

Schlussbericht zum Vorhaben im Rahmen
der Luftfahrtforschung und -technologie LuFo V-2
Förderlinie „Umweltfreundliches und klimaneutrales Fliegen“

Verbundvorhaben:

RS Hybrid 1.0

Teilvorhaben:

Erforschung optimierter Hybrid-Antriebssysteme für die Luftarbeitsplattform "RS202"

Förderkennzeichen: 20Q1511C

Förderzeitraum: 01.01.2016 - 31.10.2021

Ausführende Stelle: Universität Stuttgart
Fakultät 6 Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie
Institut für Flugzeugbau

Pfaffenwaldring 31
D-70569 Stuttgart

Inhalt

1.	Kurzdarstellung des Vorhabens.....	4
1.1	Aufgabenstellung	4
1.2	Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde.....	4
1.2.1	Personelle Voraussetzungen	4
1.2.2	Forschungspartner.....	5
1.3	Planung und Ablauf des Vorhabens.....	5
1.4	Wissenschaftlicher und technischer Stand.....	7
1.5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen	7
2.	Eingehende Darstellung	8
2.1	Präsentation der erzielten Ergebnisse	8
	AP 1.03 Flugleistungsanalyse	8
	AP 1.04 Konfigurationsmatrix Antrieb, Analyse Hybridisierungsgrad.....	12
	AP 1.06 Leistungs- und Energiearchitektur	20
	AP 1.07 Steuerungssystemarchitektur	23
	AP 2.01 Zulassungsvorgaben/ Pflichtenheft.....	27
	AP 2.04 Auslegung Hybridsystem, endgültige Komponentenauswahl	28
	AP 2.07 Konstruktive Integration elektrische Antriebseinheit.....	29
	AP 2.10 Definition und Entwicklung Batterie-Rack	36
	AP 2.11 Definition Antriebsüberwachungseinheit	38
	AP 3.03 Aufbau / Integration HV-Batterie.....	39
	AP 3.04 Aufbau / Integration elektrische Antriebseinheiten	43
	HAP 4.1 Digitale Ansteuerung der Hauptkomponenten	48
	HAP 4.2 Implementierung einer Basis-Steuerung.....	51
	HAP 4.3 Implementierung geeigneter Regelgesetze zur missionsabhängigen, automatischen Hybridsteuerung.....	52
	AP 5.02 Anpassungen an den Einzelkomponenten.....	54
2.2	Darstellung der wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises.....	56
2.3	Darstellung der Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit.....	57
2.4	Darstellung des voraussichtlichen Nutzens und der Verwertbarkeit des Ergebnisses.....	57
2.5	Fortschritt an anderen Stellen	57
2.6	Veröffentlichung	57

1. Kurzdarstellung des Vorhabens

1.1 Aufgabenstellung

In diesem Projekt geht es im Wesentlichen darum, ein hybridelektrisches Antriebssystem für ein Flugzeug zu identifizieren, auszulegen, konstruktiv zu entwickeln und anschließend als Prüfstand mit sowohl der notwendigen Hardware als auch Software zu bestücken.

Das neue Antriebssystem soll für die gegebene Anwendung Vorteile bringen, die ein konventioneller Antrieb nicht bieten kann. Der Antrieb soll in diesem Hinblick bewertet werden und in der letzten Phase in Betrieb genommen werden und damit validiert werden.

Nach der Untersuchung und Festlegung von den wesentlichen Forderungen betreffs der Flugleistungen und Missionen ergibt sich eine Abschätzung der notwendigen Energie und Leistung des Antriebssystems, die für die verschiedenen Einsatzzwecke vergleichend ermittelt werden müssen. Das IFB untersucht dabei federführend, welche hybride Systemarchitekturen für das Dual-Use Flugzeug geeignet sind.

Zusammen mit den Beiträgen der Projektpartner lässt sich damit ein konkretes Hybrid-Antriebssystem definieren, dessen Einbau in das Gesamtsystem im CAD untersucht wird um alle funktionellen und flugzeugseitigen Anforderungen erfüllen kann.

Zusammen mit den Projektpartnern wird dieses Prototypensystem auf einem Iron Bird integriert und für erste Bodenversuche in Betrieb genommen. Das IFB identifiziert hierbei die konkreten Komponenten und beschafft diese, kümmert sich um die softwareseitige Steuerung der Architektur und wirkt bei der Durchführung der Versuche mit.

Die Erkenntnisse, die bei der Umsetzung entstehen, kommen einerseits diesem konkreten neuartigen Antriebssystem zugute, indem man Anpassungen direkt am Prüfstand implementieren kann. Weiterhin sind die Erkenntnisse von großer Bedeutung für zukünftige Antriebssysteme in diesem zukunftssträchtigen Bereich.

1.2 Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

1.2.1 Personelle Voraussetzungen

Das Teilvorhaben an der Universität Stuttgart wurde vom Institut für Flugzeugbau unter Leitung von Prof. Dr.-Ing Andreas Strohmayer in der Forschungsgruppe „Bemannte Flugzeugprojekte“ durchgeführt. Die Forschungsgruppe hatte bereits zu Beginn des Projekts führende Expertise im Bereich elektrisches Fliegen durch verschiedene angewandte und theoretische Arbeiten und verfolgte mit dem hier genannten Projekt den Ausbau des Wissens im hybrid-elektrischen Fliegen. Fachliche Ansprechpartner des Projekts in der Forschungsgruppe waren in der ersten Hälfte Len Schumann und in der zweiten Hälfte Jonas Lay.

Die Aufgaben wurden von verschiedenen Mitgliedern der Forschungsgruppe als auch von studentischen Hilfskräften bearbeitet.

Aufgrund der COVID-19 Pandemie waren in den Jahren 2020 und 2021 weniger in-persona Treffen möglich, als im Vorhinein anberaunt. Wo möglich, wurden diese durch Online-Meetings ersetzt.

1.2.2 Forschungspartner

Das Konsortium des Projekts besteht weiterhin aus den folgenden Parteien mit den jeweiligen verwendeten Abkürzungen:

- Reiner Stemme Utility Air Systems GmbH (RS-UAS) (bis 09/2017)
- APUS - Aeronautical Engineering GmbH (APUS)
- Steinbeis Flugzeug- und Leichtbau GmbH (SFL)

Assoziierte Partner sind:

- Siemens AG eAircraft (SEA)
- Continental Aerospace Technologies GmbH (CAT)

Zu Vorhabenbeginn war RS-UAS der Projektführer, nach ausscheiden wurde diese Rolle an APUS übergeben.

Mit dem Projektkonsortium wurde eine große Bandbreite an Expertise im Bereich hybridelektrischer Antriebssysteme, Flugzeugbau und -zulassung und hatte einen ausgeprägten Marktzugang.

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Ausscheiden RS-UAS (09/2017) - Projektführerschaft geht an APUS

Aufstockungsantrag 1 (bewilligt 04/2019) – Umverteilung der ursprünglichen Arbeitspakete

Umwidmungsantrag 2 (bewilligt 11/2020) – Anpassung der Positionen an die spezifischen Anforderungen

Durch den Wegfall des zentralen Missionsprofils und der Verwendung des Antriebs in einem Produkt der RS-UAS, der zweimotorigen SK202, kann die Verwendung des zu entwickelnden Antriebssystems auf alle mehrmotorigen Antriebe für Flugzeuge der 2t – Klasse erweitert werden. Somit wird die Architektur des Antriebssystems modular und generisch aufgebaut und ermöglicht es, eine Vielzahl von bestehenden als auch zukünftigen Luftfahrzeugen mit überschaubarem Aufwand mit einem effizienten, leistungsstarken und emissionsarmen hybriden Antriebssystem auszustatten.

Verbundvorhaben:
RS Hybrid 1.0

<p>AP 0: PM: <u>APUS</u></p>			
<p>HAP 1: Vorentwurf</p>	<p>HAP 2: Entwicklung Gesamtsystem</p>	<p>HAP 3: Prototypenbau</p>	<p>HAP 4: Steuerung & Regelung des Hybridsystems</p>
<p>AP 1.01: Anforderungsspezifikation, Missionsprofile Partner: <u>RS-UAS</u>, <u>APUS</u> UA:</p>	<p>AP 2.01: Zulassungsvorgaben/ Pflichtenheft Partner: <u>APUS</u>, <u>IFB</u></p>	<p>AP 3.01: Aufbau Antriebsträger Partner: <u>RS-UAS</u>, <u>APUS</u> UA:</p>	<p>AP 5.01: Bodenerprobung Diesel-Hybridantrieb Partner: <u>RS-UAS</u>, <u>APUS</u> UA:</p>
<p>AP 1.02: Leistungsanforderung an Antriebssystem Partner: <u>RS-UAS</u>, <u>APUS</u> UA:</p>	<p>AP 2.02: Auswahl Diesel-Motor Partner: <u>RS-UAS</u>, <u>APUS</u> UA: <u>SIEMENS</u></p>	<p>AP 3.02: Integration Dieselmotor Partner: <u>RS-UAS</u>, <u>APUS</u> UA: Technify</p>	<p>AP 5.02: Anpassungen Komponenten Partner: <u>RS-UAS</u>, <u>APUS</u>, <u>IFB</u>, <u>SFL</u> UA:</p>
<p>AP 1.03: Flugleistungsanalyse Partner: <u>IFB</u> UA:</p>	<p>AP 2.03: Ausw. E-Motor/ Generator Partner: <u>SFL</u>, UA: <u>SIEMENS</u></p>	<p>AP 3.03: Integration Batterie Partner: <u>IFB</u>, <u>SFL</u> UA:</p>	<p>AP 4.01: Digitale Ansteuerung der Hauptkomponenten Partner: <u>IFB</u> UA:</p>
<p>AP 1.04: Analyse Hybridisierungsgrad Partner: <u>IFB</u> UA: <u>SIEMENS</u></p>	<p>AP 2.04: Auslegung Hybridsystem. Partner: <u>IFB</u></p>	<p>AP 3.04: Integration E-Antrieb + Propeller Partner: <u>IFB</u> UA: <u>SIEMENS</u></p>	<p>AP 4.02: Implementierung einer Basis-Steuerung Partner: <u>IFB</u> UA:</p>
<p>AP 1.05: Analyse Propellersystem Partner: <u>SFL</u> UA:</p>	<p>AP 2.05: Ausl. + Def. Prop. Partner: <u>SFL</u></p>	<p>AP 3.05: Sonstiger Prototypenbau Partner: <u>RS-UAS</u>, <u>IFB</u>, <u>APUS</u> UA: <u>SIEMENS</u></p>	<p>AP 4.03: automatische Hybridsteuerung Partner: <u>IFB</u> UA:</p>
<p>AP 1.06: Leistungs-/Energiearchitektur Partner: <u>SFL</u> UA: <u>SIEMENS</u></p>	<p>AP 2.06: theor. Integr. Dieselmotor Partner: <u>APUS</u></p>	<p>AP 2.07: theor. Integr. E-Einheit Partner: <u>IFB</u></p>	<p>PM: Projektmanagement HAP: Hauptarbeitspaket AP: Arbeitspaket UA: Unterauftragnehmer</p>
<p>AP 1.07: Steuerungs-/Systemarchitektur Partner: <u>IFB</u>, UA: <u>SIEMENS</u></p>	<p>AP 2.08: Universelle Austauschinh. Partner: <u>APUS</u></p>	<p>AP 2.09: Def. Elektr. Gesamtsystem Partner: <u>SFL</u>, UA: <u>SIEMENS</u></p>	<p>RS-UAS: REINER STEMME Utility Air-Systems GmbH SFL: Steinbeis Flugzeug- und Leichtbau GmbH IFB: Institut für Flugzeugbau / Universität Stuttgart APUS: APUS Aeronautical Engineering GmbH SIEMENS: Siemens Abteilung elektrische Antriebe</p>
	<p>AP 2.10: Definition Batterierack Partner: <u>IFB</u>, <u>SFL</u></p>		
	<p>AP 2.11: Antriebsüberwachungseinh. Partner: <u>IFB</u></p>		

Überblick Verbundstrukturplan in finaler Form (Änderungen zum Erstantrag in rot)

1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Zum Zeitpunkt des Projektabschlusses existieren keinerlei zugelassene Flugzeuge mit hybridelektrischem Antrieb, auch wenn diverse Prototypen existieren (z.B. Diamond e-Star, Siemens HEMEP, Pipistrel Mahepa, Ampair Electric Eel, Tecnam H3PS).

Dies zeigt einerseits, dass es durchaus Bestrebungen dazu gibt, die Vorteile eines hybriden Antriebs zu nutzen, aber auch, dass das Technology Readiness Level bisher noch zu niedrig ist, um in Serienflugzeugen Anwendung zu finden.

Im Automobilssektor sind Hybridantriebe (sowohl seriell- als auch parallelhybride Bauarten) sehr gut etabliert und finden Anschluss im umkämpften Markt. Viele dieser Entwicklungen lassen sich auf Fluggeräte übertragen, wenn auch nicht alle und mit den speziellen Anforderungen der Luftfahrt. Es bedarf einer genauen Analyse, welche Technologien ggf. übernommen werden können und wie diese sicher betrieben werden können. Die Architekturen unterscheiden sich durch die verschiedenen Anforderungen deutlich und müssen anderen Sicherheitsstandards genügen.

Auch wenn elektrische Antriebe bei Segelflugzeugen mittlerweile breite Anwendung finden, gibt es bisher nur ein einziges elektrisches Motorflugzeug, das eine EASA Musterzulassung hält (Pipistrel Velis Electro), welches die simpelste Architektur eines Elektroflugzeugs vorweist, also kein hybrides Konzept. Dadurch ist die Reichweite und damit die Nutzbarkeit deutlich eingeschränkt.

Das alles bedeutet, dass es noch viel Entwicklungsarbeit bedarf, um neuartige Antriebe zu etablieren. Dieses Projekt ist ein Baustein darin, insbesondere für leistungsfähige und effiziente Flugzeuge neuartige Antriebe zu entwickeln, die deren spezifische Vorteile ausnutzen können. Weiterhin entstand im Verlauf des Forschungsprojekts eine spezifische Anwendung für das Antriebssystem, das von den Erkenntnissen von RS-hybrid 1.0 profitiert.

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Im Projekt wurden zwei assoziierte Partner, die nicht Teil des Verbunds sind, als externe Expertise und für Bereitstellung von Komponenten herangezogen.

Von dem assoziierten Partner Siemens AG eAircraft wurde im Vorfeld ein Angebot für alle elektrischen Komponenten des Antriebs bereitgestellt. Durch den Projektverlauf wurden von diesem zumindest die elektrische Maschine, als angetriebener Generator genutzt, und dazu dessen Leistungselektronik zur Verfügung gestellt.

Für den weiteren Partner Continental gilt die kostenfreie eingehende Beratung zum Betrieb ihres Diesel/Jet-A Flugzeugantriebs CD 155 und dessen Bereitstellung plus Support.

Die Universität Kassel stand mit der Erfahrung von vorausgehenden Prüfstandläufen mit Ratschlägen zum Betrieb des GenSets zur Seite.

Den Partnern ist für Ihre freiwillige Kooperation herzlich zu danken.

2. Eingehende Darstellung

2.1 Präsentation der erzielten Ergebnisse

Wie in der Zielsetzung erklärt, konnte im innerhalb des Projekts zuerst ein spezifisches hybrides Antriebssystem entwickelt werden für ein Produkt der RS-UAS, der zweimotorigen SK202. Im Verlauf des Projekts konnte nach Ausscheiden der RS-UAS das Antriebssystem generisch für die Verwendung in allen Flugzeugen der 2t-Klasse entwickelt werden, mit einer konkreten Anwendung in naher Zukunft. Die Architektur des Antriebs wurde modular aufgebaut und kann somit auf eine Vielzahl von möglichen mehrmotorigen Plattformen mit geringem Aufwand angepasst werden.

Dies ermöglicht in Zukunft einen effizienten, leistungsstarken und emissionsarmen hybriden Antrieb für diese Flugzeuge zu verwenden.

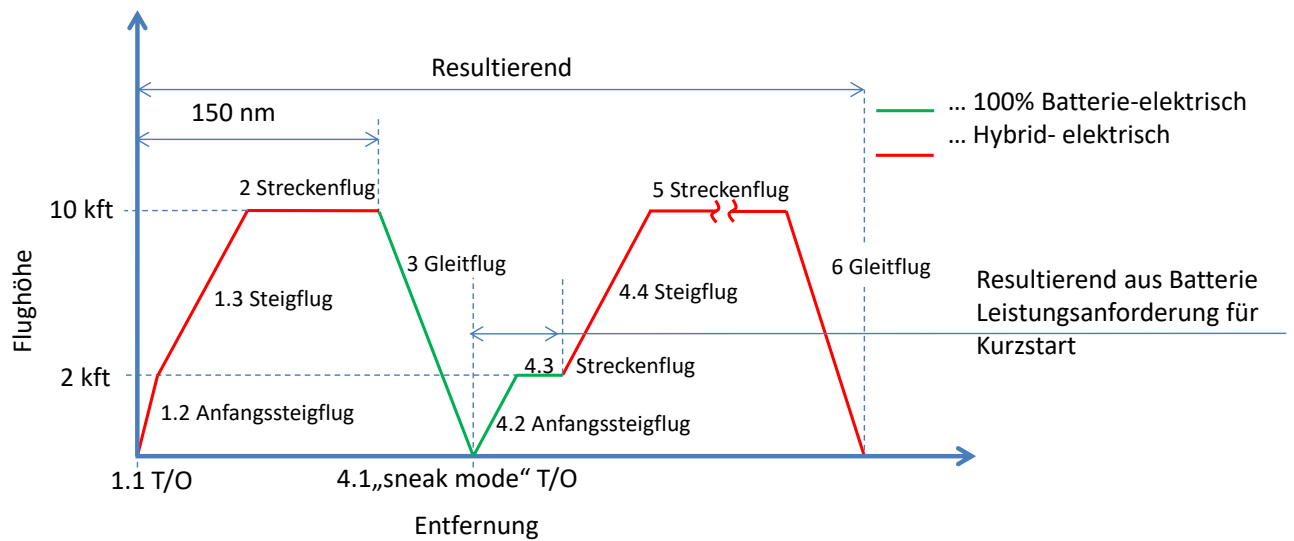
Im Projekt wurde dieser beispielhaft als Iron Bird auf einem Prüfstand aufgebaut und mitsamt der zentralen Steuerung validiert und erprobt.

AP 1.03 Flugleistungsanalyse

Ziel

- Identifizierung relevanter Flugleistungen anhand der Missionsprofile
- Berechnung Flugleistungen die für Leistungsauslegung und Energiebedarf dimensionierend werden: u.a.
 - Startstrecke
 - Steigflug
 - Streckenflug (min./ max. geforderte Geschwindigkeit)
 - Zeitflug (minimale Antriebsleistung)
- Ermittlung der benötigten Komponentenleistung um Flugleistungen erfüllen zu können
- Ermittlung der benötigten Energie bezogen auf die Vortriebserzeugung um Missionsprofil zu erfüllen

Dokumentation



Die Auslegungsmission wurde in die folgenden Segmente unterteilt:

Phasen	
1.1	Start
1.2	Steigflug bis 2000ft (6°)
1.3	Steigflug bis 10000ft
2	Streckenflug
3	Gleitflug
4.1	Start (Batterie)
4.2	Steigflug bis 2000ft (Batterie)
4.3	Streckenflug (Batterie)
4.4	Steigflug bis 10000ft
5	Streckenflug
6	Gleitflug

Ferner werden folgende Annahmen getroffen:

- Der E-Antrieb kann in jeder Konfiguration die volle Startleistung erbringen.
- MCP des E-Antriebs ist auf den Steigflug ausgelegt.
- Die Akkukapazität wird durch den Energiebedarf der Segmente 3 bis 4.2 dimensioniert.
- Die Akkukapazität wird 20 % höher angesetzt als durch die Dimensionierung erforderlich, um Degradationsverluste der Akkuzellen kompensieren zu können.
- Start nach Vorgabe

In der Auflistung gelten die folgenden Abkürzungen:

- P – benötigte Strahlleistung (ausgenommen Startphasen)
- V – mittlere TAS in der Phase
- t – Dauer der Phase in Sekunden
- s – Zurückgelegte Strecke in der Phase in NM
- Pp – elektrische Leistung der Verbraucher

Auslegungsstrategie 1:

Die Leistung (MCP) des Dieselmotors ist für den Steigflug + Zusatzverbraucher dimensioniert

Flugleistungsanalyse

Phasen		P [kW]	V [kt TAS]	t [s]	s [nm]	Pp [kW]
1.1	Start	127 Welle	-	-		2
1.2	Steigflug bis 2000ft (6°)	81,6	70,1	162	3	2
1.3	Steigflug bis 10000ft	65,0	86,2	960	23	2
2	Streckenflug	25,4	91,7	5764	124	10
3	Gleitflug	0,0	149,0	726	30	2
4.1	Start (Batterie)	127 Welle	-	-		2
4.2	Steigflug bis 2000ft (Bat)	81,6	70,1	162	3	2
4.3	Streckenflug (Batterie)	22,5	81,2	1635	36	2
4.4	Steigflug bis 10000ft	65,0	86,2	960	23	2
5	Streckenflug	25,4	91,7	106267	2708	10
6	Gleitflug	-	84,9	2101	50	2

- Start 1.1 und Steigflug 1.2 erfolgt mit voller Leistung des Dieselmotors mit zusätzlicher Batterieleistung
- Steigflug 1.3 und 4.4 mit 500ft/min
- Leistung Phase 5 zu Beginn des Segments, Leistungsabnahme durch Masseverlust

Auslegungsstrategie 2:

Die Leistung (beste Effizienz) des Dieselmotors ist für den Streckenflug + Zusatzverbraucher dimensioniert

Flugleistungsanalyse

Phasen		P [kW]	V [kt TAS]	t [s]	s [nm]	Pp [kW]
1.1	Start	127 Welle	-	-		2
1.2	Steigflug bis 2000ft (6°)	81,6	70,1	162	3	2
1.3	Steigflug bis 10000ft	37,9	86,2	2667	64	2
2	Streckenflug	25,4	91,7	4057	83	10
3	Gleitflug	0,0	149,0	726	30	2
4.1	Start (Batterie)	127 Welle	-	-		2
4.2	Steigflug bis 2000ft (Bat)	81,6	70,1	162	3	2
4.3	Streckenflug (Batterie)	22,5	81,2	1635	36	2
4.4	Steigflug bis 10000ft	37,9	86,2	2667	64	2
5	Streckenflug	25,4	91,7	103170	2707	10
6	Gleitflug	-	84,9	2101	50	2

- Start 1.1 und Steigflug 1.2 erfolgt mit voller Leistung des Dieselmotors mit zusätzlicher Batterieleistung
- Steigflug 1.3 und 4.4 bei MCP Diesel ohne Batterieunterstützung ~ 180ft/min (je nach Vortriebskonzept)
- Max. Steigrate ohne Batterieunterstützung ~ 250ft/min bei MTOP Diesel (je nach Vortriebskonzept)
- Leistung Phase 5 zu Beginn des Segments, Leistungsabnahme durch Masseverlust

Im Rahmen des Projektes gab es größere Änderungen am Flugzeugkonzept. Durch die höhere Flugzeugmasse und die geänderte Polare musste der Leistungsbedarf angepasst werden. Zusätzlich wurde die Anforderung eines „Power-Take-Offs“, d.h. ein Start mit minimaler Startstrecke formuliert und Antriebsmotoren, Dieselmotor, Generator und Umrichter auf konkrete Komponenten festgelegt. Leistungen verstehen sich als Strahlleistung, ausgenommen Start 1.1 und 4.1 welche die verfügbare Wellenleistung angeben.

Phasen		P [kW]	V [kt TAS]	t [s]	s [nm]	Pp [kW]
1.1	Start	bis 337,4	-	-		2
1.2	Steigflug bis 2000ft (6°)	95,0	70,5	161	3	2
1.3	Steigflug bis 10000ft (3°)	76,4	89,9	1008	25	2
2	Streckenflug	35,8	95,7	4800	122	10
3	Gleitflug	0,0	156	695	30	2
4.1	Start (Batterie)	bis 246,1	-	-		2
4.2	Steigflug bis 2000ft (Bat)	95,0	70,5	120	2	2
4.3	Streckenflug (Batterie)	31,7	84,7	1566	37	2
4.4	Steigflug bis 10000ft	73,4	90,0	1084	27	2
5	Streckenflug	35,8	95,7	102019	2713	10
6	Gleitflug	-	88,6	1623	40	2

- Steigflug 4.4 Dieselmotor ohne Batterieunterstützung
- Start 4.1 nur mit Batterieleistung
- Während der Streckenflüge 2 und 5 wird die Batterie wieder geladen.
- Steigflug 4.4 mit 500ft/min und bei L/D max
- Leistung Phase 5 zu Beginn des Segments, Leistungsabnahme durch Masseverlust

AP 1.04 Konfigurationsmatrix Antrieb, Analyse Hybridisierungsgrad

Ziel

In Abhängigkeit der gewünschten Einsatzmission sind verschiedene Hybridisierungsgrade denkbar. In diesem AP wird ein geeigneter Hybridisierungsgrad herausgearbeitet. Die Ergebnisse dieses AP führen zu Dimensionierung und Vorauswahl des Hybridsystems, sowie einer nötigen Batteriegröße. Die Ergebnisse aus AP 1.01-1.03 werden auf das geplante System angewendet.

- Ableitung geeigneter Optimierungsgrößen für das Hybridsystem
- Evaluierung verschiedener Hybridisierungsgrade für die zu optimierenden Größen
- Vergleich der verschiedenen Hybridisierungsgrade
- Umsetzung in reale Komponenten

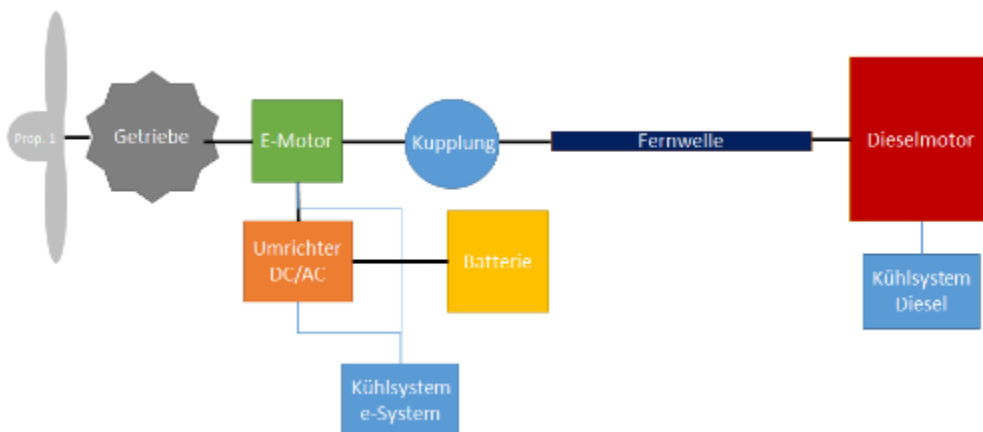
Dokumentation

Vor Beginn der Analyse wurde eine Datenbasis erstellt, in der Wertebereiche für spezifische Massen, spezifische Leistungs- und Energiedichten sowie Wirkungsgrade für alle Hybridkomponenten definiert wurden.

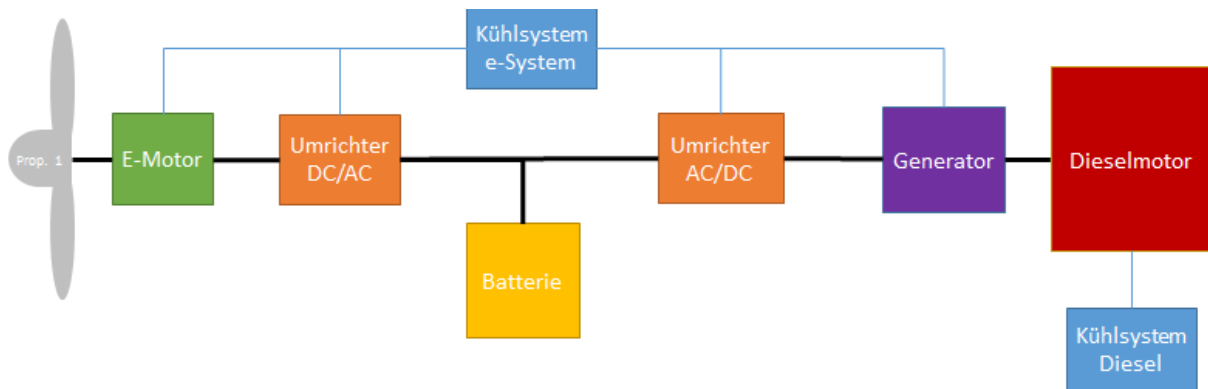
In der Analyse werden folgende Abkürzungen verwendet:

Prop	-	Propeller -> können auch mehrere sein
e-M 1	-	Elektrische Maschine 1 -> Treibt den /die Prop(s) an
e-M 2	-	Elektrische Maschine 2 -> Ist immer Generator, falls vorhanden
Umrichter 1	-	AC/DC Umrichter zu e-M 1
Umrichter 2	-	AC/DC Umrichter zu e-M 2, falls vorhanden
Getriebe	-	Getriebe -> falls vorhanden
Dieselmotor	-	Dieselmotor
DC/DC	-	DC/DC Wandler, Bereitstellung von Bordspannung/Nutzlastversorgung
Batterie	-	Batteriepack -> komplett auf Packebene
Fernwelle	-	Fernwelle -> falls vorhanden
Kupplung	-	Kupplung -> falls vorhanden
Kühlung	-	Kühlsystem für alle Komponenten
System	-	Leitungen, Befestigungen, Stecker,...

Begonnen wurde die Analyse mit zwei Basiskonfigurationen, bei denen die Dieselmotorleistung auf den Steigflug dimensioniert wird:



Antriebschaubild Parallelarchitektur



Antriebsschaubild Seriellarchitektur

Zuerst wurden beide Versionen mit Daten aus dem obersten Wertebereich der Datentabelle analysiert. Als Einbauwirkungsgrad wurde 85% angenommen und die Propellerwerte aus dem Diagramm von Mühlbauer abgeschätzt.

Ergebnisse:

	Parallel 1			
	Masse [kg]	P max [kW]	MCP [kW]	Energie [kWh]
Prop	15,0	-	-	-
e-M 1	17,7	159,3	123,9	
Umrichter 1	8,4	168,0	126,0	
e-M 2				
Umrichter 2				
Getriebe	12,7	127,0		
Dieselmotor	115,7		98,3	
DC/DC	16,7		10,0	
Batterie	149,1		219,1	27,0
Fernwelle	6,0			
Kupplung	7,0			
Kühlung	22,2			
System	36,0			
Kraftstoff	269,1			
Gesamt	675,6			

	Seriell 1			
	Masse [kg]	P max [kW]	MCP [kW]	Energie [kWh]
Prop	15,0	-	-	-
e-M 1	24,0	168,0	120,0	
Umrichter 1	8,7	174,0	130,5	
e-M 2	13,9	111,2	97,3	
Umrichter 2	6,8	135,0	101,3	
Getriebe				
Dieselmotor	121,5		103,3	
DC/DC	16,7		10,0	
Batterie	147,4		216,7	26,7
Fernwelle				
Kupplung				
Kühlung	34,3			
System	37,8			
Kraftstoff	282,7			
Gesamt	708,8			

Werden für die Version Parallel 1 Datenwerte aus dem unteren Wertebereich genommen ergibt sich das folgende Bild:

	Parallel 1 WC			
	Masse [kg]	P max [kW]	MCP [kW]	Energie [kWh]
Prop	15,0	-	-	-
e-M 1	67,4	202,2	134,8	
Umrichter 1	17,0	170,0	136,0	
e-M 2				
Umrichter 2				
Getriebe	13,5	135,0		
Dieselmotor	142,1		120,8	
DC/DC	16,7		10,0	
Batterie	192,1		144,1	31,7
Fernwelle	6,0			
Kupplung	7,0			
Kühlung	25,6			
System	48,7			
Kraftstoff	351,2			
Gesamt	902,3			

Die zweiten Versionen entsprechen den Schaubildern S1/P1 sind aber mit Dieselmotor für den Streckenflug ausgelegt:

	Parallel 2			
	Masse [kg]	P max [kW]	MCP [kW]	Energie [kWh]
Prop	15,0	-	-	-
e-M 1	17,7	159,3	123,9	
Umrichter 1	8,4	168,0	126,0	
e-M 2				
Umrichter 2				
Getriebe	12,7	127,0		
Dieselmotor	65,4	65,4	55,6	
DC/DC	16,7		10,0	
Batterie	149,1		219,1	27,0
Fernwelle	6,0			
Kupplung	7,0			
Kühlung	17,9			
System	31,1			
Kraftstoff	269,1			
Gesamt	616,2			

	Seriell 2			
	Masse [kg]	P max [kW]	MCP [kW]	Energie [kWh]
Prop	15,0	-	-	-
e-M 1	24,0	168,0	120,0	
Umrichter 1	8,7	174,0	130,5	
e-M 2	8,8	70,4	61,6	
Umrichter 2	4,1	82,0	61,5	
Getriebe				
Dieselmotor	70,2	70,2	59,7	
DC/DC	16,7		10,0	
Batterie	147,4		216,7	26,7
Fernwelle				
Kupplung				
Kühlung	24,1			
System	31,5			
Kraftstoff	282,7			
Gesamt	633,3			

In der dritten Version wurde abgeschätzt, wie sich eine Wirkungsgradverbesserung, hier mit 2 Propellern, auf die Version S2 auswirkt. Dabei wird davon ausgegangen, dass sich diese Verbesserung nicht beim Parallelhybrid realisieren lässt.

	Seriell 3			
	Masse [kg]	P max [kW]	MCP [kW]	Energie [kWh]
Prop	20,0	-	-	-
e-M 1	22,3	156,3	111,7	
Umrichter 1	7,5	149,3	112,0	
e-M 2	8,8	70,4	61,6	
Umrichter 2	4,1	82,0	61,5	
Getriebe				
Dieselmotor	70,2	70,2	59,7	
DC/DC	16,7		10,0	
Batterie	141,2		207,6	25,6
Fernwelle				
Kupplung				
Kühlung	23,3			
System	31,0			
Kraftstoff	276,0			
Gesamt	621,1			

Für Seriell 3 ergeben sich folgende Flugdaten:

Dienstgipfelhöhe (0,5 m/s): 16000 ft (2,45% Verlust je 1000ft ab 10000ft)
 Dienstgipfelhöhe (0,2 m/s): 26000 ft

Max Steiggeschwindigkeit (MCP e-M1):
 2000 ft 738 ft/min
 5000 ft 726 ft/min
 10 kft 705 ft/min

Max Horizontalgeschwindigkeit (MCP e-M1 @ 10000 ft, mit voller Batterieenergie ohne Nutzlaststrom):
 21 min 160,6 KTAS 138,0 KEAS

Max Fluggeschwindigkeiten, 10000ft
 30 min 151,5 KTAS 130,2 KEAS
 45 min 143,4 KTAS 123,2 KEAS
 60 min 138,7 KTAS 119,2 KEAS

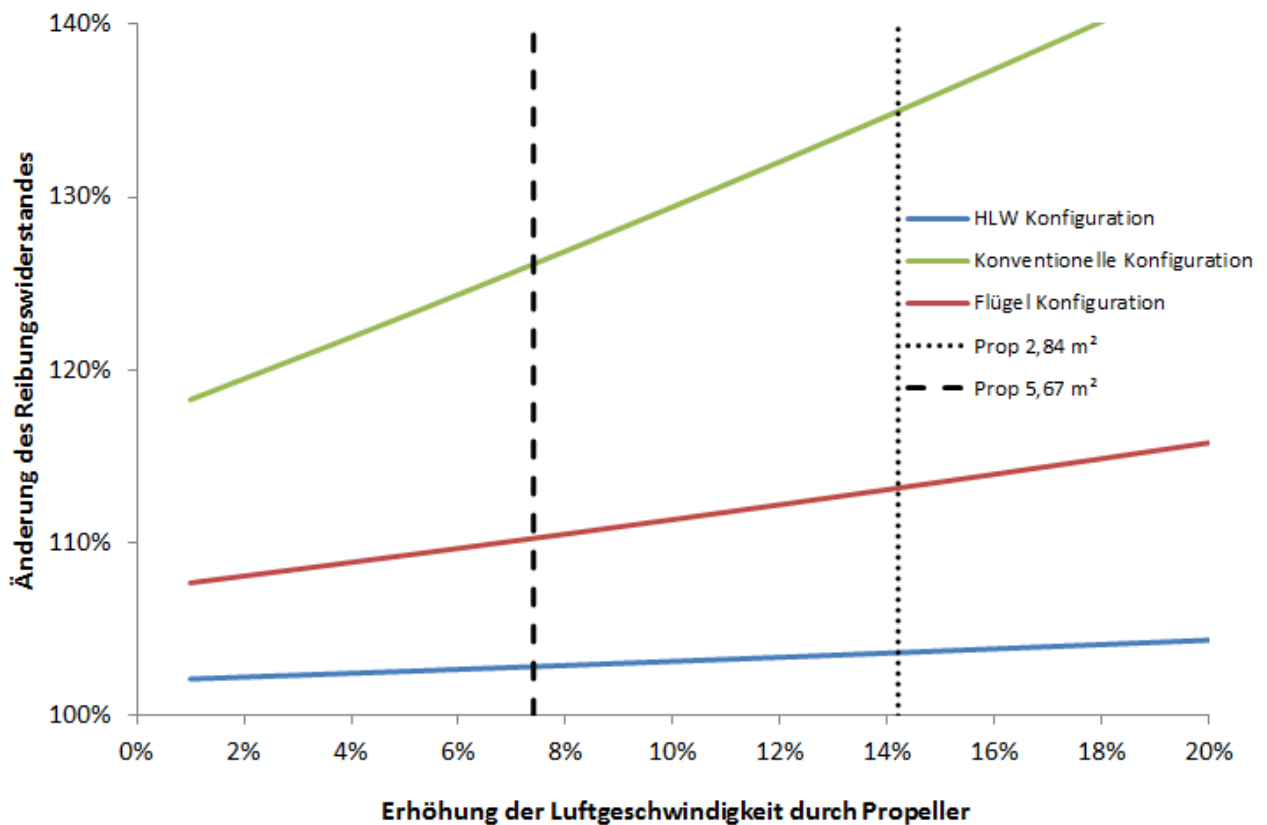
Beste Streckengeschwindigkeit KEAS: 78,8 kt
 Geschwindigkeit max. Flugdauer KEAS 69,2 kt

Flugdauer Bat. max.: 30 min (Segmente 4.2 und 4.3)
 Reichweite Bat max.: 40 nm (Segmente 4.2 und 4.3)

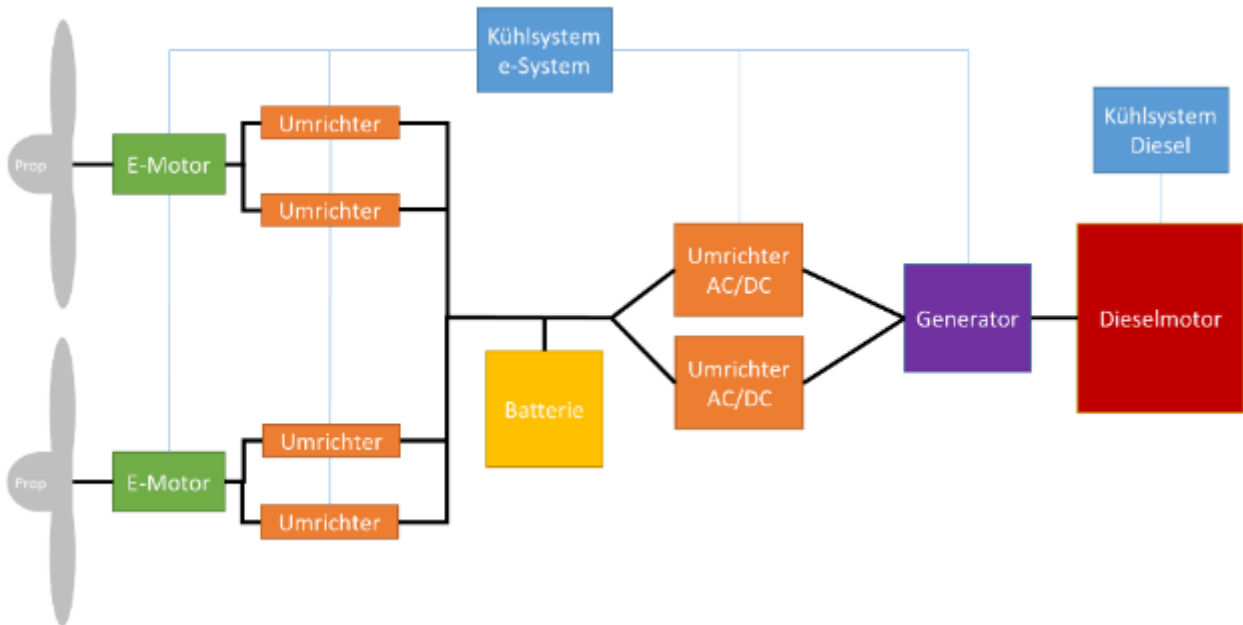
Betrachtung der Motorkonfiguration:

Abschließend wurde überschlägig abgeschätzt, wie sich die die Propellerposition auf den Reibungswiderstand des Flugzeugs in Abhängigkeit der Geschwindigkeitserhöhung durch den oder die Propeller, bei Reisegeschwindigkeit und -Leistung, auswirkt. Angenommen wurde dazu, dass hinter einem Propeller immer voll turbulente Strömung vorliegt und alle Teile, die nicht angeblasen werden laminare Laufstrecken aufweisen (Rumpf 30%, Flügel/Leitwerke 50 %).

Die Geschwindigkeitserhöhung wurde über die Strahltheorie abgeschätzt. Die senkrechten Linien entsprechen der Kreisflächenbelastung von einem Propeller mit 2,69 m, oder zwei mit 1,9 m Durchmesser (gestrichelt), sowie einem Propeller mit 1,9 m Durchmesser (gepunktet).



Durch die geänderte Flugzeugkonfiguration, musste auch AP 1.4 angepasst werden. Die neue Auslegung sieht zwei Antriebsmotoren mit je zwei redundanten Umrichtern vor.



Für die 2-Mot-Konfiguration ergibt sich folgende Massen- und Leistungsaufstellung:

	Seriell CD155 /2 Mot			
	Masse [kg]	P max [kW]	MCP [kW]	Energie [kWh]
Prop	30,0	-	-	-
Antriebsmotoren	90,0	400,0	300,0	
Umrichter Antrieb	39,2	-	444,0	
e-M 2	24,4	-	132,0	
Umrichter 2	19,6	-	222,0	
Dieselmotor	114,0	114,0	114,0	
DC/DC	16,7		10,0	
Batterie	183,1		269,2	33,1
Kühlung	54,6			
System	55,4			
Kraftstoff	393,6			
Gesamt	1020,5			

Folgende Flugleistungen wurden für Meereshöhe errechnet:

Startstrecke	@ MCP e-Motoren, 1800 kg	280 m
Startrollstrecke	@ MCP e-Motoren, 1800 kg	140 m
Steigrate	@ MCP e-Motoren, 1800 kg, 69,5 kt	10,87 m/s
Steigrate	@ MCP Diesel, 1800 kg, 69,5 kt	2,61 m/s
Steigrate	@ MCP e-Motoren, 1500 kg, 69,5 kt	13,36 m/s
Steigrate	@ MCP Diesel, 1500 kg, 69,5 kt	3,45 m/s

Für die gegebene Mission ist es sinnvoll, die Leistung des Dieselmotors auf den Streckenflug auszulegen, da hier relativ viel Masse eingespart werden kann. Das verringerte Steigvermögen mit leerem Akku sollte für ein solches Flugzeug akzeptabel sein.

Wie zu erwarten ist die HLW-Konfiguration aus aerodynamischer Sicht die beste Konfiguration, allerdings muss mit einem leicht erhöhten Strukturgewicht gerechnet werden.

Es wurde beschlossen für den weiteren Verlauf des Projektes die Ausgangskonfiguration der SK202 (Mittelmotor, Zugpropeller in der Nase) zu verwenden. Abweichende Konfigurationen beeinträchtigen u.U. die spätere Realisierung und damit Verwertungsperspektive.

Durch die Änderungen ist das Flugzeug deutlich leistungsfähiger geworden. Allerdings steigt dadurch auch die Masse des gesamten Antriebssystems signifikant.

AP 1.06 Leistungs- und Energiearchitektur

Ziel

Auf Basis der vorangegangenen AP wird das Hybridsystem untersucht und konkretisiert

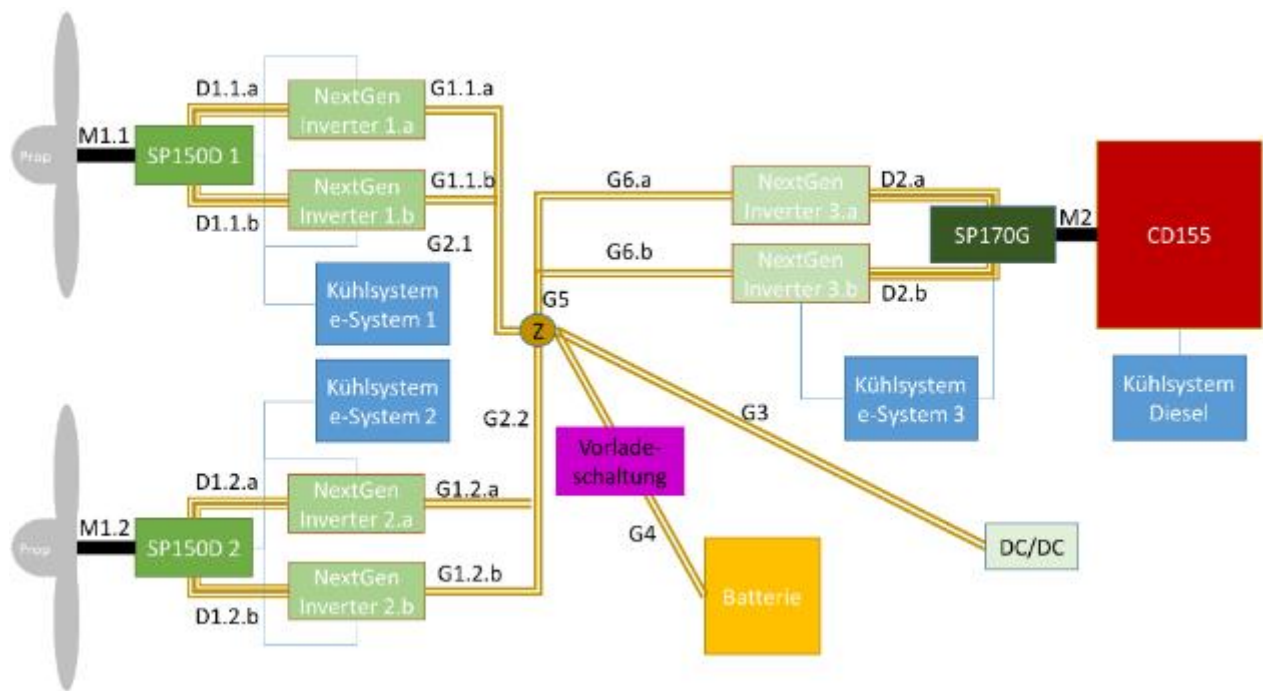
Analyse der Leistungs- und Energieverteilung auf Komponentenebene

Festlegung elektrischer Aufbau

Blockschaltbild des Hybridsystems

Dokumentation

Anhand der vorherigen Arbeitspakete wurde ein Blockschaltbild erstellt, um Aufbau und Leistungsarchitektur zu spezifizieren. Die jeweiligen Leistungsarme sind im Schaubild beschriftet. Es wird dabei zwischen M (mechanische Leistung), D (Drehstrom) und G (Gleichstrom), zwischen den beiden Antriebsmotoren (1 / 2) und zwischen den redundanten Umrichtern (a / b) unterschieden.



Detailbeschreibung:

Jeder Propeller wird mechanisch direkt von einem SP150D mit jeweils doppelter Wicklung angetrieben.

Jeder SPD150D wird pro Wicklung von einem NextGen Inverter mit Drehstrom versorgt.

Die Motor-Umrichter werden vom Zwischenkreis (Z) mit Gleichspannung versorgt.

Die Zwischenkreisspannung wird von der Batterie vorgegeben.

Der Zwischenkreis wird durch die Vorladeschaltung (inkl. Hauptrelais) von der Batterie getrennt.

Der Bordstrom DC/DC-Wandler wird ebenfalls vom Zwischenkreis versorgt.

Je ein NextGen Umrichter pro Generatorwicklung wandelt den Generator-Drehstrom in Gleichspannung um.

Der Generator SP170G weist doppelte Wicklungen auf und wird mechanisch direkt vom Dieselmotor CD155 angetrieben. Volle Generatorleistung ist bei jeder Zwischenkreisspannung möglich.

Leistungsszenarien:

Segment 1.1, Start mit maximaler Leistung/ Nennspannung:

		Leistung [kW]	Drehmoment [Nm]	Drehzahl [upm]	Spannung [Vdc]	Strom [A]
Mechanische Übertragung	M1.1	168,7	716	2250		
	M1.1	168,7	716	2250		
	M2	109,1	280	3720		
Dreiphasen-Strom	D1.1.a	90,7				
	D1.1.b	90,7				
	D1.2.a	90,7				
	D1.2.b	90,7				
	D.2.a	51,8				
	D.2b	51,8				
Gleichstrom	G1.1.a	92,5			389	238
	G1.1.b	92,5			389	238
	G1.2.a	92,5			389	238
	G1.2.b	92,5			389	238
	G2.1	185,1			389	476
	G2.2	185,1			389	476
	G3	2,1			389	5
	G4	270,8			389	696
	G5	101,5			389	261
	G6.a	50,8			389	131
G6.b	50,8			389	131	

Segment 1.1, Start mit maximaler Leistung/ Spannung min.:

		Leistung [kW]	Drehmoment [Nm]	Drehzahl [upm]	Spannung [Vdc]	Strom [A]
Mechanische Übertragung	M1.1	164,7	699	2250		
	M1.1	164,7	699	2250		
	M2	109,1	280	3720		
Dreiphasen-Strom	D1.1.a	90,7				
	D1.1.b	90,7				
	D1.2.a	90,7				
	D1.2.b	90,7				
	D.2.a	51,8				
	D.2b	51,8				
Gleichstrom	G1.1.a	92,5			324	286
	G1.1.b	92,5			324	286
	G1.2.a	92,5			324	286
	G1.2.b	92,5			324	286
	G2.1	185,1			324	571
	G2.2	185,1			324	571
	G3	2,1			324	6
	G4	220,3			324	680
	G5	101,5			324	313
	G6.a	50,8			324	157
G6.b	50,8			324	157	

Segment 4.1, Start mit maximaler Leistung/ Nennspannung:

		Leistung [kW]	Drehmoment [Nm]	Drehzahl [upm]	Spannung [Vdc]	Strom [A]
Mechanische Übertragung	M1.1	122,2	518	2250		
	M1.1	122,2	518	2250		
	M2					
Dreiphasen-Strom	D1.1.a	64,3				
	D1.1.b	64,3				
	D1.2.a	64,3				
	D1.2.b	64,3				
	D.2.a	0,0				
	D.2b	0,0				
Gleichstrom	G1.1.a	65,6			389	169
	G1.1.b	65,6			389	169
	G1.2.a	65,6			389	169
	G1.2.b	65,6			389	169
	G2.1	131,2			389	337
	G2.2	131,2			389	337
	G3	2,1			389	5
	G4	264,5			389	680
	G5	0,0			389	0
	G6.a	0,0			389	0
G6.b	0,0			389	0	

Segment 4.1, Start mit maximaler Leistung/ Spannung min.:

		Leistung [kW]	Drehmoment [Nm]	Drehzahl [upm]	Spannung [Vdc]	Strom [A]
Mechanische Übertragung	M1.1	101,6	431	2250		
	M1.1	101,6	431	2250		
	M2					
Dreiphasen-Strom	D1.1.a	53,5				
	D1.1.b	53,5				
	D1.2.a	53,5				
	D1.2.b	53,5				
	D.2.a	0,0				
	D.2b	0,0				
Gleichstrom	G1.1.a	54,6			324	168
	G1.1.b	54,6			324	168
	G1.2.a	54,6			324	168
	G1.2.b	54,6			324	168
	G2.1	109,1			324	337
	G2.2	109,1			324	337
	G3	2,1			324	6
	G4	220,3			324	680
	G5	0,0			324	0
	G6.a	0,0			324	0
G6.b	0,0			324	0	

Die Zwischenkreisspannung hat nahezu keinen Einfluss auf die prinzipielle Leistungsfähigkeit des Flugzeugs. Ein Durchstartmanöver ist daher auch ohne Generator und mit nahezu leeren Batteriezellen noch möglich. Die vorgestellte Energiearchitektur geht von einem oder mehreren direkt parallel geschalteten Akkupack(s) aus. Die Motor-/Umrichter-Kombinationen arbeiten mit unterschiedlichen Kühlmitteln und auf verschiedenen Temperaturniveaus. Hier gilt es elegante Lösungen zu finden um den Kühlwiderstand des Flugzeugs nicht unnötig zu vergrößern. Durch die, im Vergleich zur maximalen Leistung, geringen Dauerleistung kann das Kühlsystem durchaus klein ausfallen. Abwärme-Spitzen könnten durch die Trägheit des Systems abgefangen werden. Die Kühlung der Akkuzellen im Hochstrombetrieb muss zwingend bei deren Integration berücksichtigt werden

Die Batteriekonfiguration kann nunmehr durch Optimierung auf die Anforderung nach kurzer Startstrecke gefunden werden und es können dabei auch alternative Konfigurationen gefunden werden.

AP 1.07 Steuerungssystemarchitektur

Ziel

Für ein funktionierendes Hybridsystem ist es erforderlich, eine Kommunikationsstruktur der beteiligten Komponenten festzulegen. Dazu gehört:

- Entwurf der Systemarchitektur auf Datenebene
- Analyse und Festlegung der benötigten Kommunikationsbusse aus Sicherheitsanforderungen
- Entwurf der Kommunikationshierarchie
- Bestimmung des benötigten Datenflusses unter den Einzelkomponenten
- Identifizierung benötigter Komponenten zur Schaffung der Gesamtsystemfähigkeit

Dokumentation

Grundüberlegungen:

Bei einer durchaus umfangreichen Systemarchitektur wie im Projekt RS Hybrid ist der Einsatz eines digitalen Daten-Bussystems sinnvoll. Dadurch kann der Verkabelungsaufwand und damit auch mögliche mechanische Fehlerquellen verringert, sowie Masse eingespart werden. Zudem ist eine einfachere Aufbereitung und Überwachung von großen Datenmengen möglich. Nachteilig an einem singulären Bussystem ist der Ausfall aller beteiligten Komponenten bei einer Störung im Daten-Bus. Das sollte bei fliegenden Anwendungen durch geeignete Auslegungskonzepte berücksichtigt werden.

Zum Einsatz soll ein Bussystem auf Basis des CAN- Standards kommen (Controller Area Network). Hierbei können viele Steuergeräte seriell auf einem Buskabel kommunizieren. Fällt ein einzelnes Steuergerät aus, muss nicht zwangsläufig der ganze Datenbus ausfallen.

Es gibt verschiedene Ansätze, wie die Funktion der Datenkommunikation gegenüber Fehlerquellen geschützt werden kann. Hier lässt sich grundsätzlich unterscheiden, ob ein komplett redundantes System, ein System mit mehreren, komponentenbezogenen, parallelen Bussen oder eine Mischung daraus realisiert wird. Die unterschiedlichen Ansätze unterscheiden sich dabei in Bezug auf das erreichbare Sicherheitsniveau sowie in Bezug auf die Komplexität der Realisierung. Wobei das potentiell sichere System auch deutlich komplexer ist.

Abkürzungen:

VCU	Vehicle Control Unit Steuert auf Piloteneingabe oder automatisch die Energieströme zwischen Generator, Batterie, Motoren und Dieselmotor, unter Einhaltung voreingestellter Parameter und Grenzen. Läuft mit 12 V, kommuniziert über zwei unabhängige CAN-Systeme. m Testbetrieb wird diese Funktion durch einen Laptop erfüllt.
CPC	Cockpit Control Unit HMI im Cockpit. Piloteneingaben werden in digitale Steuerbefehle umgewandelt.
PSU	Power Supply Unit liefert 12 V für Bordgeräte, Kühlpumpen, Kühlklappen, Propellerverstellung
TLS	Throttle Lever Sensor Leistungshebel über die der Pilot die Antriebsleistung der Vortriebsmotoren kommandiert
FADEC	Full Authority Digital Engine Control Steuerung des Dieselmotors.
NextGen	Inverter von Fa. NextGen Bi-Direktionaler AC/DC- Umrichter mit CAN-Ansteuerung
BSM	Battery System Management, Enthält Abschaltrelais, Kommuniziert mit Battery Slaves über Batterie-internen CAN und über CAN-SYS mit VCU
BMS	Battery Module Slave, Misst Spannungen und Temperaturen an jeweils einem Strang der Batterie
PCAN	Router Hardware, konfiguriert von Siemens
Vector Logger	CAN logger from the company Vector Datenaufzeichnung
DCBUS connection box	Elektrische Verschaltung von Generatoren, Motoren und Batterien (auch EPDC: Electric Power Distribution Center)

Das Blockschaubild der Steuerungssystemarchitektur ist in Abb. „Blockschaubild Kommunikation“ dargestellt. Die Bedeutung der Linien ist der folgenden Abbildung zu entnehmen.

CAN-Leitung	+ 12 V DC
+ 450 V DC	- 12V DC
- 450 V DC	Kühlflüssigkeit
450 V AC	Treibstoff-Leitung

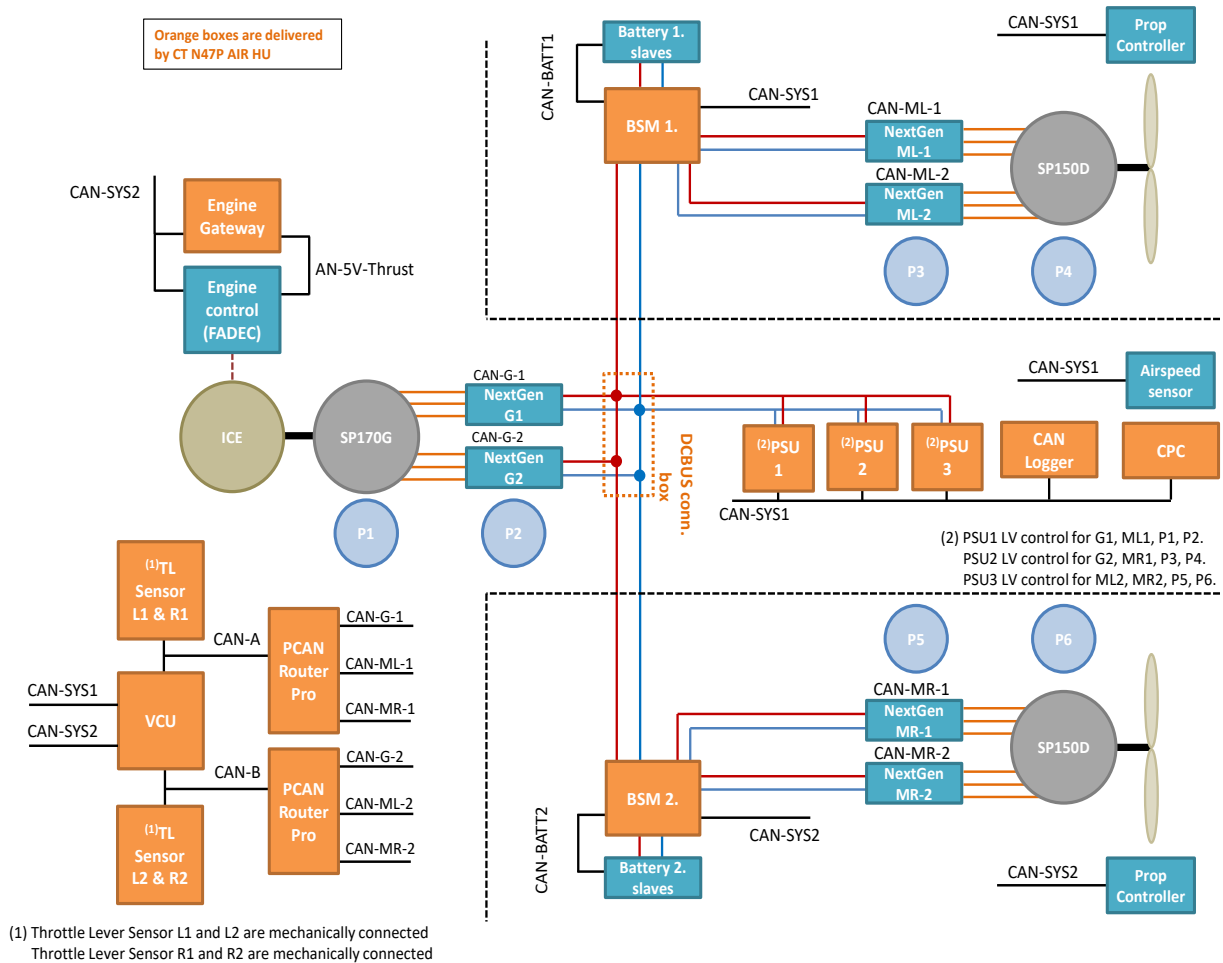
Systembeschreibung:

In der Netzwerkauslegung des Hybridsystems kommt eine teil-redundante Auslegung mit mehreren parallelen Strängen zum Einsatz. Jeder Antriebsmotor, sowie der Generator wird durch jeweils zwei unabhängige Wicklungen mit jeweils unabhängigem Umrichter versorgt.

Das gesamte Netzwerk lässt sich in die Bereiche Gondel rechts, Gondel links und Rumpf unterteilen. Zentrale Steuerungseinheit ist die Vehicle Control Unit (VCU) bei der die Eingaben des Piloten und alle Zustandsdaten der Systemkomponenten verarbeitet und die Steuerbefehle an die Systemkomponenten generiert werden. Die VCU arbeitet mit vier parallelen Bus-Netzen: CAN-SYS1, CAN-SYS 2, CAN-A, CANB. CAN-SYS1 und CAN-SYS2 verarbeiten dabei jeweils die Daten eines Akkusystems und steuert einen Propeller an (Prop.-Regelung). CAN-SYS-1 verarbeitet zusätzlich noch die Daten der Luftdatensonde, zusätzliche Piloteneingaben und sendet alle Daten an einen Logger, CAN-SYS2 steuert zusätzlich über einen Engine-Gateway die Steuereinheit des Dieseltriebwerks an. Die an die CAN-SYS-Datenbusse angeschlossenen Battery Master Platinen (BSM) kommunizieren ihrerseits mit einem eigenen Daten-Bus mit den angeschlossenen Battery Slave Platinen (BMS). Die Daten-Busse CAN-A und CAN-B werden die Stellung der Leistungshebel aus werden aus Redundanzgründen über die CAN-Router nochmals aufgeteilt: CAN-A in

- CAN-G1 - Ansteuerung Umrichter 1, Generator
- CAN-ML1 - Ansteuerung Umrichter 1, Motor links
- CAN-MR1 - Ansteuerung Umrichter 1, Motor recht
- CAN-G2 - Ansteuerung Umrichter 2, Generator
- CAN-ML2 - Ansteuerung Umrichter 2, Motor links
- CAN-MR2 - Ansteuerung Umrichter 2, Motor recht

Die primären Busse stellen CAN-A und CAN-B dar, da diese für die direkte Funktion des Antriebssystems zuständig sind. Fällt einer dieser Busse vollständig aus, so funktioniert das Antriebssystem immer noch beidseitig, d.h. symmetrisch, mit mindestens halber Leistung, da die Ansteuerung über den zweiten Bus aktiv ist.



Blockschabild Kommunikation

Im Rahmen dieses AP wurden das Datennetzwerk definiert. Dieses richtet sich speziell nach den von Siemens vorgeschlagen Komponenten und Datenströmen. Änderungen an den Komponenten kann demnach nochmals Änderungen an der Netzwerkstruktur nach sich ziehen.

Die gewählte Konfiguration ermöglicht es, dass bei dem Ausfall eines Daten-Busses, beide Antriebseinheiten mit verringerter Leistung aber symmetrischer Funktion weiterarbeiten. Dadurch wird ein wesentliches Gefährdungspotential (unbeabsichtigter asymmetrischer Schub) wirksam verhindert.

AP 2.01 Zulassungsvorgaben/ Pflichtenheft

Ziel

Das Antriebs- und Hybridsystem soll in einem Flugzeug erprobt werden können, daher ist es notwendig, vor der Detailkonstruktion alle notwendigen Einschränkungen analysiert und ein Pflichtenheft für Hybrid- und Antriebssystem erstellt zu haben

- Identifizierung relevanter Zulassungsvorschriften
- Identifizierung relevanter Paragraphen, z.B.
 - Lastannahmen
 - Brandfallbestimmungen
 - Notfall- Spezifikationen
- Identifizierung zusätzlicher relevanter Lastannahmen
- Berechnung der Lasteinhüllenden für Komponenten

Dokumentation

Für die SK202 ist im aktuellen Stand des Projektes noch keine Anmeldung zur Zulassung des Luftfahrzeuges bei der zuständigen Behörde gestellt worden. Auf dieser Basis wurde zunächst die CS23 Amendment 4 als anwendbare Bauvorschrift angenommen. Zusätzlich wurden folgende bestehende und „proposed“ Special Conditions der EASA sowie Automobil- Industriestandards herangezogen:

- SC-ELA.2015-01 “Installation of Li-type storage batteries in sailplanes/powered sailplanes, LSA and VLA”
- SC-22.2014-01 “Installation of electric propulsion units in powered sailplanes”
- SC-F23.1353-02 “Lithium Battery Installations”
- ISO 6469 Electrically propelled road vehicles —Safety specifications —

Auf Basis der CS 23 wurden die Globallasten für die SK202 seitens RS-UAS ermittelt. Diese werden zusammen mit den für die jeweilige Baugruppe anwendbaren Vorschriften in Form von Spezifikationen dokumentiert.

In Vorbereitung auf die konstruktive Integration des Genset (Arbeitspaket 2.06) und der elektrischen Antriebseinheit (Arbeitspaket 2.07) wurden folgende Spezifikationen zur Konstruktion und Dimensionierung der Baugruppen erarbeitet:

P20-900072-00 Specification Genset Installation SK202

P20-900076-01 Specification Propulsion Unit Installation SK202

AP 2.04 Auslegung Hybridsystem, endgültige Komponentenauswahl

Ziel

Aufbauend auf den Hybridisierungsgraden, die in AP 1.4 bestimmt wurden, sollen reale am Markt verfügbare Komponenten ausgewählt werden können.

- Bauraumanalyse
- Weight & Balance
- Abschließende Systembeschreibung
- Spezifikation von elektrischen und elektronischen Komponenten
- Komponentenvorschläge

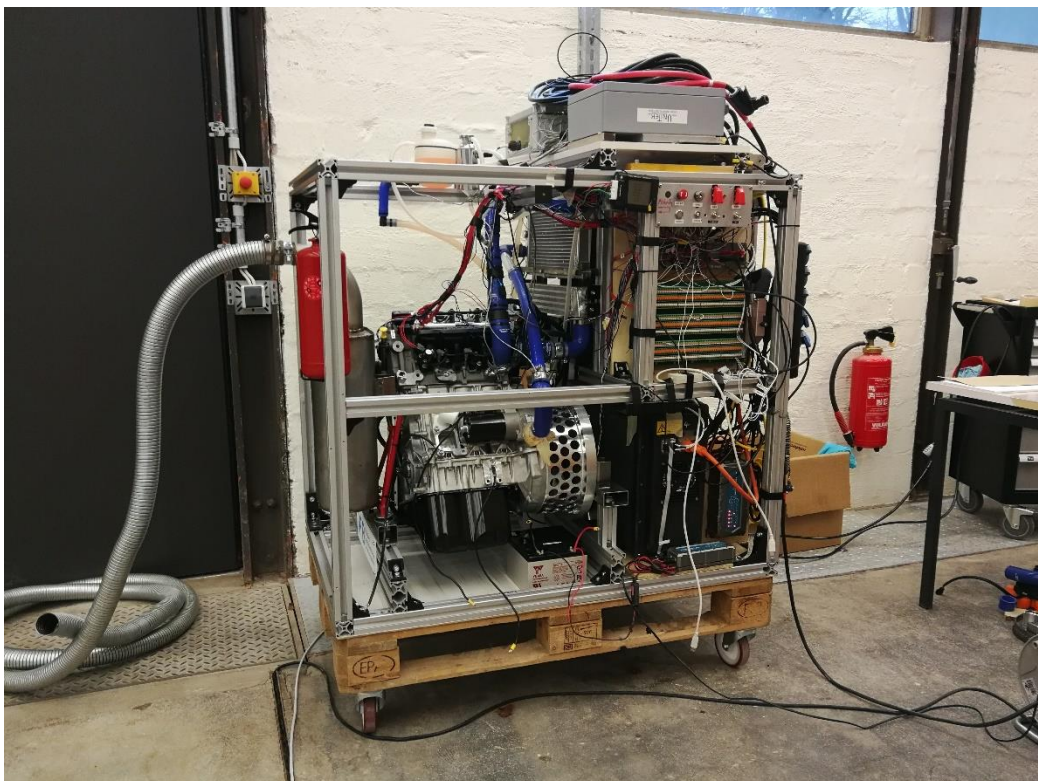
Aufgrund der Neuausrichtung des Projektes entfällt mit der SK202 der Anwendungsträger. Für die Regelung der elektrischen Antriebseinheiten wird Leistungselektronik benötigt. Diese Inverter erfassen die Lage der elektrischen Maschinen per Sensor und regeln die Traktion. Da diese Bauteile nun nicht mehr aus einer Hand geliefert werden können, entstand ein zusätzlicher Aufwand zur Abstimmung. Es wurden Softwaretools zur Konfiguration und Parametrierung der Antriebsinverter verwendet.

Die physische Installation der Motorinverter auf einem Teststand des IFB wurde abgeschlossen und sowohl die HV-Verkabelung als auch alle notwendigen Datenleitungen angeschlossen.

Da die Flugzeugintegration entfällt, wird keine Bauraum- und Weight- & Balanceanalyse vorgenommen.

Die auf dem Prüfstand zu integrierenden Komponenten des Gesamtsystems sind im Lastenheft dokumentiert.

Die Feinabstimmung kann nur im laufenden Betrieb erfolgen und ist Teil der Erprobung.



IFB-eigener Prüfstand

AP 2.07 Konstruktive Integration elektrische Antriebseinheit

Ziel

Auf Basis der Voruntersuchungen sollen die Motor- und Propellerintegration im CAD, sowie ein einfacher rechnerischer Nachweis der Strukturkomponenten erfolgen.

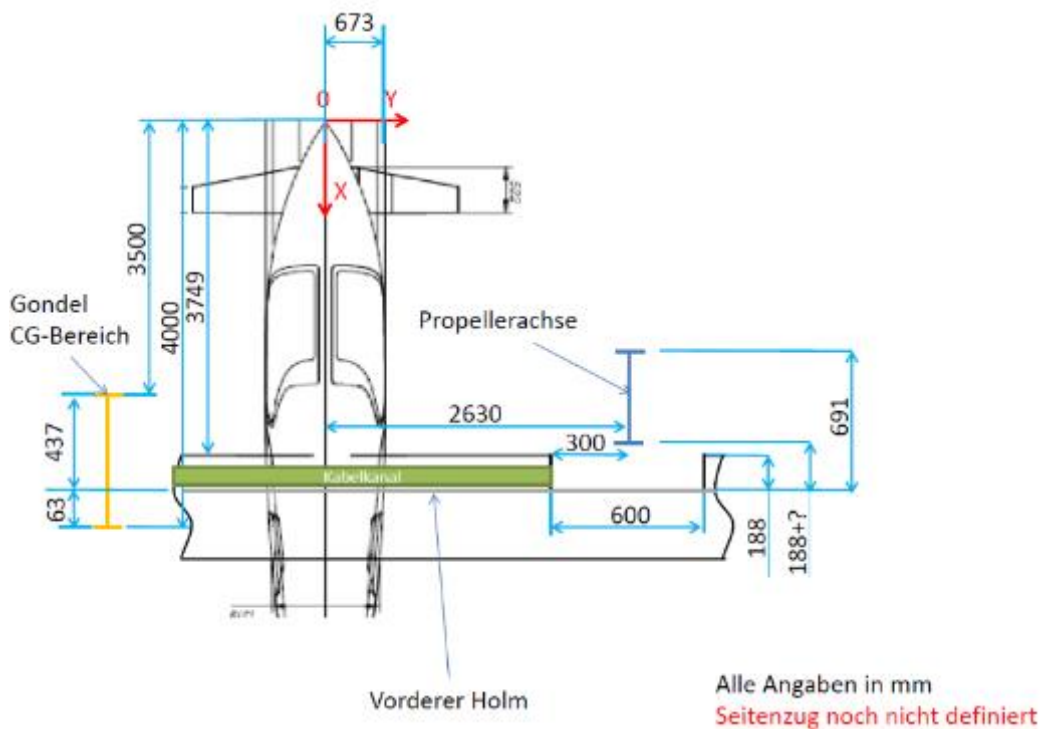
- Entwurf eines Masse-optimalen Motorträgers für die elektrische Vortriebseinheit
- Je nach Motortyp und Propeller: geeigneter Entwurf eines Propellerlagers
- Berücksichtigung der Kühlbedingungen
- Berücksichtigung der Anschlüsse

Dokumentation

Die zwei elektrischen Antriebe werden in Motorgondeln an den Flügeln angebracht und sollen neben den Motoren auch die Ansteuerung und u.U. auch die Energieversorgung beinhalten. Dadurch wird die Integration der beiden Antriebe nicht trivial um alle Anforderungen an das System und die Sicherheit zu gewährleisten.

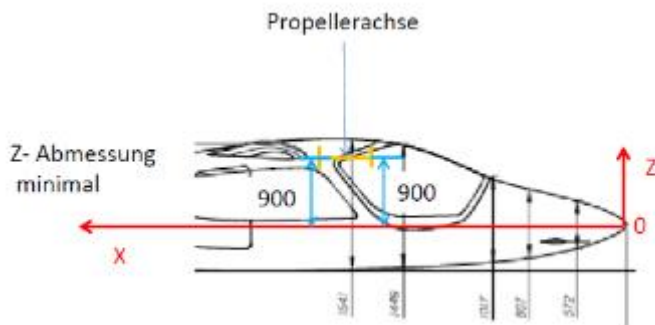
Positionierung der Motorgondel:

Durch die Vorgabe, dass die Propellerebene nicht auf der Position der Pilotensitze liegen darf, wurde entschieden, diese in Flugrichtung so weit vorne wie möglich anzuordnen, um genügend Platz für die Integration zu bieten. Diese Position ist dabei identisch mit dem Antrieb des konventionellen Flugzeugs, was den Zulassungsprozess vereinfachen sollte. Durch diese Anordnung wird die Vorgabe der Position des Schwerpunkts gleichzeitig erfüllt.



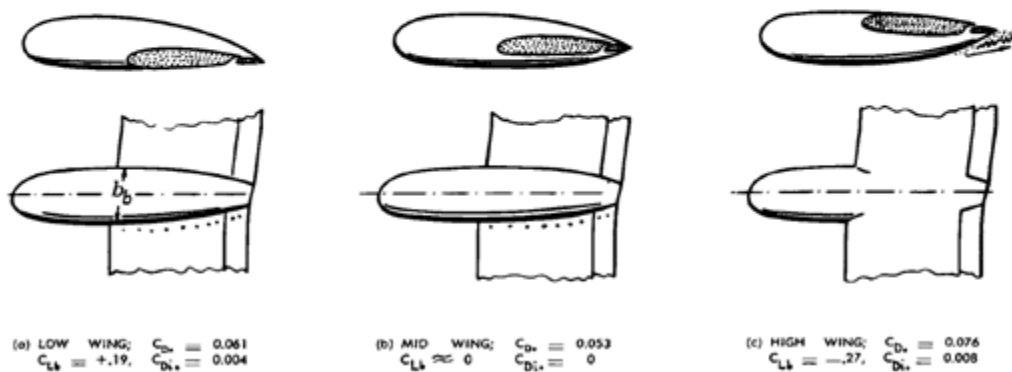
Die spannweite Position ist bereits definiert und gleich mit dem konventionellen Antrieb.

Zur z-Position:



Durch den Propellerdurchmesser entstehen beim Hochdecker kaum Einschränkungen. Aufgrund des günstigen Interferenz- und schädlichen Widerstands wurde entschieden, die Propellerachse etwa auf Höhe der Profilhöhe anzuordnen um die Motorgondel mittig im Flügelprofil anordnen zu können (im Gegensatz zu auf bzw. unter der Fläche). Der Widerstand der Motorintegration ist gerade bei Long-Endurance-Missionen von besonderer Bedeutung.

Figure 40. Lift differentials caused by, and drag forces of and due to engine nacelles when added to a wing in various positions (25,e). Drag coefficients are based on the nacelle's frontal area; the lift differentials are referred to the area (c times b_w).

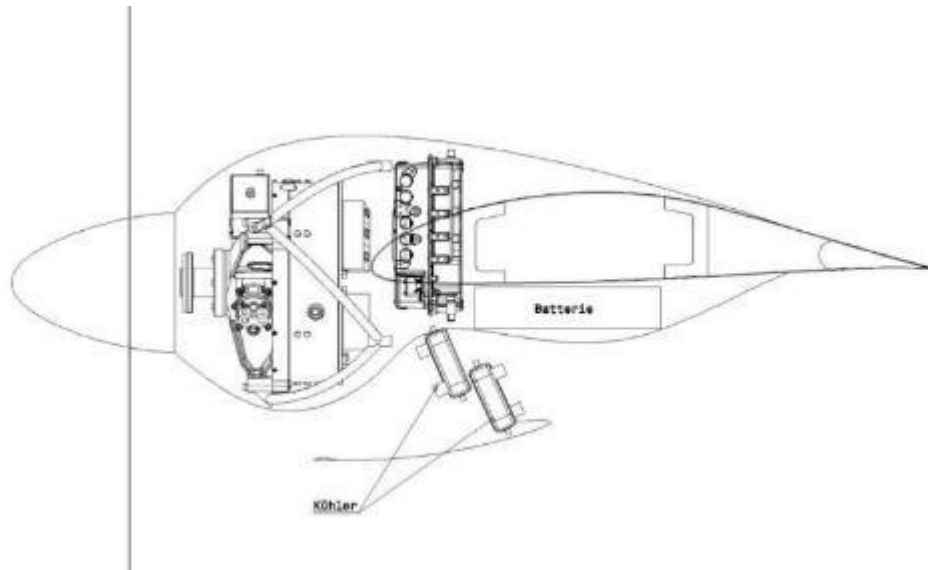


Quelle: S.F.Hoerner – Fluid-Dynamic Drag (1965)

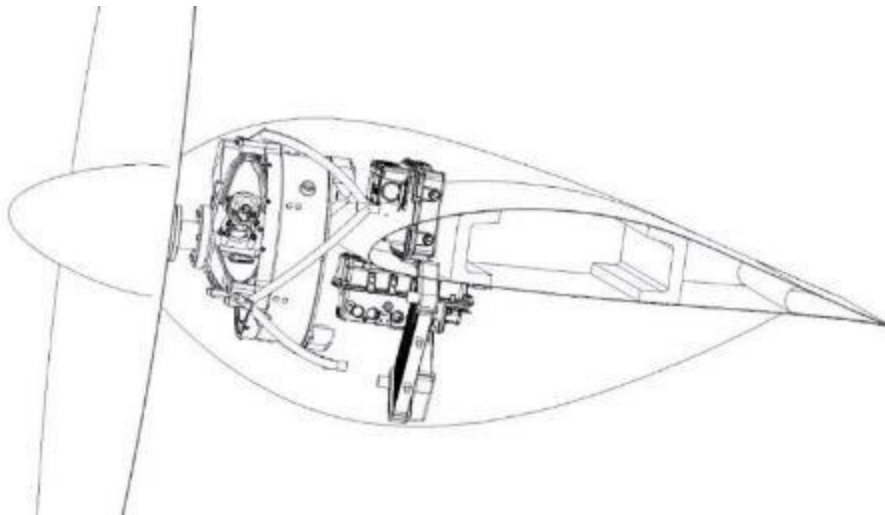
Die Integration aller nötigen Komponenten in die Motorgondel sollte möglichst schlank und widerstandslarm erfolgen. Strukturell wird eine Fachwerkstruktur an die beiden Holme des Flügels angebracht. Es wird untersucht, welches Volumen die Batterie einnimmt und ob es möglich wird, diese in der Motorgondel unterzubringen.

Zwischen den beiden Holmen liegt der Kraftstofftank und steht daher als Bauraum nicht zur Verfügung. Dahinter liegt die Steuerung, weshalb dieser Bauraum auch nur eingeschränkt zu nutzen ist.

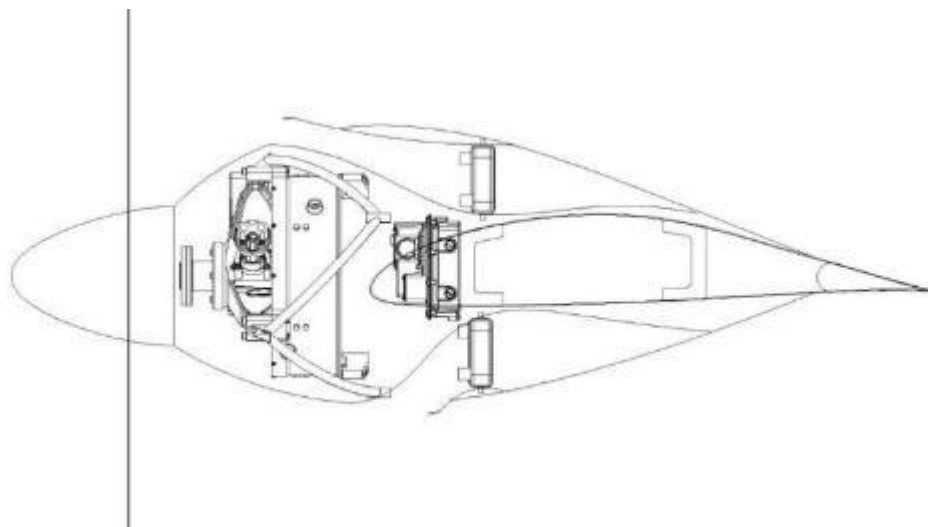
Durch diese Randbedingungen entstehen mehrere Möglichkeiten für die Anordnung der Komponenten in der Motorgondel. Wenn man die Umrichter am Flügelholm befestigt, entstehen beispielsweise folgende Optionen für die Anordnung:



Option1: Kühler auf Unterseite der Motorgondel



Option2: Kühler schräg seitlich unten



Option3: Kühler unten und oben

Die Anordnung der Kühler ist entscheidend für deren Effektivität und ebenso für die Geometrie der Motorgondel. Für diese Überlegungen wurde davon ausgegangen, dass beide Kühlsysteme einen unabhängigen Wärmetauscher haben. Dafür wurde der Kühler, der auch im Hypstair-Projekt Verwendung findet, ausgewählt. Dieser wird ursprünglich als Ausstattung im Rotax 914 verwendet.

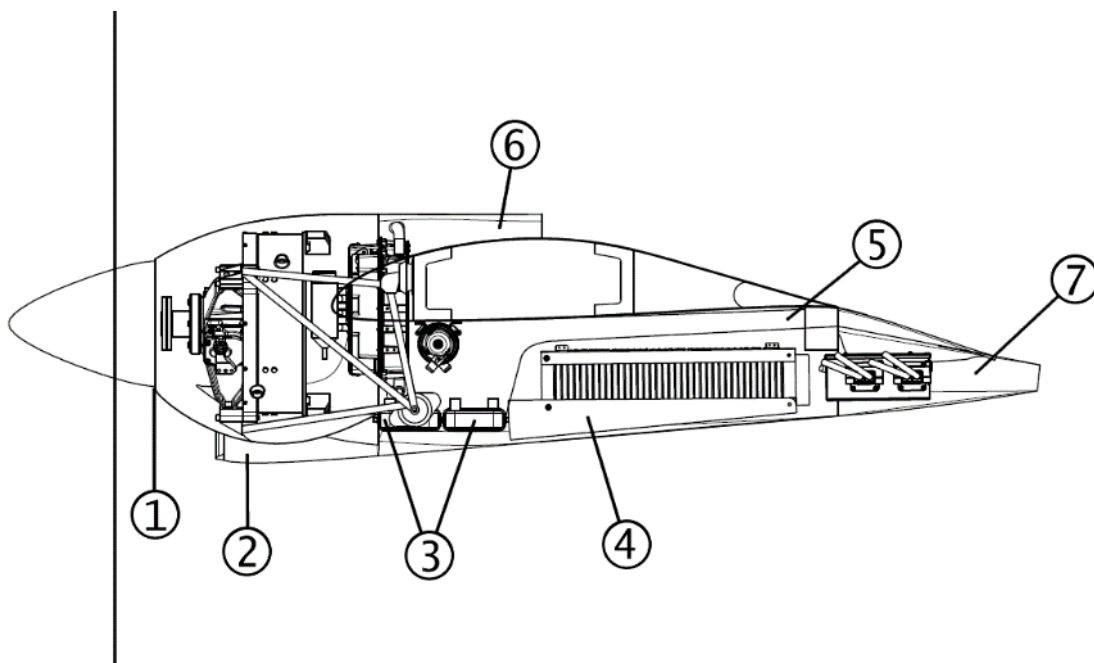
Die betrachteten Optionen haben jeweils Vor- und Nachteile:

Option 1 bietet die beste Demontage der Motorgondel und auch den besten Zugang zum Kühlsystem, da es auf der Unterseite des Flügels liegt. Allerdings überlappen die Kühler etwas, um die Gondel nicht zu sehr auszubauchen, was die Effizienz der Wärmetauscher benachteiligt. Diese Anordnung bietet etwas Platz für eine kleinere Batterie und einen guten Anschluss an die passive Luftkühlung. Die Größe des Lufteinlasses könnte einfach verstellbar realisiert werden, um die deutlich voneinander abweichenden Flugzustände mit dem minimalen Öffnungswinkel und damit dem minimalen Widerstand zu erreichen.

Option 2 hat eine gute Anströmung der beiden Kühler. Allerdings wird durch die schräge Anordnung die Motorgondel auf der Unterseite sehr ausladend. Dies wiederum würde aber in den vorgestellten Optionen das größte Volumen für eine Batterieintegration bieten. Die Motorgondel ist bei Option 2 deutlich nach unten verlagert, was den Gesamtwiderstand negativ beeinflusst. Option 2 sollte daher nur gewählt werden, wenn deutlich kleinere Kühler oder Kühler mit spezieller Geometrie verwendet werden können.

Option 3 bietet die schlanke Integration. Ebenso werden die Kühler sehr gut angeströmt. Die Nachlaufdelle des Flügels wird hier am besten aufgefüllt. Das macht Option 3 zumindest aerodynamisch zur besten Möglichkeit. Durch ein Neigen der Kühler kann die Gondel zusätzlich verschlankt werden. Platz für eine Batterieintegration findet sich allerdings nicht. Um dies zu umgehen, könnte man die Batterie allerdings auch in der Nasenleiste des Flügels neben der Motorgondel integrieren.

Kühlkonzept

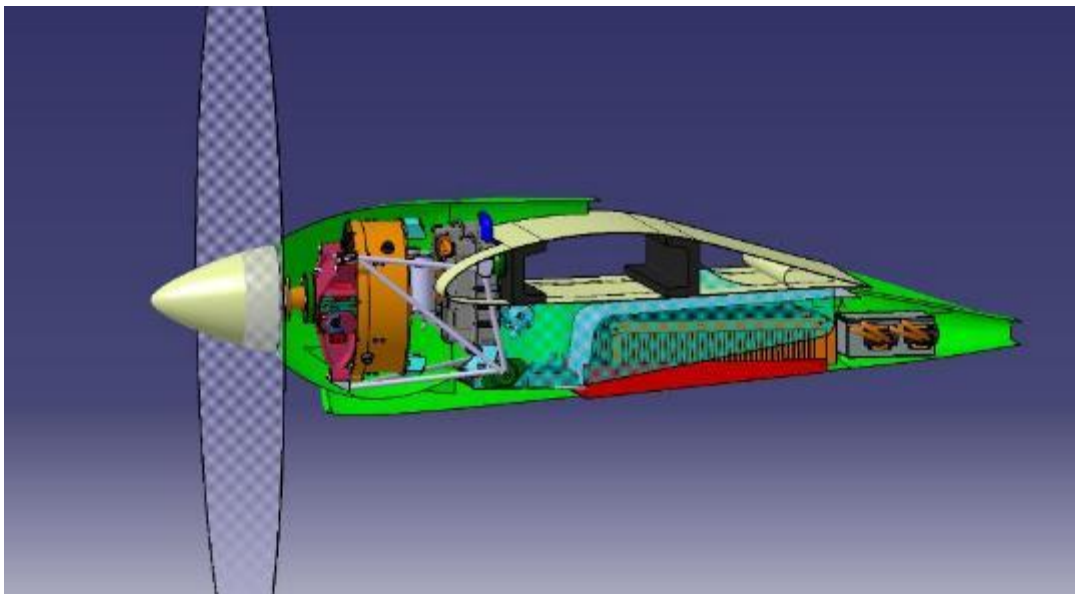


1	Lufteinlass Ringspalt Spinner
2	Haupt-Lufteinlass
3	Kühler Motor und Leistungselektronik
4	Kühlluftklappe Batterie (beweglich)
5	Hinterlüftung und Auslass Kühlluftstrom
6	Auslass Motorzirkulation
7	Auslass Batterieluftstrom

Aus den verschiedenen Optionen in Kapitel 1 wurde die erste ausgewählt mit der Anpassung den Kühlluftstrom zwischen Flügel und Batterie zu führen, was die Flügelstruktur vor einem Batteriebrand schützen soll. Diese Trennung wird aus feuersicherem Stahlblech gefertigt. Der vordere Teil mit dem Motor und den Umrichtern wird ebenfalls mit einem Brandschott zum Flügel hin abgesichert, da brennbares Öl als Kühlmedium zum Einsatz kommen soll.

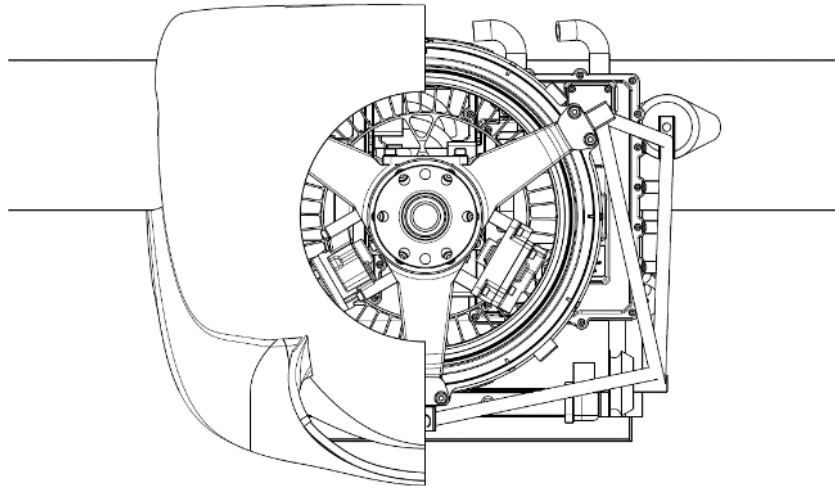
Durch die beiden Brandbereiche werden zwei Teilluftströme benötigt. Der erste dient der Luftkühlung des vorderen Brandbereichs und tritt über den Ringspalt am Spinner ein und über den Flügel aus. Der zweite wird noch einmal aufgeteilt und versorgt die Wärmetauscher und die Batteriezellen. Je nach Betriebszustand werden die Batterien mit mehr oder weniger Kühlluft versorgt, damit diese nicht unterkühlen. Die Kühlluftströme werden dann anschließend auf der Rückseite der Gondel abgeführt. Die Öffnungen sind nach unten zu orientieren, sodass kein Regenwasser in die Gondel eintreten kann. Die Wölbklappe ist an dieser Stelle ausgesetzt, da sie sonst mit der Gondel kollidieren würde.

Strukturkonzept



Die Struktur der Gondel wird aus zwei Integralbauteilen zusammengesetzt. Der vordere Teil ist der Motorträger in klassischer Fachwerkstruktur (grau). Dieser wird am vorderen Holm und dem hinteren Strukturteil gelagert. Zur Entkopplung der Betriebslasten und Vibrationen sind hier dämpfende

ausreißsichere Metall-Gummi-Elemente geplant (grün). Der hintere Teil besteht aus zwei symmetrischen Sandwichstrukturen, die hauptsächlich die Lasten der Batterie aufnehmen sollen und gleichzeitig eine Begrenzung des Kühlluftkanals sind (hellblau). Diese Rippen werden an die Flügelholme angebunden. Es werden Buchsen in die Platten eingeklebt um die Batterie (orange) mit dem hinteren Träger zu verschrauben. Die beiden Brandschotte werden an den Rippen befestigt.



Für den vorgesehenen Elektroantrieb SP150D wird ein Motorträger klassischer Bauart als Fachwerk ausgelegt. Für den Nachweis werden alle bekannten Massen und Beschleunigungen aus der „P20-900076-01 Specification Propulsion Unit Installation SK202“ und der CS 23 berücksichtigt.

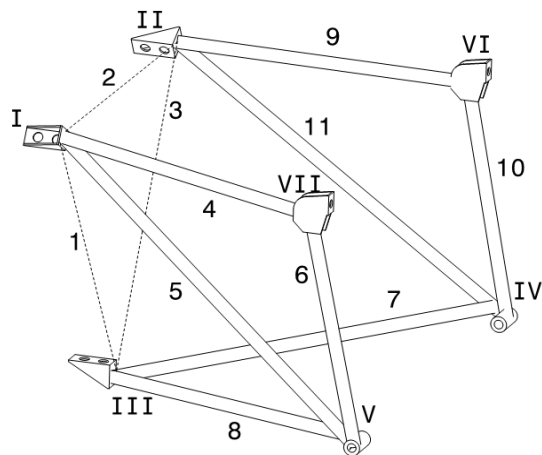
Massenübersicht

Komponente	Masse [kg]	Schwerpunktlage (x-Richtung) [mm] (Flügelvorderkante ist Ursprung)
Motor – Siemens SP150D	45,5	165,75 (+/- 2)
Propeller – Mühlbauer MTV-7	16,7	503 *
Motorträger	1,8	-17
Gesamtmasse	65 **	253

* Schwerpunkt wird in der Propellerebene angenommen.

** Gesamtmasse aufgerundet, um zusätzliche Einzelmassen zu berücksichtigen.

Geometrie



Die obige Abbildung zeigt schematisch den Aufbau des Fachwerkes. Insgesamt werden 7 Fachwerkknoten definiert, welche durch 11 Stäbe miteinander verbunden sind (Stäbe 1-3 bilden die Lastpfade durch das Motorgehäuse ab.)

Der Motorträger wurde analytisch nachgewiesen und zusätzlich wurde eine FEM-Analyse durchgeführt. Die FEM-Rechnung zeigt zudem, dass die Verformungen des Motorträgers unter Last sehr klein sind. Die größte auftretende Knotenverschiebung ist $< 2,5$ mm

Ebenfalls wurde ein Batterieträger entworfen und nachgewiesen. Alle konstruktiven Bauteile wurden mit realen Kennwerten berechnet und mit Hinblick auf die angesprochenen Bauvorschriften in allen Belastungsrichtungen nachgewiesen.

AP 2.10 Definition und Entwicklung Batterie-Rack

Ziel

Es werden die Komponenten der Speicherbatterie konstruktiv integriert, d.h. die Batterie-Einzelzellen, die Zellverbinder, das BMS, eine evtl. notwendige Kühlung und Kapselung, sowie eine elektrische Absicherung der Batterie werden ausgelegt und im CAD konstruiert.

1. CAD Konstruktion der Integration der Einzelzellen als Akku-Rack
2. CAD Konstruktion von Kühl- und Schutzmaßnahmen
3. CAD Konstruktion der mechanischen Anbindung an die Flugzeugzelle
4. CAD Konstruktion der elektrischen Anbindung an das Hybridsystem

Dokumentation

Für die Auswahl der geeigneten Zellen und deren Verschaltung wurde ein Optimierungsprogramm entwickelt.

Darin wurden die Entladekurven bei verschiedenen Entladeströmen jeweils von verschiedenen Batteriezellen mit verschiedener Chemie (Lithium Polymer Taschenzellen (LiPo, Lithium Ionen Rundzellen (Lilon) und Lithium Eisenphosphat (LiFePo) verschiedener Hersteller digitalisiert und interpoliert. Das Programm bekommt als Eingabe die geforderten Leistungen und Flugdauern von mehreren Flugphasen, eine Maximalspannung, einen Reservefaktor für die Kapazität und ein Reservefaktor für die maximale Leistung sowie die Anzahl von Blöcken, in die diese Batterie unterteilt wird.

Je nach Eingaben sucht das Programm jeweils die leichteste Batteriekonfiguration heraus, die alle Eingaben erfüllt und am Ende noch die volle Leistung ziehen kann.

Es steht eine Vielzahl erhältlicher Zellen dem Programm zur Auswahl zur Verfügung.

Ergebnisse der Batterieoptimierung

Version 1

Minimalbatterie für Startstrecke <350 m und Steigflug auf 10000 ft mit 6° bei laufendem Generator.

Startrollstrecke im Powermode <350 m

Erforderliche Leistung: $2 \cdot 182 \text{ kW} = 364 \text{ kW}$ Wellenleistung = $364/92\% = 395 \text{ kW}$ elektrische Leistung

Der Verbrennermotor liefert 114 kW mit dem Wirkungsgrad 92% also $114 \cdot 92\% = 104.9 \text{ kW}$

Die Batterie liefert maximal $395 - 104.9 = 290 \text{ kW}$ für 30 Sekunden = 2,416 kWh

Der Leistungsbedarf im 6°-Steigflug ohne Generator ist $2 \cdot 54.3 \text{ kW}$ Wellenleistung =

$108.6/96\% = 112.5 \text{ kW}$ elektrische Leistung ab Batterie

Bei voller Leistung im Powermode leistet die Batterie also $112.5 - 104.9 = 7.6 \text{ kW}$.

Der Steigflug auf 10000 ft dauert bei Steiggeschwindigkeit 4.43 m/s (6° bei 82 kts) 11,5 Minuten,

Batteriekapazität für Steigflug im Power-mode 1,46 kWh, mit Start sind nur 3,87 kWh entnommen.

Diese werden im Horizontalflug ersetzt.

Elektrischer Start mit $2 \cdot 110 \text{ kW}$ Wellenleistung = $220/94\% = 234 \text{ kW}$ elektrische Leistung ab Batterie für 46 Sekunden = 3 kWh

Elektrischer Steigflug 6° auf 2000 ft braucht $2 \cdot 54.3 \text{ kW}/94\% = 115.5 \text{ kW}$ ab Batterie für 138 Sekunden = 4.43 kWh

Eckdaten für Batterie 1:

Maximale Leistung 290 kW (<1min), Kapazität mindestens 6 kWh

Batterie für Powerstart, Power-Steigen: Kokam 804314 H05, 107s,10p, Zellengewicht 96,3 kg

Version 2

Die Batterie ist von der Leistung her für den elektrischen Start mit 600 m Startstrecke ausgelegt.

Maximale Leistung 234 kW, (<1min), Kapazität mindestens 6 kWh

in diesem Fall ist die Startleistung im Powermode beschränkt auf $234+104.9=338.9$ kW elektrisch = $338.9*92\%=2*156$ kW Wellenleistung.

Damit ist die Startstrecke im Powermode etwa 410m (statt 350m)

Elektrischer Start, Steigen

Kokam 11543140 H05, 107s,6p, Zellengewicht 82.18 kg

Version 3

Batterie für elektrischen Start, Steigflug auf 2000 ft, und 40nm Streckenflug.

Leistungsbedarf im Streckenflug über 40 nm mit 106 kts ist $2+23.5$ kW = 47kW Wellenleistung =

$47/94\%=50$ kW ab Batterie für $40/106=0.377$ Stunden, ergibt 18.9 kWh

Erforderliche Kapazität $6+18.9=24.9$ kWh und Leistung >234 kW

Elektrischer Start, elektrisch Steigen und elektrischer Horizontalflug 40 nm

Sony US18650VT6C6, 107s30p, Zellengewicht 149.59 kg

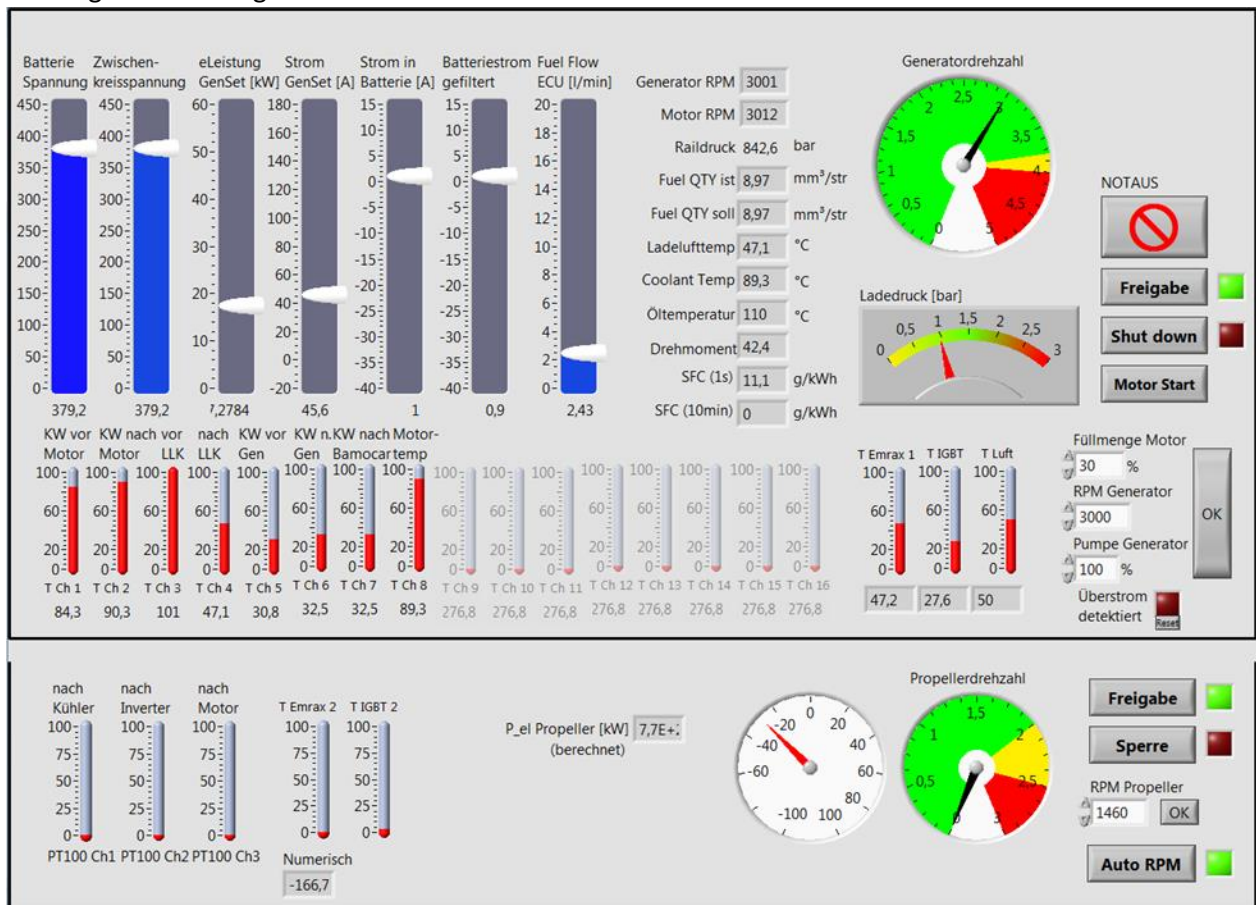
Diese Ergebnisse zeigen, dass eine Batterie für die Version 3 zu schwer wäre und auch die Anforderungen an Version 1 nicht ohne Weiteres erfüllt. Forderung für 40 nm Streckenflug nach dem elektrischen Steigflug wurde fallen gelassen. Aufgrund dessen wurde die Batterie Version 2 ausgewählt.

AP 2.11 Definition Antriebsüberwachungseinheit

Ziel

Im Arbeitspaket wird eine Software auf LabVIEW Basis programmiert, mit der das System überwacht und alle relevanten Systemparameter geloggt werden können. Diese ist für die Erprobung und Überwachung des Hybridantriebs unbedingt nötig. Die Software soll übersichtlich sein und auf Laptop oder Mini-PC lauffähig.

Das folgende Bild zeigt die validierte Benutzeroberfläche im Betrieb.



Laptopbasierte vorläufige Überwachungssoftware

Die Oberfläche ist für den Versuchseinsatz geeignet, muss aber angepasst werden, sobald alle Komponenten feststehen und für den Einsatz im Flugzeug weiterentwickelt werden.

Nach der Umstrukturierung des Projektes widmet sich das HAP 4 der Steuerung und Regelung des Hybridantriebs. Für weitergehende Informationen sei daher auf AP 4.3 verwiesen.

AP 3.03 Aufbau / Integration HV-Batterie

Ziel

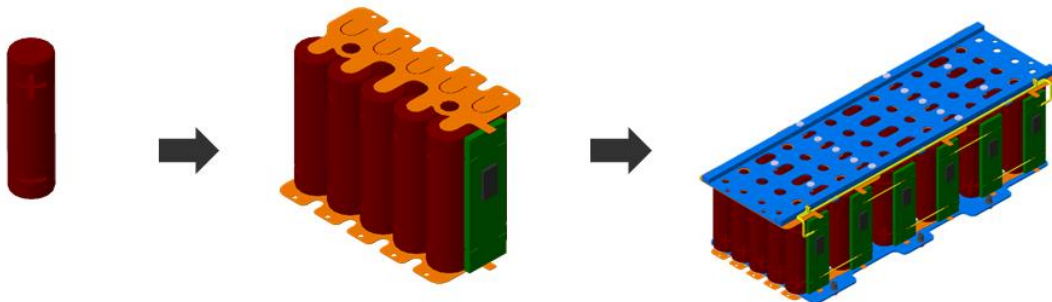
Umsetzung der theoretischen Arbeiten aus AP 2.10 zu einem funktionierenden, einbaufertigen Batteriesystem. Der Aufbau wird in Stuttgart beim IFB durchgeführt.

Es werden die Komponenten der Batterie mechanisch und elektrisch zusammengebaut, d.h. das für den Einbau im Flugzeug vorbereitete Batterie-Rack wird in Stuttgart aufgebaut und elektrisch das erste Mal in Betrieb genommen.

1. Bestückung der zugelieferten Zelleinheiten mit BMS-Cell-Boards
2. Konfektionierung der Zelleinheiten zu Strängen mit unkritischer Spannung
3. Bestückung des/ der Rack(s) mit den Zellsträngen
4. Integration und Anschluss der BMS- Hauptplatinen
5. Integration der Daten-, Strom- und Versorgungsanschlüsse
6. Zusammenschluss der Stränge zu HV-Spannung
7. Dokumentation des Zusammenbaus

Dokumentation

In der untenstehenden Abbildung ist der Aufbau eines Batteriepacks schematisch dargestellt. Ausgehend von der Grundzelle im 18650-Format ist der Zusammenbau zu einem Zellpaket, bestehend aus zehn Einzelzellen, gezeigt. Sechs Zellpakete werden anschließend zu einem Zellstrang integriert, dessen maximale Spannung 25,2 V beträgt. Diese liegt unter der Sicherheitskleinspannung von 60 V und als Resultat bleiben elektrische Körperströme ohne Folgen.



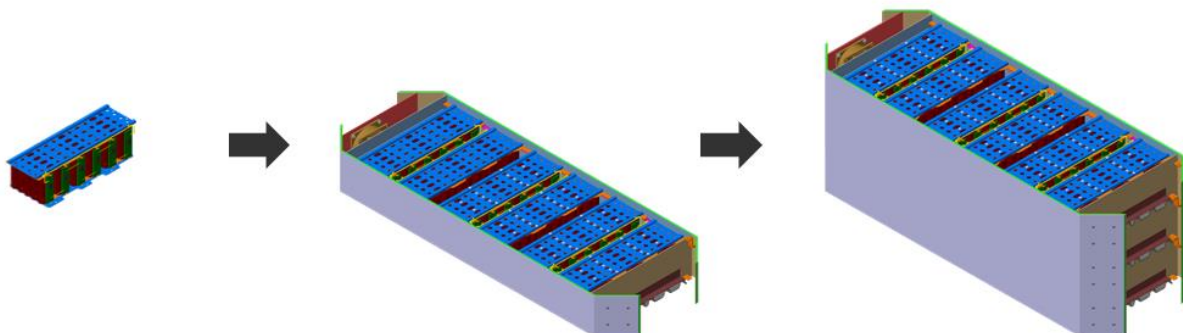
Zusammenbau eines Zellstrangs – Einzelzelle (links), Zellpaket mit Kupferblechen und BMS-Platine (Mitte), integrierter Zellstrang (rechts)

Für das Batteriesystem wurde eine Zelle ausgesucht, die einen geeigneten Kompromiss aus Energie und Leistung liefern kann. Zudem besitzt die Batteriezelle eine Lithium-Mangan-Zellchemie, die ein günstigeres Versagensverhalten bei Kurzschlüssen aufweist. Die Batteriezellen sind mit einem WIG-Verfahren an Kupferbleche punktgeschweißt, wie in untenstehender Abbildung gezeigt.



Zellpaket mit Batterie Management System und Kupferblechen

In nachfolgender Abbildung ist der Zusammenbau von sechs Zellsträngen zu einem Batteriemodul mit einer maximalen Spannung von 150 V dargestellt. Drei Batteriemodule werden anschließend zu einem Batteriepack mit einer maximalen Spannung von 450 V zusammengeschaltet.



Zusammenbau eines Batteriepacks – Zellstrang (links), Batteriemodul (Mitte) und Batteriepack (rechts)

Ein Batterie Management System der Firma Elithion Inc. wurde in das Batteriepack integriert. Dieses besteht aus Slave-Modulen, die an die Zellpakete angelötet sind und einem Master-Modul, das die Daten der einzelnen Zellpakete sammelt, auswertet und per CAN-Bus bereitstellt. Über die Slave-Module können Temperaturen und Spannungen der einzelnen Zellpakete bestimmt werden. Zusätzlich wird die Impedanz abgeschätzt und eine Anpassung der Spannung („Balancing“) kann über einen internen Widerstand durchgeführt werden.

Ein Kühlluftstrom kann auf verschiedenen Arten an Batteriezellen entlanggeführt werden: bei der Reihenkühlung durchströmt die Zuluft nacheinander die einzelnen Zellblöcke bevor sie wieder aus dem Batteriesystem ausströmt. Da die Kühlluft auf dem Weg durch die Zellen stetig erwärmt wird, wird der letzte Zellblock weniger stark gekühlt. Dieser Zellblock erwärmt sich folglich schneller und bestimmt, wann die elektrische Leistung des Batteriesystems reduziert werden muss um eine Überhitzung zu vermeiden. Ziel der Parallelkühlung ist es diese ungleiche Erwärmung der Batteriezellen zu vermeiden, indem alle Zellen mit der gleichen Zuluft gekühlt werden.

Im unteren Bild ist das Kühlkonzept für das aufgebaute Batteriesystem gezeigt. Dabei wurde eine parallele Zellkühlung umgesetzt bei der Kühlluft unter die Zellen geführt wird. Diese steigt dann an den Zellen auf und wird über diesen abgesaugt. Die Absaugung geschieht dabei mit einem Lüfter, der in jedem Batteriemodul installiert ist.

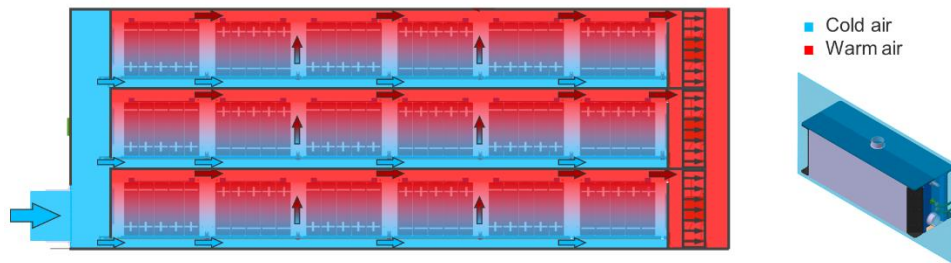
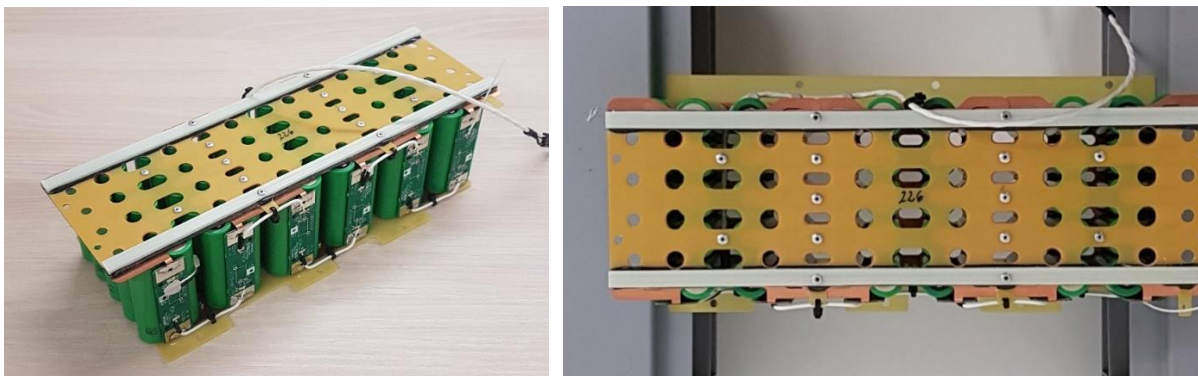


Abbildung 1: Schema des parallelen Kühlkonzepts

Die Form der Zellpakete und deren Befestigungselementen wurden im Hinblick auf einen möglichst großen Kühlluftstrom entworfen wie nachfolgend dargestellt ist.



Integrierter Zellstrang mit BMS-Platinen und Verkabelung (links); Zellstrang von oben mit sichtbaren Kühlluftkanälen (rechts)

Das Batteriepack ist für den Anschluss an ein flugzeugseitiges Entgasungssystem vorbereitet. Zu- und Abluftstutzen können je nach Einbausituation angebracht werden um Dämpfe aus dem Inneren des Batteriesystems definiert an die Umgebung abzuführen. Zudem ist die Innenseite des Gehäuses mit einer Brandschutzfarbe versehen, die bei einem auftretenden Brand eine Schutzschicht ausbildet und die tragende Struktur des Akkupacks für einen gewissen Zeitraum schützt. Am Boden des Gehäuses verlaufen Kanäle für Kühlluft.



CFK-Sandwich-Gehäuse eines Batteriemoduls mit Kühlluftkanälen im Boden

Das Batteriegehäuse ist als eine CFK-Sandwich-Struktur ausgeführt. Das Gehäuse ist strukturell auf Betriebslasten von +5,3 g bzw. -2,65 g in Richtung der Hochachse ausgelegt. Weiterhin ist das Batteriesystem auf eine Crashlast von +15 g in Flugrichtung dimensioniert. Die elektrisch leitenden Kohlenstofffasern sind durch Glasfaserschichten isoliert. Bei offen liegenden spannungsführenden Bauteilen wurden entsprechende Kriech- und Luftstrecken vorgesehen.

Eine Reduzierung der Anfälligkeit für EMV-Störungen wurde durch Anpassung der elektrischen Leistungs- und Signalfade angestrebt. So wurden Signalleitungen der BMS-Slave-Module, die auf dem Hochvolt-Potential arbeiten, eng und parallel zu den elektrischen Leistungskabeln verlegt. Signalleitungen des BMS-Master-Moduls, die auf dem 12 V-Potential des Flugzeugs arbeiten, wurden möglichst entfernt und senkrecht zum elektrischen Leistungspfad platziert.

Die technischen Daten eines Batteriepacks sind in untenstehender Tabelle zusammengefasst. Das Batteriesystem besteht aus zwei Batteriepacks.

Parameter	Wert
Maximale Spannung	450 V
Maximaler Strom	200 A
Energie @ 1C Entladerade	10,5 kWh
Leistung @ Zellspannung = 3.0 V	65 kW
Elektrische Verschaltung	108 in Serie, 10 parallel (108s10p)
Masse	66 kg
Länge / Breite / Höhe	870 mm (mit HV-Stecker) / 291 mm / 294mm

Technische Daten eines Batteriepacks

Die Batterien wurden nach den identifizierten mechanischen, elektrischen und thermischen Anforderungen aus AP 2.10 zu einem betriebsfertigen, luftfahrtauglichen System zusammengesetzt.

Die Batterien kommen im Prüfstand zum Einsatz und die integrierte Sensorik gibt im Verlauf der Testläufe Aufschlüsse über den Zustand des Energiespeichersystems. Diese Daten sind einerseits wichtig für den sicheren Flugbetrieb und erlauben andererseits Einblicke und Aussagen zur Performance eines solchen Systems.

Die beiden Exemplare, die dem Konsortium zur Verfügung gestellt werden, wurden hinreichend geprüft und für den Betrieb freigegeben.

AP 3.04 Aufbau / Integration elektrische Antriebseinheiten

Ziel

Beschaffung der nötigen Komponenten. Aufbau und Umsetzung der elektrischen Antriebseinheiten (als 2-Mot.) in Anlehnung der in AP 2.7 definierten Konstruktion. Jede Antriebseinheit beinhaltet u.a. Motor, Umrichter, Propeller, Nebenaggregate und ein Batterie-Pack. Der Aufbau erfolgt so, dass uneingeschränkte Bodentests möglich sind.

Dokumentation

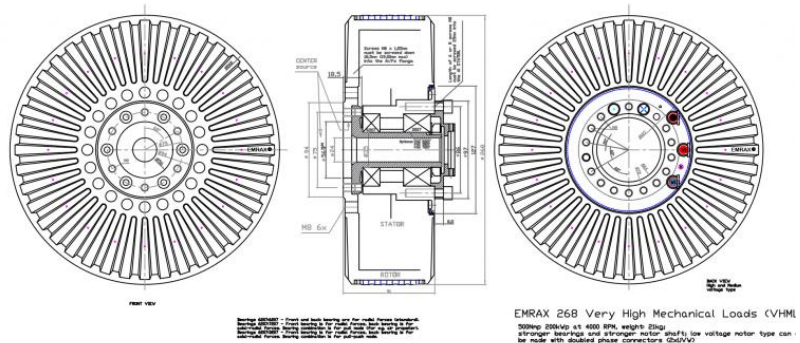
Ursprünglich war geplant, das primäre Antriebssystem des Iron Birds von der Firma Siemens eAircraft zu beziehen. Diese Firma wurde im Juni 2019 an Rolls Royce verkauft. Durch diese Umstrukturierung war es vorerst nicht klar, ob es dem Konsortium möglich ist, diesen benötigten Teil der Hardware wie vereinbart zu beziehen. Erst zu Beginn des Jahres 2020 wurde bestätigt, dass dies nicht möglich sein wird.

Es war möglich, den Verbrennungsmotor mitsamt des von Siemens hergestellten Generators auf dem Prüfstand in Betrieb zu nehmen (GenSet).

Um die Ergebnisse des Projekts nicht zu gefährden, wurden Alternativen für die primären Antriebskomponenten ausgewählt, welche auf den Rest des Antriebssystems passen. Die neu ausgewählten Komponenten können die ursprünglich Geplanten ersetzen.

Primärantriebe

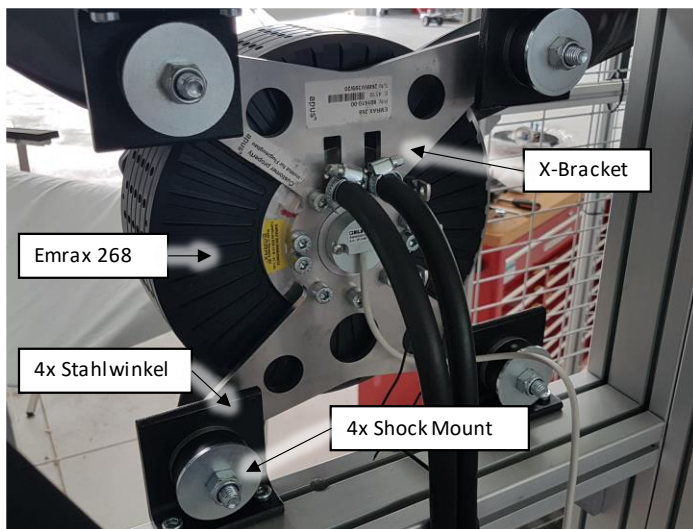
Als Ersatz für die elektrischen Maschinen wurde das Modell 268 MV der Firma Emrax identifiziert.



Das Modell ist als Außenläufer mit hohem Drehmoment geeignet für die Anwendung mit relativ geringer Drehzahl. Das Leistungsgewicht liegt deutlich über dem, was sonst auf dem Markt verfügbar ist. Es ist kein dediziertes Propellerlager nötig, was den Integrationsaufwand reduziert.

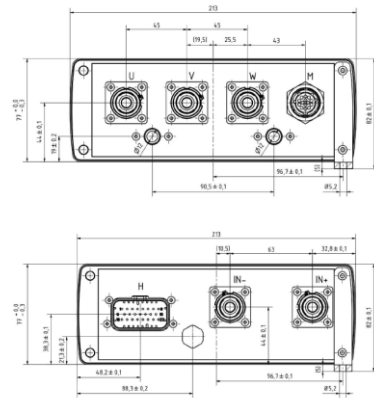
Leistungsdaten EMRAX 268

Mechanical		Electrical	
Type:	Axial flux motor / generator	Maximal battery voltage:	650 (MV)
Gehäuse-durchmesser:	268 mm	Peak power (at 4500 RPM):	200 kW
Axial length:	91 mm	Continuous power:	up to 107 kW
Trockengewicht:	20,3 kg (CC)	Peak torque:	500 Nm
Stator cooling:	combined (IP21)	Continuous torque:	up to 250 Nm
Mounting:	Front: 6x M6 Back: 8x M6	Efficiency:	92-98%
Lochkreisdurchmesser:	75 mm	AC voltage between two phases [Vrms/1RPM]	0,0825



Die Emrax 268 Elektromotoren werden mittels Stahlwinkeln an die Antriebsträger montiert. Das im Lieferumfang des Emrax Motors enthaltene X-Bracket dient als Aufhängevorrichtung. Zur Reduktion von Vibrationen werden die Motoren an Shock Mounts aufgehängt, welche speziell auf den Motor abgestimmt sind.

Antriebsinverter



Für die Regelung der elektrischen Maschinen wurde Leistungselektronik der Firma Drivetrain Innovation als Ersatz für die NextGen Inverter von Siemens bestimmt. Die Geräte sind jeweils HV-500 Liquid-cooled mit folgenden Kennwerten:

Leistungsdaten DTI HV-500

Max. zul. Betriebsspannung	800 V (absolute maximum 830V)
DC Eingangskapazität	200 µF
Continuous/peak AC current	400 A / 500 A (peak to peak) depending on the temperature
Maximum power dissipation	6000 W
Maximum electric RPM	100.000 (10.000 physical RPM with 10 pole pair motor)
Maximum operating temperature	100°C
Dimension (h/w/l):	77/213/420 mm
Weight	6,7 kg

Optional wurde die Interlock Funktion dazu gewählt, um die funktionelle Sicherheit im Betrieb zu verbessern. Die ursprünglich geplanten Inverter haben eine ähnliche Funktion.

Der Hersteller liefert Konfigurationssoftware und digitale Schnittstellen mit, um die Abstimmung vor Ort machen zu können.



Die Antriebsinverter werden mittels vier Befestigungswinkeln unterhalb der Elektromotoren in das Systemträgergestell integriert (siehe Abbildung).

Propeller

Ursprünglich wurden für die beiden Antriebe Siemens SP70D Dreiblatt-Propeller der Firma DUC Hélices abgestimmt. Diese sind mit entsprechenden Adaptern auch mit den neuen Antrieben nutzbar. Es wurde je ein rechtslaufender und ein linkslaufender Propeller gewählt, damit diese auch für das Flugzeug als zweimotorige Konfiguration im Anschluss an das Projekt verwendet werden können. Die Blattwinkel sind je nach Betrieb am Boden einstellbar.

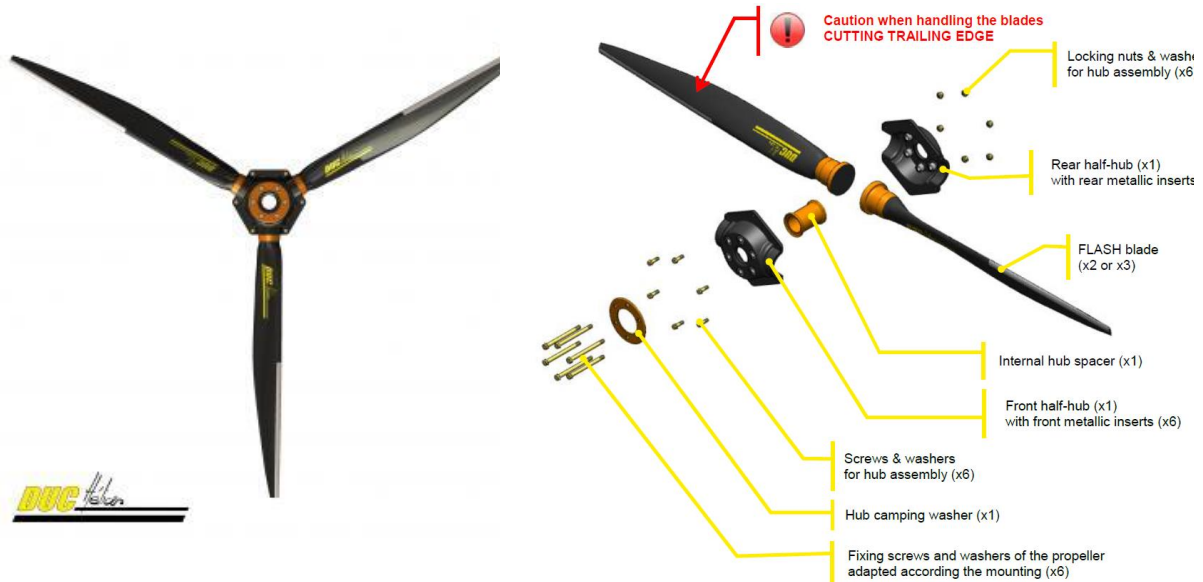
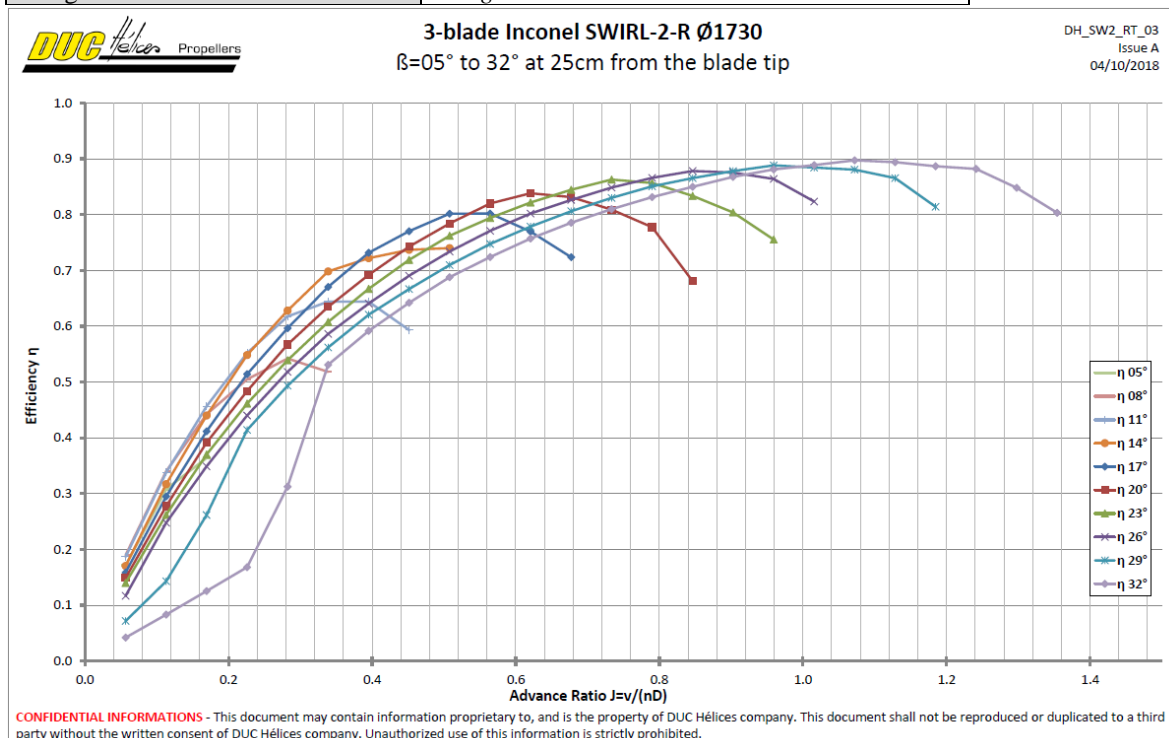


Tabelle 1: Parameter DUC Hélices Flash 3

Durchmesser	1730 mm
Blattanzahl	3
Propellerflansch	Ø101.6mm
Konfiguration	Tractor
TBO	2000 h
Zulässiger Blatteinstellwinkel	17° - 32°
Teilenummern	H-FSH_3-D-I (rechts), H-FSH_3-G-I (links)
Weight	-wiegen-



Zur Anbindung des DUC Flash Propellers an den EMRAX 268 wurde ein Adapter beschafft und entsprechend montiert.

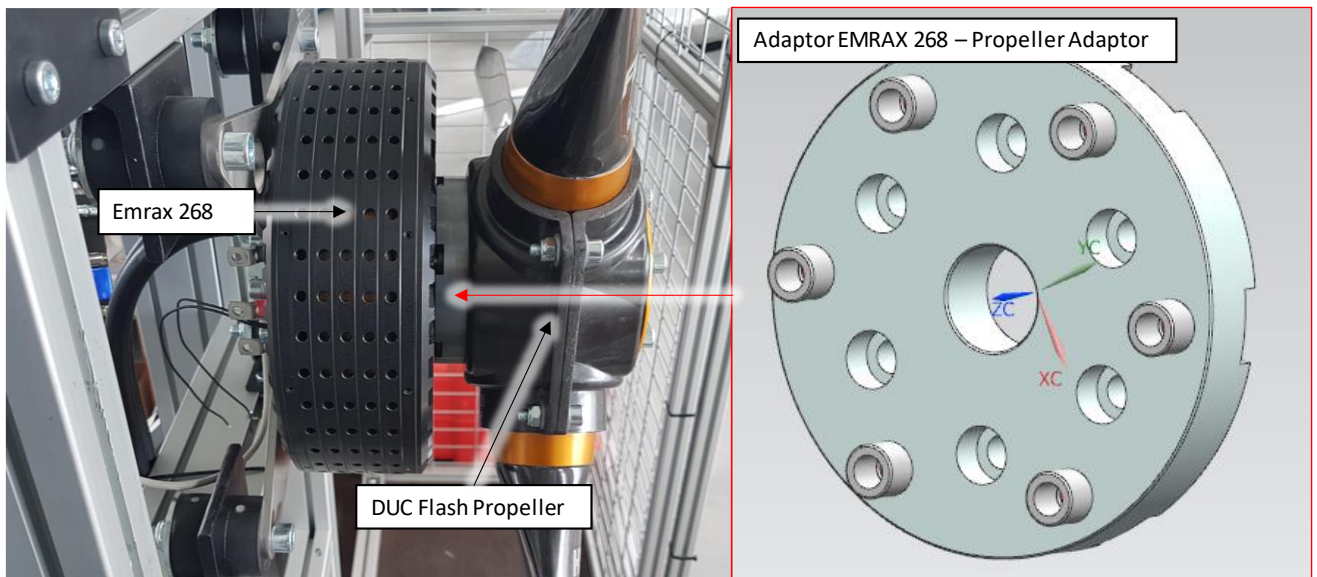


Abbildung: Integration DUC Flash Propeller

Die zu kühlenden Komponenten sind der E-Motor sowie der zugehörige Inverter. Beide sind in einem gemeinsamen Kühlkreislauf integriert. Die Luftzufuhr für die Wärmetauscher erfolgt durch den Propellerluftstrom. Optional können Kühlluftgebläse hinzugeschaltet werden. Die Überwachung der Prozessparameter erfolgt durch Temperatur- und Drucksensoren die ihre Daten via CAN-Bus an die HCU übermitteln (vgl. HAP 4).

Komponente	Masse	Dauerleistung	Wirkungsgrad
Generator SP170G	24,4 kg	130 kW	95%
Generator Inverter	2x 9.8 kg	2x 120 kW	98%
Batterien	2x 65 kg	2x 65kW	95%
Elektromotoren	2x 20.3 kg	2x 65 kW	95%
Motor Inverter	2x 6.7 kg	2x 160 kW	95%
DC/DC Converter	2x 5 kg	2x 1.5 kW	94%
Verbrenner CD155	128 kg	114 kW	214 g/kWh

HAP 4.1 Digitale Ansteuerung der Hauptkomponenten

Ziel

Die Steuerung des Hybridsystems soll im Rahmen des Projektes über einen Laptop als Hybrid Control Unit (HCU) erfolgen. Im Rahmen dieses AP wird eine solche Laptop-basierte HCU aufgebaut. Alle Hauptkomponenten sollen per CAN-Bus mit der HCU kommunizieren können. Für den Rest stehen analoge und digitale Schnittstellen zur Verfügung.

- Auswahl geeigneter Hardware-Komponenten zur Datenkommunikation
- Aufbau einer Laptopbasierten Benutzerschnittstelle
- Programmierung der Ansteuerung für die Hauptkomponenten im Hybrid-Antriebs-System via CAN-Bus
- Test und Überarbeitung der HCU im Rahmen der Inbetriebnahme des Teststandes

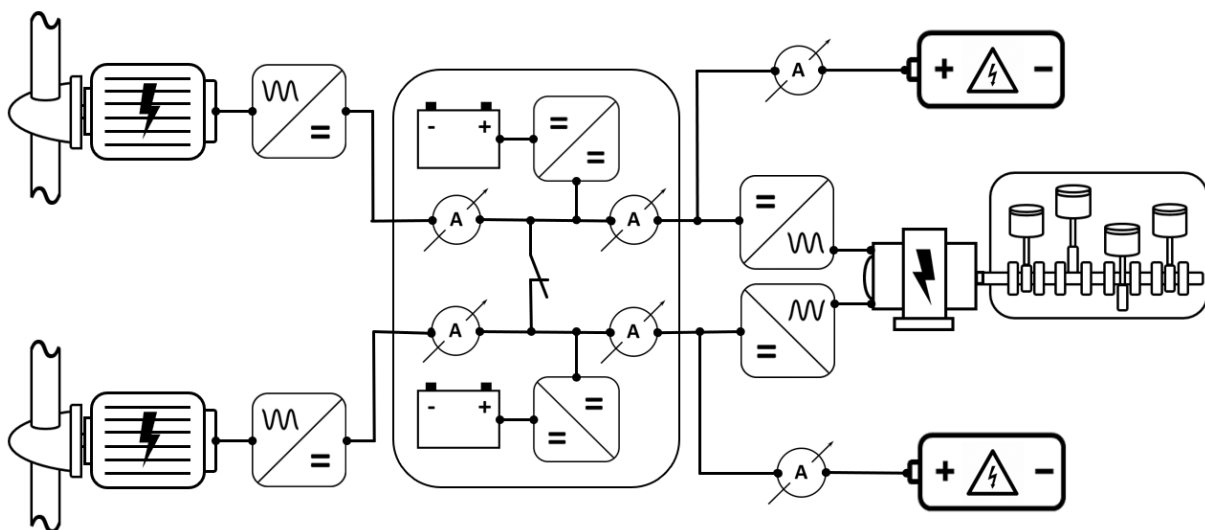
Dokumentation

Alle benötigten Subsysteme wurden identifiziert und die Kommunikation wurde aufgebaut, indem alle Schnittstellen und deren Protokolle auf CAN-Basis definiert wurden. Als PC-Schnittstelle wurde ein CAN-USB-Adapter verwendet, der die Anbindung an die verschiedenen CAN-Netzwerke ermöglicht. Die codierten CAN-Nachrichten müssen für den Benutzer/Piloten in Klarwerte aufbereitet werden.

Um den lückenlosen Datenaustausch vom Benutzer zum Antriebssystem sicherzustellen, wurden mithilfe der Software LabVIEW die im AP2.11 vorbereitete Benutzeroberfläche (GUI=Graphical User Interface) weiterentwickelt, welche nun die manuelle Steuerung des Gesamtsystems erlaubt. Die zu steuernden Komponenten sind der Verbrennungsmotor via die ECU und der Generator via den daran angeschlossenen Umrichter.

Verschiedene Schaltflächen auf dem Steuerungslaptop ermöglichen alle nötigen Benutzereingaben. Einmalige Konfigurationsnachrichten werden über die mitgelieferte Software des CAN-Adapters verschickt.

Nachdem die geplanten Hauptkomponenten zum Zeitpunkt des APs noch nicht zur Verfügung standen, wurden für die Validierung der Umsetzung IFB-eigene Komponenten verwendet. Die HCU wurde mithilfe dieser Hardware überprüft und immer wieder verbessert, bis das System vollständig über den Laptop steuerbar ist.

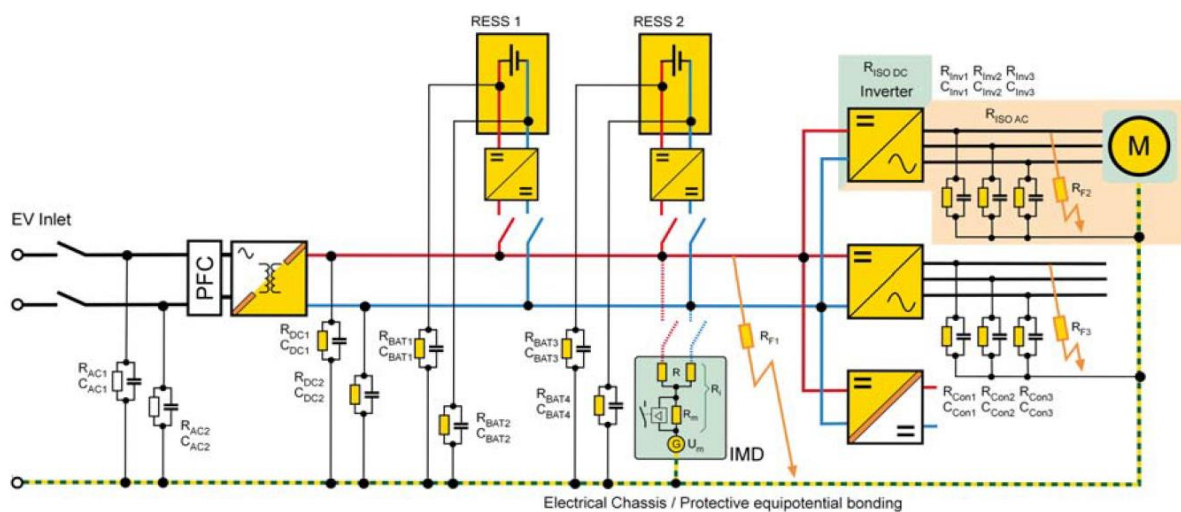


Übersicht verwendetes Hybridsystem (seriell)

Die Anzeige des Betriebs wurde während der Testläufe stark modifiziert um die Steuerung und Ablesbarkeit zu verbessern.

Während der Validierung im Betrieb fällt auf, dass der User sehr viele Einzelparameter beachten muss und die manuelle Steuerung durchaus Grenzen hat. Anhand dieser Erfahrungen wird besonders deutlich, dass die Umsetzung der folgenden Arbeitspakete für das sichere Betreiben des Hybridsystems besonders wichtig ist. Durch die Veränderung des Systems sind tiefgreifende Anpassungen der Steuerung notwendig.

Weiterhin war es nötig, die im ursprünglichen Antriebssystem vorhandene und jetzt nicht mehr verfügbare Vorladeschaltung der Leistungselektronik software- und hardwareseitig zu implementieren. Dazu werden zusätzliche Strom- und Spannungssensoren im Zwischenkreis verwendet.



Visualisierung Funktionalität IMD (Isolation Monitoring Device)

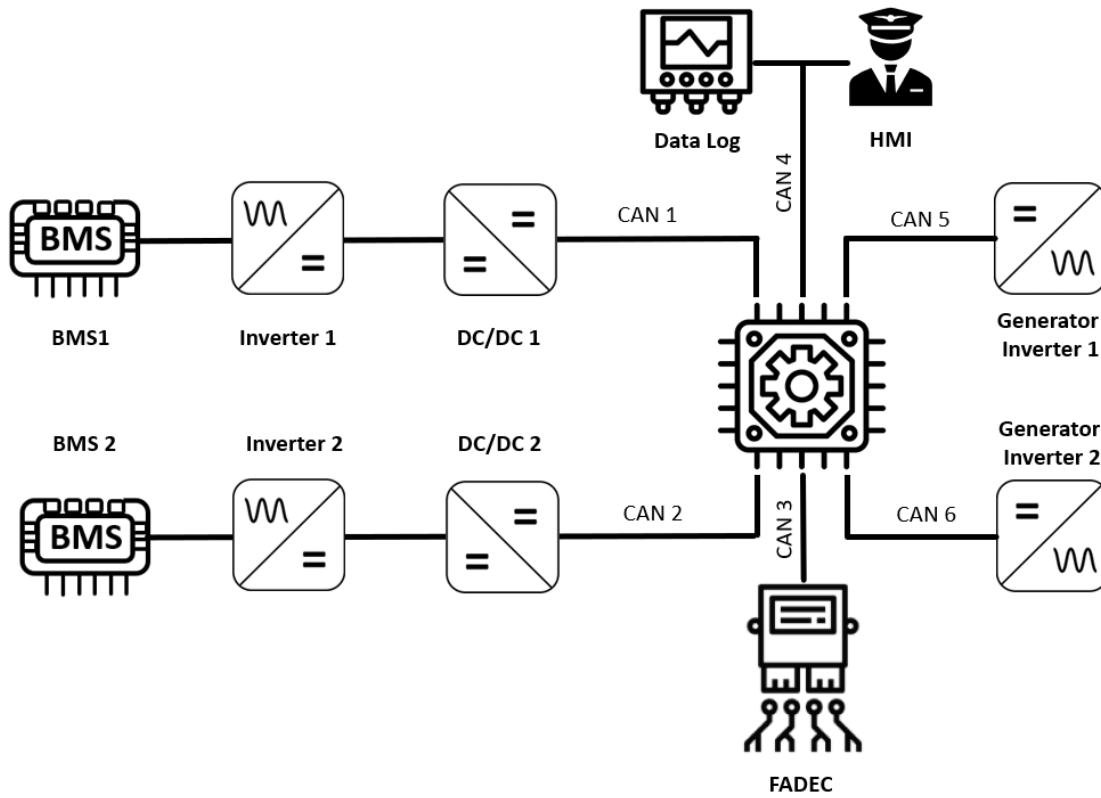
Der Isolationsmonitor (IMD) konnte in den Algorithmus der HCU funktional integriert werden. Die Initialisierung der Komponente findet automatisch beim Hochfahren des Systems statt. Eine Warnung im Falle eines Isolationsfehlers steht dem User zur Verfügung. Das Management beim Zusammenschalten der beiden Zwischenkreise erfolgt ebenfalls durch die HCU.

Sämtliche Warnungen für einen sicheren Betrieb des Antriebssystems werden über gut sichtbare LEDs dargestellt. Der User kann dadurch Fehler im System erkennen und den Betrieb unterbrechen.

Ebenfalls konnte die Steuerung des Dieselmotors CD155 durch die HCU implementiert werden. Sämtliche Steuerfunktionen und fehler- bzw. Warnmeldungen laufen nun über das zentrale Steuerelement.

Neue Komponenten wie die Generatorregler für die beiden Generatorhälften wurden erfolgreich in die Steuerung implementiert.

Die Validierung der Steuerung ist noch offen und erfolgt in HAP 5.



Übersicht über die Kommunikationsstruktur des Antriebssystems

HAP 4.2 Implementierung einer Basis-Steuerung

Ziel

Im Rahmen dieses AP soll eine Basissteuerung auf der HCU implementiert werden, die dazu dient, alle Systeme zusammen sicher in Betrieb zu nehmen.

- Definition kritischer Parameter
- Definition der Steuerungsparameter
- Implementierung von Sicherheitslogiken
- Implementierung der Basissteuerung

Dokumentation

In diesem AP wurde die Ansteuerung der Komponenten im Hybridsystem vollständig auf ein dediziertes Steuergerät übertragen, um sich von der manuellen Steuerung aus AP 4.1 zu lösen und hochfrequente Regelalgorithmen nutzen zu können. Diese Basis-Steuerung wird auf einer Speicherprogrammierbaren Steuerung (SPS) umgesetzt. Diese ist ideal geeignet, um die Logik aufzubauen und verfügt gleichzeitig über eine Vielzahl von analogen und digitalen Schnittstellen, um die Regelaufgaben direkt zu übernehmen.

Alle kritischen Parameter wie Temperaturen, Drehzahlen, Drücke, Ströme und Spannungen wurden definiert und für diese Warn- und Gefahrenbereiche festgelegt. Für die Gefahrenbereiche wurden automatische Sicherheitslogiken implementiert, die das System in einen sicheren Zustand versetzen. Diese Sicherheitsfunktionen wurden ebenfalls validiert.

Der Startvorgang des GenSets über die elektrische Maschine wurde automatisiert und bei verschiedenen Bedingungen abgestimmt.

Für die Ansteuerung im Betrieb werden nun ebenfalls Arbeitspunkte aus Drehzahl-Drehmoment-Kombinationen über die SPS-HCU vorgegeben und mithilfe von Rampen umgesetzt.

Mithilfe des Steuergeräts kann die Effizienz des Systems ausgewertet werden als kombinierter Wirkungsgrad über die Wirkungsgrade des Verbrenners, des Generators, der Leistungselektronik und der ohmschen Verluste. Dieser stellt das Verhältnis der zugeführten Energie des Kraftstoffs zu der gewonnenen gleichgerichteten elektrischen Leistung dar.

Die entwickelten Regelalgorithmen wurden wie zuvor auf der IFB-eigenen Hardware validiert und müssen auf die finalen Komponenten angepasst werden, sobald diese feststehen.

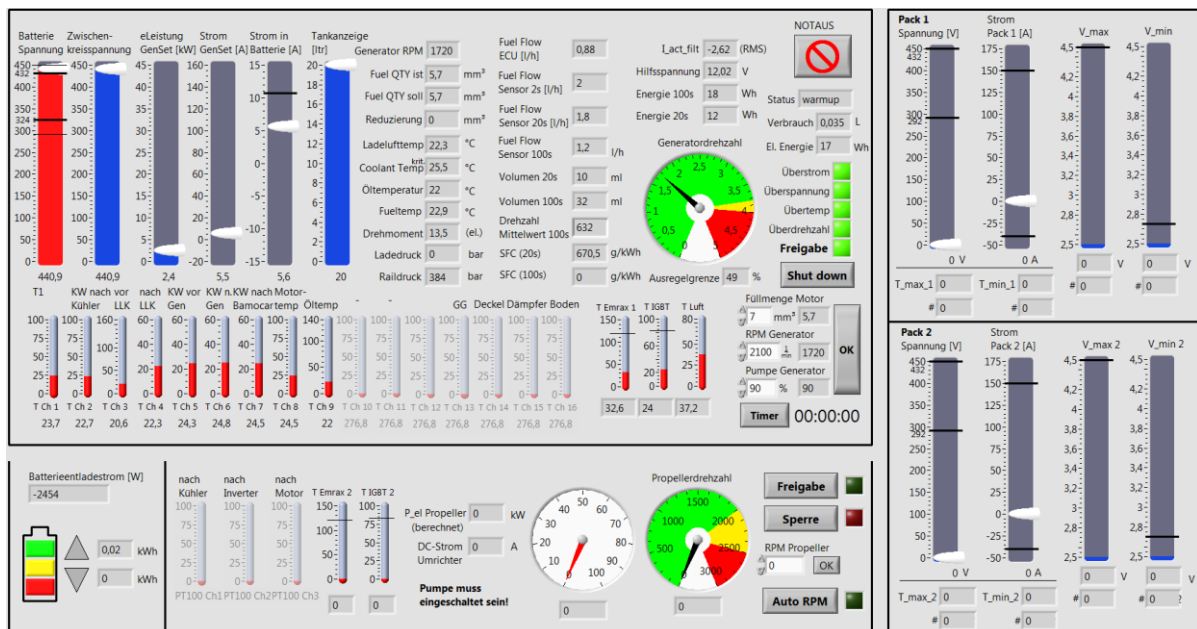
HAP 4.3 Implementierung geeigneter Regelgesetze zur missionsabhängigen, automatischen Hybridsteuerung

Ziel

Im Rahmen dieses AP sollen Regelgesetze formuliert und implementiert werden, die eine automatische Hybridsteuerung ermöglichen.

- Definition des zu regelnden Missionsspektrums
- Definition der HMI- Eingabe- Möglichkeiten
- Ausarbeitung von Regelgesetzen für den Hybridantrieb
- Implementierung der Regelgesetze in die HCU
- Test der HCU am Teststand

Dokumentation



GUI Prüfstandsüberwachungssoftware: Anzeige des Status des automatisierten Systems

Es wurden - aufbauend auf der PC-Software aus AP 4.1 und die SPS-Steuerung aus AP 4.2 - verschiedene Regelalgorithmen für den Betrieb des GenSets umgesetzt. Es wurden verschiedene Betriebsmodi eingeführt, die neben der Basis-Steuerung div. Betriebsparameter regeln. Sämtliche Messwerte im System werden nun der HCU zur Verfügung gestellt und können zur (automatischen) Regelung des Antriebs verwendet werden. Beim Hoch- und Herunterfahren des GenSets wird nun die Aufwärmphase und Abkühlphase temperaturabhängig umgesetzt, um die mechanischen Komponenten möglichst schonend und sicher zu betreiben.

Im Betrieb kann der User nun entscheiden, welchen Betriebsmodus das System verwenden soll.

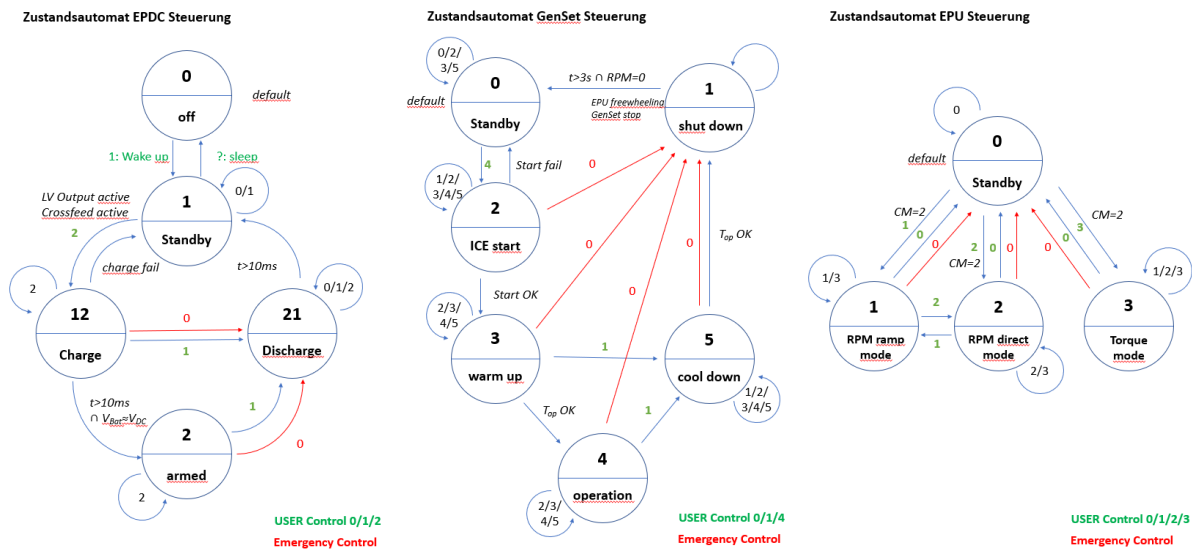
Es ist möglich, eine bestimmte Leistung unter div. Einsatzbedingungen festzulegen. Ebenfalls ist es möglich, das System im Punkt des besten Wirkungsgrads oder der Maximalleistung zu betreiben. Außerdem kann man die Batterieladeleistung während der Mission einstellen, um eine gewünschte

Laderate einzustellen, unabhängig vom Leistungsbedarf des Flugzeugs. Damit ist es auch möglich, den Batteriestrom beispielsweise annähernd zu 0 zu reduzieren, um möglichst wenige Zyklen für die Batterie zu erzeugen. Die Lade-Entladezyklen für die Batterie werden automatisch erfasst.

Da der Betrieb des elektrischen Antriebs ebenfalls vollständig digital steuerbar ist, kann man sich ebenfalls vorstellen, diesen zu regeln, um z.B. bei einem autonomen System bei maximaler Dauerleistung des GenSets fliegen zu können. Momentan liegt die Autorität des Primärantriebs allerdings beim Piloten.

Trotz allem ist beispielsweise bei Ausfall von Sensoren weiterhin ein manueller Notlauf aufrufbar, der entweder feste Betriebsparameter hinterlegt hat oder aber Piloteneingaben direkt umsetzt, um das System auf einer Basisfunktion weiterhin zu betreiben.

Bei Fehlfunktion des Systems wird der Pilot informiert, in gravierenden Fällen wird das Generatorsystem abgeschaltet, sodass der Pilot mit der Batteriereserve zum nächstgelegenen Ladeplatz fliegen kann.



Übersicht übergeordneter Steueralgorithmus elektrisches System

Die erarbeitete Steuerlogik wurde mit realer Hardware am IFB validiert und funktioniert in diesem Rahmen. Die Systemarchitektur ist identisch, aber Betriebsgrenzen und Leistungsparameter sind von der gewählten Hardware abhängig. Die Algorithmen können grundsätzlich auf eine Vielzahl von verschiedenen Hybridantrieben angewendet werden. Für den Einsatz im Flugbetrieb sind aber immer umfassendere Prüfstandsversuche mit der jeweiligen Hardware nötig.

AP 5.02 Anpassungen an den Einzelkomponenten

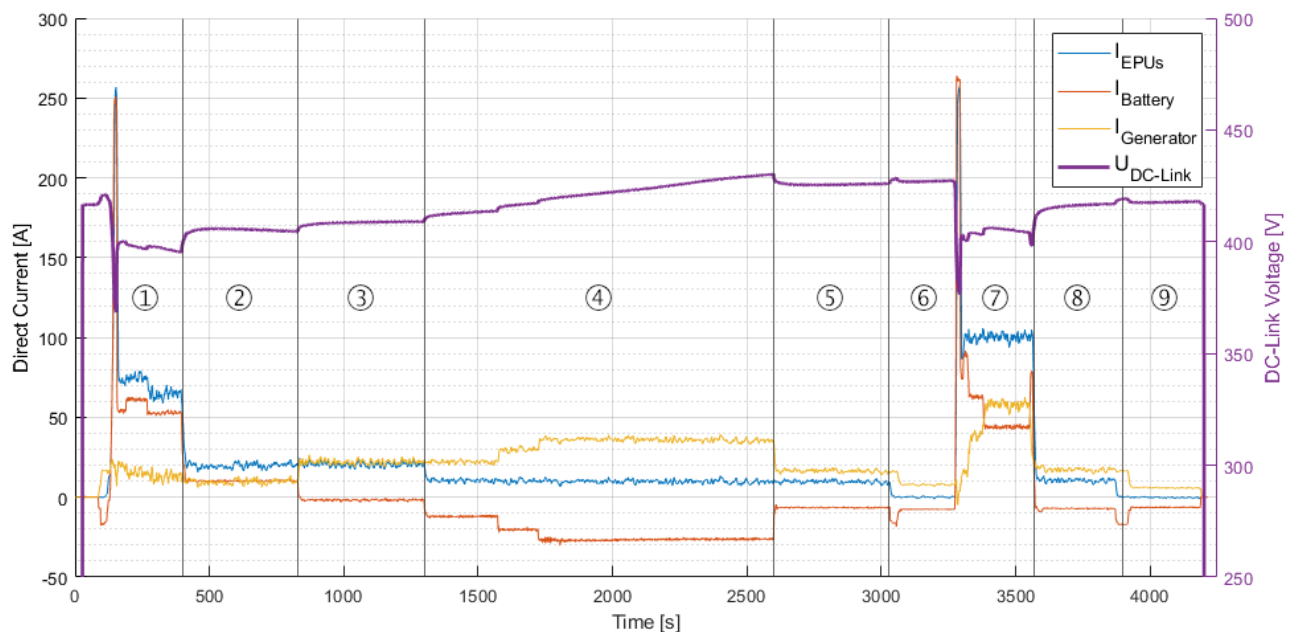
Ziel

Während der Bodenerprobung werden die Testergebnisse analysiert und dringend nötige Re-Designaufgaben und Anpassungen beschlossen. Diese werden dann zielorientiert gelöst, um die Versuche durchführen zu können bzw. das System zu verbessern.

1. Analyse der Testergebnisse aus AP5.01
2. Pflichtenheft für evtl. notwendiges Re-Design
3. Überarbeitung der Hard- und Software

Die Prüfstandsversuche werden beim Verbundführer unter seiner Leitung durchgeführt, bzw. zusammen mit dem IFB, wo nötig.

Zum Projektende wird das System in allen möglichen Betriebspunkten betrieben und Daten aufgezeichnet. Eine realitätsnahe Beispielmmission wird hier gezeigt:



1	Brief phase of Take-off-power followed by a phase with cont. climb power, mostly battery based
2	Cruise power with very little generator support, battery draining
3	Cruise power with generator power matching, battery idle
4	Slowly increasing generator power, battery is progressively recharged
5	Sudden drop of generator power, battery is still recharged with a minor charge rate
6	Descent phase, Low power consumption, generator power is adjusted
7	Go-Around with T/O-power followed by climb out, generator support is gradually increased
8	Cruise and return to approach, low charge rate
9	Landing and taxi, low charge rate to reach desired battery SOC for next flight

Während des Betriebs fällt eine Vielzahl von kleineren Punkten auf, die verbessert werden können. Diese liegen in erster Linie im elektrischen System, den Batterien, der Kommunikation der Teilnehmer und der digitalen Steuerung. Die Änderungen und Verbesserungen werden in den entsprechenden Prüflaufprotokollen festgehalten.

Dies zeigt, wie wichtig die letzte praktische Phase dieses Projekts ist und die Anwendung nach dem Entwurf entscheidenden Einfluss auf den Erfolg dieses und ähnlicher Projekte hat. Es zeigt auch, dass bei allen Teilnehmern im Betrieb sehr viel Wissen geschaffen wurde.



oben, unten: Prüfstands Aufbau auf mobiler Plattform



2.2 Darstellung der wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

2.2.1 Propeller

Es wurden für den Aufbau des Iron Birds Propeller benötigt. Die ursprünglich geplanten Propeller der Firma Mühlbauer wurden nicht ausgewählt, da die Verstellbarkeit im Flug nicht zwingend notwendig war. Der ausgewählte Propeller ist dadurch deutlich leichter und auch kostengünstiger zu kaufen, um Mittel für die Beschaffung der weiteren Komponenten freizugeben. Die Auswahl fiel auf den Dreiblattpropeller „Inconel Flash“ der Firma DUC hélices, jeweils links- und rechtsdrehend, deren Einstellwinkel am Boden verstellbar sind. Aufgrund dieser Flexibilität und auch der Möglichkeit die Blätter im Nachhinein zu kürzen, z.B. für Antriebe mit höheren Drehzahlen, werden diese sicher eine später anschließende Verwendung am IFB finden.

2.2.2 Antriebsmotoren

Da die Antriebe der Firma Siemens nicht zur Verfügung standen, wurden Elektromotoren der Firma EMRAX beschafft. Es wurde das Modell 268 MV identifiziert mitsamt des Encoders RM44SI. Das Modell ist als Außenläufer mit hohem Drehmoment geeignet für die Anwendung mit relativ geringer Drehzahl. Das Leistungsgewicht liegt deutlich über dem, was sonst auf dem Markt verfügbar ist. Es ist kein dediziertes Propellerlager nötig, was den Integrationsaufwand reduziert. Diese wurden nach einer Marktstudie für am besten passend zum Antriebssystem bewertet.

Aus den genannten Gründen können auch diese Antriebe weiterhin für Prüfstände und Prototypen am IFB verwendet werden.

2.2.3 Leistungselektronik Antrieb

Für die elektrischen Maschinen wurden entsprechend Inverter empfohlen und beschafft. Die Bezeichnung der Inverter ist HV-500 der Firma Drivetrain Innovation. Diese werden in der kommenden Iteration des institutseigenen Forschungsflugzeugs eingesetzt.

2.2.4 Batterien

Die Batteriepacks wurden im Projektverlauf selbst entwickelt und gebaut. Diese werden trotzdem als wichtige Position zusammengefasst und sind aufgrund ihrer Modularität auch nach Projektende gut einsetzbar für alle Arten (hybrid)elektrischer Projekte am IFB.

2.2.5 Hybrid Control Units

Als zentrales Steuergerät wurde eine speicherprogrammierbare Steuerung in industriequalität beschafft. Aufgrund der geographischen Entfernung der Teams wurde später noch eine zweite Einheit beschafft, um gleichzeitiges Programmieren und Testen zu erlauben. Diese beiden Einheiten können für ähnliche Regelungs- und Steuerungsaufgaben jeglicher Art weiterverwendet werden und durch die Dopplung können duplex redundante Systeme für flugkritische Anwendungen aufgebaut werden.

2.3 Darstellung der Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die hier dargestellte Arbeit stellt den gesamten Prozess der Entwicklung eines Antriebssystems dar. Jeder der dargestellten Schritte ist notwendig und baut konsequent aufeinander auf über die Punkte Analyse, Auslegung, Konstruktion, Komponentenauswahl, Verschaltung, Kommunikationsstruktur und Steuerungsalgorithmus bis hin zur praktischen Validierung.

Wenn ein einzelner dieser Schritte weggelassen wird, ist das Gesamtergebnis nicht ausreichend für einen Einsatz in der Luftfahrt, bei der es auf gutes Design, hohe Leistungsfähigkeit und sämtliche Sicherheitsaspekte geht.

2.4 Darstellung des voraussichtlichen Nutzens und der Verwertbarkeit des Ergebnisses

Der Nutzen der hier dargestellten Anstrengungen ist in erster Linie der Gewinn der Erkenntnisse in der Auslegung hybridelektrischer Antriebe. Diese sind in keiner Weise etabliert und es fallen durch die Arbeit Limitierungen und besondere Stärken dieser Systeme auf. Diese Erkenntnisse werden intern festgehalten und unterstützen die Parteien bei zukünftigen Projekten einen großen Wissensvorsprung zu gewinnen.

Für die Universität ist der direkte Nutzen also das Aufbauen von Wissen und das Vorantreiben des Stands der Technik. Ebenfalls werden die Erkenntnisse in die Lehre der Universität miteinbezogen und sind Teil von wissenschaftlichen Veröffentlichungen. Insbesondere der Teil der Batterieentwicklung ist für zukünftige Forschungsprojekte entscheidend. Ebenso die Softwareentwicklung der automatischen Steuerung hilft der Universität verwandte Themen und Regelgesetze in Zukunft zu adaptieren und auf neue Projekte anzuwenden.

2.5 Fortschritt an anderen Stellen

Durch die Marktstudie im Rahmen der Auswahl der Komponenten für den Iron Bird, hat die Universität nun sehr gute Kenntnis der aktuellen Marktsituation und des Entwicklungsstands und der physikalischen Zusammenhänge, die die jeweiligen Bauteile charakterisieren.

Praktische Erfahrungen im sicheren Betrieb von Prüfständen kommen weiterhin dazu und lassen die Arbeit an solchen in Zukunft noch besser werden. Einblicke in die Arbeit eines Zulassungsbetriebs lassen das IFB verbessern weiterhin die Kernkompetenz der angewandten Forschung und Entwicklung.

Schlussendlich sind durch die Arbeiten hier zahlreiche neue Kontakte entstanden, die für zukünftige Arbeiten erhebliches Potential haben, einerseits durch Identifizieren möglicher Kooperationspartner, andererseits auch zum Kontaktaufbau von spezialisierten Institutionen, die zukünftig beratend zur Seite stehen können.

2.6 Veröffentlichung

Die Ergebnisse konnten im Rahmen der jährlich stattfindenden Konferenz des European Aeronautics Science Network (EASN) im September 2021 präsentiert und veröffentlicht werden. Die schriftliche Veröffentlichung ist unter der folgenden Bezeichnung frei einsehbar.

“Layout and testing of a serial hybrid electric powertrain for a light twin demonstrator platform”

IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Volume 1226, International Conference on Innovation in Aviation & Space to the Satisfaction of the European Citizens (11th EASN 2021)

<https://doi.org/10.1088/1757-899X/1226/1/012068>