнь 2016 г.
22. Ань Чжоуцзянь, Ли Цзя, Юн Дин, Чао Данг и Сюэцзяо, «Обзор технологий терморегулирования и тепловой безопасности литий-ионных аккумуляторных батарей», Журнал тепловых наук, том 26, № 5, стр. 391-412, сентябрь 2017 г.
23. Управление по охране труда и технике безопасности (OSHA®) Информационный бюллетень: «Безопасная работа с Наноматериалами», [osha.gov/sites/default/files/publications/OSHA\\_FS-3634.pdf](https://www.osha.gov/sites/default/files/publications/OSHA_FS-3634.pdf), доступно 18 марта 2021 г.
24. Уорвик, Грэм, «Батарея рекордного Zephyr обладает потенциалом eVTOL: элементы Amprius»  
«Помогли обеспечить работу стратосферного БПЛА Zephyr; в настоящее время компания сосредоточена на аэрокосмическом рынке и высокопроизводительных БПЛА», Aviation Week & Space Technology, стр. 52, январь 2019 г.
25. Национальная лаборатория возобновляемой энергии (NREL), Карты солнечных ресурсов. [nrel.gov/gis/solar.html](http://nrel.gov/gis/solar.html),  
Доступно 18 марта 2021 г.
26. Управление энергетической информации США (EIA), Потребление и эффективность. [eia.gov/consumption/](http://eia.gov/consumption/),  
Доступно 18 марта 2021 г.

## Сопутствующие документы

Год	Название презентации/доклада	Автор(ы)	Отчет / <small>идентификатор патента</small>	Мероприятия, конференции и т. д.
2018	AQUIFER: Интеграция нано- Электротопливные (NEF) проточные батареи с двигателями, приводимыми в движение ободом (RDM) для Улучшенная безопасность, шум, зарядка Время и дальность полета электрических самолетов <small>Двигательная установка</small>	Курт Папатакис Линда Тейлор	AFRC-E- ДАА- TN60723	2018 CAS Витрина
Водоносный горизонт 2019 года		Курт Папатакис, Линда Тейлор, Роберт Максудин, Патрисия Лойзель,	НП-2019- 04-020- ЛаПК	2019 AUVSI

		Брианна Дематтиа, Сяофань Фэй Джефф Чин, Сиена Уайтсайд, Джейсон Лехняк, Николас Заводный		
2019	AQUIFER: Определение технологической осуществимости негорючих/ невзрывоопасных наноэлектротопливных (NEF) батарей и акустически превосходящих аналогов Моторы с приводом от обода (RDM) с воздушным охлаждением подшипники для электрического полета	Курт Папатакис Пэт Лойсен Роберт Максуэйн	AFRC-E- ДАА- TN74576	2019 CAS Витрина
2019	водоносный ГОРЕЛ Трансформационные концепции и Оценка целесообразности: Преодоление Несколько препятствий на пути развития электрополётов	Роберт Максуэйн Джейсон Лехняк	AFRC-E- ДАА- TN73729	2019 Устойчивый Авиация Симпозиум
2020	AQUIFER Нано-электротопливная энергия Экономичные и мощные самолеты Операции	Джейсон А. Лехняк, Майкл Салазар, Джозеф Морелло, Эбигейл Уоддел и Курт Папатакис	АИАА-2020- 0117	2020 АИАА SciTech Конференция