

# Schlussbericht

## Modellbildung von (hybrid)elektrischen Antrieben für Luftschiffe unter Berücksichtigung des Missionsprofils

Teilvorhaben im LuFo VI-1 Verbundprojekt HeRKoLus

FKZ: 20M1913B

Förderzeitraum: 01.10.2020 – 31.03.2023

Gefördert durch:



Bundesministerium  
für Wirtschaft  
und Klimaschutz

aufgrund eines Beschlusses  
des Deutschen Bundestages

Ausführende Stelle: Universität Stuttgart  
Fakultät 6 Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie  
Institut für Flugzeugbau  
  
Pfaffenwaldring 31  
D-70569 Stuttgart

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wurde mit Mitteln des *Bundesministeriums für Wirtschaft und Klimaschutz* unter dem Förderkennzeichen 20M1913B gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.



## Inhalt

1	Kurze Darstellung .....	3
1.1	Aufgabenstellung.....	3
1.2	Voraussetzungen .....	3
1.3	Planung und Ablauf des Vorhabens .....	4
1.4	Wissenschaftlicher und technischer Stand .....	5
1.5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen.....	5
2	Ergebnisse HAP 1.....	6
2.1	AP 1.1 – Pflichtenheft.....	6
2.2	AP 1.2 – Mögliche Hybridisierungskonzepte und Energieträger.....	7

# 1 Kurze Darstellung

## 1.1 Aufgabenstellung

Das Ziel dieses Vorhabens besteht darin, einen Entwurf eines Gesamtantriebssystems für das Luftschiff Zeppelin NT LZ N07 zu finden, das besser ist als das aktuell verwendete.

Das momentan verwendete Antriebskonzept besteht aus insgesamt drei Flugmotoren deren Entwurf aus den 50er Jahren stammt, die zum Betrieb vergleichsweise teures, verbleites Flugbenzin benötigen. Diese Motoren sind jeweils mit komplexen Schwenkmechanismen und wartungs-intensiven Übersetzungen und Winkelgetrieben kombiniert, um für das Luftschiff die nötige Steuerbarkeit zu erreichen.

All dies macht den Flugbetrieb vergleichsweise aufwändig, teuer, lärm- und emissionsintensiv. Hybride Antriebssysteme haben das Potential, viele dieser angesprochenen Probleme zu lösen. Schwenkantriebe sind mit Elektromotoren leichter zu realisieren, Getriebe gegebenenfalls überflüssig, zentrale Energieerzeuger können kleiner dimensioniert werden, zeitweise abgeschaltet werden, grundsätzlich effizienter werden und ebenfalls eine Vielzahl an Kraftstoffen verwenden, um sogar in der Gesamtbilanz CO<sub>2</sub>-neutral zu werden.

Um diese Vorteile, die zweifelsohne vorhanden sind, möglichst gut auszunutzen, ist es nötig das Antriebssystem genau auf die Verwendung von hybridelektrischen verteilten Antrieben hin zu prüfen. Effizienzvorteile müssen sich im kommerziellen Flugbetrieb wirtschaftlich bemerkbar machen, um eine Umsetzung finanziell zu rechtfertigen. Die Steigerung der Effizienz und Umweltverträglichkeit, die Reduktion von wahrgenommenem Lärm, die Verbesserung der Zuverlässigkeit, die Reduzierung von Wartungsaufwand und direkten Betriebskosten und die Findung eines Optimums zu einer festzulegenden Gewichtung dieser Aspekte ist die Aufgabe dieser Untersuchung.

## 1.2 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 hybrid-elektrisches Fliegen durch verschiedene angewandte und theoretische Arbeiten und verfolgte mit dem hier genannten Projekt den Ausbau des Wissens im hybrid-elektrischen Fliegen sowie insbesondere im Bereich der Luftschiffe. Hier waren die umfangreichen Kenntnisse und Kompetenzen des Verbundpartners ZLT von unschätzbarem Wert. Fachliche Ansprechpartner des Projekts in der Forschungsgruppe Jonas Lay sowie Andreas Bender.

Die Aufgaben wurden von verschiedenen Mitgliedern der Forschungsgruppe als auch von studentischen Hilfskräften bearbeitet. Da ein Großteil des Projekts jedoch unter dem starken Einfluss der COVID-Pandemie stand, gestaltete sich die Suche nach geeigneten studentischen Hilfskräften schwierig, weshalb deren Aufgaben verstärkt von den Mitarbeitern der Forschungsgruppe übernommen wurde.

Aufgrund der COVID-Pandemie fanden zudem alle Projekttreffen bis Mitte 2022, trotz der räumlichen Nähe der Projektpartner, als Onlinemeeting statt. Dennoch bestand während der gesamten Projektlaufzeit durch regelmäßige zweiwöchige Abstimmungsmeeting ein sehr guter Austausch der Projektpartner.

### 1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Aufgrund der Neuausschreibung des Gesamtprogramms LuFo VI-1 verschob sich der ursprünglich geplante Beginn des Forschungsvorhabens vom 01.01.2020 auf den 01.10.2020. Der tatsächliche Start des Vorhabens verzögerte sich anschließend nochmals um ca. 4 Wochen, da der finale Zuwendungsbescheid mit der Mitteilung des endgültigen Starttermins erst am 23.09.2020 eintraf. Diese anfängliche Startverzögerung von 4 Wochen zog sich dann durch das ganze Jahr 2021 und konnte erst im Jahr 2022 aufgeholt werden. Hier ermöglichten die umfangreichen Vorarbeiten zu Beginn des Projekts ein schnelleres und effizienteres Vorankommen, sodass das Projekt zum Ende 2022 wieder im Zeitplan war und im März 2023 pünktlich und wie geplant abgeschlossen werden konnte. Der Ablauf ist in Abbildung 1 dargestellt.

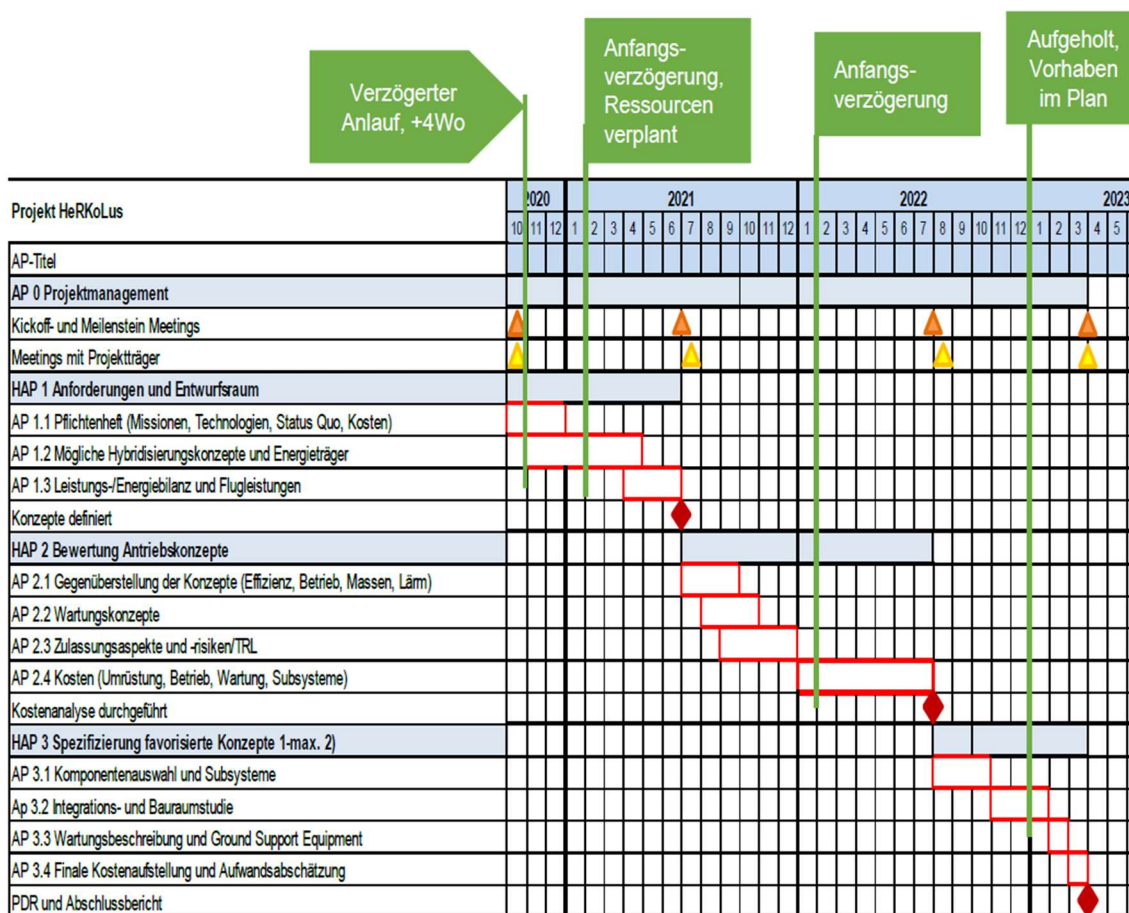


Abbildung 1: Ursprünglicher Projektplan mit eingetragenem, leicht verzögerten Ablauf (grün)

Trotz der Verzögerung konnten die Projekttreffen wie geplant durchgeführt werden, auch wenn diese, insbesondere zu Beginn des Projekts, aufgrund der COVID-Pandemie weniger in Person und mehr online durchgeführt wurden. Die Meilenstein- und Projekttträger treffen konnten teilweise

kombiniert in einer Besprechung oder online durchgeführt werden. Beide Aspekte wirkten sich positiv auf die Reisekosten aus.

Während des Projektablaufs konnten durch die umfangreichen und guten Vorarbeiten in HAP 1 sowie in AP2.4, Zeit in der Bewertung der Architekturen sowie bei der Auswahl der Komponenten in AP 3.1 eingespart werden. In Zusammenspiel mit der, während der Projektlaufzeit gewonnenen Erkenntnis, dass die Wartungsaspekte in AP2.2 einen geringeren Einfluss haben als gedacht, konnten in HAP 3 drei, statt der geplanten ein bis zwei Architekturen detailliert betrachtet werden.

#### 1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Beim aktuellen Zeppelin NT handelt es sich um ein halbstarres Luftschiff für 14 Passagiere. Der Antrieb erfolgt über drei schwenkbare Propeller, sowie einem seitlichen Fan für die Steuerung um die Hochachse bei niedrigen Geschwindigkeiten. Die Propeller und der Fan werden von drei Lycoming Motoren angetrieben, welche häufig auch in Kleinflugzeugen Anwendung finden. Deren grundlegende Technologie stammt jedoch aus den 50er Jahren und als Treibstoff wird bleihaltiges AVGAS benötigt, was zu hohen Emissionen führt.

Zum Zeitpunkt des Projektabschlusses gibt keinerlei zugelassene Flugzeuge mit hybrid-elektrischem Antrieb, auch wenn diverse Prototypen existieren (z.B. Diamond e-Star, Siemens HEMEP, Pipistrel Mahepa, Ampair Electric Eel, Tecnam H3PS, e-Genius HPH). Zudem gibt es einige neue Luftschiffprojekte, die auf einen hybrid-elektrischen Antrieb setzen. Diese befinden sich jedoch noch in der Planungsphase und kein Prototyp eines solchen Luftschiffs ist bisher geflogen (LTA Pathfinder 1, HAV Airlander 10)

Dies zeigt einerseits, dass es durchaus Bestrebungen dazu gibt, die Vorteile eines hybriden Antriebs auch im Bereich der Luftschiffe zu nutzen, aber auch, dass das Technology Readiness Level bisher noch zu niedrig ist, um in Serienflugzeugen Anwendung zu finden. Auch wenn rein 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 in der Luftfahrt allgemein und insbesondere auch im Bereich der Luftschiffe zu etablieren. HeRKoLus legt dabei den Grundstein für eine Modernisierung des Zeppelin NT mit einem hybrid-elektrischen Antrieb. Die Ergebnisse dieses Forschungsprojekts zeigen, dass dies nicht nur zu einer Reduktion von Emissionen, sondern auch zu einer Kosteneinsparung führen kann, weshalb die ausgewählte hybrid-elektrische Architektur in einem Anschlussvorhaben ausdetailliert und auf einem Prüfstand getestet werden soll.

#### 1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Das Forschungsvorhaben HeRKoLus wurde als Verbundvorhaben durchgeführt. Einziger Partner und Verbundführer war die Firma Zeppelin Luftschifftechnik (ZLT) mit Sitz in Friedrichshafen. Diese hat den bisherigen Zeppelin NT entwickelt und hält das Type Certificate für dieses Luftfahrzeug, was sie zum idealen Kooperationspartner für das Vorhaben machte

## 2 Ergebnisse HAP 1

### 2.1 AP 1.1 – Pflichtenheft

Um wirtschaftlich Sinn zu machen soll das neue Antriebssystem in der Lage sein, die gleichen Missionen wie der aktuelle Zeppelin NT zu erfüllen. Um dies später zu bewerten und die Auslegung des Antriebstrangs zu vereinfachen wurden drei Referenzmissionen festgelegt. Die Hauptmission ist ein Sightseeing-Flug von 45 min Länge der mehrmals hintereinander durchgeführt wird. Das Hauptaugenmerk liegt dabei auf kurzen Turn-around Zeiten bei gleichzeitig hoher Zuladung, um an einem Tag möglichst viele Flüge durchführen zu können. Die zweite Mission ist ein Überführungsflug. Die aktuelle Konfiguration des Zeppelin NT hat eine Reichweite von ca. 300 – 350 NM bei einer Flugdauer von ca. 11h. Diese Werte sollen auch mit dem neuen Antriebssystem erreicht werden. Da bei dieser Mission keine Passagiere an Bord sind, besteht die Möglichkeit einen Range Extender mitzuführen. Die letzte Mission, die für die Auslegung berücksichtigt wird, ist ein Werbeflug, für den der Zeppelin NT momentan vornehmlich von einem amerikanischen Kunden eingesetzt wird. Er besteht aus einem Hinflug- und Rückflug von ca. 2 h über 75 NM, sowie einem mehrstündigen Schwebeflug über dem Ziel. Bei dieser Mission besteht ebenfalls die Möglichkeit, einen Range Extender zu verwenden. Bei allen Missionen muss eine Reserve eingeplant werden. Für den Rundflug beträgt diese Reserve 2h, für den Überführungs- und den Werbeflug 4h. Während dieser Zeit fliegt der Zeppelin in einem langsamen Vorwärtsflug mit geringer Leistung.

Um das Antriebssystem auslegen zu können werden die Maximal- und Dauerleistungen benötigt die erbracht werden müssen. Diese ergeben sich aus den Betriebsgrenzen des Zeppelin NT, die bei der Zulassung des Luftschiffs festgelegt wurden und die auch für den hybrid-elektrischen Antrieb gelten sollen. Die benötigten Schubkräfte und daraus resultierenden Wellenleistungen sind für alle vier Propeller des Luftschiffs in Tabelle 1 zusammengefasst. Der Leistungsbedarf im Reiseflug ist jedoch deutlich geringer und beträgt nur insgesamt 75 kW.

	FWD LH Prop 0°	FWD RH Prop 0°	AFT Prop	AFT Fan
Maximalschub (über 5min) [Propeller-Wellenleistung]	4500 N [130 kW]	4500 N [130 kW]	4500 N [130 kW]	1970 N [66 kW]
Max. Dauerschub (75% Maximalschub)	3900 N [97.5 kW]	3900 N [97.5 kW]	3900 N [97.5 kW]	1350 N 43.9kW

Tabelle 1: Benötigte Maximal- und Dauerleistung der Propeller des Zeppelin NT

Als weiterer wichtiger Punkt wurde die Masse des bisherigen Antriebssystems vom Projektpartner ZLT ermittelt und dem IFB zur Verfügung gestellt. Die Gesamtmasse sowie der detaillierte Massenaufbruch sind in Abbildung 2 zu sehen.



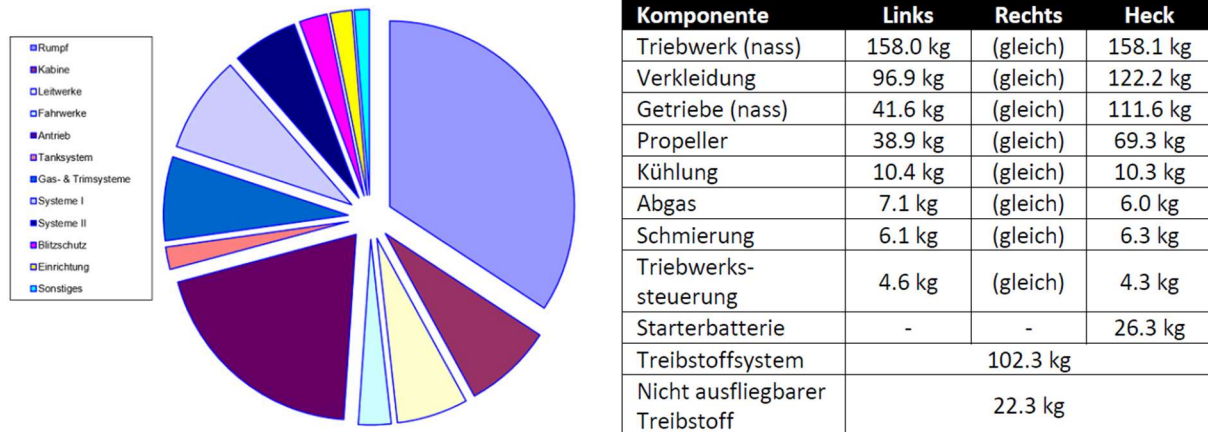


Abbildung 2: Massenaufbruch des Antriebssystems des Zeppelin NT

Die gesammelten Daten und Anforderungen wurden zu einem Pflichtenheft zusammengefasst, dass die Grundlage für die weitere Auslegung bildete.

## 2.2 AP 1.2 – Mögliche Hybridisierungskonzepte und Energieträger

Bisher existieren noch keine hybrid-elektrischen Antriebsstränge für Luftschiffe, weshalb die Auswahl der Hybridisierungskonzepte und der verwendeten Komponenten möglichst offen gehalten werden sollte um keine Konzepte von vorne herein auszuschließen. Da sich durch die Hybridisierung ein großer Entwurfsraum an möglichen Kombinationen von Architekturen, Energieträgern und Energiewandler öffnet, musste ein Weg gefunden werden, diesen einfach und möglichst komplett abzudecken. Hierzu wurde ein morphologischer Kasten verwendet, der in Abbildung 3 dargestellt ist. Mit diesem Kasten lassen sich die verschiedenen Antriebsstränge kompakt als Zahlenfolge darstellen. Die Zahlen entsprechen dabei den jeweiligen Ausprägungen, ihre Stelle in der Zahlenfolge steht für das Merkmal. Ein rein elektrisches Antriebssystem mit Batterien hat die Zahlenfolge 1,1,1,1,1,7,7,7, die Zahlenfolge für den bisherigen konventionellen Antrieb lautet 2,2,2,3,4,7,7,3.

	Variable 1	Variable 2	Variable 3	Variable 4	Variable 5	Variable 6	Variable 7
Drive front propeller	electrical	mechanical	combined				
Drive aft propeller	electrical	mechanical	combined				
Drive aft fan	electrical	mechanical					
Primary energy converter	Battery	Capacitor	Piston engine	Turbine	Fuel cell		
Primary energy storage	Battery	Capacitor	Diesel/Kerosene	Gasoline/AVGAS	Natural gas	Hydrogen	
Secondary energy converter	Battery	Capacitor	Piston engine	Turbine	Fuel cell		none
Secondary energy storage	Battery	Capacitor	Diesel/Kerosene	Gasoline/AVGAS	Natural gas	Hydrogen	none
No. of primary energy converters	1	2	3	4			unknown

Abbildung 3: Morphologischer Kasten zur Erstellung der Antriebsarchitekturen

Aus diesem Kasten ergeben sich theoretisch 113.400 Kombinationen für Antriebsarchitekturen, von denen jedoch viele nicht sinnvoll oder gar logisch und physikalisch unmöglich sind. Um dem zu begegnen wurden zusätzliche Regeln eingeführt, die das Ergebnis auf 58 sinnvolle Varianten reduzieren. Die wichtigsten Regeln sind nachfolgend aufgeführt:



- Plausibilitätscheck (z.B. kann ein Kolbenmotor nicht mit einer Batterie als Energieträger arbeiten)
- Kondensatoren wurden aufgrund ihrer niedrigen Energiedichte im Projektverlauf ausgeschlossen
- Erdgas wurde ausgeschlossen, das dies mit einem zusätzlichen Umbauaufwand (Tanks, neue Treibstoffleitungen etc.) ist und gegenüber Wasserstoff keine Vorteile bei den Emissionen bietet
- Wasserstoff wurde nur in der Brennstoffzelle wegen Umbauaufwand und Zusatzgewicht bei Kolbenmotoren
- Keine unterschiedlichen Motor- oder Treibstofftypen aus Kostengründen
- Nicht mehr als 3 Energiewandler (außer bei den Turbinen aufgrund des verfügbaren Leistungsniveaus)

Um die verschiedenen Antriebsstränge später untereinander vergleichen zu können, wurde sich entschlossen die Komponenten zu parametrisieren. Statt real existierender wurden „Gummikomponenten“ verwendet, die sich beliebig skalieren lassen. Um dennoch ein belastbares Ergebnis zu erhalten basieren die Parameter auf den realen Komponenten. Dazu wurden in umfangreichen Marktrecherchen für die verschiedenen Hauptbestandteile der Antriebsstränge Daten zusammengetragen und für die wichtigsten Eigenschaften Parameter abgeleitet. Die betrachteten Komponenten sind:

- Elektromotoren
- Dieselmotoren
- Ottomotoren
- Turbogeneratoren
- Brennstoffzellen
- Batteriesysteme
- Regler/Inverter
- Kabel
- Wasserstofftanks
- Kühlsysteme
- Getriebe
- Hydraulikpumpen
- DC/DC Konverter

Es wurde darauf geachtet, wenn möglich, luftfahrtzugelassene Bauteile zu verwenden. Falls das nicht möglich war, wurde auf Automotive-Komponenten zurückgegriffen. Für die Parametrisierung wurden zunächst die Daten in einer Exceltabelle eingetragen und in Diagrammen visualisiert. Je nach Ausgangslage und Verteilung der Daten wurden unterschiedliche Ansätze zur Parametrisierung verwendet. Wo möglich wurden Ausgleichskurve hindurchgelegt, bei einer zu großen Streuung der Werte wurde auf Mittelwerte oder plausible Schätzungen zurückgegriffen. In Abbildung 4 und Abbildung 5 ist dieses Vorgehen beispielhaft dargestellt. Einmal für die spezifische Leistung eines Inverters, deren Verlauf sich durch eine Gerade plausibel annähern lässt, zum anderen für die Drehzahl von Ottomotoren, die relativ unbeeinflusst von der Leistung ist und für die Mittelwerte gebildet wurden.

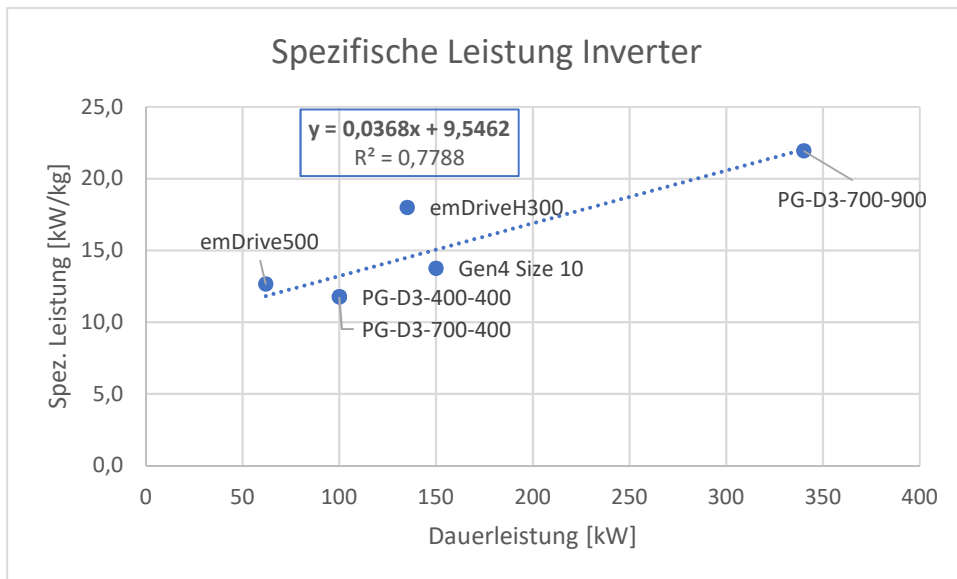


Abbildung 4: Spezifische Leistung von Invertern aufgetragen über der Dauerleistung

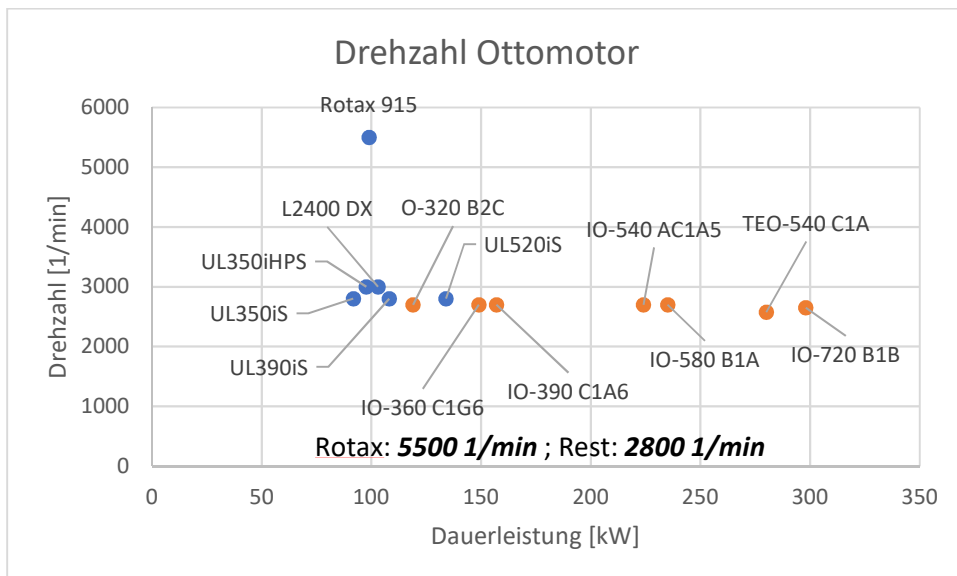


Abbildung 5: Drehzahlen verschiedener Ottomotoren aufgetragen über der Dauerleistung

Dieses Verfahren wurde für die verschiedenen Komponenten angewandt solange es die Datenlage zuließ. Bei den Turbogeneratoren konnte nicht nach dem gleichen Schema vorgegangen werden, da hier nur ein System in der benötigten Leistungsklasse existiert. Hier wurden daher die festen Werte dieses Systems verwendet und keine Skalierung angewandt. Bei den Brennstoffzellen konnte nur ein luftfahrtgeeignetes System identifiziert werden, das als Referenz für die weiteren Berechnungen diente.

Für die Abschätzung der Masse des Kühlsystems und der Getriebe wurde auf empirische Formeln zurückgegriffen. Diese beschreiben zum einen den Zusammenhang der Masse des Kühlsystems und dem Drehmoment des Motors [2] sowie der Masse des Getriebes und der Ein- und Ausgangsdrehzahl [3].

### 2.3 AP 1.3 – Leistungs-/Energiebilanzen und Flugleistungen

Aufgrund der Erkenntnisse aus AP 1.1 bezüglich der Sensitivität des Zeppelins und seiner Wirtschaftlichkeit auf die Leermasse wurde der Fokus auf die Berechnung der Gesamt- und Komponentenmasse der Varianten gelegt. Dabei wurden die einzelnen Komponenten so ausgelegt, dass sie der Antriebsstrang die geforderten Wellenleistung aus Tabelle 1 erfüllt.

Um die große Anzahl an unterschiedlichen Antriebskonzepten die sich aus dem morphologischen Kasten ergeben abdecken zu können, wurde auf eine automatisierte Berechnung zurückgegriffen. Hierzu wurde ein Exceltool entwickelt das als Eingabe lediglich den Varianten-„code“ des morphologischen Kastens benötigt. Um Details zu berücksichtigen die durch den morphologischen Kasten nicht abgedeckt werden, können zusätzliche Angaben und Forderungen zu verschiedenen Komponenten gemacht werden. Die Eingabemaske hierfür ist in Abbildung 6 zu sehen.

<b>Variant</b>	<b>1</b>	<b>1</b>	<b>1</b>	<b>4</b>	<b>3</b>	<b>1</b>	<b>1</b>	<b>4</b>
<b>Breakdown of the variant</b>								
<b>Electric engine</b>				<b>Battery/Capacitor</b>				
	Side engine	Aft. Engin	Fan		Type	Batterie		
	Yes	Yes	Yes		primary	No		
Peak power	130	130	66		secondary	Yes		
Continuous power	97,5	97,5	43,9					
	2	1						
<b>Piston engine/Turbine/Fuel Cell</b>								
Installed	Yes			Number of Generators	4			
primary/secondary	primary			Electrical power	292,5	kW		
Type	Turbine							
Fuel	Diesel							
Number	4							
Peak power/engine	102	kW						
Cont. Power/engine	75	kW						
Secondary energy source	Yes	if yes, the main engine only needs to be designed for the cont. Power						
<b>Additional requirements</b>								
<b>Engine</b>			<b>Particular electric engine</b>					
Gasoline engine	ULPower	Lyco, ULPower, Rotax		Used	No			
				Cont. Power	95,3	kW		
<b>Cooling</b>				Weight	37	kg		
Electric engine	Water	Water/Air		RPM	2410	1/min		
Piston engine (Diesel)	Water	Water/Air		Inverter included	No			
Battery	Air	Water/Air		Gearbox included	No			
Generator	Water	Water/Air		overall efficiency	0,9			
<b>Battery</b>								
Cell chemistry	Lilon							
<b>Operation</b>								
Flights in a row	5	Determines battery and H2-tank size						
Charging during flight	Yes	if yes, the battery only has to last for one flight						
<b>Cables</b>								
Material	Aluminium	for the interlink cables						
permitted voltage drop	3,5	according to AC 43 13-15 Chapter 11: 3,5%						
Linked gondolas	Yes	has to be "yes" if there are less than 3 engines						
transferred power	130	from the requirements of the battery scenarios						
Voltage level	800	changes the cable cross section						
max. current interlink	163	calculated from voltage level and transferred power						
max. current gondola	163	calculated from voltage level and peak power						

Abbildung 6: Eingabemaske des Exceltools

Für die Dimensionierung der Batterien werden verschiedene Szenarien berücksichtigt. Zum einen müssen sie, bei Hybridsystemen, die nötige Zusatzleistung beim Start bereitstellen, zum anderen müssen sie auch den möglichen Ausfall eines Energieerzeugers abdecken. Hierfür wurden vom Projektpartner die verschiedenen Ausfallszenarien untersucht und die Daten zur Verfügung gestellt, die anschließend in das Berechnungstool eingepflegt wurden. Die Batteriegröße orientiert sich dann immer an dem Fall, der die meist Leistung beziehungsweise Energie benötigt. Der Aufbau und der Umfang der Berechnungsseite ist in Abbildung 7 dargestellt.

[illegible]

Seite 11 von 28

Mit dem Wirkungsgrad des gesamten Antriebsstrangs sowie dem spezifischen Treibstoffverbrauch der Motoren und Turbinen, beziehungsweise dem Wirkungsgrad der Brennstoffzellen wird eine vorläufige Missionsrechnung durchgeführt. Diese spielt insbesondere für die batterieelektrischen sowie die Antriebsstränge mit Brennstoffzelle eine Rolle, da hier der Energiebedarf Auswirkungen auf die Gesamtmasse hat. Bei der batterieelektrischen Variante bestimmt der Energiebedarf direkt über die Energiedichte die Masse der Batterie. Bei der Brennstoffzellenvariante geht der Energiebedarf über den verbrauchten Wasserstoff und den dafür benötigten Tank in die Gesamtbilanz ein. Für die Varianten mit Diesel oder Benzin als Energieträger hat der Treibstoffverbrauch keine Auswirkungen auf die Masse, da die Tanks hier bereits vorhanden sind.

Mit den Massen aller Komponenten wird dann die Gesamtmasse des Antriebsstrangs berechnet und die Differenz zur bisherigen Konfiguration ermittelt. Um zudem einen Überblick über die Massenverteilung zu erhalten werden die einzelnen Komponenten, soweit möglich, den drei Gondeln zugeordnet. Dies ermöglicht später eine einfachere Bestimmung des Schwerpunkts des Zeppelins. Hier werden neben dem reinen Antriebssystem auch die Struktur und die sekundären Komponenten der Gondeln berücksichtigt. Soweit möglich und passend wurden diese von der bisherigen Konfiguration des Zeppelin NT übernommen, da viele dieser Teile, wie z.B. auch die Propeller, auch für das neue Antriebssystem beibehalten werden. Abbildung 8 und Abbildung 9 zeigen die Darstellung des Massenaufbruchs am Beispiel eines seriell hybriden Antriebsstrangs mit zwei Dieselmotoren. Hierbei ist zu beachten, dass einer der beiden Dieselmotoren im Heck, der andere in der rechten Gondel untergebracht ist.

Die in AP 1.2 identifizierten 58 Konzepte wurden anschließend in das Tool eingespeist, ihre Massen- und Energiebilanzen berechnet und in einer Liste zusammengestellt. Die dort aufgeführten Daten zur Gesamtmasse, dem Wirkungsgrad sowie den vorläufigen Treibstoffverbräuchen für die Referenzmissionen ermöglichen einen ersten Vergleich der verschiedenen Antriebsstränge.

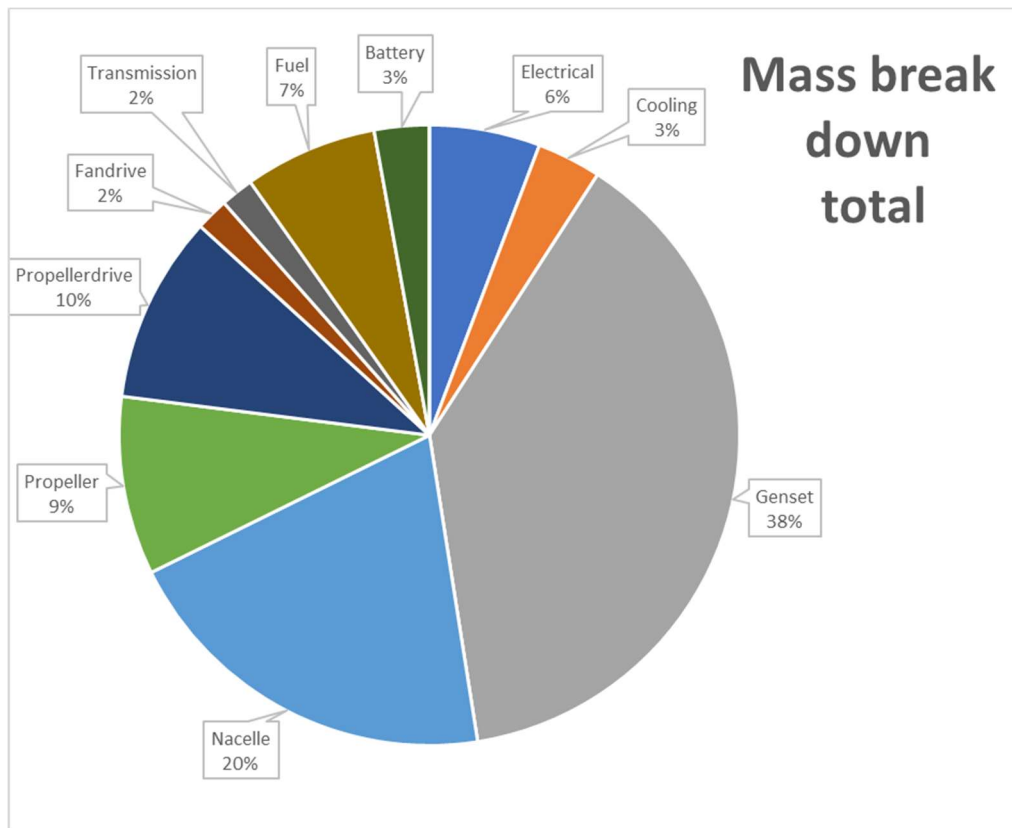


Abbildung 8: Beispielhafter Massenaufbruch des Gesamtsystems



Abbildung 9: Beispielhafter Massenaufbruch der drei Gondeln



### 3 Ergebnisse HAP 2

#### 3.1 AP 2.1 – Gegenüberstellung der Konzepte

Für eine Gegenüberstellung der Konzepte wurden zunächst die 58 berechneten Varianten nach ihrer Gesamtmasse sortiert. Aus diesen wurden dann 8 Antriebsstränge ausgewählt. Für die Auswahl war nicht alleine die Masse ausschlaggebend, da der Hauptfokus von HeRKOlus auf einer Reduzierung der Betriebskosten lag. Hier kann ein Antriebsstrang mit einfacher Wartung und günstigen Komponenten besser abschneiden, auch wenn er schwerer ist. Die Kriterien nach denen die Antriebstränge ausgewählt wurden sind daher nachfolgend aufgeführt:

- Mindestens ein Antriebstrang von jeder Hybridarchitektur (parallel, seriell, rein elektrisch)
- Jeder Energiewandler soll betrachtet werden (Batterie, Kolbenmotor, Turbine, Brennstoffzelle)
- Mindestens ein Vergleich zwischen 2 und 3 Motoren
- Modernisierter konventionell Antriebstrang als Referenz

In Abbildung 10 ist ein Auszug der 58 betrachteten Varianten dargestellt. Rot markiert sind die 8 Antriebstränge die in HAP 2 tiefergehend betrachtet wurden. Diese sind zudem in Abbildung 11 nochmals detaillierter und mit einer kurzen Beschreibung aufgeführt.

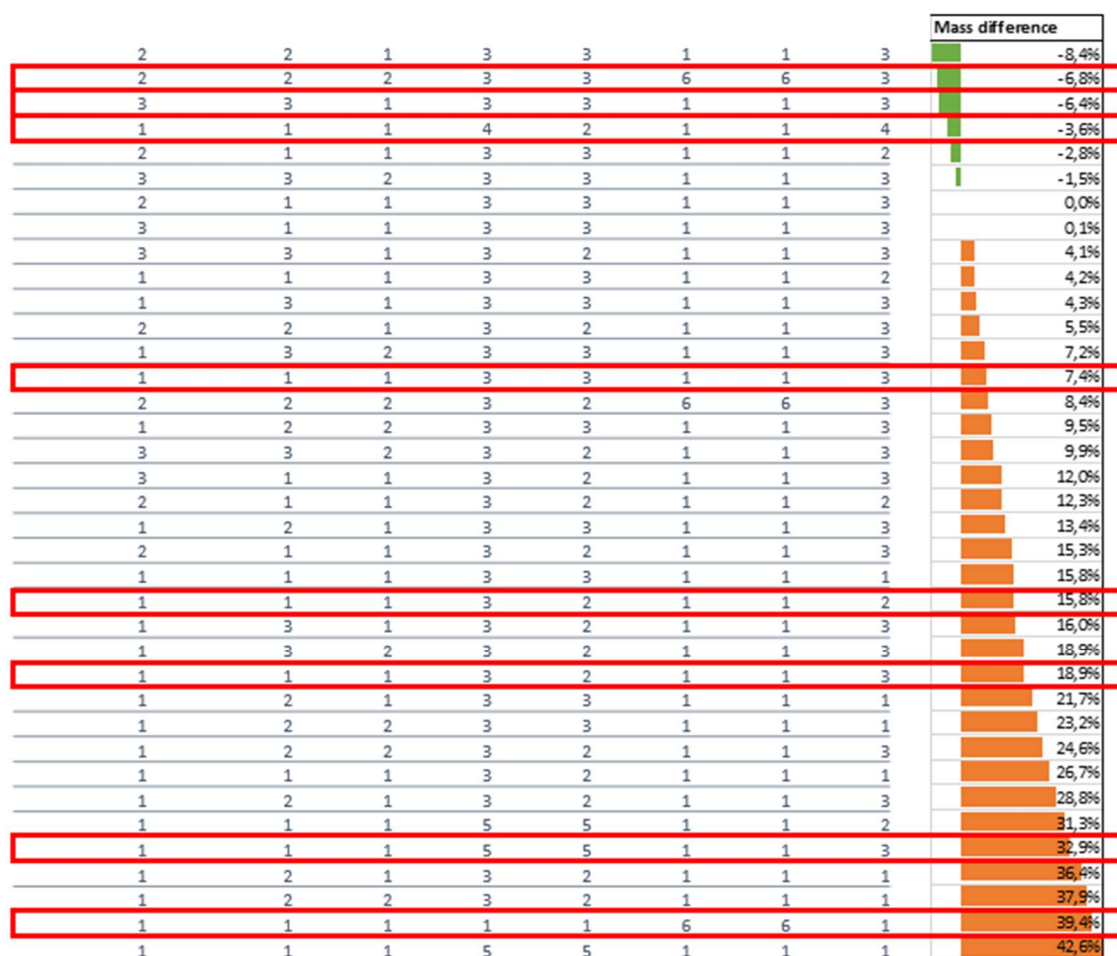


Abbildung 10: Auszug aller betrachteter Varianten mit den 8 ausgewählten Antriebsträngen



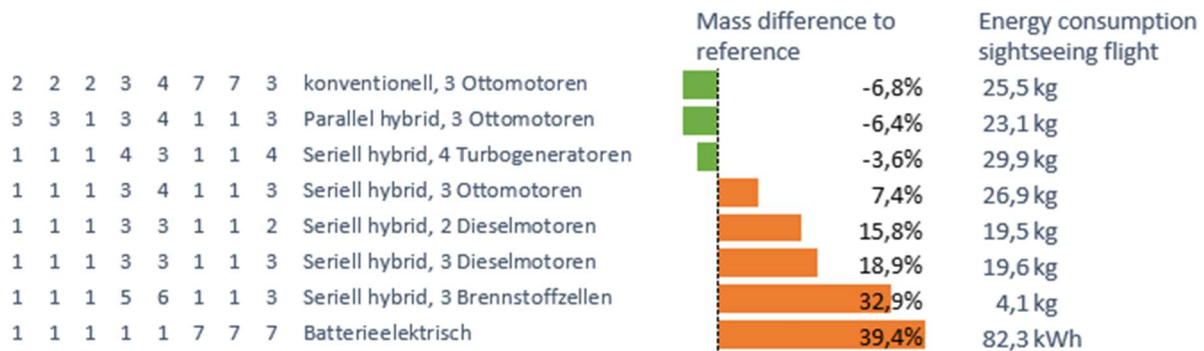


Abbildung 11: Ausgewählte Antriebsstränge

### 3.2 AP 2.2 – Wartungskonzepte

Wie sich in AP 1.1 gezeigt hat, ist der Anteil der Personalkosten für die Wartung gemessen an den gesamten Betriebskosten des Zeppelins sehr gering, weshalb der Fokus in diesem Arbeitspaket mehr auf den Wartungsintervallen der einzelnen Komponenten lag.

Für die Kolbenmotoren waren diese Daten einfach verfügbar, hier lag das durchschnittliche Wartungsintervall zwischen 1500 und 2000 h. Dabei ist jedoch zwischen Diesel- und Ottomotoren zu unterscheiden. Während die Ottomotoren nach dieser Zeit nur überholt werden, müssen die verfügbaren Dieselmotoren komplett ersetzt werden, was deutlich höhere Kosten bedeutet. Der betrachtete regenerative Turbogenerator bietet gegenüber den Kolbenmotoren eine höheres Wartungsintervall von 3000 h.

Für die elektrischen Komponenten gestaltete sich das zusammentragen der Daten schwieriger, es gibt hier bisher nahezu keine luftfahrtzugelassenen Systeme. Es wurde daher auf das einzige bisher zugelassene Elektroflugzeug, die Velis Electro von Pipistrel zurückgegriffen. Dort gibt es neben dem Wartungsintervall für den Motor inklusive Inverter auch Angaben zu den Wartungsintervallen weiterer Komponenten wie der Verteilerbox (PDU) sowie dem Ladestecker zum Laden der Batterien. Das dort angegebene Wartungsintervall von 2000 h für den Inverter und den Motor entspricht in etwa dem bisheriger Kolbenmotoren in der Luftfahrt und wird für die weiteren Untersuchungen verwendet. Es ist allerdings zu erwarten, dass diese Angaben weiter steigen werden, wenn mehr Erfahrungswerte zum Einsatz der Motoren vorliegen. Elektromotoren bieten das Potential für deutlich längere Betriebszeiten zwischen den Wartungen, da sie deutlich weniger Teile beinhalten.

Für die Batterien werden bei der Velis Electro eine Lebensdauer von 500 h angegeben. Generell verwendet man für die Lebensdauer von Batterien jedoch eher die Zyklenzahl. Die Velis Electro hat eine maximale Flugzeit von ungefähr 1 h, womit sich eine maximale Zyklenzahl der Batterie von ca. 500 Zyklen ergibt. Dieser Wert deckt sich sehr gut mit den im e-Genius verbauten Batterien für die die Lebensdauer der Zellen ebenfalls mit 500 Zyklen angegeben wird. Dieser Wert bezieht sich immer auf Vollzyklen, d.h. eine komplette Entladung und Ladung der Batterie. Bei den hybriden Antriebssträngen im Zeppelin NT wird die Batterie während eines normalen Fluges jedoch nur zu einem kleinen Teil entladen, da für ihre Größe der Ausfall eines Energieerzeugers dimensionierend ist und die Batterie für einen normalen Flug zu groß dimensioniert ist. Je nach Architektur wird die Batterie nur zu ca. 25% entladen, damit sind mit einer Batterie bis zu 2000 Flüge möglich.

### 3.3 AP 2.3 – Zulassungsaspekte und -risiken / TRL

Um einen besseren Überblick über den Entwicklungsstand und das Risiko der verschiedenen Antriebsstränge zu bekommen, wurden in einer Tabelle für die 8 ausgewählten Antriebsvarianten die TRLs der Hauptkomponenten zusammengetragen. Diese Zusammenstellung ist in Tabelle 2 abgebildet. Wie zu erkennen ist haben die meisten Komponenten ein hohes TRL und bieten damit ein geringes Risiko, lediglich der Wasserstofftank und das Turbogenset sind hier kritischer zu sehen, da sie bisher noch nie in einem Flugzeug erprobt wurden.

Bei der Brennstoffzellenarchitektur kommt als zusätzliches Risiko noch hinzu, dass es bisher keine anerkannten Standards oder Zulassungsvorschriften für Wasserstoff in der Luftfahrt gibt, was eine Zulassung dieses Antriebssystems deutlich schwieriger macht. Für die Generatoren und Motoren hingegen kann zur Zulassung die EASA SC-E19 herangezogen werden. Insgesamt konnten keine Showstopper für die Zulassung der hybrid-elektrischen Antriebsstränge gefunden werden.

Antriebsvariante	Technology readiness level (TRL)					
<b>Otto konventionell</b>	Ottomotor					
	8					
<b>Otto parallel-hybrid</b>	Ottomotor	E-Motor	Inverter	Batterie	DCDC Konv.	
	8	7	7	7	9	
<b>Turbogenset seriell-hybrid</b>	Turbogenset	E-Motor	Inverter	Batterie	DCDC Konv.	
	6-7	7	7	7	9	
<b>Otto seriell-hybrid</b>	Ottomotor	E-Motor	Inverter	Batterie	DCDC Konv.	
	8	7	7	7	9	
<b>Diesel seriell-hybrid (2 Mot.)</b>	Dieselmotor	E-Motor	Inverter	Batterie	DCDC Konv.	
	9	7	7	7	9	
<b>Diesel seriell-hybrid (3 Mot.)</b>	Dieselmotor	E-Motor	Inverter	Batterie	DCDC Konv.	
	9	7	7	7	9	
<b>Brennstoffzelle seriell-hybrid</b>	Brennstoffzelle	E-Motor	Inverter	Batterie	DCDC Konv.	H2 Tank
	7	7	7	7	9	5-6
<b>Batterieelektrisch</b>	E-Motor	Inverter	Batterie	DCDC Konv.		
	7	7	7	9		

Tabelle 2: TRL der ausgewählten Antriebsvarianten

### 3.4 AP 2.4 – Kosten (Umrüstung, Betrieb, Wartung, Subsysteme)

Um eine möglichst realistische Kostenschätzung durchführen zu können, wurden zunächst die acht ausgewählten Antriebsstränge mit real existierenden Komponenten nachprojektiert, was zu leichten Änderungen an der Gesamtmasse und der verfügbaren Leistung führte. Für die Brennstoffzelle wurde zudem eine Variante berechnet, bei der die voraussichtlichen technologischen Verbesserungen bis zum Jahr 2025 berücksichtigt sind. Diese verbesserte Architektur ist in Tabelle 3, die die Zusammenstellung der nachprojektierten Varianten zeigt, mit „7b“ bezeichnet.

Kommentar	Delta Leer- gewicht [kg]	Pax pro Tag	TBO Triebwerk [hrs]	Sprit- verbrauch 45min- Flug [kg]	Sprit- verbrauch Ferryflug [kg]	Installierte TW-Leistung [kW]	Schafft Referenz- missionen?
1. Otto konventionell, 3 x ULpower	-60	207	1200	28.6	(350)	3 x 164	Ja/Ja/Ja
2. Otto parallel- hybrid, 3 x ULPower	-11	198	1500	24.7	296.8	3 x 119 + 3 x 33el	Ja/Ja/Ja
3. Turbogenset seriell- hybrid	-52.6	207	3000	28.8	344.3	4 x 90	Ja/Ja/Ja
4. Otto seriell-hybrid, 3 x ULPower	87.1	186	1500	24.0	279.8	3 x 119	Ja/Ja/Ja
5. 2x Diesel seriell- hybrid	211	162	2400 (TBR)	18.9	225.3	2 x 184	Ja/Ja/Ja
6. 3x Diesel seriell- hybrid	244	159	2400 (TBR)	19.2	225.8	3 x 122	Ja/Ja/Ja
7. Brennstoffzelle seriell hybrid	446	135	10'000	4.54	50.5	3 x 113	Ja/Ja/Ja (*)
7b. Brennstoffzelle seriell hybrid, technologisch verbessert (2025)	+/-0	135	10'000	4.54	50.5	3 x 113	Ja/Ja/Ja (*), (#)
Batterieelektrisch, 1 Flug	524	99	(852)	80.2 kWh	101min/ 52nm	448kW 181kWh	Ja/Ja/Ja (**), (***)
<b>ORIGINAL 3 x IO 360</b>	<b>ORIGINAL</b>	<b>195</b>	<b>2200</b>	<b>29.2</b>	<b>350.7</b>	<b>3 x 149</b>	<b>Ja/Ja/Ja</b>

Tabelle 3: Zusammenstellung der nachprojektierten Antriebsstränge. Grün markiert ist die letztendlich favorisierte Variante.

Für die Tabelle sind folgende Anmerkungen zu beachten:

- (\*) Überführungsmission nur mit Zusatztank durchführbar.
- (#) Technologisch verbesserte Brennstoffzelle, 0.9kg/kW Leistungsgewicht, 14% Tankmasseneffizienz. Verfügbar spätestens 2025.
- (\*\*) Passagierflüge mit Laden nach jedem Flug. Überführungsflug mit Zuladung einer 96kWh Batterie. Überführungsdauer auf 101min/52nm begrenzt. Hoverflug mit lediglich 0.5hrs Hover plus 15nm An-/Abflugstrecke. Reserven für längere Flüge reduziert auf 2h, wie bei 45min Flug.
- (\*\*\*) Überführungsflug und Hoverflug machbar in voller Länge mit zuladbarem 100kWel GenSet. Max. Fluggeschwindigkeit begrenzt auf ca. 33-35kts wegen niedriger Triebwerksleistung.

Anschließend wurden für die Hauptkomponenten die Anschaffungs- und Wartungskosten zusammengetragen. Bei den meisten Komponenten konnten die tatsächlichen Kosten der verbauten Teile direkt ermittelt werden. Für die Batterien wurde durch den Kontakt mit einem Batterielieferanten für die Luftfahrt ein Preis von 1,80 € pro Wh ermittelt. Mit diesem wurden dann die Kosten der Batterien der unterschiedlichen Antriebsstränge bestimmt, indem der spezifische Preis mit der verbauten Batteriemenge multipliziert wurde.

Für die Wasserstofftanks die von der Brennstoffzellenarchitektur benötigt wurden, wurde ein Preis von 10 \$/kWh für zylindrische Hochdrucktanks in Großserie recherchiert. Dies wurde mit der verbauten Wasserstoffmenge von 25 kg und der spezifischen Energiedichte von Wasserstoff von

33 kWh/kg multipliziert. Die so berechneten Kosten von 7.500 € wurden auf 10.000 € aufgerundet, um der Tatsache Rechnung zu tragen, dass in der Architektur ein kugelförmiger Wasserstofftank vorgesehen ist und es sich nur um eine Kleinserie handelt. Zudem wurde festgelegt, dass die Tanks nach ihrer Lebensdauer von 5.000 Tankzyklen ersetzt werden, da eine vollständige Überprüfung etwa gleich teuer wäre wie die Neuanschaffung. Für die zusätzlichen benötigten Systeme, wie z.B. Rohre, Ventile, etc.) wurde ein Preis von 100.000 € festgelegt. Hier waren keine genauen Angaben verfügbar, nur die allgemeine Aussage, dass die Kosten für das Gesamtsystem um die Tankkosten um ein Vielfaches übersteigen und im fünfstelligen Bereich liegen.

Basierend auf diesen Daten, ermittelte der Projektpartner ZLT die Wartungskostenersparnis für die einzelnen Architekturen. Das Ergebnis ist in Abbildung 12 dargestellt.

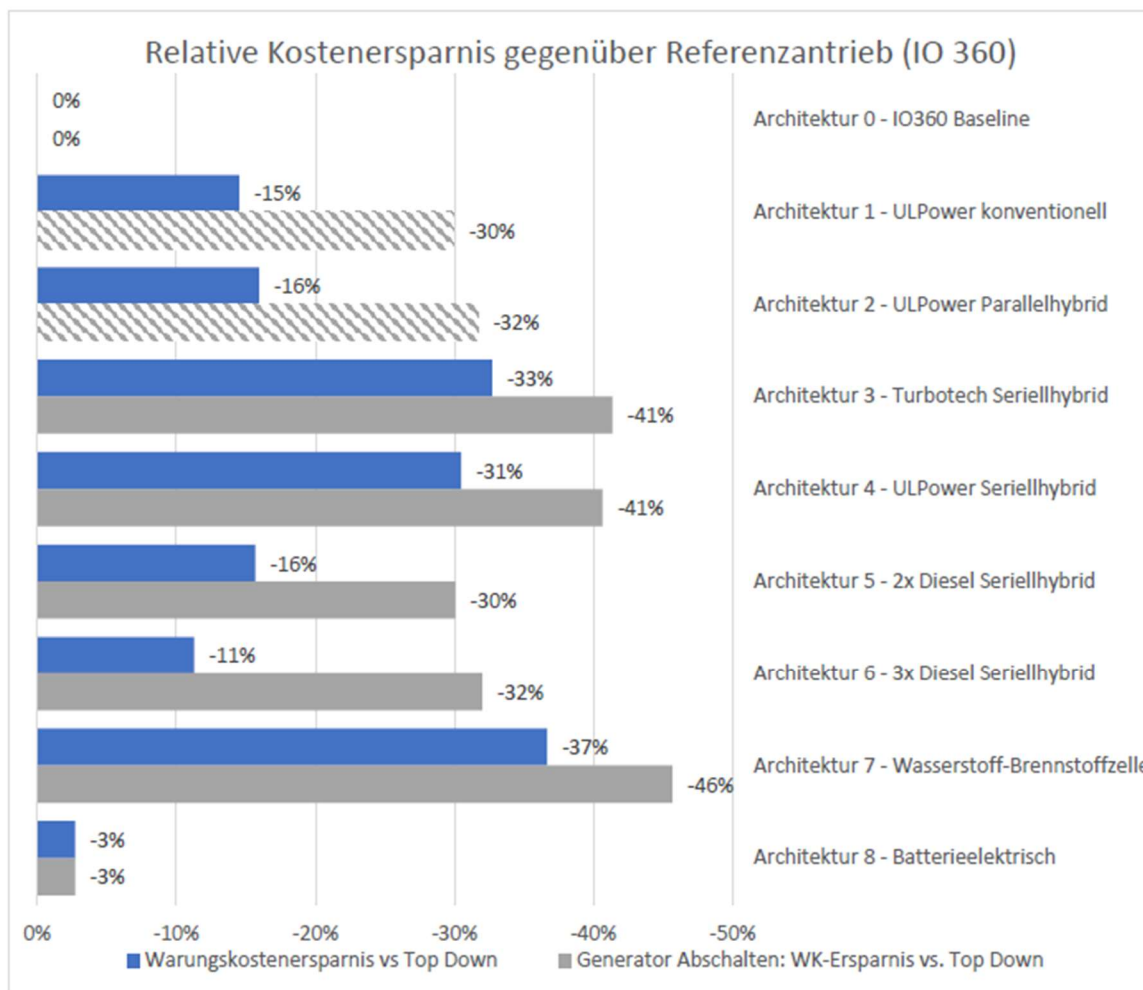


Abbildung 12: Wartungskostenersparnis der verschiedenen Architekturen. Grau: WK -Ersparnis inkl. Abschalten einiger TW im Flug

Für die Bestimmung der Kosten für eine Entwicklung und Umrüstung der bestehenden Luftschiffe wurde der Aufwand für die Entwicklung eines Gensets (Kombination aus Verbrennungsmotor und Generator) abgeschätzt. Dabei konnten auf die Erfahrungen mit dem institutseigenen Versuchsflugzeug e-Genius zurückgegriffen werden, für das das IFB bereits ein funktionierendes Hybridsystem entwickelt hat. Der Zeitaufwand wurde mit insgesamt 3800 Ingenieursstunden abgeschätzt, die genaue Aufteilung ist in Abbildung 13 zu sehen.

A) Engineering	geschätzter Aufwand	B) Steuerung/Regelung/Monitoring	geschätzter Aufwand	C) Testing	geschätzter Aufwand
Grundauslegung		FMEA Analyse	100 h	Prüfstandspezifische Montage	150 h
elektrisches System	150 h	Sensorik		Verschlauchung	75 h
mechanisches System	200 h	Thermisch	75 h	Verkabelung	
Kraftstoffsystem	50 h	AC+DC-Leistungspfade	0 h	HV-Verkabelung	50 h
Abgassystem	75 h	Fuel Flow	25 h	LV-Verkabelung	50 h
Kühlsystem(e)	150 h	Kommunikationsstruktur		Signalpfade	75 h
Komponenten		Com-Protokoll	75 h	Beschaffung	75 h
Auswahl	100 h	Schnittstellen	50 h	Betriebssicherheit	50 h
Beschaffung	50 h	Softwareintegration		Inbetriebnahme	100 h
Kundenspezifische Anpassungen	75 h	Precharge Funktion + Passivierung	75 h	Versuche	
Batteriesystem (inkl. Charger + BMS)	0 h	Basis-Steuerungsalgorithmus	250 h	grundsätzliche Funktion	50 h
Brandschutzkonzept	0 h	Sicherheitsmechanismen	100 h	thermische Untersuchungen	100 h
Integration in Zelle	0 h	Isolationsmonitoring	50 h	dynamische Anpassungen	50 h
Schaltpläne	150 h	Batteriemangement	50 h	Verbrauchsmessungen	100 h
Gesamt:	1000 h	Redundanzmanagement	300 h	Validierung Sicherheitsfunktionen	50 h
		Graphical User Interface		Dauerläufe/Zuverlässigkeit	200 h
		Überwachung	200 h	EMV-Bewertung	75 h
		Ansteuerung	100 h	Dokumentation	100 h
		Gesamt:	1450 h	Behebung erkannter Probleme	0 h
				Gesamt:	1350 h

Abbildung 13: Aufteilung des Aufwands für die Entwicklung eines Gensets

Die hieraus entstehenden Entwicklungskosten inklusive Teile- und Zulassungskosten sind in Abbildung 14 zusammengefasst. Als relevanter Kostenanteil ist hier die Unsicherheit mit angegeben, die bei solch neuartigen Projekt immer vorhanden ist.

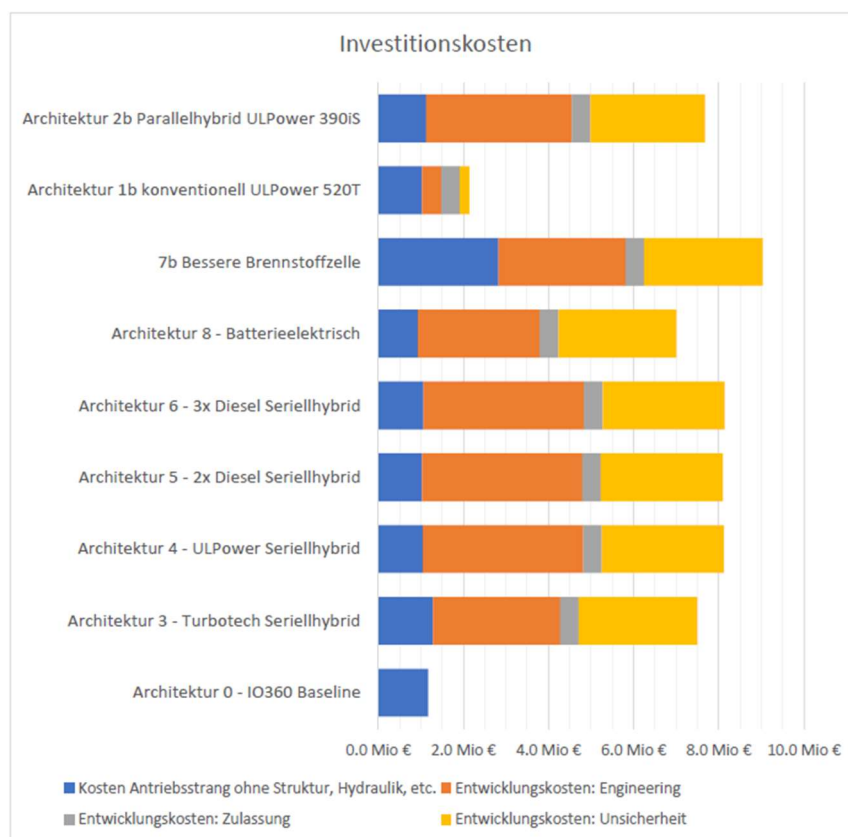


Abbildung 14: Entwicklungskosten der verschiedenen Antriebsstränge

Zusammen mit den Treibstoffkosten und den Einnahmenänderungen durch eine unterschiedliche Anzahl an Passagieren die an einem Tag transportiert werden können, ergibt sich für vier Architekturen eine Einsparung bei den DOC, eine fünfte ist nur knapp negativ. Die Einsparungen sind zusammen mit den notwendigen Investitionskosten in Abbildung 15 dargestellt.



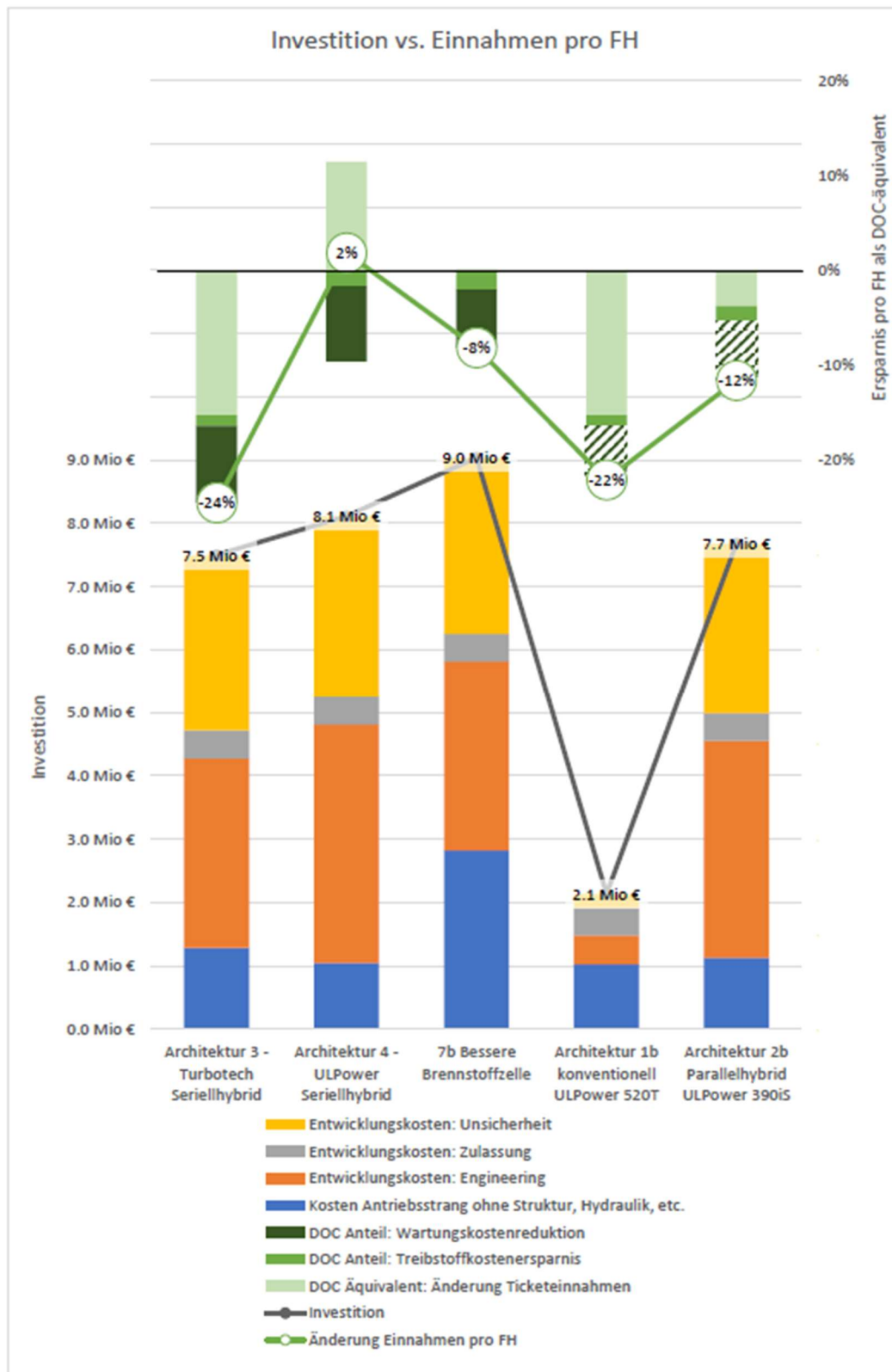


Abbildung 15: DOC-Einsparungen und Investitionskosten für die fünf vielversprechendsten Architekturen. Bei allen Architekturen wurde mit einer Abschaltung einzelner Triebwerke im Flug gerechnet. Bei einem mechanischen Direktantrieb ist dies jedoch schwieriger, weshalb bei den Architekturen 1b und 2b dieser Bereich schraffiert dargestellt ist.

## 4 Ergebnisse HAP 3

Da bereits in HAP 2 viele Vorarbeiten für das HAP 3 geleistet wurden und viele Ergebnisse bereits dort in den jeweiligen Kapiteln vorgestellt wurden, wird hier nicht mehr detailliert auf die einzelnen Arbeitspakete eingegangen, sondern ein Überblick über die wichtigsten Ergebnisse von HAP 3 und des gesamten Forschungsprojekts gegeben.

Für die eingehende Betrachtung in HAP 3 wurden zwei Architekturen, basierend auf den ermittelten Kostendaten ausgewählt. Es handelt sich dabei zum einen um die seriell-hybride Architektur 3 mit Turbogenerator, die das höchste Einsparpotential bei den DOCs hat. Zum anderen um die Architektur 7b mit Brennstoffzelle, die aufgrund der Verwendung von Wasserstoff das höchste Einsparpotential bei den Emissionen und die höchste Zukunftsfähigkeit aufweist. Die konventionelle Architektur 1b weist zwar hohe Einsparungen bei den DOCs und niedrigen Investitionskosten auf, dennoch wurde sie nicht abschließend ausgewählt, da sie nur sehr begrenzt zukunftsfähig ist.

Für beide Architekturen wurde eine Bauraumstudie durchgeführt, um zu überprüfen ob ein Einbau im Zeppelin NT möglich ist. Für die Brennstoffzellenarchitektur konnten keine detaillierten CAD-Daten gefunden werden, weshalb hier mit den Außenmaßen eines bereits erhältlichen Brennstoffzellensystems der Firma Powercell gearbeitet wurde. Wie in Abbildung 16 zu sehen, reicht der vorhandene Platz für den Einbau der Brennstoffzellen und der Elektromotoren, sowie der benötigten Zusatzkomponenten wie Kühler oder Batterien aus. Lediglich an Verkleidungsteilen müssen Änderungen vorgenommen werden. Der schematische Aufbau des kompletten Antriebsstrangs ist in Abbildung 17 dargestellt.

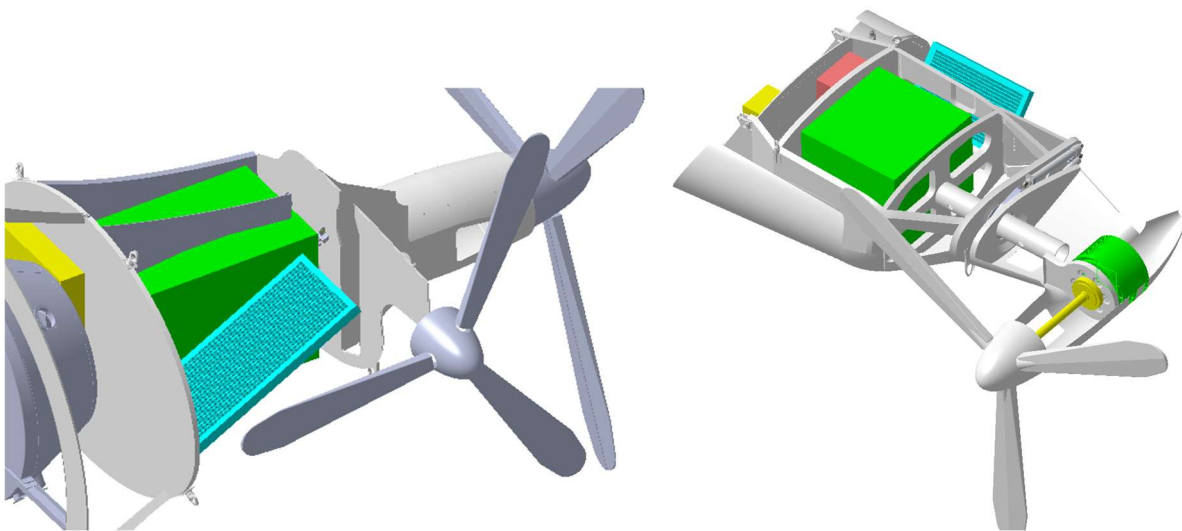


Abbildung 16: CAD-Modell des Einbaus einer Brennstoffzelle (grüne Box) in die Heckgondel (links) und in die seitliche Gondel (rechts)



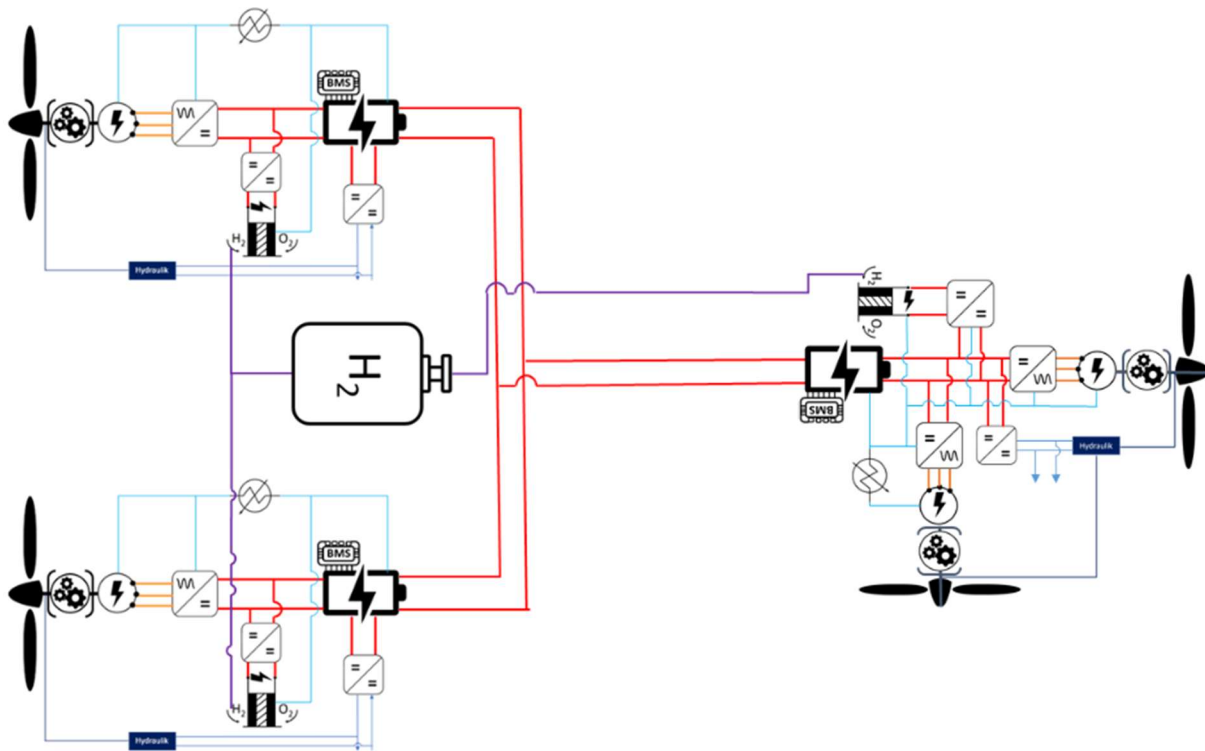


Abbildung 17: Schematischer Aufbau der Brennstoffzellenarchitektur

#### 4.1 Favorisierte Lösung

Die seriell-hybride Architektur 3 mit vier regenerativen Turbogeneratoren TG-R90 der Firma Turbotech wurde als favorisierte Lösung ausgewählt, deren Aufbau schematisch in

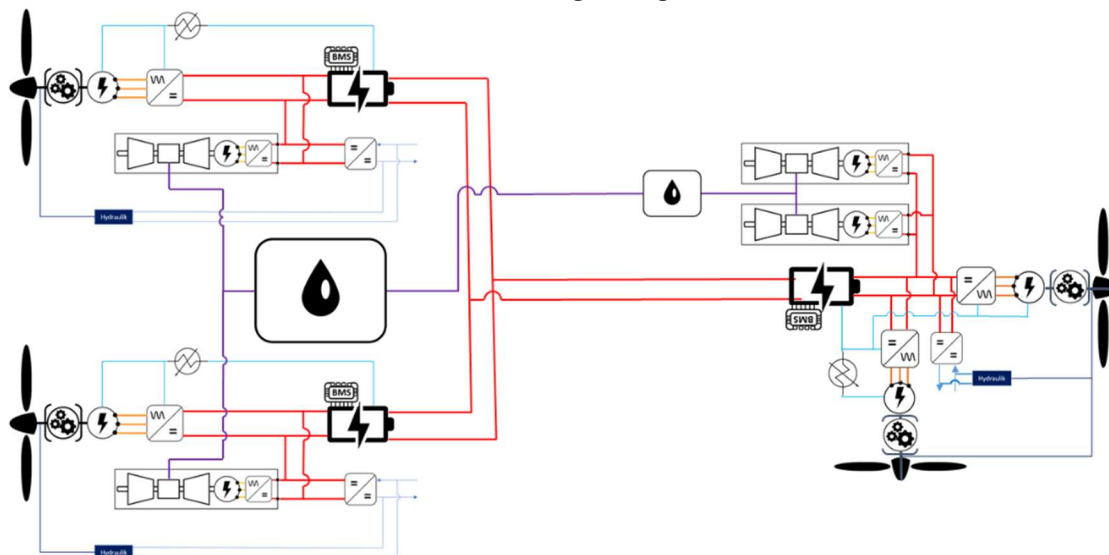


Abbildung 18 dargestellt ist. Sie bietet ein hohes Einsparpotential bei den DOCs und ist auch mittelfristig zukunftsfähig, da die Turbine auch mit Wasserstoff betrieben werden kann. Auf diese Weise kann die Umrüstung auf einen komplett CO<sub>2</sub>-freien Betrieb des Luftschiffs schrittweise erfolgen und so das Entwicklungsrisiko minimiert werden. Abbildung 19 zeigt wie diese Umrüstung langfristig ablaufen soll.

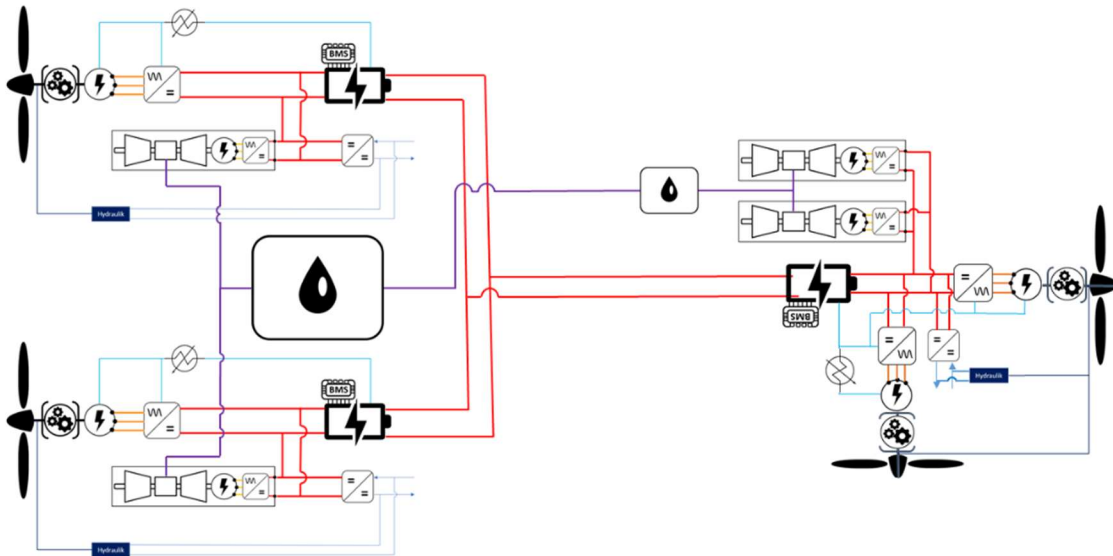


Abbildung 18: Schematischer Aufbau der Architektur mit vier regenerativen Turbogeneratoren

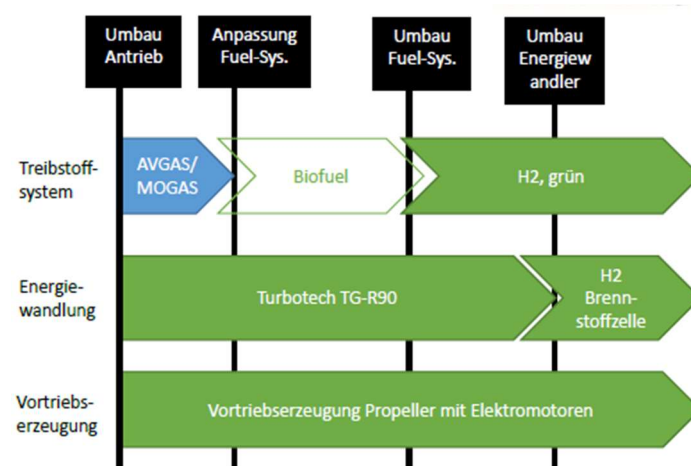


Abbildung 19: Langfristiger Plan für die Umrüstung des Zeppelin NT auf Wasserstoff

Die hierfür ebenfalls durchgeführte Bauraumstudie, deren Ergebnis in Abbildung 20 zu sehen ist, ergab ebenfalls keine größeren Probleme. Lediglich für die Abgasführung müssen einige Teile verändert werden.

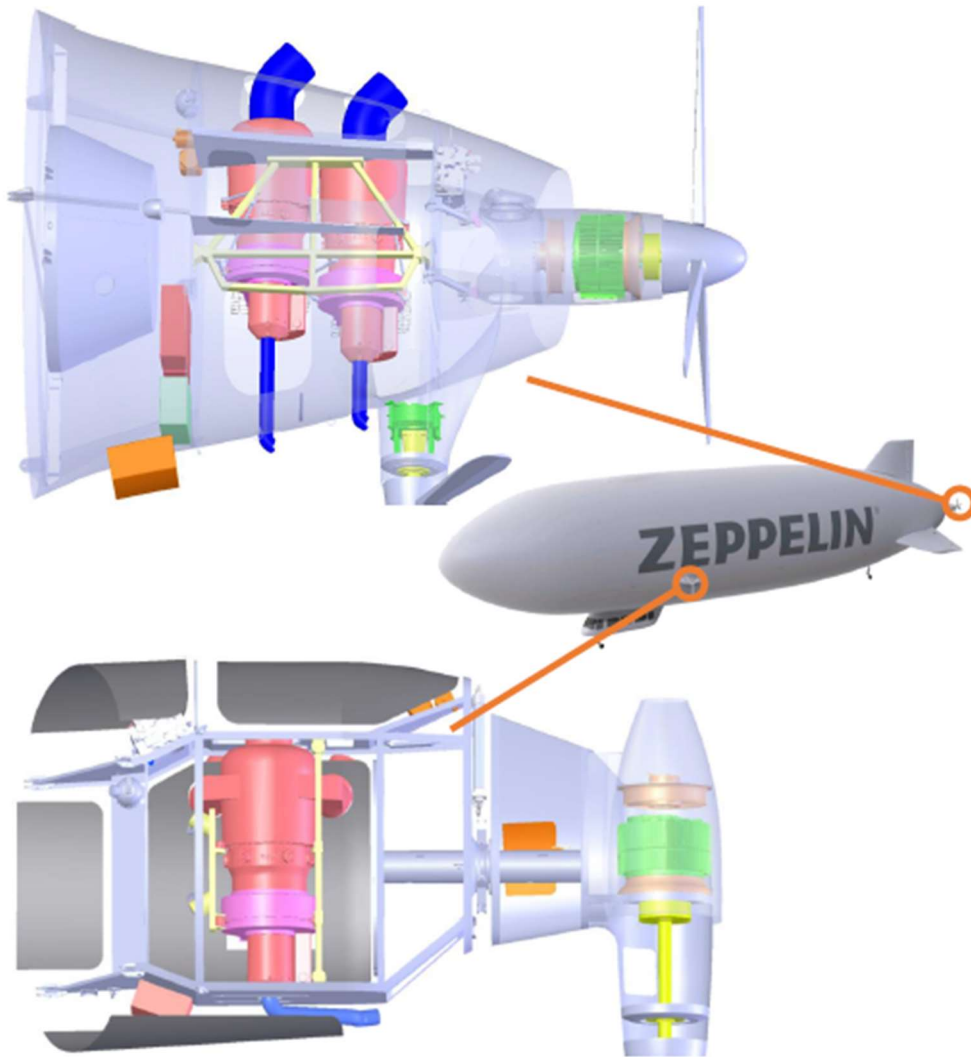


Abbildung 20: Ergebnis der Integrations- und Bauraumstudie für die Architektur 3

Tabelle 4 fasst abschließend die erarbeiteten Eckdaten der favorisierten turboelektrischen Architektur zusammen.

DC Spannung	800V-Klasse	
Treibstoff	MoGas, Biofuel	Wasserstoff möglich
Leistungswandlung	360kW (4x90kW)	4 x Turbotech TG-R90
Antrieb	3 x 125kW cont. 3 x 150kW peak (2min)	3 x SAFRAN Engineus 100 B1, luftgekühlt
Manöverantrieb (lateral)	<60kW cont., >60kW peak	EMRAX 228, wassergekühlt
Zielgewicht (Status)	6449kg (6489kg)	-50kg (~const)
Treibstoffverbrauch	28.8kg/hr	~const.
Einsparung Wartungskosten	-41%	Relativ zu IO-360
Einsparung Treibstoffkosten	-26%	Bei Betrieb mit MOGAS, relativ zu IO-360 mit AVGAS
Einsparpotential DOC	-9.2%	Kombination von Wartung und Treibstoff
Potential Zuladung	+6% Passagiere pro Tag	Entspricht einer DOC-Senkung von 15%

Tabelle 4: Eckdaten der vorausgelegten turboelektrischen Antriebsarchitektur

## 5 Weiterführende Angaben

### 5.1 Darstellung der Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die hier dargestellte Arbeit stellt den gesamten Prozess der konzeptionellen Vorauslegung und der Bewertung eines hybrid-elektrischen Antriebssystems für den Zeppelin NT dar. Jeder der dargestellten Schritte ist notwendig und baut konsequent aufeinander auf über die Punkte Analyse, vorläufige Auslegung, Bewertung, Kostenabschätzung, detaillierte Analyse und Auswahl eines finalen Designs.

Das Ergebnis zeigt, dass es möglich ist mit einer neuen Antriebsarchitektur für den Zeppelin NT sowohl die Betriebskosten zu senken sowie gleichzeitig die Emissionen zu reduzieren. Ohne die hier beschriebenen Schritte und die geleistete Förderung wäre es nicht möglich gewesen dieses Ergebnis zu erreichen.

### 5.2 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 sowie im Bereich der Luftschiffe. Diese Erkenntnisse werden intern festgehalten und unterstützen die Parteien bei zukünftigen Projekten einen großen Wissensvorsprung zu gewinnen.

Für die Universität ist der direkte Nutzen 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. Zudem wurden im Rahmen des Projekts zwei Abschlussarbeiten angefertigt, wodurch das erlangte Wissen bereits an Studenten weitergegeben wurde. Das Projekt hat so bereits dazu beigetragen, die nächste Generation von Ingenieuren auszubilden.

### 5.3 Fortschritte 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. 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.

Während der Projektlaufzeit sind den Projektpartnern keine neuen Projekte für den Bau hybrid-elektrisch angetriebener Luftschiffe bekannt geworden. Bei Flugzeugen gibt es hingegen einige neue Prototypen mit hybrid-elektrischen Antriebssystemen, wie z.B. die Eco Caravan von Ampaire, mit einem Diesel-parallel-hybrid, sowie die brennstoffzellenangetriebene DO-228 von ZeroAvia.

## 5.4 Veröffentlichungen

Die Ergebnisse konnten im Rahmen des jährlich stattfindenden Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK) im September 2023 präsentiert werden. Anschließend ist dort ebenfalls eine öffentlich zugängliche Veröffentlichung bei der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR) geplant. Zudem wurden die Ergebnisse auf der International Conference on Electric Airships in Nürnberg einem Fachpublikum zugänglich gemacht.