Entwicklungs GmbH & Co. KG
Gewerbepark Brand 78• 52078 Aachen
www.airenergy.de

Universelles, modulares Akkusystem

Öffentlicher Abschlussbericht

Förderkennzeichen	**20Q1938A**
Zuwendungsempfänger	Air Energy Entwicklungs GmbH & Co. KG
Ansprechpartner	Monika Rentemeister

Gefördert durch:

Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Freigabe

Firma	Air Energy Entwicklungs GmbH & Co. KG
Projekt	SiFlA
Dokument-Name	SiFlA öffentlicher Abschlussbericht
Version	v02-00
Datum	31.07.2025

	Name	**Funktion**	**Datum**
Autor:	Rentemeister	Projektleitung	24.07.2025
Geprüft:	Schäper	Geschäftsführung	30.07.2025
Freigegeben:	Rentemeister	Geschäftsführung	31.07.2025

AIR ENERGY
Entwicklungs GmbH & Co. KG
Gewerbepark Brand 78• 52078 Aachen
www.airenergy.de

Inhalt

1. Einleitung 7
2. Überblick 9
2.1 Aufgabenstellung 9
2.2 Voraussetzungen für die Durchführung des Vorhabens 9
2.3 Planung und Ablauf des Vorhabens 10
2.4 Aktueller Stand der Wissenschaft und Technik 12
2.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen 12
3. Ausführliche Darstellung 13
3.1 Ergebnisse des Vorhabens und Verwendung der Zuwendung 13
AP 2.1.1 Identifikation geeigneter Zielplattformen und Anforderungsanalyse 13
AP 2.1.2 Ausarbeitung des Modulkonzeptes 18
AP 2.1.3 Aufbau von Modulen und Inbetriebnahme 22
AP 2.2.1 Ausarbeitung Ladekonzept 24
AP 2.2.2 Aufbau der Ladeinfrastruktur 28
AP 3.2.2 Integration Akkusystem und Ladeinfrastruktur 31
AP 3.4.1 Flugerprobung unter Realbedingungen 32
AP 3.4.2 Auswertung und iterative Verbesserung 34
3.2 SMARTe Ziele 35
Leisere Luftfahrt 35
Reduzierung des Primärenergiebedarfes 36
3.3 Verwendung der Fördermittel und wesentliche Positionen des zahlenmäßigen Nachweises 37
3.4 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit 37
3.5 Nutzung und Verwertung der Ergebnisse 38
3.6 Bekannt gewordene Fortschritte bei anderen Stellen 38
3.7 Erfolgte und geplante Veröffentlichung der Ergebnisse 39

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 – Projektstrukturplan des Verbundvorhabens SiFlA. 10
Abbildung 2 – Balkenplan mit den im Rahmen dieses Teilvorhabens bearbeiteten Arbeitspaketen..... 11
Abbildung 3 – Beispielhaftes Flugprofil eines Trainerflugzeugs mit Angaben zur notwendigen Leistung relativ zum MCP, Flughöhe und Flugphase. 14
Abbildung 5 – Schematische Darstellung des Batteriesystems bestehend aus einer variablen Anzahl von Modulen und einer zentralen Schützbox. 20
Abbildung 6 – Detailansicht der Module mit Leistungs- und Kommunikationskabeln 22
Abbildung 7 – Übersicht des aus acht Modulen bestehenden Batteriesystems für den e-Genius. 23
Abbildung 8 – Leistungs- und Spannungsbereiche des CCS Standards (rot), eines handelsüblichen Labornetzteils (blau) und OnBoard Charger (ocker) im Vergleich zum geplanten Bereich des Batteriekonzeptes (gestrichelt grün) und dem angepassten Bereich (grün) 26
Abbildung 9 – Der e-Genius neben dem mobilen Ladegerät..... 29
Abbildung 10 – Schematische Darstellung des Batterie - und Ladekonzepts..... 30
Abbildung 11 – Leistungsprofil des Systems bei einer typischen F-Schlepp-Mission 32
Abbildung 12 – Leistungsprofil bei längerer Flugdauer..... 33

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 – Geschätztes Batteriegewicht und Kapazität verschiedener Flugzeugtypen 15
Tabelle 2 – Zusammenfassung der für die Elektrifizierung identifizierten Flugzeugtypen 17
Tabelle 3 – Vergleich zwischen den Ladekonzepten, Vorteile in Grün 27
Tabelle 4 – SMARTe Ziele des Projektes 35
Tabelle 5 – Positionen des Projektbudgets 37

Abkürzungen

AA	Air Avionics (Garrecht Avionik GmbH)
AE	Air Energy Entwicklungs GmbH & Co. KG
AP	Arbeitspaket
BMS	Batteriemanagementsystem
CCS	Combined Charging Standard
CMU	Cell Monitoring Unit – Zellüberwachungseinheit
DC	Direct Current – Gleichstrom
DCDC bzw. HV-DCDC	Wandlung von Gleichspannung – HV-DCDC beschreibt die Wandlung der Spannung des Antriebssystems auf die Versorgungsspannung der Systeme
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
e-Schlepp	elektrischer Flugzeugschlepp
eVTOL	Electric Vertical Takeoff and Landing – elektrisch angetriebene senkrechtstartfähige Luftfahrzeuge
FHA	Functional Hazard Assessment – Funktionsausfallanalyse
HAP	Hauptarbeitspaket
HV	Hochvolt – Begriff aus der Fahrzeugtechnik, welcher das Gefahrenpotential eines elektrischen Systems verdeutlicht. Wird für > 30 V Wechselspannung bzw. > 60 V Gleichspannung verwendet
IFB	Institut für Flugzeugbau – Universität Stuttgart
iFR	Institut für Flugmechanik und Flugregelung – Universität Stuttgart
isoSPI	Isolated Serial Peripheral Interface – Galvanisch isolierte serielle Datenübertragung
LBA	Luftfahrtbundesamt
MCP	Max. continuous power – Maximale Dauerleistung
MTOP	Max. takeoff power – Maximale Startleistung
OBC	OnBoard-Charger – Ladegerät an Bord des Flugzeuges
PLC	Power Line Communcations – High-Level-Kommunikation des Fahrzeuges mit der Ladestation
PM	Projektmanagement
PTF	permit-to-fly – auch VVZ: vorläufige Verkehrszulassung
SOC	State-Of-Charge – Ladezustand eines Batteriesystems
UL	Ultraleichtflugzeug – Luftfahrzeug mit max. 600 kg Höchstabfluggewicht (in DE)

1. Einleitung

Der vorliegende Abschlussbericht beschreibt die Forschungsarbeiten der Air Energy Entwicklungs GmbH & Co. Kg im Rahmen des Nationalen Luftfahrtforschungsprogramms LuFo, Verbundvorhaben SiFlA (Sicher und leise Fliegen durch hohen Automatisierungsgrad und elektrische Antriebe am Beispiel des e-Schlepps) mit dem Teilvorhaben „Universelles, modulares Akkusystem“.

Elektrische Antriebssysteme deren Energie teilweise oder vollständig aus Batterien gespeist wird, sind ein möglicher Weg hin zu einer umweltfreundlicheren Luftfahrt. Dabei stellt das Batteriesystem in seiner Ganzheit aus elektrochemischen Zellen und umgebender Elektronik und Mechanik eine Schlüsselkomponente dar. Größere auf Lithium-Ionen-Technologie basierende Batterien finden schrittweise Einzug in die Luftfahrt, müssen jedoch aufwändig und speziell für einzelne Anwendungen ausgelegt, entwickelt und gefertigt werden. Insbesondere die unterschiedlichen Anforderungen bezüglich Sicherheitskonzept, Leistungs- und Energiebedarf sowie Geometrie erfordern individualisierte Produkte. Die Formulierung und Ausarbeitung eines modularen Batteriekonzeptes welches generischen Anforderungen genügt und sich in eine größere Menge unterschiedlicher Flugzeugtypen integrieren lässt, bietet das Potential den Einstieg für Flugzeughersteller in diese saubere Technologie zu erleichtern. Dies soll im Wesentlichen durch geringere Herstellungskosten aufgrund von größeren Fertigungslosen erreicht werden.

Im Rahmen des Vorhabens wurde ein modulares Batteriesystemkonzept erarbeitet, das erfolgreich in dem elektrisch angetriebenen Versuchsflugzeug e-Genius erprobt werden konnte. Darüber hinaus wurden weitere potenzielle Einsatzbereiche identifiziert, welche den Segelflugschlepp, die Flugausbildung und das Motorsegelfliegen umfassen. Diese Anwendungen umfassen ein breites Leistungsspektrum von 70 bis knapp 125 kW sowie einen Bereich der Batteriekapazität von 25 bis 65 kWh, die mit nur geringem Anpassungsaufwand durch das entwickelte System abgedeckt werden können.

Ziel des Vorhabens war die Ausarbeitung eines modularen Batteriekonzepts, das speziell auf die Anforderungen der Luftfahrt zugeschnitten ist. Das System sollte so gestaltet werden, dass es sich flexibel an eine Vielzahl unterschiedlicher Luftfahrzeugtypen anpassen lässt. Durch den Einsatz identischer Batteriemodule in variabler Stückzahl sollte eine Skalierbarkeit sowohl in Bezug auf die Systemspannung als auch auf die verfügbare Energie und Leistung realisiert werden. Damit sollte ein modularer Batterieansatz geschaffen werden, der eine hohe Wiederverwendbarkeit und Anpassungsfähigkeit gewährleistet.

Das diesem Schlussbericht zugrunde liegende Forschungsvorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) unter dem Förderkennzeichen 20Q1938A gefördert.

2. Überblick

2.1 Aufgabenstellung

Air Energy Entwicklungsgesellschaft mbH & Co. KG hatte die Aufgabe ein universelles Akkusystem zu untersuchen, um den Betrieb eines leisen, batteriebetriebenen Flugzeugs zu gewährleisten. Dabei sollten Spezifikationen so gewählt werden, dass das Akkusystem in möglichst vielen verschiedenen Flugzeugen eingesetzt werden kann. Mit allen Partnern zusammen sollte die Funktionalität des Gesamtsystems beispielhaft am Forschungsflugzeug e-Genius der Universität Stuttgart im Schleppbetrieb demonstriert und gegebenenfalls optimiert werden. Dafür war eine Marktanalyse bestehender und erwarteter, zukünftiger Flugzeugtypen geplant und es sollten verschiedene Batteriekonfigurationen untersucht werden um zum Beispiel einen durchgehenden Flugbetrieb von elektrischen Schleppflugzeugen, Schulungsflugzeugen und weiteren Flugzeugen mit ähnlichem Missionsprofil umzusetzen. Für eine erfolgreiche Verwertung der Projektergebnisse musste eine gewisse Marktrelevanz sichergestellt werden. Zu diesem Zweck sollten zu Beginn des Projektes Anforderungen aus aktuell verfügbaren Flugzeugtypen gesammelt werden, deren Erreichung dann als technische Ziele für dieses Vorhaben definiert wurden. In einer Flugerprobungskampagne sollte dann die Leistung und die Lärmemission des Gesamtsystems erprobt werden und anschließend eventuelle Verbesserungsmöglichkeiten identifiziert und umgesetzt werden.

2.2 Voraussetzungen für die Durchführung des Vorhabens

Die Firma Air Energy hat sich auf Batteriesysteme spezialisiert. Seit 2003 baut Air Energy auf Lithium-Ionen-Technologie basierende Batteriesysteme und entwickelt dafür Batteriemanagementsysteme. Bis heute werden die Kompetenzen in der Entwicklung und Produktion von Batteriesystemen, der Elektronikentwicklung für Batterien und der Softwareentwicklung in der Firma gehalten und weiter ausgebaut, was eine wichtige Voraussetzung für die Bearbeitung des Vorhabens war. Weiterhin wichtig war die Zusammenarbeit mit den Projektpartnern, der Universität Stuttgart und dem Unternehmen Garrecht Avionik GmbH. Die Universität Stuttgart hat Air Energy bei der Identifikation der möglichen Flugzeugplattformen für eine modulare Traktionsbatterie unterstützt. Das Institut für Flugzeugbau der Universität hat einen sehr umfangreichen Überblick über aktuelle und zukünftige Flugzeugkonzepte und konnte Informationen zu Flugphasen, den Leistungsanforderungen und verfügbaren Bauraum geben, was mit den Möglichkeiten eines Batteriesystems abgeglichen wurde. Weiter wurde der exemplarische Aufbau des konzipierten Batteriesystems in das Forschungsflugzeug e-Genius der Universität eingebaut und erprobt. Dieser Einbau

konnte nur vom IFB geplant und durchgeführt werden. Garrecht Avionik GmbH hat als Entwickler und Händler für Avionik-Systeme die Avionik des e-Genius angepasst und unter anderem eine passende Darstellung der Batteriedaten im Cockpit des e-Genius entwickelt. So konnte das Batteriesystem vom Piloten überwacht und optimal während der Flugtests verwendet werden.

2.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Das Gesamtprojekt war in drei Hauptarbeitspakete unterteilt, wie im Projektstrukturplan des Verbundvorhabens in Abbildung 1 dargestellt ist.

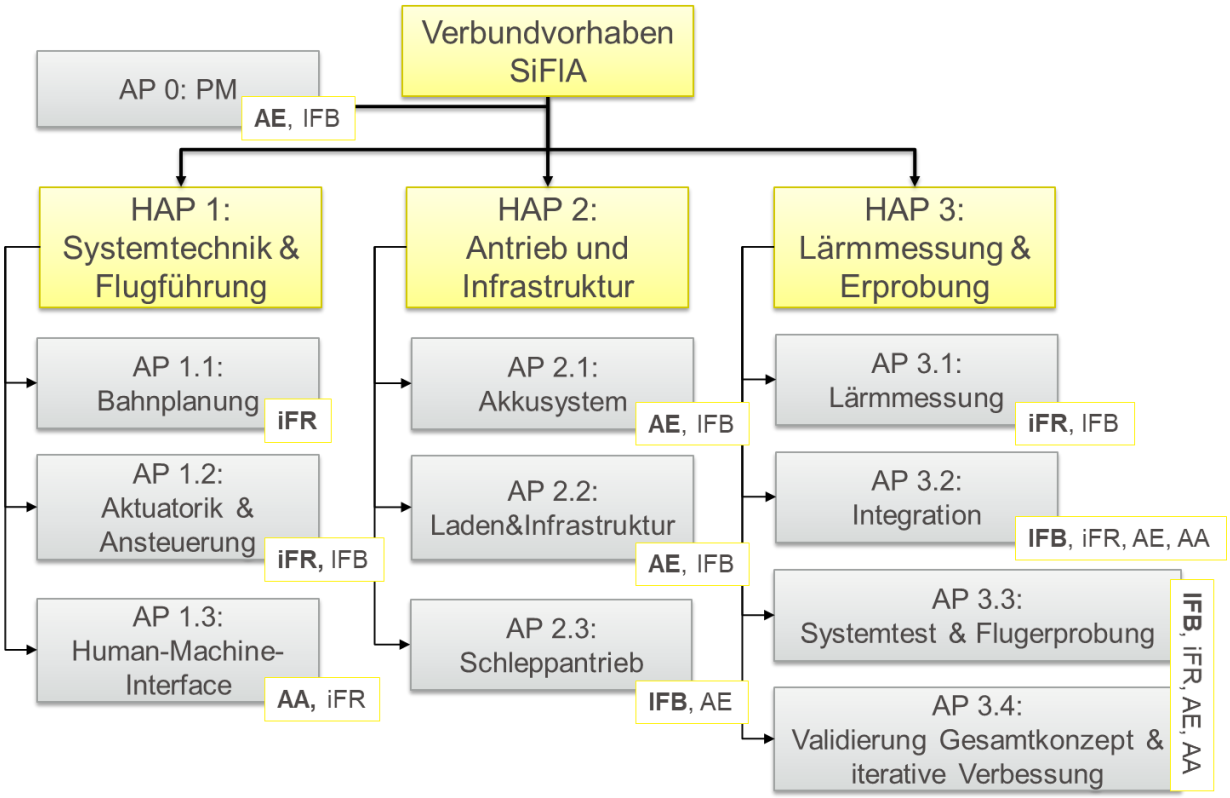

Abbildung 1 – Projektstrukturplan des Verbundvorhabens SiFlA.

Im Folgenden wird der Inhalt der HAP bezogen auf das Teilvorhaben beschrieben. In HAP 1 wurde unter anderem die Darstellung der Batteriedaten im Cockpit definiert und umgesetzt. Air Energy war dabei beratend tätig. Im HAP 2 wurden Konzepte zum modularen Batteriesystem und zum Ladesystem erarbeitet und Beispielsysteme aufgebaut. Weiterhin hat Air Energy beim Umbau des e-Genius und anschließend in HAP 3 bei der Integration und der Inbetriebnahme des Batteriesystems und der Ladeinfrastruktur unterstützt. Die Flugdaten und die Erfahrungen, die in Rahmen von

HAP 3 gewonnen wurden, konnten in Verbesserungen des Batteriesystems und des Ladekonzeptes einfließen. In Abbildung 2 ist ein Balkenplan mit den Arbeitspaketen dargestellt, die von Air Energy bearbeitet wurden.

	2021			2022				2023				2024			
		Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4
HAP 2: Antrieb & Infrastruktur															
2.1 Akkusystem															
2.1.1 Identifikation geeigneter Zielplattformen und Anforderungsanalyse		■	■												
2.1.2 Ausarbeitung des Modulkonzeptes, Aufbau eine Mockups				■	■	■									
2.1.3 Aufbau von Modulen und Inbetriebnahme							■	■	■	■	■				
2.2 Laden & Infrastruktur															
2.2.1 Ausarbeitung Ladekonzept					■	■									
2.2.2 Aufbau der Ladeinfrastruktur							■	■	■						
2.3 Vorbereitung des Erprobungsträgers															
2.3.1 Umbau des Testträgers: Einbauvorbereitung für Akkussystem					■	■									
HAP 3: Lärmmessung & Erprobung															
3.2 Integration															
3.2.2 Integration Akkusystem und Ladeinfrastruktur									■	■	■	■	■		
3.4 Validierung Gesamtkonzept & iterative Verbesserung															
3.4.1 Flugerprobung unter Realbedingungen														■	■
3.4.2 Auswertung und iterative Verbesserung														■	■

Abbildung 2 – Balkenplan mit den im Rahmen dieses Teilvorhabens bearbeiteten Arbeitspaketen

Im Verlauf von HAP 2 wurden zunächst geeignete Zielplattformen in der Luftfahrt identifiziert und eine umfassende Anforderungsanalyse durchgeführt, um die technischen und sicherheitsrelevanten Rahmenbedingungen für ein modulares Batteriesystem zu definieren (AP 2.1.1). Darauf aufbauend wurde ein erstes Modulkonzept entworfen und anhand eines Mockups hinsichtlich Einbauraum, Handhabung und Integration überprüft (AP 2.1.2). Anschließend erfolgte der Aufbau funktionsfähiger Batteriemodule sowie deren Inbetriebnahme und Testung (AP 2.1.3). Parallel dazu wurde ein anwendungsorientiertes Ladekonzept ausgearbeitet, das auf die Anforderungen eines skalierbaren Systems zugeschnitten ist (AP 2.2.1). Basierend darauf entstand die passende bordseitige Ladeinfrastruktur, bestehend aus Hard- und Software (AP 2.2.2). Abschließend wurde von der Universität Stuttgart der e-Genius umgebaut und für den Einbau des Batteriesystems vorbereitet, einschließlich mechanischer Anpassungen, elektrischer Schnittstellen und thermischer Maßnahmen, um die Systemintegration praxisnah erproben zu können (AP 2.3.1). Weiterhin wurde die Integration des Batteriesystems in den e-Genius unterstützt (AP 3.2.2) und nach erfolgreicher Integration wurden Daten aus der Flugerprobung ausgewertet und Verbesserungen an der Software des Batteriesystems vorgenommen (AP 3.4.1 und 3.4.2).

Folgende Meilensteine waren für die Erarbeitung des Batterie – und Ladekonzepts geplant:

- Meilenstein 2.1.1: Anforderungen an Wechselakkusystem festgelegt
- Meilenstein 2.1.2: Wechselakkusystem ist verfügbar
- Meilenstein 2.2.1: Ladeinfrastruktur ist verfügbar

2.4 Aktueller Stand der Wissenschaft und Technik

Die grundsätzliche technische Machbarkeit von Batteriesystemen für die Luftfahrt wurde in einer Vielzahl von Einzelprojekten und Erprobungsträgern in den letzten Jahren nachgewiesen.

Einige Flugzeugunternehmen wie Alexander Schleicher, Lange Flugzeugbau, Schempp Hirth, Alisport und DG Flugzeugbau haben elektrische Antriebssysteme für ihre Segelflugzeuge zum Teil selbst entwickelt oder integriert. Andere Firmen bieten komplette Antriebssysteme (Motor, Steuerung, Batterie, Propeller, etc.) an, die ebenfalls hauptsächlich für Segelflugzeuge und Luftsportgeräte gedacht sind. Die hierzu entwickelten Batterien sind auf die jeweiligen Anwendungsfälle hin entwickelt, sind aber nicht für höhere Leistungen und Spannungen skalierbar, wie sie in Motorflugzeugen, Schlepp- und Arbeitsflugzeugen oder mehrsitzigen Flugzeugen benötigt werden.

2.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Die Schnittstellen zur Zusammenarbeit mit den Vorhabenspartnern sind in Kapitel 2.3 in der Beschreibung der Arbeitspakete beschrieben. Eine besonders intensive Zusammenarbeit war im Arbeitspaket 2.1.1 mit dem Partner IFB (Institut für Flugzeugbau – Universität Stuttgart) nötig. Nur durch regelmäßigen Austausch zwischen beiden Partnern wurde das modulare Akkusystem allen Anforderungen gerecht. Das IFB bearbeitete dabei die Anforderungen aus Sicht der Zielplattformen (Flugzeuge) und die Air Energy aus Sicht der Batterietechnik. Weiterhin benötigte das IFB Unterstützung beim Umbau des e-Genius (AP 2.3.1) und bei der Integration sowie dem Betrieb des Batteriesystems im e-Genius in AP 3.2.2 und AP 3.4.1.

3. Ausführliche Darstellung

3.1 Ergebnisse des Vorhabens und Verwendung der Zuwendung

Im Rahmen des Vorhabens wurde ein modulares Batteriesystem für die Anwendung in verschiedenen Luftfahrtplattformen konzipiert und prototypisch umgesetzt. Die Zuwendung wurde dabei zielgerichtet zur Untersuchung eines universell einsetzbaren und skalierbaren Batteriesystems verwendet, das unterschiedliche elektrische Leistungs- und Energieanforderungen abdecken kann. Es wurde bewusst auf eine kundenspezifische Entwicklung mit hohem Einzelteil- und Materialaufwand verzichtet, um stattdessen ein breitenwirksames, wiederverwendbares Systemkonzept zu schaffen.

Im Folgenden werden die Ergebnisse des Vorhabens vorgestellt sortiert nach den geplanten Arbeitspaketen des Teilvorhabens.

AP 2.1.1 Identifikation geeigneter Zielplattformen und Anforderungsanalyse

Zu Beginn der Arbeit an diesem Meilenstein wurde in einer Marktrecherche untersucht, welche bestehenden Batteriesysteme für verschiedene Flugzeugtypen bereits auf dem Markt verfügbar sind. Der amerikanische Hersteller Electric Power Systems hat eine Auswahl an Batteriemodulen entwickelt, die unterschiedliche Leistungs- und Energiedichten vorweisen. Diese Produktserie heißt EPiC und zum Zeitpunkt der erstmaligen Recherche war geplant, dass das Batteriesystem in verschiedene neu entwickelte Flugzeuge eingebaut werden sollte. Diese umfassen Experimentalflugzeuge wie die NASA X57-Mod1[1], Bye eFlyer[2], Boeing Cargo Air Vehicle[3], Bell Nexus[4], Archer eVTOL[5] und die eDA40[6] des österreichischen Herstellers Diamond Aircraft. Anhand der Ankündigungen des Unternehmens scheint der Fokus hauptsächlich auf eVTOLS (Boeing Cargo Air Vehicle, Archer eVTOL) und Hybridanwendungen (Bell Nexus) zu liegen.

Das deutsche Unternehmen Geiger Engineering bietet Akkus mit integriertem BMS und UN38.3 Zertifizierung an, die auf bis zu 8 Akkus skalierbar sind, jedoch auf bis

[1] https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/armstrong/x-57-maxwell/ (Abgerufen am 31.07.2025)
[2] https://byeaerospace.com/eflyer-aircraft/ (Abgerufen am 31.07.2025)
[3] https://www.boeingfutureofflight.com/cav (Abgerufen am 31.07.2025)
[4] https://news.bellflight.com/en-US/tags/bell-nexus/ (Abgerufen am 31.07.2025)
[5] https://archer.com/ (Abgerufen am 31.07.2025)
[6] https://www.diamondaircraft.com/en/flight-school-solution/aircraft/eda40/overview/ (Abgerufen am 31.07.2025)

maximal 60 V Gesamtspannung begrenzt sind[7]. Anwendungsfälle dieses Systems sind elektrische Gleitschirme, Segelflugzeuge und ULs.

Neben dieser Recherche wurde zusammen mit dem IFB untersucht, welche vorhandenen Flugzeugtypen sich gut für eine Elektrifizierung eignen. Dabei wurden die Leistungsanforderungen verschiedener Flugzeugtypen analysiert, in dem das IFB Abschätzungen zu den Leistungsanforderungen für verschiedene Flugphasen definiert hat und Air Energy mit Hilfe von Simulationsrechnungen die notwendige Batteriekapazität und den notwendigen Batteriezelltyp bestimmt hat.

In Abbildung 3 ist exemplarisch der Flug eines Trainerflugzeugs dargestellt. Dieser Flug ist eingeteilt in die Flugphasen Start, Steigflug, Reiseflug, Sinkflug und Anflug mit Landung. Die benötigte Leistung pro Flugphase ist relativ zur MCP (maximale Dauerleistung) angegeben, so lässt sich dieses Profil für Flugzeuge mit verschiedenen Motorleistungen nutzen. Ebenfalls dargestellt ist die Flughöhe, sowie die Fluggeschwindigkeit.

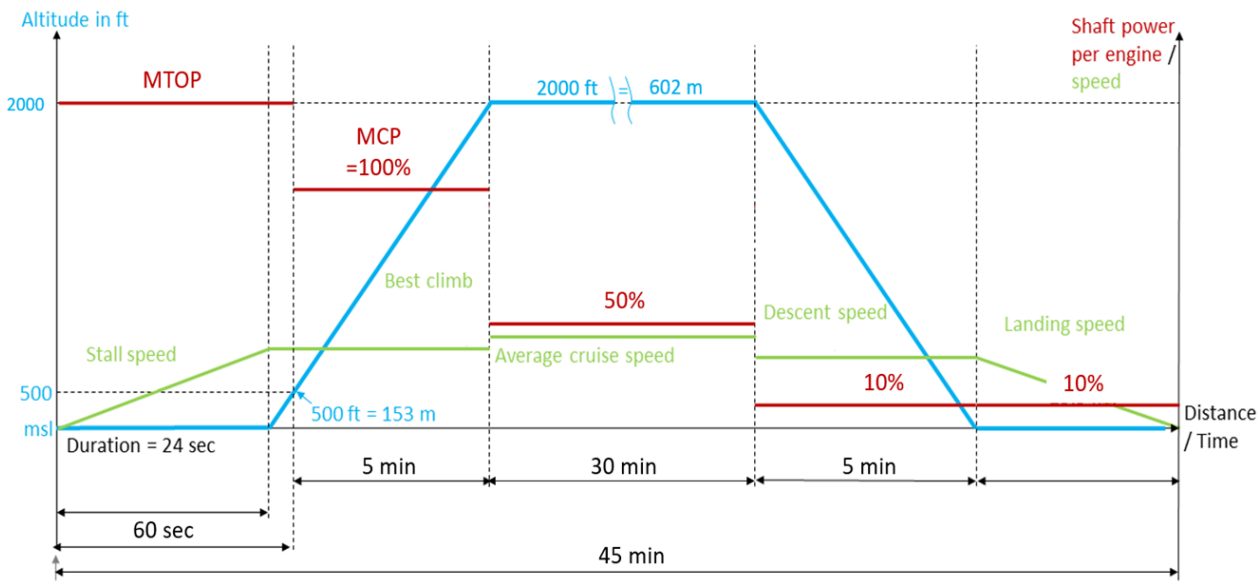

Abbildung 3 – Beispielhaftes Flugprofil eines Trainerflugzeugs mit Angaben zur notwendigen Leistung relativ zum MCP, Flughöhe und Flugphase.

Mit Hilfe solcher Leistungsprofile relativ zur MCP des Flugzeugs konnte ein Leistungsprofil mit absoluten Zahlen für verschiedene vorhandene Flugzeugtypen berechnet werden. Diese Leistungsprofile dienten dazu, den erforderlichen Batteriekapazitätsbedarf zu bestimmen sowie die Entladeströme der Batterie während

[7] https://www.geigerengineering.de/ (Abgerufen am 31.07.2025)

der Flugphase zu ermitteln. Diese Information ist ausschlaggebend für die Ermittlung der Kühlanforderung für das Batteriesystem. Aus den Ergebnissen konnte das Gewicht eines Batteriesystems abgeschätzt werden. Dafür wurden folgende Annahmen getroffen:

- Verluste Motor und Umrichter jeweils 95%
- Ladezustand der Batterie am Ende des Flugprofils mindestens 10 %
- Energiedichte der Batterie auf Systemebene im besten Fall 200 Wh/kg mit Luftkühlung oder ohne Kühlung

In Tabelle 1 sind exemplarisch einige Flugzeuge aufgeführt mit Angaben zu einem typischen Missionsprofil des Flugzeugs, der geschätzten Batteriekapazität und des Gewichts für einen vollelektrischen Flug in der angenommenen Anwendung. Die Prozentangaben in Klammern hinter einzelnen Kapazitätswerten geben den Ladezustand am Ende des Flugprofils an, wenn der Ladezustand nach der Flugmission höher liegt als 10%. Weiter ist zu beachten, dass die Angabe für den Schleppbetrieb nur für einen Flug gilt. Die Installation einer größeren Batteriekapazität ist sinnvoll, um das Nachladen nach jedem Schlepp zu verhindern.

Tabelle 1 – Geschätztes Batteriegewicht und Kapazität verschiedener Flugzeugtypen

Flugzeug	**Anwendung**	**Batterie-Kapazität**	**Batterie-Gewicht**
Robin DR400	1-Sitzer, 30 min Flug	70 kWh	314 kg
Diamond HK36-TTC	Schlepp, nur ein Flug	8 kWh	37 kg
Diamond DA40	Trainer	64 kWh	284 kg
Aerospool WT9 Dynamic	30 min Flug	37 kWh	163 kg
Flight Design CTLS	30 min Flug	38 kWh	167 kg
Stemme S6	30 min Flug	20 kWh (20%)	*88 kg*
Ikarus C42	30 min Flug	25 kWh (30%)	110 kg
Light Wing AC4	30 min Flug	38 kWh	*167 kg*
Pipistrel Alpha Trainer	30 min Flug	31 kWh	138 kg
Pipistrel Velis Club	30 min Flug	37 kWh	164 kg

In der Tabelle sind einmotorige Leichtflugzeuge aufgeführt, da sich hier aufgrund der geringen Leistung die Batteriemasse infolge der niedrigen Leistungsanforderung noch im Rahmen bleibt. Weiterhin werden diese Flugzeuge für kürzere Flüge verwendet oder sie werden als Motorsegler zeitweise ohne Motorbetrieb geflogen. Größere Flugzeuge sind für längere Flugstrecken gedacht. Hier wären größere und damit schwerere Batterien notwendig, die die Zuladung deutlich verringern. Nötig wären Batterie mit höheren Energiedichten oder hybride Antriebe.

Zusammenfassend wurden drei typische Zielplattformen für das modulare Batteriesystem identifiziert:

- Schleppflugzeuge, die eine hohe Leistungsabgabe bei moderater Kapazität benötigen, mit kurzen Flugzeiten (ca. 5 - 15 Minuten) und Ladezeiten von 1 - 2 Stunden
- Trainerflugzeuge mit 30 - 60 Minuten Flugzeit. Vorhandene Flugzeuge haben ein breites Leistungsspektrum bis 124 kW und benötigen mehr Energie als das Schleppflugzeug. Mit bis zu 65 kWh Batteriekapazität wären die meisten der Flugzeuge aus Tabelle 1 abgedeckt
- Motorsegler, bei denen sowohl Leistung als auch Kapazität im Vergleich zu den beiden vorgenannten Szenarien geringer ausfallen, wodurch das Batteriesystem deutlich kompakter ausgelegt werden kann

Aus dieser Recherche ergaben sich Anforderungen für die Batterieenergie und die Batterieleistung für das modulare Batteriekonzept, die in Tabelle 2 zusammengefasst sind. Um dieses breite Spektrum von 25 bis 65 kWh für die Energie und bis zu 124 kW für die Leistung abzudecken bietet sich ein modulares Batteriekonzept an.

Tabelle 2 – Zusammenfassung der für die Elektrifizierung identifizierten Flugzeugtypen

	Schleppbetrieb	Trainerflugzeug	Motorsegler
Merkmale	5 min Flugzeit, schneller Anstieg, Schnellladung	30 – 60 min Flugzeit, Wenig Reserve, Schnellladung	Motor- oder Segelflug möglich, wenig Reserve, sehr leicht
Max. Motordauer-leistung	90 kW	70 - 124 kW	~70 kW
Energie	7 kWh/Flug	30 – 65 kWh für 30 min Flug	25 kWh für 1,5 h Flug (eGenius)

Zur Identifikation weiterer Anforderungen wurden potenzielle Anwenderinnen und Anwender befragt. Ziel war es, ihre Erwartungen an vollelektrische Flugzeuge sowie gegebenenfalls bereits gemachte Erfahrungen zu erfassen. Die Befragungen fanden unter anderem am Forschungsflughafen in Würselen bei Aachen statt, wo zwei Velis Electro des Herstellers Pipistrel sowohl im Schulungsbetrieb als auch im regulären Flugeinsatz genutzt werden. Weitere Gespräche wurden im Rahmen der AERO Friedrichshafen geführt. Aus den Rückmeldungen ergaben sich zusammenfassend folgende Erkenntnisse:

- Nutzung batteriebetriebener Flugzeuge bei kalten Temperaturen eingeschränkt
- Sport- und Kunstflugzeuge könnten ein potentieller Markt sein für vollelektrische Flugzeuge, jedoch mit Dauerleistungen jenseits von 120 kW
- Flugdauer von > 2,5 h gewünscht, damit ein vollelektrisches Flugzeug eine echte Alternative zum konventionellen angetriebenen Flugzeug wird
- Für den Ausbildungsbereich ist eine Ladezeit von 30 min noch in den Arbeitsablauf integrierbar
- Die Forderung nach redundanten Systemen wurde als zentrale Sicherheitsanforderung mehrfach geäußert und intensiv diskutiert

Als weitere Maßnahme zur Ermittlung der Anforderungen wurde eine Functional Hazard Assessment (FHA) für den Antrieb mit Fokus auf das Batteriesystem durchgeführt. Daraus ergaben sich vor allem folgende Anforderungen:

- Die Verbindung zwischen Batteriesystem und Antrieb muss sicher zur Verfügung stehen, spontane Trennung darf nicht möglich sein
- Ein minimaler Ladezustand der Batterie und eine minimale Zellspannung für den Flugbetrieb sind zu definieren, bei dem ein Start und eine darauffolgende Landung möglich sind
- Wenn der erlaubte Betriebsbereich der Batterie verlassen wird, müssen Warnungen ausreichend frühzeitig ausgesendet werden, damit eine Landung möglich ist

AP 2.1.2 Ausarbeitung des Modulkonzeptes

Zur Abdeckung des oben aufgeführten Spektrums an Flugzeugen und der anderen im vorherigen AP identifizierten Anforderungen wurde ein Konzept für ein skalierbares Batteriesystem entworfen – bestehend aus standardisierten Einzelmodulen – deren Energie und Nennspannung anpassbar ist.

Aus dem FHA ergibt sich die Anforderung für ein Batteriemanagementsystem zur Überwachung der Batterie und Übermittlung von Daten und Warnungen. Die große Bandbreite an geforderter Batteriekapazitäten erfordert die Möglichkeit die Energie einfach zu reduzieren oder zu erhöhen, indem die Anzahl an parallelgeschalteten Batteriezellen verändert wird oder die Anzahl der parallelgeschalteten Batterien variiert. Für letzteres müssten parallel geschaltete Batterien mit eigenen Abschaltelementen und autarkem BMS versehen werden, was das System insgesamt komplexer machen würde. Die Veränderung der Anzahl parallel geschalteter Batteriezellen ist je nach Batteriezelltyp einfach umsetzbar, wobei die Anzahl an Abschaltelementen und Batteriemanagementsystemen im Batteriesystem unverändert bleibt.

Aufgrund der hohen Leistungen, die vor allem von Schul- und Schleppflugzeugen gefordert sind, wird ein Batteriesystem in der Spannungsklasse um die 400 V erforderlich sein, um Verluste aufgrund hoher Ströme infolge der hohen Leistungsanforderung zu reduzieren. Mit 400 V ist beispielsweise für die Leistung eines Trainerflugzeugs ein Strom von circa 300 A zu erwarten. Damit handelt es sich um ein Hochvoltsystem, bei welchem besondere Sicherheitsvorkehrungen getroffen werden müssen. Notwendig sind ein ausreichender Berührungsschutz sowie ausreichende Kriech- und Luftstrecken im Batteriesystem. Die Systemspannung und

der maximale Strom beeinflussen vor allem stromführende Leitungen, die eingebauten Sicherungen und Schütze, wie auch das BMS mit ausreichender Isolierung zwischen den Kommunikationsschnittstellen und den Spannungsmessleitungen. Weiterhin bestimmt die Systemspannung die Anzahl der seriell geschalteten Batteriezellen.

Für die Wahl der passenden Batteriezelle musste darauf geachtet werden, dass die Batterieenergie möglichst einfach skaliert werden kann. Die Wahl fiel auf eine 21700er Li-Ionen Rundzelle mit einer Energiedichte von etwa 250 Wh/kg auf Zellebene. Die Nutzung des sehr gängigen Formats bietet die Möglichkeit die Batteriezelle gegen eine neuere Batteriezelle mit beispielsweise einer höherer Energiedichte auszutauschen ohne konstruktive Änderungen vornehmen zu müssen.

Damit das Batteriesystem mit den Batteriezellen möglichst flexibel in verschiedene Bauräume eingebaut werden kann, wurden Module definiert mit einer festen Anzahl an seriell verschalteten Batteriezellen und der Möglichkeit durch nur geringe Designänderungen die Anzahl der parallel geschalteten Zellen im Modul zu variieren. Die Module sind so ausgelegt, dass sie sich in Serie verschalten lassen, um eine Systemspannung von bis zu 500 V zu erreichen. Jedes Modul hat dabei eine Spannung von maximal 60 V und verfügt über eine eigene Zellüberwachungseinheit (CMU) zur Messung von Zellspannungen und Temperaturen sowie zur Balancierung. Die Batteriezellen sollten möglichst ohne Kühlung betrieben werden können, jedoch bietet eine aktive Kühlung die Möglichkeit die Batteriezellen gegebenenfalls vor Abflug aufzuwärmen oder nach dem Flug abzukühlen, um die Batterie zügig wieder aufladen zu können. Daher enthält das Konzept für das Modul Luftkanäle für eine aktive Luftkühlung. Weiterhin war es wichtig, dass einzelne Module ausgebaut werden können. Deshalb wurden die Module mit Anschlüssen für die Leistungsabnahme und die Kommunikation entworfen und können unabhängig voneinander montiert werden. Die Module sollen mit Leistungskabeln verbunden werden, die ausreichend isoliert und stromtragfähig sind. Die Kommunikationsverbindung wurde für eine möglichst zuverlässige Verbindung ebenfalls als Leitungsverbindungen geplant.

Eine zentrale Schützbox wird mit den in Serie verschalteten Modulen verbunden, kann aber als separate Einheit an eine beliebige Stelle im Flugzeug eingebaut werden. Die Schützbox enthält zentrale Sicherheitselemente wie Schütze, Sicherungen, Anschlusspunkte und das BMS. Diese Schützbox kann neben dem Hauptanschluss für den Antrieb noch einen separaten Anschluss für das Laden des Batteriesystems und Anschlüsse für Nebenverbraucher enthalten. In Abbildung 4 ist eine schematische Darstellung des Batteriekonzepts zu finden.

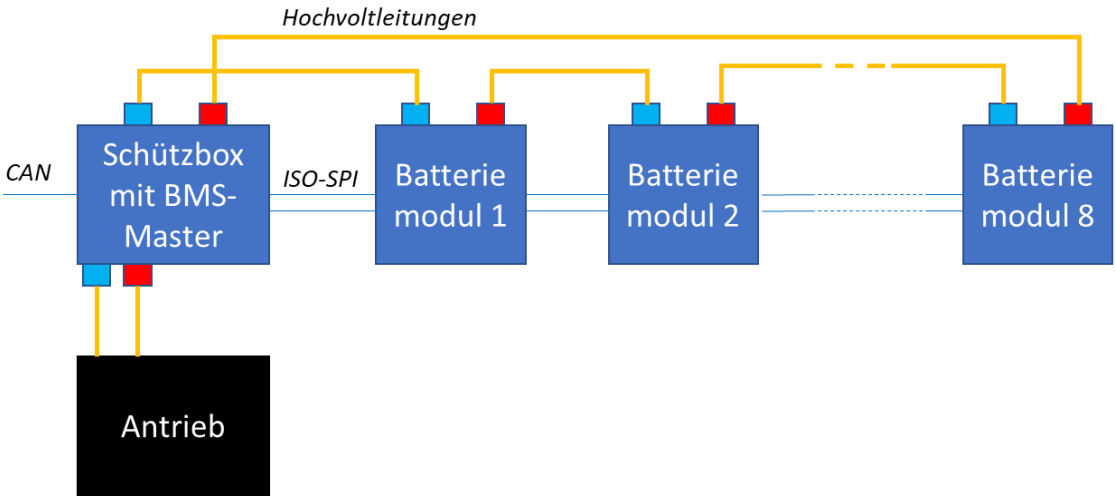

Abbildung 4 – Schematische Darstellung des Batteriesystems bestehend aus einer variablen Anzahl von Modulen und einer zentralen Schützbox.

Wichtig für das modulare Batteriekonzept war es einen Lösungsansatz für eine CMU-Elektronik zu finden, die sich über Modulgrenzen hinweg zu einem Gesamtsystem verbinden lässt. Dafür wurde eine umfangreiche Recherche verfügbarer BMS-Chips vorgenommen, die speziell für die Nutzung in einer CMU entwickelt wurden. Die Wahl fiel auf einen Chip aus dem Automotivbereich mit einer hohen Messgenauigkeit, der durch parallele Messungen keinen Versatz zwischen den einzelnen Zellmessungen aufweist. Die CMU versorgt sich aus der Batterie und verbraucht, wenn die Batterie gar nicht genutzt wird nur sehr wenig Energie. Da Flugzeuge über die Wintermonate oft längere Zeit nicht genutzt werden, ist es wichtig, dass die Batterie nicht zu stark durch ihre eigene Elektronik entladen wird. Die Kommunikation zwischen den CMUs und dem BMS erfolgt über eine isolierte Schnittstelle mittels Signaltransformatoren (isoSPI). Diese Variante ist teurer und aufwändiger als eine kapazitive Isolation, bietet aber aufgrund der galvanischen Trennung eine bessere Isolation und Störsicherheit. Um Batteriemodule in einem Flugzeug verteilen zu können, ist mit längeren Kommunikationsleitungen zwischen den Modulen und dem BMS in der Schützbox zu rechnen. Diese erfordert eine hohe Sicherheit vor dem Einfluss von Störungen.

Die Parallelschaltung von Zellen ermöglicht eine einfache Anpassung der Kapazität des Batteriesystems:

- z. B. 30 Zellen à 5 Ah → 150 Ah
- z. B. 10 Zellen à 5 Ah → 50 Ah
- Nur geringfügiger Entwicklungsaufwand bei der Anpassung der Anzahl paralleler Zellen

Die Batteriesystemspannung ist ebenfalls einfach skalierbar:

- ein bis acht Batteriemodule in Serie schaltbar
- Komponenten geeignet für bis zu 500 V Systemspannung
- Kein erhöhter Entwicklungsaufwand bei Anpassung der Anzahl der in Serie verschalteten Module

Das Konzept für die Schützbox bietet zusätzliche Flexibilität:

- Schütze und Sicherungen sind leicht austauschbar für Strombereiche bis 300 A und Spannungen bis 500 V bei gleicher Bauform
- Kosten für Designänderungen an den stromführenden Sammelschienen können auftreten, sofern bei Stromstärken unter 300 A eine Reduktion des Gewichts notwendig ist

Mit dem Konzept lassen sich Batteriesysteme aus einem 30p14s[8] Modul mit 5 Ah Batteriezellen und einer Schützbox aufbauen mit einer nominellen Energie von 7,5 kWh und einer maximalen Entladeleistung von 15 kW. Systeme aus bis zu acht Modulen hätten eine Energie von 60 kWh und eine Entladeleistung von 120 kW. Höhere Energien wären möglich, wenn Batteriezellen mit höherer Energiedichte ausgewählt werden. In der Regel müssen bei diesen Batteriezellen aber Abstriche bei der Entladeleistung gemacht werden.

Die mögliche Ladeleistung hängt unter anderem von der gewählten Batteriezelle ab. Diese limitiert häufig den möglichen Ladestrom wobei bei typischen Rundzellen Ladeströme von 0,5 C gängig sind, was eine Ladedauer von 2 Stunden bedeuten würde. Es sind jedoch auch Ladeströme von 1 C oder mehr möglich, wobei die Batteriezellen dann aber häufig aktiv gekühlt werden müssen. Bei der Marktrecherche wurde ersichtlich, dass eine Ladezeit von 30 min gewünscht wird. Aufgrund der hohen Ladeleistung und der damit verbundenen Stromstärken müssen die Leistungskabel zwischen den Modulen sowie die Schützbox mit größeren Querschnitten ausgelegt werden und werden damit schwerer. Deshalb wurde die Ladezeit auf 1 Stunde festgelegt.

Zusammengefasst wurde das Batteriekonzept auf die folgenden Spannungs- und Leistungsbereiche ausgelegt:

- Maximale Systemspannung 60 V bis 500 V

[8] Der Ausdruck 30p14s beschreibt die Verschaltung der Zellen im Modul; 30 Zellen parallel und 14 Zellen in Serie.

- Entladeleistung bis 120 kW
- Nominelle Energie von 2,5 kWh bei einem 10p14s Modul bis 60 kWh mit acht 30p14s Modulen
- Ladeleistung sollte zwischen 2,5 und 60 kW liegen

Die Anforderung eine Flugdauer von über 2 Stunden zu erreichen ist mit den bestehenden Flugzeugdesigns nicht zu erreichen. Dafür ist der Leistungsbedarf der Flugzeuge zu hoch und folglich die benötigte Masse des Batteriesystems – notwendig um die Leistungsanforderung zu erfüllen – zu hoch. Jedoch werden neue Flugzeugkonzepte erarbeitet, bei denen auf eine höhere Effizienz geachtet wird. Das modulare Batteriekonzept könnte damit die Energie für längere Flugzeiten zur Verfügung stellen.

AP 2.1.3 Aufbau von Modulen und Inbetriebnahme

Abbildung 5 – Detailansicht der Module mit Leistungs- und Kommunikationskabeln

Zur Erprobung des erarbeiteten Batteriekonzepts wurde ein Batteriesystem aufgebaut und als Energiequelle für den Antrieb in den e-Genius eingebaut. Basierend auf dem erarbeiteten Batteriekonzept wurde ein Batteriesystem passend an die Anforderungen

des e-Genius aufgebaut. Für den Schleppbetrieb des e-Genius ist eine maximale Leistung von 120 kW erforderlich. Damit zwei bis drei Schleppvorgänge möglich sind bevor die Batterie nachgeladen werden muss und gleichzeitig eine ausreichende Energiereserve vorhanden ist, sollte das Batteriesystem eine Energie von 40 kWh aufweisen. Abhängig vom verfügbaren Bauraum sollte das Batteriesystem in acht 20p14s Module aufgeteilt werden. Aufgrund der Größe Batterie ist der Entladestrom jeder einzelnen Batteriezelle moderat, sodass die Batteriezellen während des Schleppbetriebs nicht aktiv gekühlt werden müssen. Für den Ladevorgang des Batteriesystems müssen die Batteriezellen auf unter 40 °C abgekühlt sein um diesen Grenzwert während des Ladens nicht überschreiten. Um den Ladevorgang beschleunigen zu können, wurden Luftkanäle in die Module für eine aktive Luftkühlung am Boden integriert. So konnte auch das Konzept der Luftkühlung während der Erprobungsphase untersucht werden und auch eine Erwärmung des Batteriesystems vor einem Flug in kaltem Wetter ermöglich werden.

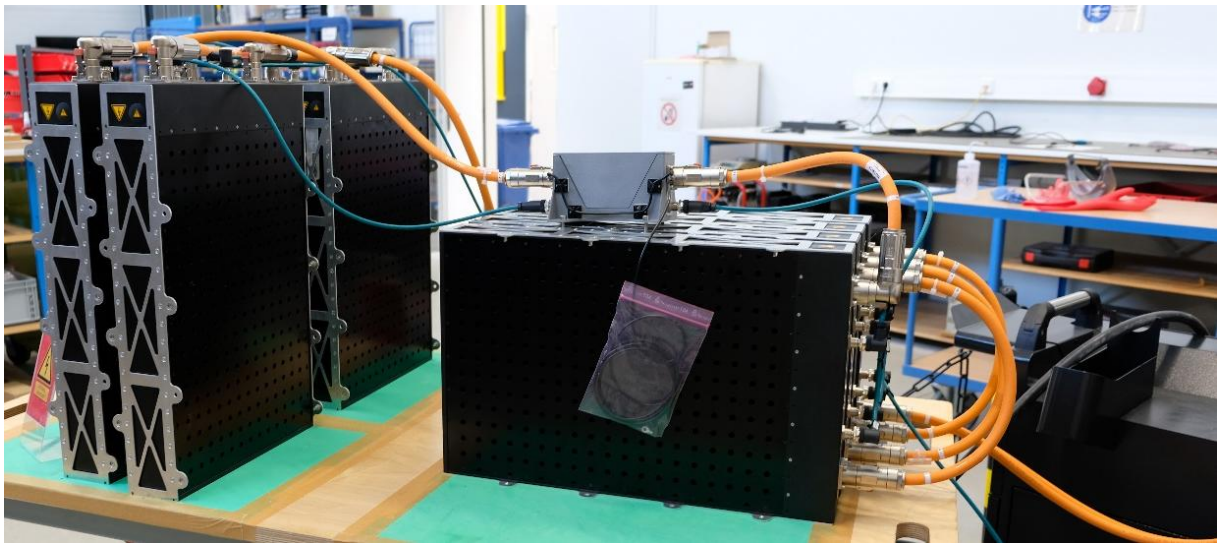

Abbildung 6 – Übersicht des aus acht Modulen bestehenden Batteriesystems für den e-Genius.

Um den e-Genius mit dem neuen Batteriesystem betreiben zu dürfen, mussten zudem – um eine vorläufige Verkehrszulassung zu erhalten – einige Auflagen des Luftfahrtbundesamtes erfüllt werden.

- Neben der Vorladung des Zwischenkreises musste auch deren Entladung in die Schützbox des Batteriesystems integriert werden, da die Anforderungen des LBA eine schnellere Entladung des Zwischenkreises vorsahen als sie der Umrichter des Antriebs durchführen konnte.

- Der Lastpfad zum Antrieb des e-Genius im Batteriesystem muss durch zwei separate Schütze getrennt werden, ein Schütz im Pluspolpfad und ein Schütz im Minuspolpfad.
- Auch der Ladepfad für das Aufladen des Batteriesystems muss durch zwei separate Schütze getrennt werden.
- Die mechanische Abschaltung der Spannungen zu den Ausgängen des Batteriesystems sollte nicht von einem Prozessor oder einer Software abhängig sein.
- Auch bei Ausfall der BMS Versorgung müssen die Schütze des Lastpfads weiterhin geschlossen bleiben
- Durch ein Interlocksystem soll sichergestellt werden, dass die Schütze sich automatisch öffnen, sollte sich ein Stecker mit gefährlicher Spannung lösen

All diese Anforderungen konnten durch das Batteriesystem und auch das zuvor entworfene Batteriekonzept erfüllt werden. Allein die zusätzliche Zwischenkreisentladung war zuvor im Batteriekonzept nicht vorgesehen, wurde dann jedoch ebenfalls integriert.

Darüber hinaus war ein Anschluss für einen HV DCDC-Wandler an der Schützbox notwendig. Dieser zusätzliche Wandler wurde für die Versorgung der Nebenverbraucher im e-Genius benötigt. Da die vorhandene Batterie zur Bordnetzversorgung nicht genügend Kapazität für den Dauerbetrieb von Bordcomputer, Servos und BMS bot, war eine zusätzliche Versorgung aus dem Hochvoltsystem erforderlich.

AP 2.2.1 Ausarbeitung Ladekonzept

Für das entwickelte Batteriekonzept wurde ein passendes Ladekonzept benötigt, das entsprechend wie die Batterie modular und skalierbar sein sollte. Aus den Arbeitspaketen 2.1.1 und 2.1.2 ergaben sich folgende Anforderungen an die Ladeinfrastruktur:

- Spannungsbereich bis 500 V muss abgedeckt sein
- Eine Ladeleistung von über 60 kW sollte möglich sein
- Weiterhin war es wünschenswert auch kleinere Batteriesysteme mit 60 V zu bedienen, da das Batteriekonzept auch diese niedrigen Systemspannungen erlaubt

- Dieser Spannungsbereich ist jedoch für Schlepp- und Trainerflugzeuge nicht geeignet

In Abbildung 7 sind diese Anforderungen als Leistungs- und Spannungsbereich mit gestrichelten grünen Linien eingezeichnet.

Für die Ausarbeitung des Ladekonzept wurde untersucht welche aktuellen Lösungen es für das Laden von elektrisch betriebenen Flugzeugen gibt. Für die Velis Electro von Pipistrel hat sich der Hersteller für den asiatischen GB/T Standard entschieden. Dieser Standard ist vor allem in Asien im Automobilbereich verbreitet. Als Alternative haben wir zusätzlich den CCS Standard betrachtet, der in Nordamerika und Europa verbreitet ist. Sowohl der GB/T als auch der CCS Standard für DC-Laden decken einen ähnlichen Leistungs-/Spannungsbereich ab. Zusätzlich wurde auch die Option betrachtet ein auf einem Labornetzteil basierendes Ladesystem aufzubauen. Ein übliches Labornetzteil gibt es für verschiedene Spannungsbereiche von 60 V bis 800 V ohne Veränderung der Kommunikations- und Leistungsschnittstellen. Außerdem lassen sich häufig mehrere Netzteile parallelschalten um den Leistungsbereich zu erweitern. Im Vergleich dazu sind die Komponenten des CCS Standards in einem kleineren Leistungs- und Spannungsbereich nutzbar (siehe Abbildung 7).

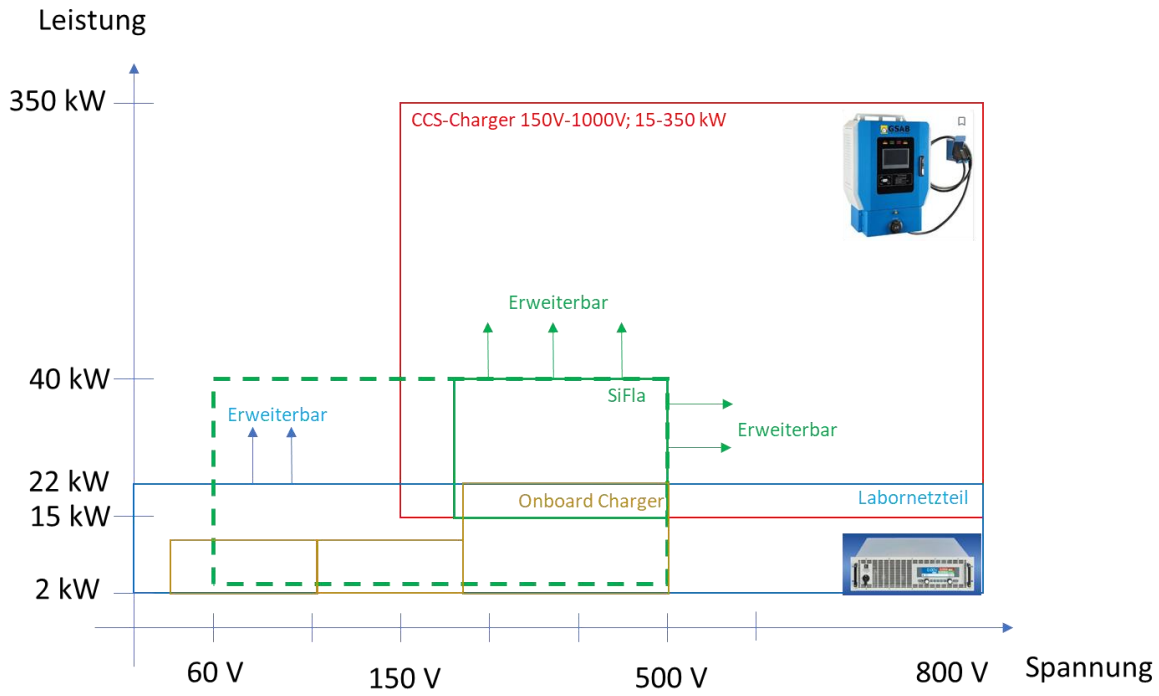

Abbildung 7 – Leistungs- und Spannungsbereiche des CCS Standards (rot), eines handelsüblichen Labornetzteils (blau) und OnBoard Charger (ocker) im Vergleich zum geplanten Bereich des Batteriekonzeptes (gestrichelt grün) und dem angepassten Bereich (grün)

Auch wenn die Lösung mit einem Netzteil aufgrund der möglichen Erweiterung den gewünschten Bereich für das Batteriekonzept abdecken würde, gibt es bei der Lösung Einschränkungen. Beispielsweise müsste die Kommunikation zwischen Batterie und Netzteil definiert, umgesetzt und auf dem neusten Stand gehalten werden. Diese Kommunikationsschnittstelle ist herstellerspezifisch und nicht standardisiert. Auch ein OnBoard-Charger (OBC) aus der Automobiltechnik wurde als mögliche Lösung in Betracht gezogen. Der Einbau hätte jedoch einen erheblichen konstruktiven Mehraufwand erfordert, da für die Demonstration des Konzepts eine individuell angepasste Lösung notwendig gewesen wäre, die sich voraussichtlich nicht auf andere Flugzeuge übertragen ließe. Zudem ist der Spannungs- und Leistungsbereich handelsüblicher OBCs begrenzt. Jede Abweichung von der vorgesehenen Spannung oder Leistung würde den Einsatz eines anderen OBC-Typs erfordern. Zwar bietet ein OBC prinzipiell mehr Flexibilität bei der Nutzung verschiedener Ladeinfrastrukturen, allerdings sind die Ladeleistungen typischerweise auf 11 kW bis 22 kW beschränkt – und das Gerät müsste dauerhaft mitgeführt werden, was zusätzliches Gewicht und Platzbedarf bedeutet.

Zusammenfassend sind in Tabelle 3 die Vor- und Nachteile der möglichen Ladekonzepte dargestellt.

Tabelle 3 – Vergleich zwischen den Ladekonzepten, Vorteile in Grün

Berücksichtigte Aspekte	OnBoard-Charger	Labornetzteil	DC-Ladestandard (GB/T oder CCS)
Skalierbarkeit	Entwickelt für kleine Arbeitsbereiche	Breiter Spannungsbereich, jedoch Verschaltung mehrerer Netzteile für mehr Leistung notwendig	Komponenten mit unterschiedlichen Leistungsbereichen erhältlich
Leistungsbereich	In der Regel 11 kW bis 22 kW	Skalierbar	150 kW bis 350 kW
Spannungsbereich	50 V bis 500 V	50 V bis 800 V	150 V bis 1000 V
Kommunikation mit Batterie	Muss entwickelt werden		Standard vorhanden und leicht umsetzbar
Verfügbarkeit	Viele verschiedene Geräte vorhanden		GB/T in Asien CCS in Amerika und Europa. Komponenten verschiedener Hersteller kompatibel
Verfügbarkeit auf Flugplätzen	Standardmäßige AC – Steckdosen nutzbar		kein klarer Trend sichtbar
Zukunftsfähigkeit für Luftfahrt	Fragwürdig, ob OBC mitfliegt	Weiterentwicklungen müsste Air Energy selber umsetzen	Standard wird weiterentwickelt

Der Spannungsbereich der DC-Schnellladestandards beginnt bei 150 V, auch die kleinste Ladeleistung ist höher als eigentlich in der Anwendung des Batteriekonzepts benötigt.

Bezüglich der Verfügbarkeit und der Zukunftsfähigkeit haben wir uns unter anderem bei Flugzeugbauern und auch beim Forschungsprojekt „Testfeld“ am Flughafen Mengen erkundigt, welches Ladekonzept bevorzugt werden würde. In den meisten Fällen wurde eine Lösung mit einem DC-Schnellladestandard bevorzugt, wobei der Standard für den Automotivbereich entwickelt wurde und Anpassungen notwendig wären, um großflächig in der Luftfahrt eingesetzt zu werden.

Der DC-Schnellladestandard wurde als das vielversprechendste Ladekonzept bewertet. Der Spannungs- und Leistungsbereich des Batteriekonzepts ist zwar im

unteren Bereich eingeschränkt, jedoch kann das Batteriekonzept mit geringem Entwicklungsaufwand auf höhere Spannungsbereiche > 500 V erweitert werden.

Anders als die Firma Pipistrel hat sich das Projektkonsortium für den CCS Standard entschieden, da die Verfügbarkeit der Komponenten in Europa besser gegeben ist. Um das Ladekonzept mit dem CCS-Standard umzusetzen, war es nötig, die Kommunikation zwischen der Batterie und einem DC-Ladegerät zu implementieren (siehe dazu Arbeitspaket AP 2.2.2).

AP 2.2.2 Aufbau der Ladeinfrastruktur

Als Ladekonzept wurde der DC-Schnellladestandard CCS gewählt, der ein schnelles Laden der modularen Batterie mit bestehenden CCS-Ladestationen ermöglicht. Das Combined Charging System (CCS) ist ein internationaler Standard aus dem Automotive-Bereich für den Anschluss von Elektrofahrzeugen an Ladeinfrastruktur und ermöglicht nach der neuen Norm CCS 2.0 bei Gleichstrom bis zu 500 kW Ladeleistung. In der ersten Iteration waren 350 kW Ladeleistung möglich. Aufgrund der Verbreitung und der guten Verfügbarkeit an mobilen Ladesystemen wurde für diesen Standard auch eine gute Eignung bei Luftfahrtanwendungen in dem Leistungsbereich, welcher von diesem Projekt abgedeckt wird, festgestellt. Die Skalierbarkeit der Ladeleistung macht dieses System zudem zukunftssicher. Auf Flugzeugseite ist das System dabei aus Gewichtsgründen ein reines Gleichstromsystem ohne Gleichrichter an Bord, daher ist ein mobiler oder ortsfester externer Gleichrichter notwendig.

Abbildung 8 – Der e-Genius neben dem mobilen Ladegerät

In Abbildung 8 ist der e-Genius mit einem mobilen CCS-Ladegerät abgebildet. Damit das Batteriesystem mit dem Standard geladen werden konnte, musste die Schützbox um eine Komponente erweitert werden. Diese Komponente, platziert in der Schützbox, übersetzt die Kommandos vom BMS für den Ladeprozess in das CCS Protokoll (Power Line Communcation – PLC), es steuert die Ladeschütze, überwacht den Ladeprozess und unterbricht diesen gegebenenfalls im Fehlerfall. Weiter war die Installation einer CCS-Ladebuchse am e-Genius notwendig. Diese Buchse hat neben den stromführenden Anschlüssen auch passende Pins für die Kommunikation und ein Verriegelungsmechanismus, der ein Entfernen des Ladesteckers während des Ladeprozesses verhindert. Die CCS-Komponente in der Schützbox muss auch diesen Verriegelungsmechanismus in der Buchse steuern und überwachen.

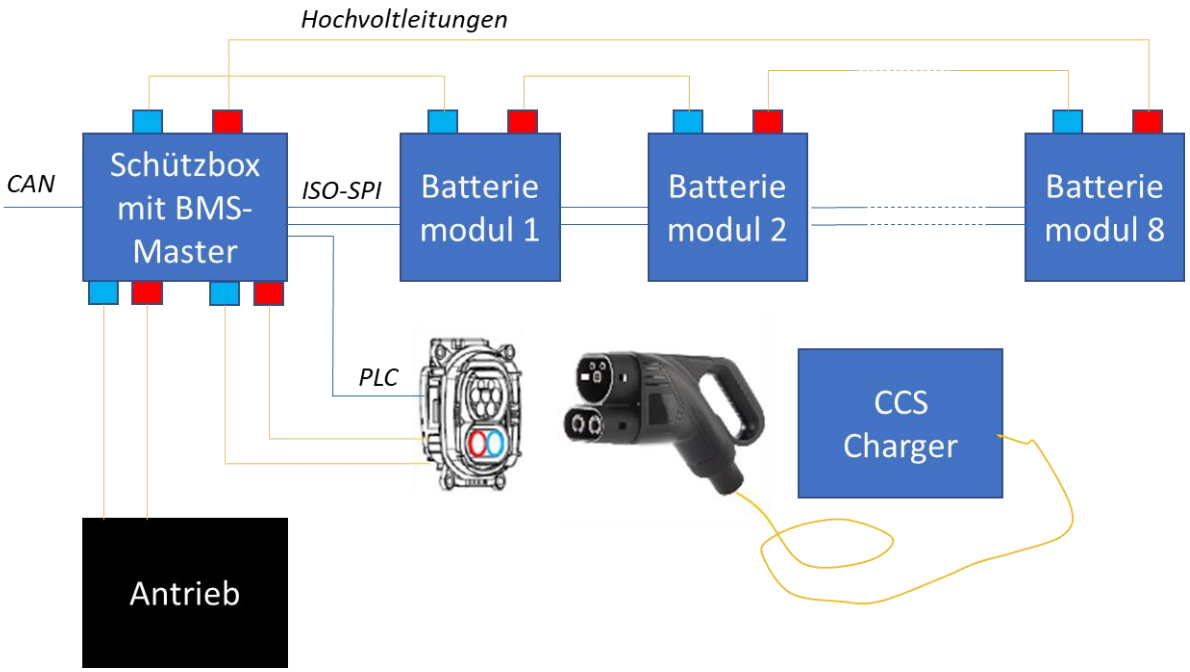

Abbildung 9 – Schematische Darstellung des Batterie - und Ladekonzepts.

Obwohl die erforderlichen Komponenten für den Ladevorgang beschafft werden konnten, stellte die vollständige Abwicklung des Ladeprozesses eine erhebliche Herausforderung dar. Dies umfasste nicht nur die komplexe Kommunikation zwischen dem BMS und den CCS-Komponenten, sondern auch die Implementierung der Ladeprotokolle in der BMS-Software. Besonders anspruchsvoll war dabei die Steuerung des gesamten Ablaufs – vom Einstecken des Steckers über das sichere Verriegeln bis hin zur präzisen Regelung des Ladestroms. Darüber hinaus erforderten die komplette Verkabelung sowie die sorgfältige Behandlung von Masse- und Potentialausgleich eine besondere Aufmerksamkeit, um die elektrische Sicherheit und Funktionalität des Systems zu gewährleisten.

AP 2.3.1 Umbau des Testträgers: Einbauvorbereitung für das Akkusystem

Der Umbau des e-Genius wurde vom IFB durchgeführt. Air Energy und das IFB haben sich dafür zunächst auf Basis von CAD-Daten des e-Genius und des Batteriesystems abgestimmt. Weiterhin wurde ein Dummy des Batteriemoduls aufgebaut, der die geplanten Maße und Montagepunkte des Moduls nachstellte und vom IFB probeweise in das Flugzeug eingebaut werden konnte.

Weiter musste Air Energie mehrere Tests an den Batteriezellen und kleinen Zellblöcken bestehend aus neun Zellen durchführen, die vom LBA für den Erhalt der Verkehrszulassung gefordert wurden. Es wurden folgende Tests durchgeführt:

- Kurzschlusstest einer Batteriezelle im Zellblock mit 3x3 Zellen ohne Sicherung
- Kurzschlusstest Zellblock 3x3 Zellen ohne Sicherung
- Überladetest einer Batteriezelle im Zellblock mit 3x3 Zellen ohne Sicherung
- Überentladetest einer Batteriezelle ohne Sicherung

AP 3.2.2 Integration Akkusystem und Ladeinfrastruktur

Die Crimpkontakte der verfügbaren Ladebuchsen erforderten die Installation von 50 mm² Leistungskabeln zwischen Schützbox und Ladebuchse. Diese großen Querschnitte mussten über eine Länge von 3 m im e-Genius verlegt werden, was viel zusätzliches Gewicht verursacht hat. Diese Kabel waren für das Laden des Batteriesystems nicht nötig, weil maximal 22 kW Ladeleistung zur Verfügung stand.

Der HV-DCDC-Ausgang konnte entgegen der ursprünglichen Annahme nicht ohne eine Vorladung betrieben werden, was zu Problemen im Betrieb führte. Deshalb musste eine Vorladungseinrichtung nachgerüstet werden, um den zuverlässigen Betrieb sicherstellen.

Anfänglich wurden Probleme beim Laden festgestellt, weil in der Pin-Belegung der Kommunikationsschnittstelle ein Fehler in der Doku war. Es folgten weiterhin Abstimmungen zum Potentialausgleich zwischen Batteriesystem und Flugzeug. Ebenfalls für die Integration notwendig war der Einbau eines Isolations-Wächters in die Schützbox des Batteriesystems. Die Platzierung des Isolations-Wächters in den Bereich vom Batteriesystem war vom IFB vorgegeben.

AP 3.4.1 Flugerprobung unter Realbedingungen

Im Rahmen einer Flugmesskampagne des Instituts für Flugzeugbau wurden die Flugleistungen des e-Genius erprobt. Hierbei wurde neben dem Verhalten des Gesamtsystems im F-Schlepp auch das Verhalten des Batteriesystems aufgezeichnet. In Abbildung 10 sind die Daten für den Ladungszustand der Batterie („SOC“), die vom System abgegebene Leistung („Bat Power“) sowie die maximale Zelltemperatur, einmal als Rohdaten („Cell Temp max.“) und einmal interpoliert („Poly. (Cell Temp max.)“), abgebildet. Zu sehen ist das Profil bei einem Start, Steigflug, einer Gleitphase, bei der während des Sinkflugs zudem kurzzeitig rekuperiert wurde (negative Leistungswerte).

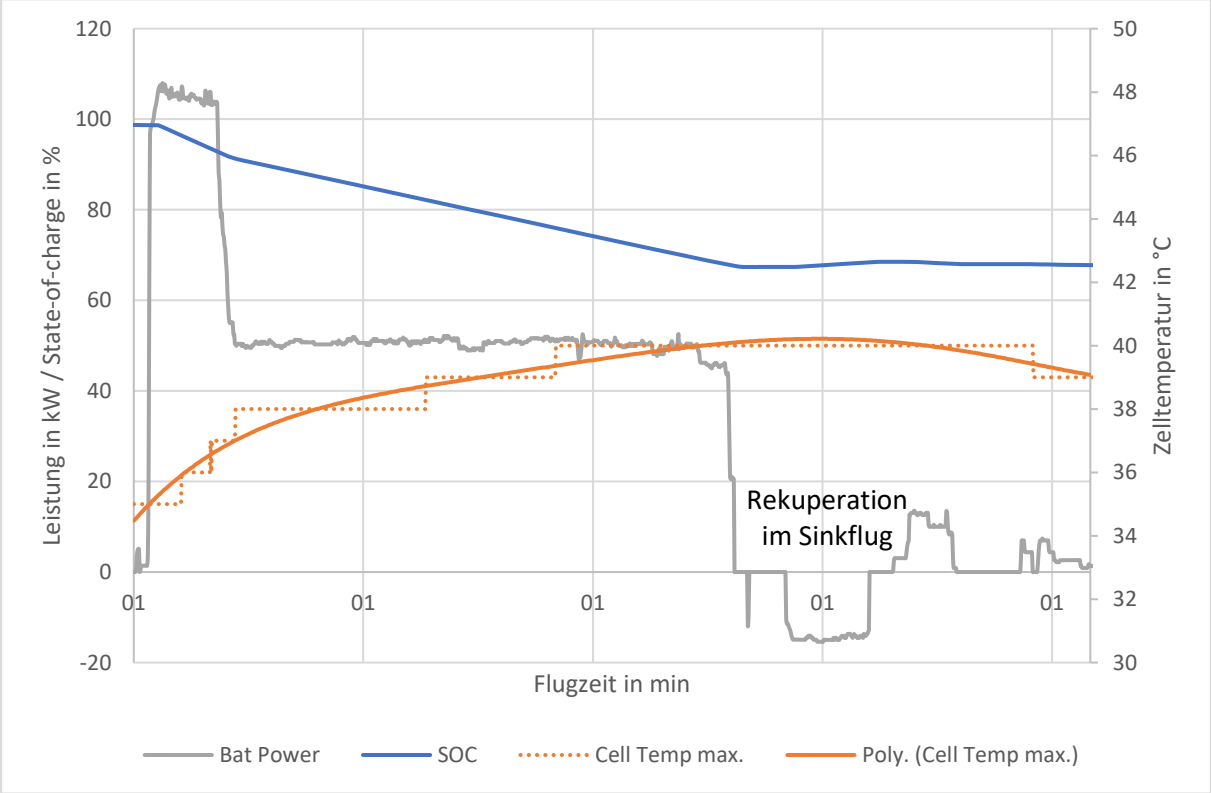

Abbildung 10 – Leistungsprofil des Systems bei einer typischen F-Schlepp-Mission

Die gemessenen Temperaturen von knapp über 40 °C liegen deutlich innerhalb der Betriebsgrenzen der Batteriezelle und wurden auch bei längeren Flügen nicht merklich überschritten (siehe Abbildung 11).

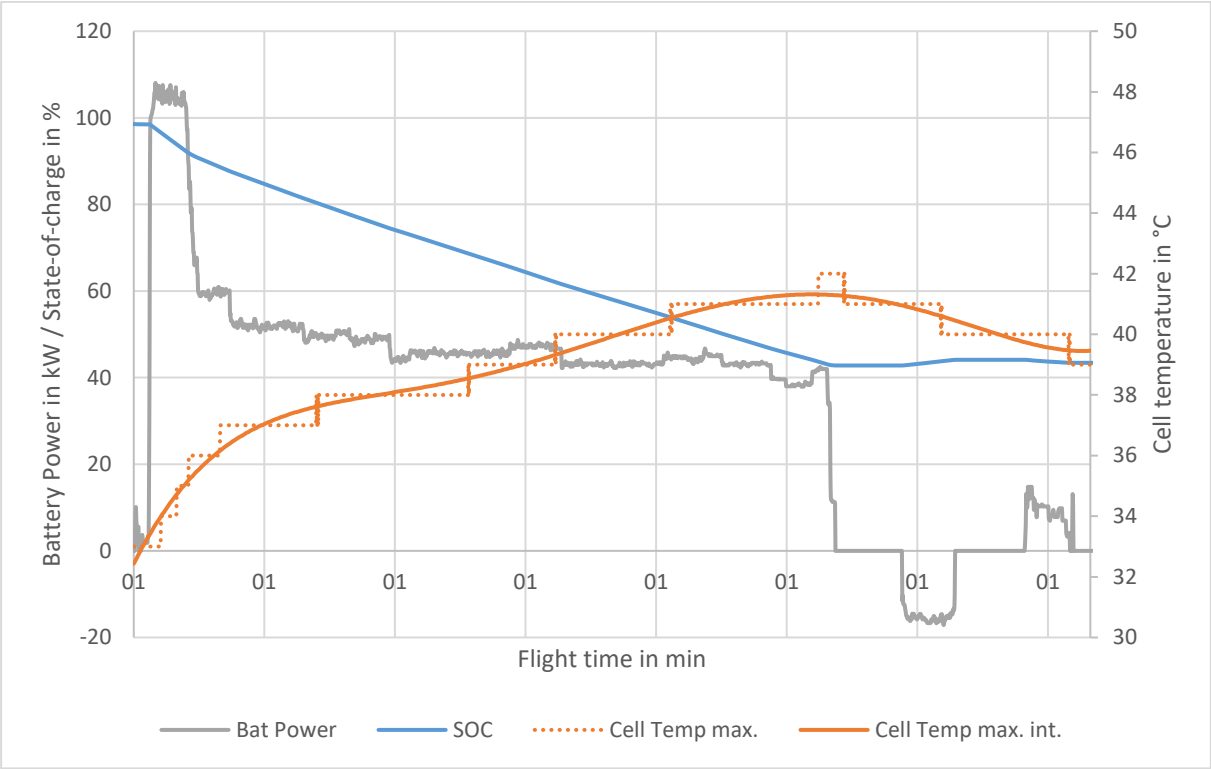

Abbildung 11 – Leistungsprofil bei längerer Flugdauer.

Insgesamt konnte der e-Genius mehrere Flüge alleine oder im F-Schlepp mit dem Batteriesystem durchführen ohne Einschränkungen oder Probleme seitens des Batteriesystems. Auch die Ladevorgänge verliefen reibungslos. Mit einem Energiebedarf von knapp 5 kWh konnte ein 380 kg schweres Segelflugzeug geschleppt werden, wobei der e-Genius mit dem geschleppten Segelflugzeug mit durchschnittlich 3 m/s gestiegen ist und eine maximale Leistung von knapp 110 kW vom Batteriesystem zur Verfügung gestellt wurde. Auch ein 750 kg schweres Segelflugzeug konnte vom e-Genius geschleppt werden. Dabei waren insgesamt knapp 10 kWh notwendig bei einer Steigrate von im Schnitt 1,9 m/s.

AP 3.4.2 Auswertung und iterative Verbesserung

Die Daten aus den Flugversuchen haben gezeigt, dass die Batteriezellen zwar in einem moderaten Temperaturbereich blieben, jedoch war die Differenz zwischen den Zelltemperaturen mit 10 °C recht hoch. Eine so hohe Differenz führt langfristig zu unterschiedlichen Alterungsraten der Batteriezellen in einem Modul. Daher ist eine homogenere Temperaturverteilung gewünscht. Hier wäre es nötig andere Lüftungskonzepte auszuarbeiten.

Während der Flüge bei kühlen Außentemperaturen konnte eine deutliche Abkühlung der Batteriezellen auf unter 10 °C in den Daten beobachtet werden. Die Umgebungsluft kann während des Flugs durch das Lüftungssystem strömen und bei niedrigen Außentemperaturen werden die Batteriezellen entsprechend gekühlt. Jedoch kann bei weiterer Abkühlung der Batteriezellen die verfügbare Entladeleistung reduziert sein verbunden mit einer reduzierten Leistung des Antriebs. Kurzzeitige Leistungspeaks sind dann nicht möglich.

Insgesamt konnte gezeigt werden, dass das Schleppen mit einem vollelektrischen Antrieb möglich ist. Die installierte Energie war mehr als ausreichend auch für das Schleppen von schweren Segelflugzeugen. Die Flugleistungen im Schlepp waren dabei vergleichbar mit typischen Schleppflugzeugen wie sie in Vereinen eingesetzt werden.

Die Ladezeit von einer Stunde erwies sich jedoch als zu lang für den Schleppbetrieb, obwohl die installierte Energie mehrere Segelflugschlepps erlaubt. Eine Batteriezelle mit höherem Ladestrom wäre eine bessere Wahl gewesen. Damit hätte die installierte Energie reduziert und Gewicht eingespart werden können, was das Gesamtsystem effektiver gemacht hätte.

3.2 SMARTe Ziele

Vor Beginn des Verbundvorhabens wurden unter anderem folgende Ziele definiert, die für das Teilvorhaben relevant sind:

Tabelle 4 – SMARTe Ziele des Projektes

Spezifisch	Messbar	Attraktiv	Realistisch	Terminiert
Leisere Luftfahrt	- 10 dB	Nutzung bestehender Systemkomponenten	Notweniges Knowhow der Partner vorhanden	Ende HAP3
Reduzierung Primärenergiebedarf	Modulare Batterie für min. 20 Modelle	Nutzung bestehender Systemkomponenten	Notweniges Knowhow der Partner vorhanden	Ende HAP2

<u>Leisere Luftfahrt</u>

Das erste Ziel konnte nicht alleine durch die Arbeiten in diesem Teilvorhaben erreicht werden, jedoch wurde ein Batteriekonzept erarbeitet, dass dem e-Genius ermöglichte vollelektrisch zu fliegen, was im Vergleich zu Antrieben mit Verbrennungsmotor bereits eine Verringerung der Geräuschemission erlaubt.

Im Rahmen einer Analyse zu Lärmemissionen aktueller Flugzeugtypen wurde beispielhaft der Geräuschpegel einer Robin DR400/180R – ein typisches von einem Verbrennungsmotor angetriebenen Schleppflugzeuges – recherchiert. Für die Kategorie „Erhöhter Lärmschutz“ nach der Landeplatz-Lärmschutzverordnung beträgt der nach dem von der ICAO definierten Testverfahren zu ermittelnde maximale Lärmpegel 73,3 dB(A). Bei einem am Forschungsflugplatz Würselen-Aachen stationiertes Flugzeug diesen Typs wurde nach den gesetzlichen Messbedingungen bei höchstzulässiger Dauerdrehzahl ein Lärmpegel von 72 dB(A) ermittelt[9].

Die Messungen zum Lärmpegel des e-Genius wurden vom IFB und iFR durchgeführt. Es wurden Lärmpegel von 62 – 65 dB(A) gemessen, wobei die niedrigeren Werte nur bei einer Reduktion der Leistung erreicht wurden, wie sie beim Schlepp von leichten

[9] Quelle: Handbuch einer DR400/180R mit Vierblattpropeller und auf Lärmreduktion ausgelegter Auspuffanlage

Segelflugzeugen vorgenommen werden könnte. Aktuell ist vom IFB eine Wiederholung der Messungen in Stendal geplant, um weitere Erkenntnisse über das Lärmemissionsverhalten des e-Genius in seiner aktuellen Konfiguration zu erhalten[10].

Reduzierung des Primärenergiebedarfes

Das zweite Ziel konnte mit dem erarbeiteten Batteriekonzept erreicht werden. Das Konzept kann in Schleppflugzeugen, Trainerflugzeugen und Motorseglern eingesetzt werden, die noch mit herkömmlichen Verbrennungsmotoren fliegen. Ihr Nutzungsprofil bietet eine Elektrifizierung des Antriebs an, da die benötigte Leistung noch vergleichsweise gering und die Flugdauern in der Regel kurz sind. Mit dem modularen Konzept können Batteriesysteme in unterschiedliche Bauräume integriert werden ohne hohe Entwicklungskosten, da mit dem Konzept die Verteilung der Module im Flugzeug möglich ist. Das Batteriekonzept konnte im e-Genius im F-Schleppbetrieb erfolgreich erprobt werden.

[10] Quelle: Abschlussbericht SiFlA des IFB und iFR der Universität Stuttgart

3.3 Verwendung der Fördermittel und wesentliche Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Das Projektbudget wurden für folgende Positionen eingesetzt:

Tabelle 5 – Positionen des Projektbudgets

Position	Beschreibung
813	Materialkosten für Prototypenfertigung der Batteriemodule, Aufbau der Ladeinfrastruktur
823	FE – Fremdleistungen für die Unterstützung der Entwicklungsarbeiten
837	Personalaufwand für Entwicklung, Konstruktion und Tests der Module und Elektronik
838	Reisekosten

Die Ausgaben wurden im Rahmen des Projektbudgets gehalten, wobei durch Verzicht auf hochspezialisierte Einzelanpassungen eine effiziente Mittelverwendung sichergestellt wurde. Die getätigten Aufwendungen waren im Hinblick auf die erzielten Ergebnisse notwendig und angemessen.

3.4 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die bisher von der Air Energy entwickelten Speicherlösungen sind immer kundenspezifische Anforderungen zugeschnitten. Kein Kunde war bisher bereit in die Erforschung von Konzepten für generisch einsetzbare modulare Akkusysteme zu investieren, die den Anforderungen mehrerer unterschiedlicher Kunden genügen könnten. Aus eigenen Mitteln konnte eine solche Untersuchung bisher nicht finanziert werden, wodurch dieses Forschungsvorhaben es Air Energy nicht nur aus finanzieller Sicht ermöglichte, ein universelles, modulares Akkusystem zu realisieren, sondern es lieferte in Kooperation mit den Projektpartnern auch die nötige Kompetenz die universellen Anforderungen zu formulieren. Insbesondere die Uni Stuttgart konnte bei der Auswahl geeigneter Zielplattformen und der Eingrenzung des Lösungsraumes möglicher Modulauslegungen mit ihrer systemischen Luftfahrtkompetenz einen wichtigen Beitrag leisten.

3.5 Nutzung und Verwertung der Ergebnisse

Die wirtschaftlichen Erfolgsaussichten des modularen Batteriesystemkonzepts sowie der zugehörigen Komponenten – insbesondere einer skalierbaren CMU – sind vielversprechend. Bereits kurz nach Projektende konnten erste Ansätze in weitere Anwendungen überführt und in Folgeprojekte eingebracht werden. Die modulare, anpassbare Architektur sowie die Kompatibilität mit unterschiedlichen Zelltypen bieten einen funktionalen Vorteil gegenüber vielen bestehenden, unflexibel ausgelegten Lösungen. Dies ermöglicht eine gezielte Anpassung an unterschiedliche Leistungs- und Kapazitätsanforderungen ohne grundlegende Strukturen neu entwickeln zu müssen. Auch die Übertragbarkeit des CCS-Ladestandards auf das konzipierte Batteriesystem konnte im Projektverlauf demonstriert werden. In einem nachfolgenden Vorhaben wurde das zugrunde liegende Konzept einer CCS-Ladeeinheit in modifizierter Form für einen anderen Anwendungskontext untersucht. Dies unterstreicht die potenzielle Anwendbarkeit des erarbeiteten Ansatzes im Bereich elektrischer Mobilitätslösungen. Das CCS-Ladekonzept wurde zudem auf der AERO-Fachtagung 2025 vorgestellt und im Fachkreis mit Vertretern von Flugzeugherstellern und Flugplatzbetreibern diskutiert. Dabei wurde das grundsätzliche Interesse an der Übertragung bestehender Automobiltechnik auf luftfahrtbezogene Anwendungen deutlich. Gleichzeitig wurde der erhebliche Forschungs- und Klärungsbedarf im Hinblick auf Zulassungsanforderungen und Zertifizierungshürden betont. Im Rahmen der Testflüge mit dem e-Genius – unter anderem im Schleppbetrieb – wurde ein umfangreiches Volumen an Betriebsdaten erhoben. Besonders hervorzuheben sind dabei Erkenntnisse zum thermischen Verhalten der Batteriezellen unter realen Einsatzbedingungen. Diese Daten bilden eine wertvolle Grundlage für die Weiterentwicklung thermischer Managementsysteme und können in künftige Projekte im Bereich elektrischer Luftfahrt einfließen.

3.6 Bekannt gewordene Fortschritte bei anderen Stellen

Bei einer ausführlichen Marktrecherche wurden zwei Unternehmen identifiziert, die skalierbare, modulare Batteriesysteme für Fluganwendungen anbieten. Anhand der Ankündigungen liegt der Fokus hier wohl hauptsächlich auf eVTOLs, Hybridanwendungen aber auch elektrische Gleitschirme, Segelflugzeuge und ULs.

Von einer Durchdringung des Marktes von Motorseglern, Trainern und Schleppflugzeugen kann jedoch noch nicht die Rede sein, wenn auch deutliche Fortschritte bei der Entwicklung und Anwendung zu verzeichnen sind.

3.7 Erfolgte und geplante Veröffentlichung der Ergebnisse

Das Batteriesystem wurde bereits 2024 und 2025 eingebaut im e-Genius zusammen mit dem Ladekonzept auf der Messe AERO in Friedrichshafen ausgestellt. Auf der AERO 2025 wurde das erste Mal ein vollelektrischer Flugzeug-Schlepp durch den e-Genius durchgeführt. Weiterhin wurde der e-Genius und das Batteriesystem mehrere Tage während der Idaflieg in Stendal 2024 getestet, unter anderem auch beim Schleppen von Segelflugzeugen. Das System wird vom IFB regelmäßig erprobt.

Das Batteriesystem und die mobile Ladestation werden noch bis Ende 2025 als Leihgabe bei der Universität Stuttgart verbleiben, um während der Flugsaison weitere Tests durchführen zu können. Danach gehen das Batteriesystem und das mobile Ladegerät zurück an Air Energy.