

Interner Bericht

DLR-IB-FT-BS-2025-225

**Auslegung von hybriden
Antriebsarchitekturen im VTOL-
Konzeptentwurf am Beispiel eines
Rettungshubschraubers**

Hochschulschrift

Leon Döhler

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig



**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt**

Institutsbericht
DLR-IB-FT-BS-2025-225

**Auslegung von hybriden Antriebsarchitekturen im
VTOL-Konzeptentwurf am Beispiel eines Rettungshubschraubers**

Leon Döhler

Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Flugsystemtechnik
Abteilung Hubschrauber

Stufe der Zugänglichkeit: I, Allgemein zugänglich

Braunschweig, den 22.01.2026

Unterschriften:

Institutsleitung:

Abteilungsleitung: Dr.-Ing. Klausdieter Pahlke

Betreuer:in: Peter Weiand, Kagan Atci

Verfasser:in: Leon Döhler

Leon Döhler

Matrikelnummer: 401437

Auslegung von hybriden Antriebsarchitekturen im VTOL-Konzeptentwurf am Beispiel eines Rettungshubschraubers

in Zusammenarbeit mit dem DLR Institut für Flugsystem-
technik Abteilung Hubschrauber

Masterarbeit

vorgelegt an der Technischen Universität Berlin,
Institut für Luft- und Raumfahrt,
Fachgebiet für Luftfahrzeugbau und Leichtbau,
unter der Leitung von Prof. Dr.-Ing. A. Bardenhagen

Berlin, 22. September 2025

Betreuende: Prof. Dr.-Ing. Andreas Bardenhagen & M.Sc. Annika Staats &
M.Sc. Alexander Richter (TU Berlin)
M.Sc. Peter Weiand & M.Sc. Kagan Atci (DLR)

Berlin, den 12.05.2025

Masterarbeit

für
Leon Philip Döhler, Matrikelnummer 401437

Auslegung von hybriden Antriebsarchitekturen im VTOL-Konzeptentwurf am Beispiel eines Rettungshubschraubers

Erläuterungen zum Thema

Aufgrund der demografischen, wirtschaftlichen und rechtlichen Veränderungen im deutschen Rettungswesen muss mit einer erheblichen Erhöhung der Missionsradien von Rettungseinsätzen gerechnet werden. Solche Veränderungen in den Rahmenbedingungen setzen neue Anforderungen an die Drehflügelsysteme, welche im Rettungsdienst überwiegend verwendet werden. Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt führt aktuell VTOL-Entwurfsstudien unter dem Leitkonzept 4 „Rettungshubschrauber 2030“ durch, um diesen Anforderungen mit neuen Ansätzen entgegenzukommen. Das Leitkonzept 4 ist in zwei Szenarien untergliedert: Das Szenario 1 (LK4S1) befasst sich mit einem Primärrettungshubschrauber, welcher auf einer konventionellen Hauptrotor-Heckrotorkonfiguration beruht, wohingegen sich das Szenario 2a (LK4S2a) auf den Transport des Notarztes mit einem Mehrrotorsystem beschränkt.

Eine Abwandlung der Anforderungen zu LK4S1 wurde während der Konzeptentwurfsstudien im Rahmen der DLR-Internen Projekten TRIAD¹ und CHASER² mit unterschiedlichen Missionsszenarien analysiert [1]. Es zeigt sich, dass aufgrund der erforderlichen installierten Leistung, der Treibstoffverbrauch über der Entwurfsmission Verbesserungspotential aufweist. Damit ist eine Disziplin zur Optimierung des Rettungshubschraubers die Verbesserung der Effizienz des Antriebsstrangs. Hierfür wurden in den letzten Jahren neue Technologien untersucht und für den Einsatz in Flugsystemen etabliert. Dank des steigenden Interesses an Elektrifizierung und an

¹ TRIAD: Technologies for Rotorcraft in Integrated and Advanced Design (Laufzeit 2018 - 2020)

² CHASER: Conceptual Handling Assessment Simulation and Engineering of Rotorcraft (Laufzeit 2020 – 2024)

Verwendung von Wasserstoff als Kraftstoff in der Luftfahrt wurden neue Konzepte für Antriebsarchitekturen ins Leben gerufen [2] [3] [4]. Verschiedene Kombinationen solcher Konzepte für die eVTOL Anwendungen sind in [6] vorgestellt und verglichen. Für den Primärrettungshubschrauber ist das Optimierungspotential durch neue Antriebssysteme zu untersuchen. Diesbezüglich sind zweckmäßige Antriebsarchitekturen zu finden, welche ohne Defizite in den maximalen Punktleistungen und Notleistungen, eine Verbesserung des Treibstoffverbrauchs bewirken.

Ziel der Arbeit

Im Rahmen der Masterarbeit ist der Einfluss von neuen Antriebsarchitekturen auf die Missionssicherheit des Primärrettungshubschraubers zu untersuchen. Folgende Aufgabenpunkte sind zu bearbeiten:

- Es sollen neuartige, hybridisierte Antriebsarchitekturen für Hubschrauber betrachtet werden, welche das Ziel haben den Wirkungsgrad des Antriebssystems zu verbessern.
- Die Basiskonfiguration des Primärrettungshubschraubers soll mit den neuen Antriebsarchitekturen adaptiert werden. Hierbei bleibt das flugmechanische Modell unberücksichtigt.
- Die Antriebsarchitekturen sollen jeweils mit einem Python-Modul implementiert werden, um sie so später in das vorhandene Modul zur Flugleistungsanalyse zu integrieren.
- Anhand der Missionssberechnungen sollen über den Treibstoffverbrauch Rückschlüsse über die Effizienz und die Effektivität der alternativen Antriebe geschlossen werden.
- Eine Diskussion der betrachteten Antriebsarchitekturen und die damit verbundenen Analysen soll die Studie abschließen. Die Durchführung von Trade-off-Studien durch Variation von Entwurfsparametern und die Ermittlung deren Einflüsse kann die Diskussion abrunden.
- Anhand der Implementierung soll ein Lösungsraum aufgezeigt werden, indem die Auswirkungen der Hybridisierung des Antriebs bei konstant gehaltener maximaler Startmasse diskutiert werden soll. Treibstoffverbrauch, Wirkungsgrad und Missionreichweite sind hierbei die maßgeblichen Parameter des Systemmodells, auf deren Basis eine evidenzbasierte Auswahl der passenden Visualisierungsstrategie getroffen werden.

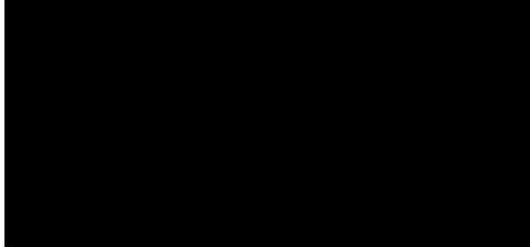
Aufgabenstellung

Im Einzelnen umfasst die Aufgabe:

- 1) Ausarbeitung der neuen Architekturen
 - a. Recherche der Systemontologie (Motor, Batterie, Brennstoffzelle, Getriebe, usw.)
 - b. Findung von zweckmäßigen Architekturen
 - c. Untersuchung der erforderlichen Parameter für jeweilige Komponenten (spezifische Energiedichte, spezifische Leistungsdichte, ...) - (statistisch oder Herleitung aus Datenblättern)
- 2) Einarbeitung in die folgenden Werkzeuge und Datenstrukturen sowie deren Nutzung
 - a. IRIS in RCE
 - b. CPACS-Datenstruktur
 - c. TiXi-Bibliothek

- 3) Implementierung von Programmmodulen für mindestens zwei hybride Architekturen
 - a. Erstellung der Programmodule mit Python
 - b. Isolierte Verifizierung der Programmodule
 - c. Integration der Programmodule in IRIS
- 4) Einsetzen der implementierten Architekturen in die Missionsberechnung
 - a. Anpassung der Basisleermasse mit den neuen Antriebskomponenten
 - b. Flugleistungsberechnung der individuellen Konfigurationen
 - c. Anpassung der Basisleermasse mit variierten Entwurfsparametern und erneute Durchführung der Flugleistungsberechnung (Trade-off Studies)
 - d. Aufbereitung der Daten
- 5) Diskussion der Ergebnisse
 - a. Darstellung und Analyse der Ergebnisse
 - b. Zusammenfassung und kritische Diskussion der Ergebnisse und Anfertigung der Abschlussarbeit

Die Arbeit wird gemeinsam mit dem DLR Institut für Flugsystemtechnik (fachliche Betreuer Kagan Atci, M.Sc., und Peter Weiand, M.Sc.) durchgeführt und von Annika Staats, M.Sc., sowie vom Unterzeichnenden betreut.



Literatur

- [1] P. Weiand, D. Schwinn, R. Becker, T. Weber, K. Atci, I. Moerland-Masic und F. Reimer, „Sizing of a new SAR Helicopter for a Future HEMS Environment,“ in *71. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Dresden, 2022.
- [2] M. J. Duffy und S. R. W. a. R. Hupp, „A Study in Reducing the Cost of Vertical Flight with Electric Propulsion,“ in *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Denver, CO, 2017.
- [3] M. Duffy, A. E. Sevier, R. Hupp, E. Perdomo und S. Wakayama, „Propulsion Scaling Methods in the Era of Electric Flight,“ in *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*, Cincinnati, OH, 2018.
- [4] M. Soleymani, V. Mostafavi, M. Hebert, S. Kelouwani und L. Boulon, „Hydrogen Propulsion Systems for Aircraft, A Review on Recent Advances and Ongoing Challenges,“ *International Journal of Hydrogen Energy*, Bd. 91, pp. 137-171, 2024.

- [5] R. d. Vries, M. Brown und R. Vos, „Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Distributed-Propulsion Aircraft,“ *Journal of Aircraft*, Bd. 56, Nr. 6, 2019.
- [6] O. Bertram, F. Jäger, V. Voth und J. Rosenberg, „Impact of Different Powertrain Architectures on UAM Vehicle Concepts,“ in *70. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*, Bremen (Virtuell), 2021.
- [7] P. Weiand, M. Buchwald und D. Schwinn, „Process Development for Integrated and Distributed Rotorcraft Design,“ *Aerospace*, Bd. 6, Nr. 23, 2019.
- [8] F. Jäger, O. Bertram, S. M. Lübbe, A. H. Bismark, J. Rosenber und L. Bartscht, „Battery-electric Powertrain System Design for the HorizonUAM Multirotor Air Taxi Concept,“ *CEAS Aeronautical Journal*, 2024.
- [9] W. Johnson, „Propulsion System Models for Rotorcraft Conceptual Design,“ in *5th Decennial AHS Aeromechanics Specialists' Conference*, San Francisco, CA, 2014.
- [10] D. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach* - Fourth Edition, Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

Eidesstattliche Versicherung

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit mit dem Titel:

*Auslegung von hybriden Antriebsarchitekturen
im VTOL-Konzeptentwurf am Beispiel eines
Rettungshubschraubers*

ohne Hilfe Dritter und ausschließlich unter Verwendung der aufgeführten Quellen und Hilfsmittel angefertigt habe. Alle Stellen, die den benutzten Quellen und Hilfsmitteln wörtlich oder inhaltlich entnommen sind, habe ich als solche kenntlich gemacht. Sofern KI-Tools verwendet wurden, habe ich Produktnamen, Hersteller, die jeweils verwendete Softwareversion und die Art der Nutzung (z.B. sprachliche Überprüfung und Verbesserung der Texte, systematische Recherche) benannt. Ich verantworte die Auswahl, die Übernahme und sämtliche Ergebnisse des von mir verwendeten KI-generierten Outputs vollumfänglich selbst.

Im Rahmen dieser Arbeit wurden die KI-Tools ChatGPT-4, ChatGPT-4o-mini (DLR SlickGPT) und ChatGPT-5 von der Firma OpenAI für folgende Zwecke genutzt:

- Systematische Recherche von rechtlichen Rahmenbedingungen
- Anpassung der Overleaf-Vorlage nach Wünschen des Autors
- Erstellen von Python-Code zur Visualisierung von Daten nach Wünschen des Autors
- Verbesserungen von einzelnen Teilen des Algorithmus, wie den Aufbau von Schleifen, Indizierungen u.ä. ohne Rückschlüsse auf den wissenschaftlichen Inhalt der Software
- Anpassung des Literaturverzeichnisses für einheitliche Darstellung

Eine Rechtschreibüberprüfung erfolgte mittels des in Overleaf integrierten KI-Tools Writefull. Die englische Übersetzung der Kurzzusammenfassung erfolgte mit DeepL.

Die Satzung zur Sicherung guter wissenschaftlicher Praxis an der TU Berlin vom 8. März 2017 habe ich zur Kenntnis genommen. Ich erkläre weiterhin, dass ich die Arbeit in gleicher oder ähnlicher Form noch keiner anderen Prüfungsbehörde vorgelegt habe.



Berlin, den 22. September 2025

Danksagung

Diese Arbeit ist meinem jüngeren Ich gewidmet, welches schon im Kindergartenalter wusste, dass Hubschrauber zu seiner lebenslangen Leidenschaft werden würden und die Arbeit an diesem Thema sehr spannend finden würde.

Dazu möchte ich besonders meinem Vater danken, der diese Leidenschaft mit den unzähligen Besuchen an der Station von Christoph 46 mit Leben gefüllt hat.

Diese Arbeit wäre ohne die Unterstützung meiner Lebensgefährtin Sandy nicht möglich gewesen, welche mir immer den Rücken stärkt, mich aus Tiefs holt und sich in Hochs mit mir freut. Danke für alles!

Großen Dank gilt auch meinen Eltern und meiner Familie, welche durch ihre unermüdliche Unterstützung mein Studium ermöglicht haben und mich zu dem Menschen gemacht haben, der ich heute bin.

Ohne die ausdauernde Geduld von Melina, welche bei meinem ersten Gespräch mit meinen Betreuern in Braunschweig sehr lange auf mich gewartet hat, um endlich nach Berlin zu fahren, wäre ich nicht zu diesem Masterarbeitsthema gekommen. Dankeschön!

Mein Dank gilt ebenso Prof. Dr.-Ing. Bardenhagen für die Betreuung dieser Abschlussarbeit aufseiten der Technischen Universität Berlin. Zu guter Letzt gilt mein Dank meinen Betreuern aufseiten des DLR, Peter und Kagan, welche mich herzlich aufgenommen haben, mir ihr Vertrauen geschenkt haben und mich in die Welt des Hubschrauberentwurfs im DLR eingeführt haben.

Zusammenfassung

In dieser Arbeit wird ein existierender Konzeptentwurf für einen zukünftigen Rettungshubschrauber mit anspruchsvollem Missionsprofil um einen hybridisierten Antriebsstrang erweitert, um Einflüsse dieser Technologie auf die Konfiguration zu untersuchen. Dazu werden zunächst zwei geeignete Hybridisierungen identifiziert: eine parallele und serielle Hybridisierung mit Batterien. Anhand einer Technologierecherche werden Technologiestände für die nötigen Komponenten für 2025, 2030 und 2035 gefunden. Darauf aufbauend wird eine Methode entwickelt, welche den bestehenden Entwurf auf die gefundenen Antriebsstränge anpasst. Dabei werden rechtliche Anforderungen sowie Designanforderungen berücksichtigt und Algorithmen entwickelt, um die elektrischen Komponenten zu skalieren. Die Umsetzung der Methode erfolgt als Modul in der DLR-Entwurfsumgebung IRIS. Eine umfassende Analyse zeigt, dass eine serielle Hybridisierung mit heutigem Technologiestand nicht möglich ist, jedoch bis 2035 genügend technische Reife für eine Umsetzung vorliegt. Dahingegen ist eine parallele Hybridisierung schon heute möglich und verbessert sich bis 2035 weiter. Alle Konfigurationen können durch die Hybridisierung zwischen 11% und 18% Kraftstoff einsparen, demgegenüber erhöht sich das maximale Abfluggewicht um 2% bis 16%. Zudem ergibt sich aufgrund der anspruchsvollen Auslegungsmmission ein Bedarf an Ladeinfrastruktur für Zwischenladungen nach jedem Einsatz. Mittels Off-Design-Missionen kann gezeigt werden, dass durch eine Anpassung der Mission diese Zwischenladungen überflüssig gemacht werden können. Durch eine Parameteranalyse zeigt sich eine sensitive Kopplung zwischen dem Ladezustand der Batterie, der Triebwerksskalierung des verbleibenden thermischen Triebwerks, der Notwendigkeit externer Ladeinfrastruktur sowie der Massenzusammensetzung des Hubschraubers. Durch eine Kombination aller gefundenen Einflussfaktoren zugunsten der Hybridisierung, ergibt sich eine Konfiguration mit identischer maximaler Startmasse wie der Originalentwurf, bei 16% Kraftstoffeinsparungen auf Kosten einer Flugzeitverlängerung von 1,4 Minuten pro Einsatz.

Abstract

In this thesis, an existing concept design for a future rescue helicopter with a demanding mission profile is modified to incorporate a hybrid electric powertrain in order to investigate the influence of this technology on the configuration. To this end, two suitable hybridization options are identified: parallel and series hybridization with batteries. Based on a technology review, the technological levels for the necessary components for 2025, 2030, and 2035 are determined. Building on this, a method is developed that adapts the existing design to the powertrains identified. Legal requirements and design requirements are taken into account and algorithms are developed to scale the electrical components. This method is executed as a module within the DLR design environment IRIS. A comprehensive analysis shows that a serial hybridization is not possible with today's technology, but that sufficient technical maturity for an implementation will be available by 2035. In contrast, a parallel hybridization is already possible today and will continue to improve until 2035. All configurations can save between 11 and 18% fuel through hybridization, but the maximum take-off weight increases by 2 to 16%. In addition, it is necessary to have a charging infrastructure for intermediate charging after each emergency response due to the demanding nature of the design mission. However, off-design missions show that adjusting the mission can make these intermediate charging sessions unnecessary. A parameter analysis reveals a sensitive coupling between the battery's state of charge, the engine scaling of the remaining thermal engine, the need for external charging infrastructure, and the mass composition of the helicopter. If all the influencing factors found are combined in favor of the hybridization, the result is a configuration with the same maximum takeoff weight as the original design, with 16% fuel savings and at the cost of a flight time extension of 1,4 minutes per emergency response.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	X
Tabellenverzeichnis	XII
Nomenklatur	XIII
1 Einleitung	1
1.1 Hintergrund und Motivation	1
1.2 Zielsetzung	2
1.3 Beschreibung des PRH-Entwurfs	2
1.4 Vorgehensweise	3
2 Grundlagen zum Einsatz von hybriden Antrieben in Hubschraubern	4
2.1 Überblick über die Literatur	4
2.2 Identifikation von geeigneten hybriden Konfigurationen	7
2.3 Komponenten für eine Hybridisierung	9
2.4 Aktuelle und künftige Technologielevel für Komponenten eines hybriden Antriebsstrangs	12
3 Entwicklung einer Entwurfsmethode für eine hybridisierte Antriebsarchitektur eines Rettungshubschraubers	20
3.1 Rahmenbedingungen für die Entwurfsmethode	20
3.2 Anwendung der Hybridisierung auf das Fallbeispiel PRH	24
3.3 Auslegung eines Algorithmus für das Sizing eines hybridisierten Antriebsstrangs für einen Rettungshubschrauber	30
3.4 Implementierung des Algorithmus in IRIS	38
4 Lösungsraum für einen hybridisierten Rettungshubschrauber	42
4.1 Massenzusammensetzung des elektrischen Teilantriebsstrangs	42
4.2 Skalierung des thermischen Teilantriebsstrangs	44
4.3 Analyse der Hybridisierungen nach Technologiestand	59
4.4 Trade-Off-Studien für den Parallelhybrid	72
5 Zusammenfassung und Ausblick	81
5.1 Einordnung der Ergebnisse dieser Arbeit	83
5.2 Neue Forschungsfragen basierend auf den Ergebnissen dieser Arbeit	84
Literatur	XVI
Anhang	XXIV

Abbildungsverzeichnis

1.1	Konzeptionelle Abbildung des Primärrettungshubschraubers	1
2.1	DLR EXACT Studienergebnisse [9]	4
2.2	Elektrifizierungsstrategien nach de Vries und Bertram [12]; [13]; Legende: F - Fuel, GT - Gas turbine, GB - Gear box, R - Rotor, B - Battery, PM - Power Management, EM - Electric machine (Motor / Generator), H2 - Wasserstoff, FC - Fuel Cell	5
2.3	Exemplarischer Leistungsbedarf während einer Mission (rot: Batterie unterstützt, grün: Batterie lädt) [20]	8
2.4	Spannungsverlauf einer Batteriezelle während der Entladung (DoD - Depth of Discharge) [26]	10
3.1	Leistungskurven des PRH auf Meereshöhe und Reiseflughöhe	22
3.2	Leistungsbedarf während der Design-Mission	22
3.3	PRH mit paralleler Hybridisierung	26
3.4	Schematische Darstellungen für den Ausfall eines kritischen Antriebs	26
3.5	PRH mit serieller Hybridisierung	28
3.6	Mögliche Systemausfälle im seriellen Hybrid	29
3.7	PRH mit erweiterter serieller Hybridisierung	30
3.8	Erster Einsatz der Design-Mission mit farbiger Hinterlegung der Betriebszustände des Hybriden	31
3.9	Algorithmus zur Batterieauslegung	33
3.10	Triebwerksdrosselung aufgrund C-Raten-Beschränkung	35
3.11	Aufbau des Codes des Moduls HybridHeli	39
3.12	HybridHeli Berechnung als Einzelworkflow	40
3.13	Einstellungen des Workflows	40
3.14	HybridHeli Berechnung als Schleife mit Konvergenzprüfer	41
4.1	Massen des elektrischen Teilantriebsstrangs für den Technologiestand 2025 (Parallelhybrid schraffiert)	43
4.2	Massen des elektrischen Teilantriebsstrangs für den Technologiestand 2035 (Parallelhybrid schraffiert)	44
4.3	SOC-Verlauf Parallelhybrid 500 kW	45
4.4	Benötigte Batteriegröße und SOC am Ende des Einsatzes über BOPP	46
4.5	Off-Design-Mission B (Grün: Batterien laden, Rot: Batterien entladen)	47
4.6	SOC-Verlauf Mission B 620 kW BOPP	48
4.7	Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den parallelen Hybrid mit Missionsprofil B	49
4.8	Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den seriellen Hybrid mit Missionsprofil B	51
4.9	Off-Design-Mission C (Grün: Batterien laden, Rot: Batterien entladen)	52
4.10	SOC-Verlauf Mission C 530 kW BOPP	52
4.11	Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den parallelen Hybrid mit Missionsprofil C	53
4.12	Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den seriellen Hybrid mit Missionsprofil C	54
4.13	Off-Design-Mission D (Grün: Batterien laden, Rot: Batterien entladen)	55
4.14	SOC-Verlauf Mission D 600 (heute) & 650 (Zukunft) kW BOPP	55
4.15	Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den parallelen Hybrid mit Missionsprofil D	56
4.16	Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den seriellen Hybrid mit Missionsprofil D	57
4.17	Konvergenz der Basisleermasse für Hybridisierungen der Mission A	59

4.18 Vergleich der Startmasse für Parallelhybrid 2025	60
4.19 Vergleich des Einflusses der Parallelhybridisierung auf den SFC während des ersten Einsatz	61
4.20 SOC-Verlauf der Gesamtmission für den Parallelhybrid 2025 (Gestrichelte Linie: Nachladen der Batterie)	62
4.21 Vergleich der Startmasse für Seriellhybrid 2025	63
4.22 SOC-Verlauf der Gesamtmission für den Seriellhybrid 2025 (Gestrichelte Linie: Nachladen der Batterie)	65
4.23 Vergleich der Startmasse für Parallelhybrid 2035	65
4.24 Vergleich der Startmasse für Seriellhybrid 2035	67
4.25 Vergleich der Massenzusammensetzung für Parallelhybride bei verschiedenen Technologieständen	72
4.26 Vergleich der Massenzusammensetzung für Parallelhybride bei verschiedenen BOPP-Werten	73
4.27 Verhalten von m_F und m_{BEM} bei Variation der Triebwerksskalierung	73
4.28 Vergleich der Massenzusammensetzung für Parallelhybride bei verschiedenen OEI-Zeiten	75
4.29 Vergleich der Massenzusammensetzung für Parallelhybride bei verschiedenen Auslegungsmissionen	76
4.30 SOC-Verlauf während Mission B	76
4.31 Vergleich der Massenzusammensetzung für Parallelhybride mit Auslegungsmission B und OEI-Zeit 30s	78
4.32 SOC-Verläufe für Parallelhybride mit Auslegungsmission B und OEI-Zeit 30s nach Triebwerksskalierung	78
4.33 SOC-Verlauf für Parallelhybrid mit Auslegungsmission B und OEI-Zeit 30s bei 605 kW BOPP	79

Tabellenverzeichnis

2.1	Kennwerte für Leistungsdichten von Elektromotoren in kW kg^{-1}	13
2.2	Kennwerte für Leistungsdichten von Konvertern in kW kg^{-1}	14
2.3	Batterie-Generationen nach Kühnelt et. al. [47]	16
2.4	Vorhersage Entwicklung Batterie-GED auf Zellebene in Wh kg^{-1}	17
2.5	Kennwerte für Batterie-Packs	18
2.6	Simulationsparameter für Technologielevel 2025, 2030 und 2035	19
3.1	Kennwerte des PRH und der H145 D3 [56], [57]	20
3.2	Segmente der Design-Mission für den PRH	21
4.1	Triebwerksskalierung nach Hybridisierung	58
4.2	Massenverteilung des PRH Parallelhybrid 2025	61
4.3	Elektrische Komponenten des PRH Parallelhybrid 2025	62
4.4	Massenverteilung des PRH Seriellhybrid 2025	64
4.5	Elektrische Komponenten des PRH Seriellhybrid 2025	64
4.6	Massenverteilung des PRH Parallelhybrid 2035	66
4.7	Elektrische Komponenten des PRH Parallelhybrid 2035	66
4.8	Massenverteilung des PRH Seriellhybrid 2035	67
4.9	Elektrische Komponenten des PRH Seriellhybrid 2035	68
4.10	Übersicht der Massenverteilung der PRH-Hybride	68
4.11	Batterieparameter für verschiedene Hybridisierungen	69
4.12	Spezifische Rotorblattbelastung für verschiedene Hybridisierungen	71
4.13	Massenverteilung der Idealkonfiguration	79
4.14	Elektrische Komponenten der Idealkonfiguration	80
A.1	Top-Elektromotoren 2025 (*abgeschätzt aus verfügbaren Daten)	XXIV
B.1	Top-Inverter 2025 (*abgeschätzt aus verfügbaren Daten)	XXV
C.1	Top-Batteriezellen mit hohem GED 2025	XXVI
C.2	Handelsübliche Batterien mit hoher C-Rate 2025	XXVI
D.1	Werte zur Bestimmung der spezifischen Rotorblattbelastung	XXVII

Nomenklatur

Abkürzungen

AC	Wechselstrom
ADAC	Allgemeiner Deutscher Automobil-Club
AEO	All Engines Operative (Alle Triebwerke operativ)
ATI	Aerospace Technology Institute
BE	Best Endurance (Beste Ausdauer)
BEM	Basic Empty Mass (Basisleermasse)
BL	Blade (Rotorblatt)
BOPP	Best Operating Point Power (Leistung bei effizientestem Betriebspunkt)
BR	Best Range (Beste Reichweite)
CPACS	Common Parametric Aircraft Configuration Schema
CPACS4HOST	DLR-Modul für Umwandlung von CPACS-Daten
CR	Cruise (Reiseflug)
CS	Certification Specification (Zulassungsvorschrift)
DC	Gleichstrom
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DoD	Depth of Discharge
EASA	European Union Aviation Safety Agency
EHPS	Electric/Hybrid Propulsion System (Elektrisches oder hybridisiertes Antriebssystem)
EU	Europäische Union
eVTOL	Electric Vertical Take-Off and Landing
EXACT	Exploration of Electric Aircraft Concepts and Technologies
F	Fuel (Kraftstoff)
FATO	Final Approach and Take-Off Area (Start- und Landefläche)
GED	Gravimetrische Energiedichte
H ₂	Wasserstoff
HEMS	Helicopter Emergency Medical Service
HEPS	Hybrid Electric Propulsion System (Hybridelektrisches Antriebssystem)
HOGE	Hover Out of Ground Effect (Schweben ohne Bodeneffekt)
HOST	Helicopter Overall Simulation Tool
IRIS	Integrated Rotorcraft Initial Sizing
ISI	Institut für System- und Innovationsforschung
LDP	Landing Decision Point (Landeentscheidungspunkt)
LFP	Lithium-Eisen-Phosphate
MCP	Maximum Continous Power (Maximale Dauerleistung)
MIP	Maximum Installed Power (Maximale installierte Leistung)
MR	Main Rotor (Hauptrotor)
MSL	Mean Sea Level (Meeresspiegel)
MTOM	Maximum Take-Off Mass (Maximale Startmasse)
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NCA	Lithium-Nickel-Cobalt-Aluminum-Oxide
NDARC	NASA Design and Analysis of Rotorcraft
NMC	Nickel-Mangan-Cobalt-Oxide
OEI	One Engine Inoperative (Ein Triebwerk ausgefallen)

OEIP	One Engine Inoperative Power (Notleistung eines Triebwerks)
P	Payload (Nutzlast)
PRH	Primärrettungshubschrauber
PtL	Power to Liquid
RCE	Remote Component Environment
RPM	Rotations Per Minute (Umdrehungen pro Minute)
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
SAF	Sustainable Aviation Fuel
SAR	Search And Rescue
SFC	Specific Fuel Consumption (spezifischer Kraftstoffverbrauch)
Si-IGBT	Silicon-Insulated-Gate Bipolar Transistors
SiC	Siliziumkarbid
SNAIL	DLR-Modul für Triebwerksskalierungen
SOC	State of Charge
SPR	Supplied Power Ratio (Hybridisierungsgrad)
TDP	Take-Off Decision Point (Startentscheidungspunkt)
TMS	Thermalmanagementsystem
TO	Take-Off (Start)
TOP	Take-Off Power (Startleistung)
TSO	Technical Standard Order (Technische Anweisung)
TU	Technische Universität
UAM	Urban Air Mobility
VED	Volumetrische Energiedichte
VTOL	Vertical Take-Off and Landing
XML	Extensible Markup Language

Formelzeichen

A	Stromstärke in A
c	Tiefe des Rotorblatts in m
C	C-Rate (Laderate) in h^{-1}
C_T	Schubbeiwert in 1
C_T/σ	Spezifische Rotorblattbelastung in 1
Δm_{BEM}	Änderung der Basisleermasse in kg
Δm_F	Änderung der Kraftstoffmasse in kg
Δm_{Gesamt}	Änderung der Gesamtmasse in kg
E	Energie in Wh
$E_{\text{Notfallbatterie}}$	Energieinhalt der Notfallbatterie in Wh
η	Wirkungsgrad in %
$\eta_{\text{Komponente}}$	Wirkungsgrad der Komponente in %
g	Erdbeschleunigung in m s^{-2}
G/F	Kreisflächenbelastung in N m^{-2}
I_{Max}	Maximale Stromstärke in A
I_{Nom}	Normalstromstärke während des Flugs in A
L	Rumpflänge in m
λ	Fortschrittsgrad in 1
m	Masse in kg
m_{BEM}	Basisleermasse in kg
m_F	Kraftstoffmasse in kg
m_{Gesamt}	Gesamtmasse in kg
m_{MTO}	Maximale Startmasse in kg

m_P	Nutzlast in kg
m_{TO}	Startmasse in kg
n_{BL}	Anzahl der Rotorblätter in 1
Ω_{Eng}	Drehzahl des Triebwerks in min^{-1}
Ω_{MR}	Rotationsgeschwindigkeit des Hauptrotors in min^{-1}
$P_{\text{Charakteristisch}}$	Charakteristische Leistung in W
P_{HOGE}	Schwebeleistung ohne Bodeneffekt in W
$P_{\text{Komponente}}$	Auslegungleistung der Komponente in W
$P_{\text{TMS, Komponente}}$	Heizleistung der Komponente in W
P_{Max}	Maximale Leistung in W
P	Leistung in W
P_{Turbine}	Leistung der Turbine in W
$P_{V_{BE}}$	Leistung bei der Geschwindigkeit bester Ausdauer in W
Q	Kapazität in Ah
R	Rotorradius in m
ρ	Luftdichte in kg m^{-3}
R_{MR}	Rotorradius des Hauptrotors in m
σ	Rotorkreisflächendichte in 1
SOC_{Ende}	Ladezustand der Batterie am Ende des ersten Einsatzes in %
t	Zeit in s
$toEI$	Zeit in der Notleistung bereitgestellt werden muss in s
$toEI_{\text{effektiv, max}}$	Maximale Zeit in der Notleistung bereitgestellt werden kann in s
U	Spannung in V
V_{BC}	Geschwindigkeit besten Steigens in m s^{-1}
V_{BE}	Geschwindigkeit bester Ausdauer in m s^{-1}
V_{BR}	Geschwindigkeit bester Reichweite in m s^{-1}
V_{CR}	Reisefluggeschwindigkeit in m s^{-1}
V_{Tip}	Blattspitzengeschwindigkeit in m s^{-1}

1 Einleitung

In der vorliegenden Arbeit wird eine Methode zur Erweiterung eines bestehenden Konzeptentwurfs eines Rettungshubschraubers um einen hybriden Antriebsstrang entwickelt. Dieser Entwurf entspringt aktuellen Forschungen des DLR. Mithilfe der entwickelten Methode soll analysiert werden, wie sich eine Hybridisierung auf den Entwurf auswirkt. Folgend werden die Hintergründe beleuchtet, die Ausgangskonfiguration des Hubschraubers gezeigt, sowie die Lösungsstrategie zur Umsetzung der Methode beschrieben.

1.1 Hintergrund und Motivation

Im Rahmen des ehemaligen DLR Leitkonzepts 4 „Rettungshubschrauber 2030“ legt das DLR Institut für Flugsystemtechnik ein Konzept für zwei, sich ergänzende Senkrechtstarter vor, welche an den Bedarf des zukünftigen Gesundheitssystems angepasst sind. Dabei handelt es sich zum einen um einen Primärrettungshubschrauber, zum anderen um eine Multirotorkonfiguration, welche als reiner Notarztzubringer ohne weitere Transportkapazitäten dient. Beide Entwürfe stützen sich auf die Annahme einer zunehmenden Zentralisierung von Krankenhäusern bei einer alternden Bevölkerung. Es wird davon ausgegangen, dass die Distanz zwischen Einsatzstelle und Krankenhaus um etwa 50% steigen wird. Der Entwurf des Rettungshubschraubers ist in dem Paper *Sizing of a New SAR Helicopter for a Future HEMS Environment* von Weiand et al. (2022) ausführlich beschrieben [1]. In mehreren Projekten wurde dieser Entwurf in Zusammenarbeit mit der ADAC Luftrettung weiterentwickelt und trägt nun den Arbeitsnamen PRH (kurz für Primärrettungshubschrauber). Eine konzeptionelle Darstellung ist in Abbildung 1.1 zu sehen.

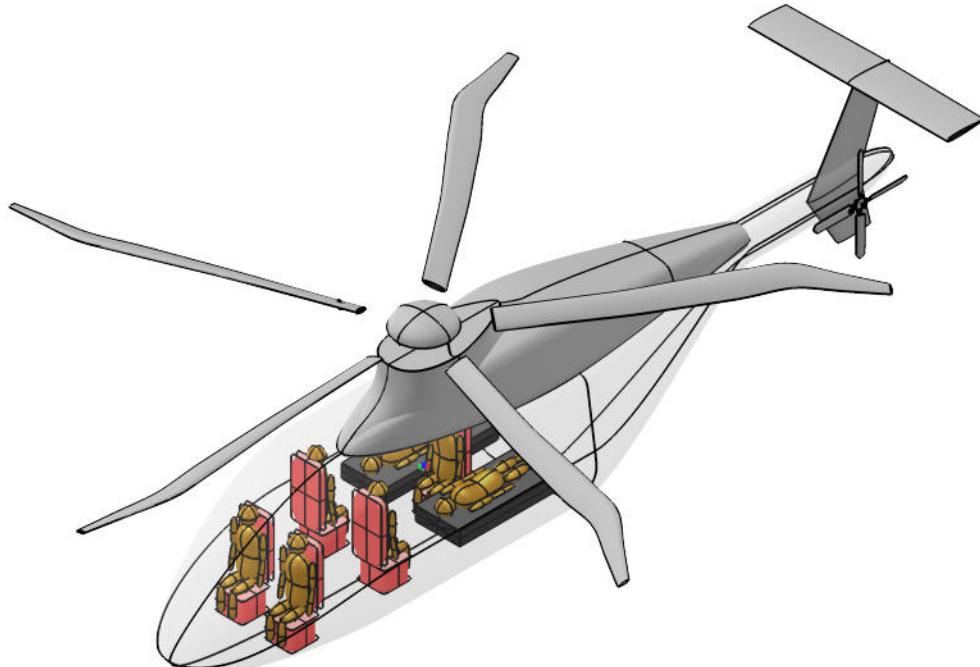


Abbildung 1.1: Konzeptionelle Abbildung des Primärrettungshubschraubers

Bei diesem Hubschrauber handelt es sich um eine klassische Haupt-Heckrotor-Konfiguration mit zwei Triebwerken, die zwei Patient:innen transportieren kann. Er ist darauf ausgelegt, fünf konsekutive Einsätze mit einem Einsatzradius von 75 Kilometern zu fliegen. Analysen von Weiland et al. (2022) zeigen, dass der Treibstoffverbrauch durch das Abschalten eines Triebwerks während des Reiseflugs deutliche Kraftstoffeinsparungen von bis zu 16% möglich sind [1]. Basierend auf dieser Erkenntnis ergibt sich die Fragestellung, ob der Entwurf durch den Einsatz eines hybriden Antriebsstrangs weitere Verbesserungen erzielen kann.

1.2 Zielsetzung

Auf der Grundlage dieses Ansatzes wird in dieser Arbeit untersucht, wie sich eine hybride Antriebsarchitektur auf den Entwurf des PRH auswirkt. Dazu werden zunächst verschiedene elektrifizierte Antriebsarchitekturen beleuchtet und geeignete Architekturen identifiziert. Darauf aufbauend soll eine Methode in Form eines Python-Programms entwickelt werden, welche die gefundenen hybriden Antriebsarchitekturen für den bestehenden Entwurf des PRH adaptiert. Diese Methode wird dabei als Modul in der vom DLR entwickelten Entwurfsumgebung umgesetzt. Anschließend wird der Einfluss dieser Hybridisierung analysiert und diskutiert. Dabei steht die Effizienz der Konfiguration im Fokus, welche in diesem Fall über den Kraftstoffverbrauch und die Massenzusammensetzung des Hubschraubers bewertet wird.

1.3 Beschreibung des PRH-Entwurfs

Die Auslegung des PRH erfolgt mittels der DLR-eigenen Entwurfsumgebung IRIS (Integrated Rotorcraft Initial Sizing) [2]. Diese Entwurfsumgebung nutzt die Software RCE (Remote Component Environment), welche verschiedene Tools von unterschiedlichen Servern in modularen Prozessen verbinden kann [3]. Auf diese Weise wird ein Sizing-Prozess aufgebaut. Der Sizing-Prozess ist iterativ, sodass eine konvergierte Lösung am Ende steht. Die einzelnen Module bestimmen dabei anhand von Entwurfsregeln die einzelnen Komponenten des Hubschraubers. Dazu gehört beispielsweise die Rotorauslegung, die Generierung der Rumpf- und Leitwerksgemometrien und das Skalieren des Antriebssystems. Anschließend wird ein flugmechanisches Modell für Trimberechnungen erstellt. Dabei wird das Datenaustauschformat CPACS (Common Parametric Aircraft Configuration Schema) genutzt, um Daten zwischen den Prozessen weiterzugeben [4]. Die Trimberechnungen werden mittels der von Airbus Helicopters entwickelten Software HOST durchgeführt [5].

Der in dieser Arbeit betrachtete Entwurf des PRH hat eine maximale Abflugmasse von 3847 kg und eine Missionsreichweite von 750 km. Die Reisefluggeschwindigkeit liegt dabei bei schnellen 83 m s^{-1} . Eine genauere Beschreibung des Hubschraubers sowie der Auslegungsmmission folgt in Kapitel 3.

1.4 Vorgehensweise

Die vorliegende Arbeit ist in drei Themenblöcke unterteilt, welche den Weg zu einem Lösungsansatz der Zielsetzung repräsentieren. Zunächst wird in Kapitel 2 ein allgemeiner Überblick über Elektrifizierungen in der Luftfahrt, verschiedene Hybridisierungsstrategien und Erkenntnisse aktueller Forschung zu diesen Themen gegeben. Darauf aufbauend werden zwei Hybridisierungslösungen, welche für den Einsatz in einem Hubschrauber geeignet sind, identifiziert und deren benötigten Komponenten eingehend beleuchtet. Dazu wird eine Technologierecherche anhand von wissenschaftlichen Veröffentlichungen und einer Marktbeobachtung durchgeführt, um den aktuellen Stand der Technik sowie eine Projektion für die nächsten fünf und zehn Jahre für diese Technologien zu erhalten.

In Kapitel 3 folgt die Konzeption einer Entwurfsmethode zur Adaptierung der hybriden Antriebsstränge an den PRH-Entwurf. Dazu werden zunächst rechtliche und operationelle Rahmenbedingungen beleuchtet. Anschließend werden die Hybridisierungen auf das konkrete Fallbeispiel übertragen und Algorithmen vorgestellt, die einen Konzeptentwurf eines solchen Hubschraubers ermöglichen. Die Implementierung dieser Algorithmen und die Integration des Moduls in die DLR-Entwurfsumgebung schließen dieses Kapitel ab.

Darauf aufbauend wird die entwickelte Entwurfsmethode verwendet, um in Kapitel 4 zu analysieren, wie sich eine Hybridisierung auf den PRH auswirkt. Es wird untersucht, wie die Hybridisierung die Massenzusammensetzung des Hubschraubers verändert und welche Vor- und Nachteile sich daraus in den Punkten Kraftstoffverbrauch und Operationalität ergeben. Auch Off-Design-Missionen werden betrachtet, sodass der Einfluss der Mission auf die Machbarkeit der Hybridisierung gezeigt werden kann. Ein Fazit fasst die wichtigsten Erkenntnisse dieser Arbeit zusammen und ein Ausblick rundet die Arbeit mit einer Sammlung von neuen, sich ergebenden Forschungsfragen ab.

2 Grundlagen zum Einsatz von hybriden Antrieben in Hubschraubern

Mit dem Hintergrund der Dekarbonisierung des Luftverkehrs, welche unter anderem durch die EU-Richtlinie „Fit for 55“ legislativ gestützt wird, müssen neue Antriebstechnologien in der Luftfahrt etabliert werden [6]. Es öffnet sich ein breites Forschungsfeld, wobei einerseits Forschung zum Weiterbetrieb herkömmlicher Luftfahrzeuge mit neuen Kraftstoffen wie SAF oder PtL betrieben wird. Andererseits rücken neue Antriebstechnologien, wie die vollständige oder teilweise Elektrifizierung mit Batterien oder Wasserstoff in den Fokus [7]. Letztere Konzepte werden in der Literatur als „More Electric Aircraft“ beschrieben [8]. Dieses Kapitel gibt einen Überblick über diese Konzepte, sodass darauf aufbauend eine Technologieauswahl für den Einsatz in einem Hubschrauber getroffen werden kann.

2.1 Überblick über die Literatur

Die Elektrifizierung von Luftfahrzeugen bietet eine vielversprechende Möglichkeit, den Luftverkehr zu dekarbonisieren. So zeigt die DLR EXACT Studie, dass mittels hybrider Antriebsarchitekturen über 80% der Klimawirkungen eingespart werden können [9]. Abbildung 2.1 stellt die Ergebnisse der Studie dar. Mittels eines batterieelektrischen Plug-in-Hybrids können neben der Reduktion der Klimawirkung über 10% Gesamtbetriebskosten gespart werden. Damit ergeben sich sowohl ökologische als auch ökonomische Vorteile gegenüber der heutigen Technologie. Auch Wasserstoff-Mild-Hybride schneiden gut ab.

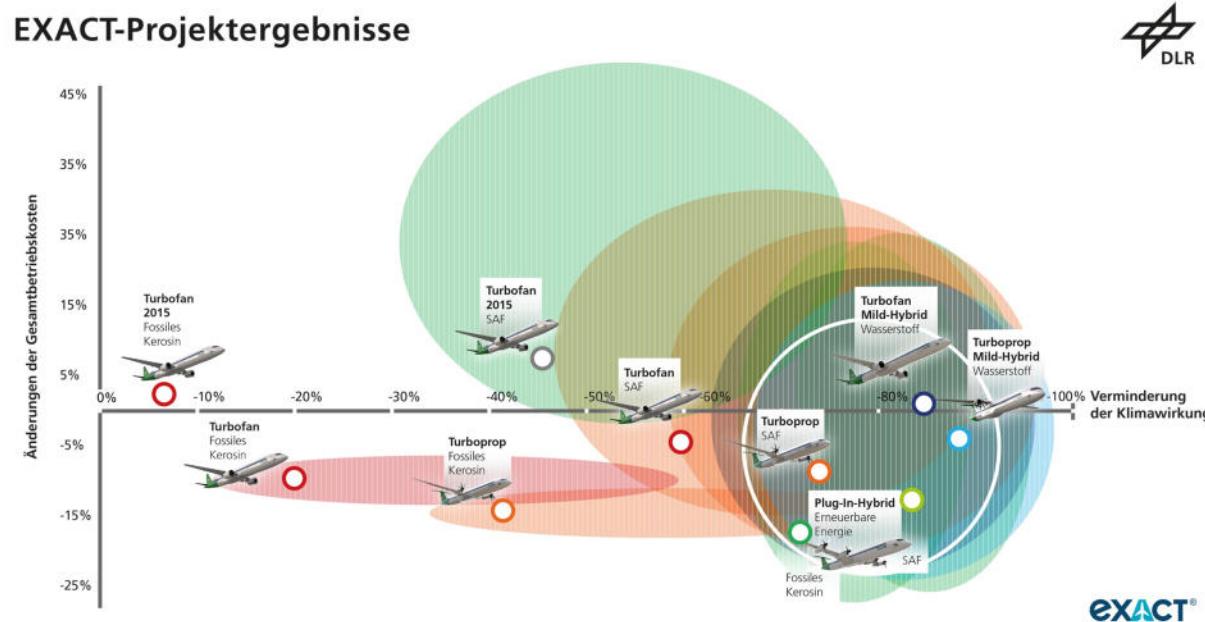


Abbildung 2.1: DLR EXACT Studienergebnisse [9]

Vries et al. (2024) gehen einen Schritt weiter und schlagen einen vollelektrischen Entwurf für ein Kurzstreckenflugzeug bis 800 km Reichweite vor [10]. Dabei machen die Autoren darauf auf-

merksam, dass alte Vorbehalte gegenüber einer vollelektrischen Architektur hinterfragt werden müssen, da sich die Technologie schnell entwickelt. Rendón et al. (2021) geben einen Überblick über die Entwicklungen von „More Electric Aircraft“ [8]. Hierbei wird deutlich, dass sich diese Bemühungen hauptsächlich auf Flugzeuge beziehen. Als Schlüsselmarkt für elektrifizierte Senkrechtstarter wird „Urban Air Mobility“ (UAM) genannt. In diesem Kontext ist das „Electric Vertical Takeoff and Landing“ (eVTOL) Konzept besonders prominent. Dabei handelt es sich um elektrisch betriebene Senkrechtstarter, die in verschiedenen Varianten, wie Multirotor-Konzepten oder Rotor-Flügel-Konzepten mit diversen Schubsteuerungen gebaut sein können. Ugwuze et al. (2023) identifizieren über 500 angekündigte eVTOL-Projekte, wovon allerdings weniger als 30% einen Erstflug erreicht haben [11]. Diese eVTOLs sind leistungs- und reichweitenbegrenzt, sodass sie einen Hubschrauber nicht ersetzen können.

Eine Elektrifizierung eines Hubschraubers kann über verschiedene Antriebsstränge umgesetzt werden. Dazu werden in Abbildung 2.2 mögliche Konzepte vorgestellt, welche durch De Vries et al. (2019) und Bertram et al. (2021) beschrieben werden [12], [13]. Die Standardarchitektur wird im Modell „Konventionell“ betrachtet. Dabei wird Kraftstoff in einer Turbine verbrannt und Wellenleistung an ein Getriebe übertragen, welches den Rotor bewegt.

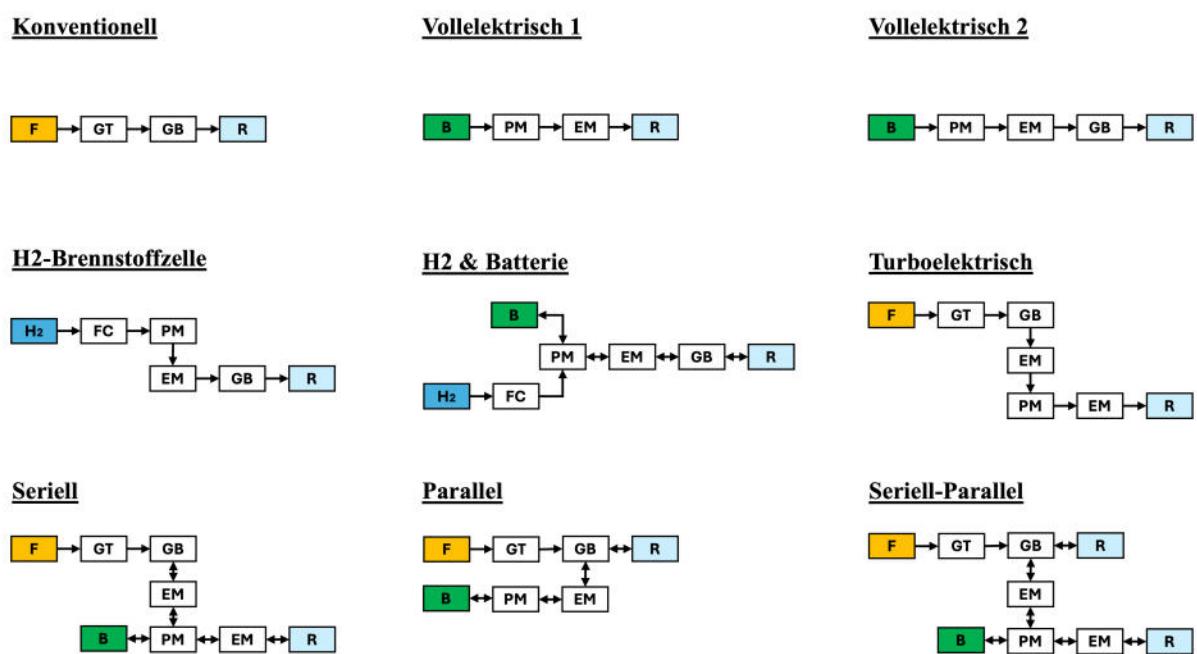


Abbildung 2.2: Elektrifizierungsstrategien nach de Vries und Bertram [12]; [13]; Legende: F - Fuel, GT - Gas turbine, GB - Gear box, R - Rotor, B - Battery, PM - Power Management, EM - Electric machine (Motor / Generator), H2 - Wasserstoff, FC - Fuel Cell

Für eine Elektrifizierung braucht es elektrische Maschinen, die als Motor und Generator fungieren können, sowie Leistungselektronik und eine Energiequelle. Die Energiequelle kann dabei entweder eine Batterie oder Wasserstoff sein. Die Konzepte „Vollelektrisch 1“ und „Vollelektrisch 2“ zeigen einen exemplarischen Antriebsstrang auf Basis einer Batterie. Sie unterscheiden sich durch den Einsatz eines Getriebes. Ob ein Getriebe nötig ist, hängt maßgeblich von

der Drehzahl und dem Drehmoment des zu betreibenden Rotors ab. Wird Wasserstoff als Energiequelle benutzt, muss dieser zunächst mittels einer Brennstoffzelle in Strom umgewandelt werden. Außerdem können Wasserstoff und Batterie als Energiespeicher gekoppelt werden, wie das Konzept „H₂ & Batterie“ zeigt. All diese Antriebsstränge bieten die Möglichkeit einer vollständigen Elektrifizierung.

Wird ein konventioneller Antriebsstrang mit Teilen eines elektrisch-betriebenen Antriebsstrangs gemischt, wird von einer Hybridisierung gesprochen. Bei einer turboelektrischen Hybridisierung wird die mechanische Leistung des konventionellen Antriebstrangs mittels eines Generators in elektrische Leistung umgewandelt, welche einen Elektromotor antreibt, der wiederum den Rotor bewegt. Diese Hybridisierung erscheint bei einem Hubschrauber weniger geeignet, da ein Turboshift-Triebwerk in einem Hubschrauber darauf ausgelegt ist, Wellenleistung möglichst effizient bereitzustellen. Durch den zusätzlichen Umwandlungsschritt entstehen Verluste. Zudem muss das Triebwerk in einem solchen Fall, wie bei einer konventionellen Architektur, dauerhaft geregelt werden, sodass keine Vorteile im Kraftstoffverbrauch erzielt werden können. Der serielle Hybrid ist ähnlich wie der Turboelektrische aufgebaut, jedoch verfügt dieses Konzept über eine zweite Energiequelle in Form einer Batterie. Dies ermöglicht sowohl eine Entlastung des Triebwerks als auch eine Nachladung der Batterie in unkritischen Flugphasen. Eine parallele Hybridisierung unterscheidet sich dahingegen, dass in diesem Konzept die Wellenleistung des Triebwerks nicht umgewandelt wird, sondern zum Antrieb des Rotors genutzt wird. Der elektrische Antriebsstrang arbeitet parallel dazu. Beide Antriebsstränge werden mit einem Getriebe kombiniert. Auch eine Mischung aus beiden Varianten ist möglich, wenn beispielsweise mehrere Rotoren angetrieben werden sollen. Dieser Seriell-Parallel-Hybrid eignet sich unter anderem bei einem elektrifizierten Heckrotor. Serielle, parallele und seriell-parallele Hybriden können um einen Wasserstoffantrieb erweitert werden. Eine wesentliche Größe bei der Auslegung von hybriden Antriebssträngen ist das sogenannte „supplied power ratio“ (SPR), oder auch Hybridisierungsgrad. Dieses gibt an, wie viel Anteil der elektrifizierte Antriebsstrang an der Gesamtleistung hat [12].

Vollständige Elektrifizierungen für Hubschrauber werden in der Literatur bereits untersucht, jedoch vorrangig für sehr kleine, leichte Hubschrauber wie die Robinson R22. Serafini et al. (2019) vergleichen eine batterieelektrische und wasserstoffgetriebene Variante der R22 [14]. Dabei zeigt sich, dass mit beiden Technologien keinesfalls ähnliche Kennwerte zum Original erreicht werden können. Die wasserstoffbetriebene Variante kann eine maximale Reichweite von 109 km und 81 km bei maximaler Ausdauer fliegen. Die batterieelektrische Variante kommt nur auf die Hälfte dieser Werte. Die Autoren finden jedoch, dass diese Varianten deutlich geringere Betriebskosten aufweisen als die originale R22. Tiseira et al. (2023) stellen einen Entwurf für ein wasserstoffgetriebenes Konzept vor, welches zwei Passagiere 34 km und 13 min weit befördern kann [15]. Größere Hubschrauber vollständig zu elektrifizieren, ist besonders schwierig. So zeigen Bolvashenkov et al. (2017) ein EC135-Konzept mit einem Antrieb basierend auf flüssigem Wasserstoff und Superkondensatoren [16]. Dabei stellt sich heraus, dass dieser Antrieb nur möglich ist, wenn sich die Technik für Superkondensatoren deutlich verbessert. Somit

ist festzustellen, dass eine vollständige Elektrifizierung eines Hubschraubers mit starken Einschränkungen bei Reichweite, Ausdauer und Nutzlast einhergeht.

Gurevich et al. (2014) untersuchen vier mögliche Hybridisierungen für Hubschrauber der Kategorien Super-Leicht, Leicht und Medium [17]. Die Autoren zeigen, dass eine Elektrifizierung des Heckrotors, als einfachste Hybridisierung, bereits damals ohne merklichen Massenzuschlag möglich ist. Alle weiteren Elektrifizierungen sind mit dem damaligen Stand der Technik unrealistisch, gleichwohl findet die Studie, dass mit Annahmen für zukünftige Technologiestände eine Masseneinsparung von 20 bis 40% möglich sein kann. Mercier et al. (2015) von Airbus Helicopters führen ebenfalls eine Machbarkeitsstudie für elektrifizierte Hubschrauber durch [18]. Dabei werden mehrere Konzepte bis hin zu einer vollständigen Elektrifizierung untersucht. Die Studie kommt zu dem Schluss, dass der Gewichtszuschlag für alle Konzepte zu hoch ist und sich die Technologie noch verbessern muss. Avanzini et al. (2017) legen dar, wie mittels einer Hybridisierung eines zweimotorigen Hubschraubers eine Notlandefähigkeit hergestellt werden kann [19]. Dabei ergibt sich ein Massenzuschlag von 14%, was eine Limitierung der Passagierzahl von sieben auf vier zur Folge hat. Der Energieinhalt der Batterie liegt bei rund 10 kWh, allerdings sind auch Werte bis 200 kWh möglich, wenn eine voll angetriebene Notlandung aus großer Höhe stattfindet. Auch diese Studie deutet darauf hin, dass mit zukünftiger Technologie eine erhebliche Verbesserung zu erwarten ist. Donateo et al. (2018) untersuchen verschiedene Hybridisierungskonzepte für eine Agusta-Westland AW109 mit dem Ergebnis, dass eine Elektrifizierung des Heckrotors ohne Massenzuschlag möglich ist [20]. Ferner kann mittels einer parallelen Hybridisierung 14% Kraftstoff eingespart werden. Auch in dieser Studie werden Energieinhalte von etwa 10 kWh genannt, wobei die Notlandungen als besonders energieintensiv herausgestellt werden. Bertram et al. (2021) vergleichen serielle, parallele und vollelektrische UAM-Konzepte mit verschiedenen Hybridisierungsgraden [13]. Es stellt sich heraus, dass Parallel- und Seriellhybride mit kleinem Hybridisierungsgrad am leichtesten sind und dabei sehr effizient. Zudem weist diese Studie nach, dass wasserstoffbetriebene Konzepte sehr ineffizient sind.

2.2 Identifikation von geeigneten hybriden Konfigurationen

Auf Basis der in Kapitel 2.1 aufgezeigten Antriebsstränge werden geeignete Konfigurationen für den Einsatz in einem Hubschrauber ausgewählt werden. Eine vollständige Elektrifizierung wird ausgeschlossen, da diese mit zu vielen Kompromissen in den Aspekten Gewicht, Reichweite, Ausdauer und Nutzlast einhergeht. Der Einsatz eines turboelektrischen Antriebs wird aufgrund der Darstellungen in Kapitel 2.1 ebenso nicht in Erwägung gezogen. Somit ergeben sich drei mögliche Konzepte für den Einsatz in einem Hubschrauber:

- Serielle Hybridisierung
- Parallelle Hybridisierung
- Seriell-parallele Hybridisierung

Letzteres Konzept eignet sich besonders, wenn mehrere Rotoren angetrieben werden müssen. Dies kann der Fall sein, falls eine Elektrifizierung des Heckrotors umgesetzt wird. Im Verlauf

dieser Arbeit wird dies nicht weiter betrachtet, da zum Zeitpunkt der Verfassung dieser Arbeit keine Vorentwurfs- und Abschätzmethoden für eine solche Technologie existieren. Somit steht eine serielle oder parallele Hybridisierung im Fokus, hingegen bleibt die Frage offen, ob ein batterieelektrischer oder wasserstoffbetriebener Antrieb sinnvoll ist. Zur Untersuchung dieser Fragestellung wird in Abbildung 2.3 ein exemplarischer Missionsverlauf eines Hubschraubers und der dazugehörige Leistungsbedarf gezeigt.

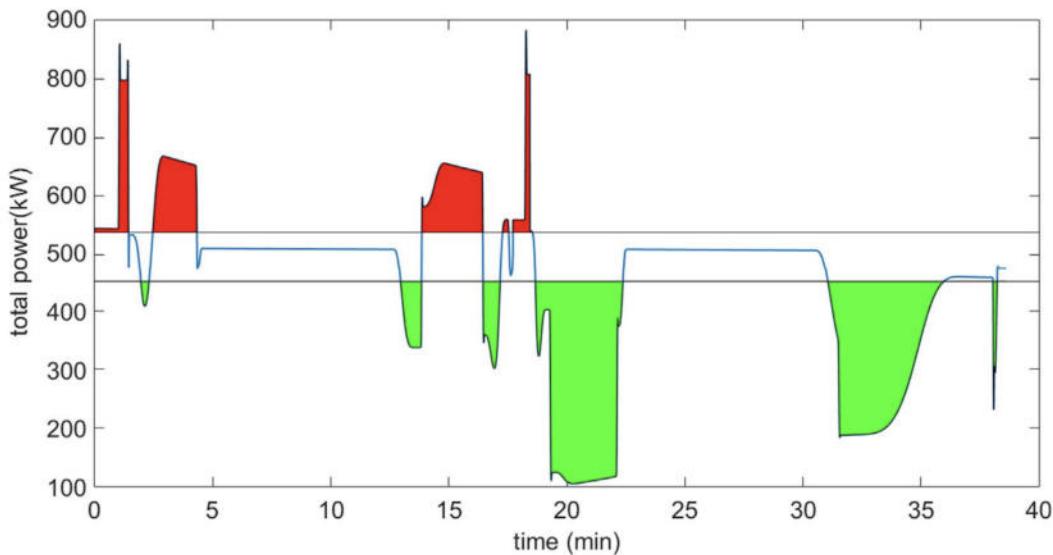


Abbildung 2.3: Exemplarischer Leistungsbedarf während einer Mission (rot: Batterie unterstützt, grün: Batterie lädt) [20]

Zur Einordnung sind in der Grafik charakteristische Betriebszustände eines hybriden Antriebsstrangs hervorgehoben. Zum einen ist ein horizontales Band bei 500 kW Leistung zu sehen. Dies ist der Betriebsbereich des Triebwerks, welcher sehr eng gehalten wird, um das Triebwerk in einem Bereich möglichst niedrigem Kraftstoffverbrauchs zu betreiben. Alle Lasten, die über oder unter diesem Bereich liegen, müssen demzufolge von dem elektrischen Antriebsstrang übernommen werden. In rot markiert sind Betriebsbereiche, in denen Leistung aus dem elektrischen Antriebsstrang hinzugegeben werden muss. Grün symbolisiert einen Leistungsüberschuss. Aus der Grafik gehen drei Erkenntnisse hervor:

1. Es treten sehr hohe Lastspitzen auf, jedoch nur für einen kurzen Zeitraum.
2. Die rot markierten Flächen sind klein. Die Fläche unter der Leistungskurve stellt die benötigte Energie dar. Somit muss der elektrifizierte Teil des Antriebsstrangs hohe Spitzenleistungen bereitstellen, wobei das Mitführen von großen Mengen Energie nicht nötig ist.
3. Die Anwesenheit von grünen Flächen weist darauf hin, dass es notwendig ist Energie zu speichern, um das Triebwerk in seinem idealen Betriebsbereich zu betreiben.

Eine Schlussfolgerung aus der dritten Erkenntnis ist, dass eine Pufferbatterie eine Mindestanforderung für einen hybriden Antriebsstrang in einem Hubschrauber ist, wenn das Triebwerk möglichst kontinuierlich kraftstoffsparend betrieben werden soll. Alle drei Punkte machen einen Einsatz von Wasserstoff für eine Hybridisierung in einem Hubschrauber wenig attraktiv, da durch einen Wasserstofftank und eine Brennstoffzelle die Komplexität des Antriebss-

trangs weiter steigt und zusätzliche Wandlungsverluste während der Leistungsübertragung integriert werden. Hinzu kommt eine relativ kleine Leistungsdichte von Brennstoffzellen von heute $1,5 \text{ kW kg}^{-1}$ und zukünftig 3 kW kg^{-1} , weshalb ein hoher Massenaufschlag, zusätzlich zu der ohnehin nötigen Pufferbatterie, resultiert [21].

Mittels der Literaturrecherche in Kapitel 2.1 und den Ausführungen in diesem Kapitel werden im weiteren Verlauf eine serielle und parallele Hybridisierung mit batterieelektrischem Antriebsstrang für den Einsatz in einem Rettungshubschrauber untersucht.

2.3 Komponenten für eine Hybridisierung

Die schematische Funktionsweise von den ausgewählten Hybridisierungen wird in Abbildung 2.2 dargestellt. In diesem Kapitel wird auf die einzelnen Komponenten eingegangen, die benötigt werden, um diese Hybridisierungen umzusetzen. Dabei wird der konventionelle Teil des Antriebsstrangs als gegeben betrachtet.

2.3.1 Batterien

Wie im letzten Kapitel herausgearbeitet, wird eine Batterie¹ genutzt, um Energie zu speichern und Leistung zur Verfügung zu stellen. Wird von einer Batterie in einem Vehikel gesprochen, ist vielmehr ein Batterie-Pack gemeint. Dieser besteht aus einer Verschaltung von einzelnen Batteriezellen und bietet ein Schutzgehäuse für diese. Die einzelnen Zellen wiederum können von unterschiedlicher Bauart sein. Am bekanntesten sind drei Formate [23]:

- Zylindrische Zellen
- Prismatische Zellen
- Pouch-Zellen

Reid et al. (2025) finden in einer Untersuchung zum Einsatz von Batterien in der Luftfahrt, dass Pouch-Zellen elektrochemisch in Bezug auf die Energiedichte (Wh kg^{-1}) überlegen sind [24]. Dahingegen bieten zylindrische Zellen einen geeigneten Kompromiss aus Leistung und Sicherheit. Relevante Kennwerte einer Batterie sind die Kapazität in Amperestunden (Q in A h) und die Spannung in Volt (U in V). Werden diese Kennwerte miteinander multipliziert, ergibt sich der Energieinhalt der Batterie in Wattstunden (E in Wh). Typischerweise haben Batteriezellen eine Nennspannung von drei bis vier Volt [25].

Abbildung 2.4 zeigt einen exemplarischen Verlauf der Zellspannung während die Zelle entladen wird. Zu erkennen ist ein Maximum bei 100-95% Ladezustand (SOC, State-of-Charge). Bis zu einem SOC von 15% folgt ein Plateau. Bei Ladezuständen unter 15% ($\text{DoD} > 85\%$) fällt die Spannung rapide ab. Ein Betrieb der Batterie in diesem Bereich bedeutet bei konstanter Stromstärke folglich eine geringere Leistungsabgabe. Aus diesem Grund werden Batterie-Packs oft größer skaliert und der nutzbare Bereich eingeschränkt, sodass die nutzbare Spannung innerhalb des Plateaus liegt. Werden Zellen in Reihe geschaltet, addieren sich die Spannungen. Bei

¹Durch die Elektromobilität und der Ähnlichkeit zur englischen Sprache hat sich das Wort Batterie als Synonym für Akkumulator (kurz: Akku) etabliert. Früher galten Batterien als nicht-wiederaufladbare Speicher. In dieser Arbeit werden Batterien als wiederaufladbare elektrochemische Speicher betrachtet [22].

einer Parallelschaltung addieren sich die Kapazitäten. Durch eine Mischung von Reihen- und Parallelschaltung kann ein gewünschter Batterie-Pack konfiguriert werden.

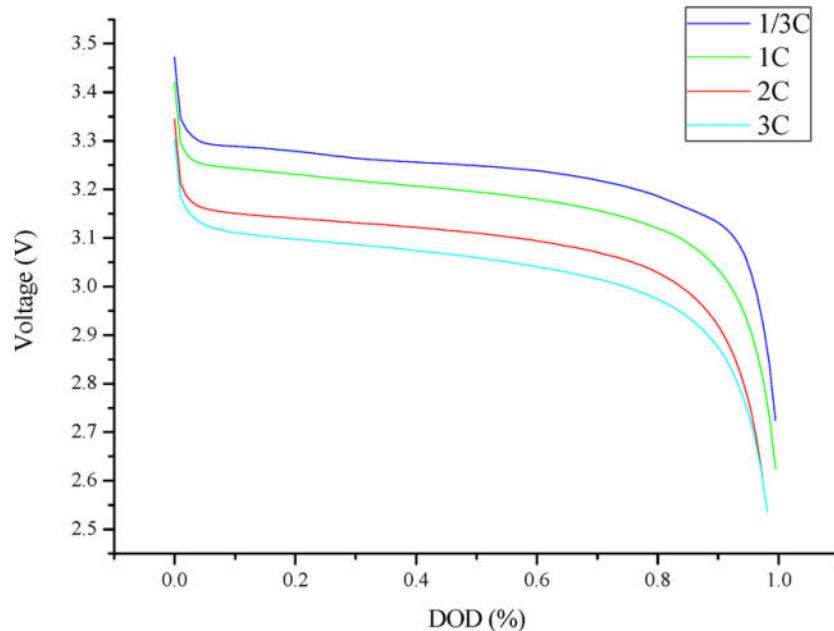


Abbildung 2.4: Spannungsverlauf einer Batteriezelle während der Entladung (DoD - Depth of Discharge) [26]

Eine weitere relevante Kenngröße einer Batterie ist die C-Rate, auch Laderate C genannt. Diese gibt an, wie schnell eine Batterie be- und entladen werden kann. Dazu wird die abgegebene oder aufgenommene Stromstärke durch die Kapazität der Batterie geteilt (siehe Formel 2.1). Eine hohe C-Rate bedeutet folglich, dass eine Batterie mit kleiner Kapazität hohe Stromstärken abgeben oder aufnehmen kann [25].

$$C = \frac{I}{Q} = \frac{P}{E} \quad [C] = \frac{\text{A}}{\text{Ah}} = \frac{\text{W}}{\text{Wh}} = \frac{1}{\text{h}} \quad (2.1)$$

Es ist anzumerken, dass eine Batterie mit der Zeit altert und ihre Kapazität sinkt. Oft wird angegeben, wie viele Ladezyklen (vollständiges Be- und Entladen) eine Batterie durchführen kann, bis die Kapazität auf 80% der ursprünglichen Batterie gesunken ist. Dies muss bei der Verwendung in einem Luftfahrzeug berücksichtigt werden, da die Auslegungskapazität nach einiger Zeit nicht mehr ausreichen könnte, um die Missionsanforderungen abzubilden.

2.3.2 Elektromotoren

Der Elektromotor ist eine wesentliche Komponente für den hybridisierten Antriebsstrang. Dieser stellt die benötigte Antriebsleistung, aber auch das Drehmoment zur Verfügung. Es existieren unterschiedliche Bauweisen von Elektromotoren. Üblich sind Radialflussmaschinen, die entweder als Asynchronmaschine oder als Synchronmaschine mit permanenter oder Fremderregung arbeiten. Dagegen gewinnen Axialflussmaschinen zunehmend an Bedeutung und werden speziell für den Einsatz in der Luftfahrt erforscht [27]. Dabei geht es vor allem darum, die massenspezifische Leistung zu erhöhen. Elektromotoren haben häufig hohe Drehzahlen mit

bis zu 25000 Umdrehungen pro Minute, aber liefern dabei nur sehr wenig Drehmoment [27]. Je nach Bauweise kann dieses Verhalten umgekehrt werden, sodass niedrige Drehzahlen mit hohen Drehmomenten gekoppelt werden (siehe Tabelle A.1). Im ersten Fall ist der Einsatz eines Übersetzungsgetriebes möglich, um mehr Drehmoment aus der Drehzahl heraus zu generieren. Dies muss je nach Anwendungsfall genau diskutiert werden und beeinflusst somit auch die möglichen Architekturen. Eine Betrachtung anhand des Fallbeispiels erfolgt in Kapitel 3.2. Zudem können Elektromotoren als Generatoren betrieben werden, was eine essenzielle Fähigkeit ist, um überschüssige Leistung abzufangen.

2.3.3 Konverter

Für die Umwandlung zwischen Wechselstrom (AC) und Gleichstrom (DC) oder zum Anpassen von Spannungsniveaus werden Konverter eingesetzt. Zu den Konvertern gehören beispielsweise Inverter (Wechselrichter) und Gleichrichter, sowie Wandler. Ein Inverter wandelt Gleichstrom in Wechselstrom um. Dies ist wichtig, da eine Batterie Gleichstrom ausgibt, wohingegen die meisten Elektromotoren mit Wechselstrom arbeiten. Auf dem Markt existieren auch bidirektionale Inverter, die sowohl AC in DC und DC in AC umwandeln können, weshalb fortan ein Inverter ein Gerät beschreibt, das beides kann (siehe Tabelle B.1). Somit kann der Inverter sowohl den Antrieb aus der Batterie speisen, als auch Überschüsse in die Batterie zurückführen. Ein zweites Bauteil, welches eine Rolle in einem hybridisierten Antriebsstrang spielen kann, ist ein DC-DC-Wandler. Dieser ist in der Lage, Spannungsniveaus anzupassen. Bei einer guten Auslegung des Antriebs muss dieser nicht eingesetzt werden. Da im Konzeptentwurf noch keine detaillierte Auslegung stattfindet, wird ein DC-DC-Wandler im Verlauf der Arbeit berücksichtigt, um alle Flugzustände abzudecken.

2.3.4 Kühlung

Alle bisher genannten Komponenten erzeugen Verluste in Form von Wärme durch ihren Betrieb, auch wenn sie eine hohe Effizienz aufweisen. Hinzu kommt, dass Batterien für eine lange Lebensdauer in einem bestimmten Temperaturbereich betrieben werden sollten [25]. Somit ergibt sich der Bedarf für ein Thermalmanagementsystem (TMS).

2.3.5 Getriebe

Je nach Konfiguration stellt sich die Frage, wie der Elektromotor mit den übrigen Komponenten des Antriebsstrangs gekoppelt wird. Dabei muss zwischen den Hybridisierungen unterschieden werden. Bei einem seriellen Hybrid treibt der Elektromotor den Rotor an. Somit muss sichergestellt werden, dass der Elektromotor einen geeigneten Betriebspunkt für die gewünschte Drehzahl und das gewünschte Drehmoment aufweist. Die Verfügbarkeit eines Elektromotors mit einem geeigneten Betriebspunkt hängt von den Leistungsanforderungen des Hubschraubers ab. Die Drehzahlanforderung ist dabei weniger kritisch, da es eine große Bandbreite an Drehzahlbereichen unter den Elektromotoren gibt (siehe Tabelle A.1). Kritischer ist die Drehmomentanforderung. Diese kann ab einem bestimmten Wert nur noch erreicht werden, wenn über ein Getriebe eine hohe Drehzahl in hohes Drehmoment umgewandelt wird. Bei einem parallelen Hybrid wird architekturbedingt ein Getriebe eingesetzt. An das Getriebe werden deutlich

höhere Anforderungen gestellt, da dieses ein Triebwerk und einen Elektromotor mit unterschiedlichen Drehzahlen und Drehmomenten gleichzeitig handhaben muss. Eine Annäherung der Betriebspunkte der beiden Antriebseinheiten wirkt vielversprechend, um die Anforderungen an das Getriebe zu minimieren. Diese Annäherung könnte wiederum ein weiteres Übersetzungsgetriebe für den Elektromotor nötig machen. Das Getriebe muss außerdem in der Lage sein, Leistungen zu verteilen, da das Triebwerk dauerhaft in einem Betriebspunkt mit möglichst niedrigem Kraftstoffverbrauch betrieben werden soll und alle Leistungsänderungen über den elektrischen Antriebsstrang abgegeben oder aufgenommen werden müssen.

Eine genaue Aussage zum Thema Getriebe ist also abhängig von der Konfiguration, den Anforderungen des Rotors und von den Gegebenheiten des konventionellen Antriebsstrangs, sodass pauschale Aussagen nicht möglich sind. Eine Betrachtung am Fallbeispiel erfolgt in Kapitel 3.2.

2.4 Aktuelle und künftige Technologielevel für Komponenten eines hybriden Antriebsstrangs

Für die Auslegung des elektrischen Antriebsstrangs müssen fundierte Annahmen über den Technologiestand getroffen werden. Dafür werden spezifische Dichten verwendet, die eine charakteristische Kenngröße, wie die Leistung, im Verhältnis zu Masse oder Volumen angeben. Diese werden anhand des aktuellen Markts und wissenschaftlichen Veröffentlichungen abgeleitet. Dabei ergibt sich bei allen Komponenten eine Diskrepanz zwischen Literatur und Markt, wobei der Markt überlegene Kennwerte bietet, als es die Literatur vorhersagt. Dies kann unter anderem auf die schnelle Entwicklung im Bereich der Elektromobilität zurückgeführt werden.

2.4.1 Elektromotoren

Bolam et al. (2020) dokumentieren eine Spitzentechnologie für Elektromotoren von 7 kW kg^{-1} mit einem marktüblichen Wert bei 5 kW kg^{-1} [28]. Recherchen von Bird (2021) erhöhen diesen Wert auf 8 kW kg^{-1} [29]. Seither ist eine kontinuierliche Steigerung sichtbar. Al-Qarni et al. (2022) zeigen Elektromotoren verschiedener Bauweisen mit 20 kW kg^{-1} auf Maschinenebene und 12 kW kg^{-1} auf Systemebene [30]. Ein Jahr später listen Jenkins et al. (2023) mehrere Elektromotoren im Bereich $9\text{--}12 \text{ kW kg}^{-1}$ auf [31]. In neuesten Forschungen zeigen Gerada et al. (2025) Leistungsdichten von $15\text{--}25 \text{ kW kg}^{-1}$ [32]. Höhere Leistungsdichten sind nur mit hinreichender Kühlung möglich. Saeidabadi et al. (2022) stellen beispielsweise einen Elektromotor mit kryogener Kühlung bei $30,5 \text{ kW kg}^{-1}$ vor [33].

Neben den aufgezeigten Forschungsergebnissen werden in Tabelle 2.1 vier Studien aufgeführt, die diese Technologiestände in die Zukunft projizieren. Link et al. (2024) führen statistische Abschätzungen basierend auf heutigen Motoren und Forschungszielen durch [34]. In dem Zusammenhang wird eine konservative und eine progressive Entwicklung abgeschätzt. Die Tabelle zeigt den progressiven Ansatz, da sich dieser besser mit Industriedaten (siehe Anhang A Tabelle A.1) deckt. Für die statistischen Abschätzungen von Pastra et al. (2022) wird die aggressive Projektion herangezogen, um eine Vergleichbarkeit mit den Industriedaten zu gewährleisten

[35]. Auch das Aerospace Technology Institute (ATI) in England gibt Werte an, jedoch ohne sich auf Statistiken zu berufen [36]. Die Zahlen sind dabei wesentlich optimistischer in Bezug auf die Entwicklung bis 2030 mit 23 kW kg^{-1} . Die vierte Studie kommt von der Strathclyde Universität in Glasgow und bietet ebenfalls eine statistische Untersuchung für elektrische Komponenten für den Einsatz in eVTOLs [37]. Diese Studie findet, unabhängig voneinander, identische Zahlen, wie sie von Link et al. prognostiziert werden.

Tabelle 2.1: Kennwerte für Leistungsdichten von Elektromotoren in kW kg^{-1}

Studie	2025	2030	2035
Link [34] progressiv	11	15	19
Pastra [35] aggressiv	10	16	24
ATI [36]	13	23	-
Strathclyde [37]	11	15	19

Auf Seiten der Industrie zeigt sich in der in Anhang A aufgeführten Tabelle A.1, dass die in Tabelle 2.1 aufgelisteten Werte konservativ sind. Mehrere Motoren weisen eine Leistungsdichte von $11-13 \text{ kW kg}^{-1}$ auf, was mit den Vorhersagen gut übereinstimmt. Es liegen hingegen auch weiterentwickelte Motoren, wie den Evolito D250 1x3 vor, der bereits 16 kW kg^{-1} im kontinuierlichen Betrieb bietet. Des Weiteren kommen erste Elektromotoren, wie der Helix SPM177-165 mit über 20 kW kg^{-1} auf den Markt. Diese Zahlen sind bisher nicht von unabhängiger Stelle geprüft. Keine der genannten Quellen bietet Werte für eine volumetrische Leistungsdichte. Daher wird sich in Bezug auf diese Größe, wie auch für die zukünftige Entwicklung aller Kennwerte, verstärkt an der Industrie orientiert. Auf Basis aller genannten Forschungsergebnisse, Projektionen und Marktdaten wird der Elektromotor H3X HPDM-500 als heutiger Technologiestand mit Kennwerten von 12 kW kg^{-1} und 42 kW l^{-1} angenommen. Der Helix SPM177-165 dient als Projektion für 2035 mit 24 kW kg^{-1} und 100 kW l^{-1} . Zwischen diesen Motoren wird ein Technologiestand von 16 kW kg^{-1} und 60 kW l^{-1} für 2030 angesetzt. Der Wirkungsgrad wird nach Link et al. (2024) auf 96% für 2025 und 2030 festgelegt und steigt 2035 auf 97% [34].

2.4.2 Konverter

Wie auch für den Elektromotor dienen für die Konverter spezifische Dichten in kW kg^{-1} und kW l^{-1} als Kenngrößen. Goli et al. (2021) beschreiben in einer Übersicht über den Stand der Technik von Invertern aktuelle Werte von 40 kW kg^{-1} und 30 kW l^{-1} , wobei einzelne Hersteller wie Tesla bei beiden Kennwerten bereits Werte bis 50 erreichen [38]. In der Studie wird auch verdeutlicht, dass seit 2018 ein Anstieg gegenüber dem vorherigen Level von $5-15 \text{ kW kg}^{-1}$ zu sehen ist. Kugener et al. (2023) stellen einen Inverter mit 42 kW kg^{-1} und 59 kW l^{-1} und Zhen et al. (2024) mit 62 kW kg^{-1} und 52 kW l^{-1} (ohne Gehäuse) vor [39], [40].

Die in Kapitel 2.4.1 beschriebenen Studien für Projektionen von Kennwerten für die Zukunft geben ebenfalls Werte für Leistungselektronik an. Diese sind in Tabelle 2.2 dargestellt. Im Gegensatz zu den aufgezeigten Forschungsergebnissen ergibt sich in diesen Studien ein ganz anderes Bild für die gravimetrische Leistungsdichte. Die Studien gehen von einem heutigen Technolo-

giestand für die Inverter von $21\text{-}27 \text{ kW kg}^{-1}$ aus, mit einer Verbesserung auf über 30 kW kg^{-1} bis 2035. Hall et al. (2022) prognostizieren selbst im aggressiven Szenario noch geringere Werte [41]. Es ist anzumerken, dass in den Studien alte Datenpunkte enthalten sind. Die Daten von Hall et al. (2022) beginnen in den 1970er Jahren und bei der Starthclyde-Studie ab 2010. Damals sind Si-IGBT-Transistoren der Stand der Technik. Mittlerweile werden vermehrt SiC-Transistoren eingesetzt, mit welchen deutlich höhere Leistungsdichten erzielt werden können. Solche Datenpunkte sind in den Statistiken unzureichend abgebildet, sodass kein aussagekräftiger Trend für die SiC-Technologie abgeleitet werden kann. Die Studien zeigen zudem, dass die Kennwerte für DC-DC-Wandler leicht unter den Werten von Invertern liegen. Das ATI geht davon aus, dass sich die Werte bis 2030 angleichen [36]. Auch Link et al. (2024) und Hall et al. (2022) betrachten sowohl Inverter als auch Wandler gemeinsam mit einem gleichen Technologiestand.

Tabelle 2.2: Kennwerte für Leistungsdichten von Konvertern in kW kg^{-1}

Studie	Art	2025	2030	2035
Link [34] progressiv	AC-DC	21	27	31
Hall [41] aggressiv	AC-DC	11	17	26
ATI [36]	AC-DC	22	40	-
Strathclyde [37]	AC-DC	27	30	34
Link [34] progressiv	DC-DC	21	27	31
Hall [41] aggressiv	DC-DC	11	17	26
ATI [36]	DC-DC	15	40	-
Strathclyde [37]	DC-DC	19	22	24

In Hinblick auf den Konvertermarkt (siehe Anhang B Tabelle B.1) ergeben sich deutlich höhere Werte, als in den Projektionen angegeben. In der Tabelle ist zu erkennen, dass viele Inverter bereits 50 kW kg^{-1} Peak und 30 kW kg^{-1} kontinuierliche Leistung liefern können. Deutlich herausstechend ist der IPG5-x von McLaren Applied, welcher 114 kW kg^{-1} erreichen soll. Der 200kW DC-DC-Wandler von Fraunhofer leistet Werte von 62 kW kg^{-1} und 143 kW l^{-1} .

Basierend auf allen genannten Daten wird als Vertreter des heutigen Technologiestands der ZeroAvia 400 kW Bidirektional Inverter mit 20 kW kg^{-1} und 18 kW l^{-1} kontinuierlicher Leistung angenommen. Für das Jahr 2030 dient der Helix MCU1200-640 mit 30 kW kg^{-1} und 27 kW l^{-1} kontinuierlicher Leistung als Referenz. Der McLaren Applied IPG5-x mit 71 kW kg^{-1} und 66 kW l^{-1} kontinuierlicher Leistung wird als Ausblick für 2035 angesetzt. Nach Link et al. (2024) wird ein konstanter Wirkungsgrad von 98% bis 2035 und identische Kennwerte für DC-DC-Wandler vorausgeschlagen [34].

2.4.3 Thermalmanagementsysteme

Bei dem Betrieb eines elektrischen Antriebsstrangs entstehen trotz der hohen Wirkungsgrade der einzelnen Komponenten merkbare Verluste in Form von Wärme. Damit ein sicherer Betrieb möglich ist, wird ein Thermalmanagement benötigt. Aus diesem Grund werden Batterien

in Elektroautos gekühlt und mit einem Batteriemanagementsystem gesteuert. Mittels des Wirkungsgrades und der Antriebsleistung kann eine Abschätzung über die entstehende Heizleistung ermittelt werden. Zur Auslegung der Komponenten kann über die spezifische Wärmeabfuhr in kW kg^{-1} eine Komponentenmasse bestimmt werden [42].

Chapman et al. (2020) entwickeln Thermalmanagementsysteme für verschiedene elektrisch betriebene Luftfahrzeuge [43]. Aus den Daten ergeben sich $1\text{--}5 \text{ kW kg}^{-1}$ für diese Systeme. Dabei liegen die Werte für Batterien bei $\sim 1,8 \text{ kW kg}^{-1}$ und für Motoren und Konverter zwischen 2 und 3 kW kg^{-1} . Link et al. (2024) geben für einen elektrischen Antriebsstrang in einer progresiven Abschätzung $1,5 \text{ kW kg}^{-1}$ als heutigen Technologiestand und Werte von $1,9 \text{ kW kg}^{-1}$ für 2030 und $2,1 \text{ kW kg}^{-1}$ für 2035 an [34]. Es zeigt sich nur eine marginale Verbesserung. Ferner gibt es in der Literatur keine Werte für eine volumetrische Leistungsdichte. Somit können diese Kennwerte nur abgeschätzt werden. Wie bei den Konvertern wird davon ausgegangen, dass die Werte von kW kg^{-1} und kW l^{-1} in derselben Größenordnung liegen. Basierend auf diesen Daten wird für ein Batterie-TMS ein Wert von $1,5 \text{ kW kg}^{-1}$ bis 2035 festgelegt. Für alle weiteren Komponenten, wie Elektromotoren und Konverter, werden Werte von 2 kW kg^{-1} für 2025, $2,4 \text{ kW kg}^{-1}$ für 2030 und $2,8 \text{ kW kg}^{-1}$ für 2035 angenommen. Die volumetrische Leistungsdichte wird auf 2 kW l^{-1} in 2025 und 3 kW l^{-1} in 2035 geschätzt.

2.4.4 Batterien

Batterien entwickeln sich zu einer Schlüsseltechnologie des 21. Jahrhunderts, maßgeblich getrieben durch die wachsende Industrie der Elektromobilität und neuerdings die stationäre Stromspeicherung für Energienetze. In den letzten Jahren hat eine schnelle Weiterentwicklung der Batterietechnologie stattgefunden. Maßgebende Kriterien dabei sind die gravimetrische Energiedichte in Wh kg^{-1} (GED), die volumetrische Energiedichte in Wh l^{-1} (VED), sowie die Anzahl an Ladezyklen und die C-Rate. Für Luftfahrtanwendungen besonders relevant ist die gravimetrische Energiedichte, da diese die gespeicherte Energie mit der Masse der Batterie in Relation setzt.

Betrachtung des Stands der Technik und der zukünftigen Entwicklung von Batterien auf Zellebene

Batterien können unterschiedliche Formen und Chemien aufweisen. Heute üblich sind drei Zellformate: Pouch-Zellen, prismatische Zellen und Rundzellen [23]. Gängige Zellchemien sind LFP (Lithium-Eisen-Phosphate), NMC (Nickel-Mangan-Cobalt-Oxide) und NCA (Nickel-Cobalt-Aluminum-Oxide) [44]. Dabei spielt NMC eine führende Rolle bei den Energiedichten. Aktuelle Zellen, wie sie unter anderem in Elektroautos eingesetzt werden, liegen bei $265\text{--}280 \text{ Wh kg}^{-1}$ [45]. Die aktuell höchste Energiedichte in einer kommerziell eingesetzten Batterie liegt bei 360 Wh kg^{-1} und 800 Wh l^{-1} und wird in kleinen Volumen im Elektroauto Nio ET7 verwendet [46]. Im Anhang C Tabelle C.1 sind eine Auswahl der heute verfügbaren, energiedichtesten Batteriezellen aufgeführt. Daraus ableitend wird angenommen, dass als heutiger, marktreifer Technologiestand eine Energiedichte von 300 Wh kg^{-1} und 700 Wh l^{-1} auf Zellebene mit 3C kontinuierlicher Be- und Entladung erreicht werden kann.

Eine weitere deutliche Verbesserung der Energiedichten ist bei klassischen Lithium-Ionen-Batterien nicht zu erwarten [23]. Aus diesem Grund werden neue Zellarchitekturen und Chemien erforscht, um größere Energiedichten zu erzielen. Dabei werden die möglichen Entwicklungsstufen in Generationen eingeteilt, wie durch Kühnelt et al. (2023) beschrieben [47]. Eine Übersicht über diese Generationen ist in Tabelle 2.3 aufgeführt. Generation 2b ist aktuell Industriestandard. Erste Zellen, wie die des Nio ET7, können eine höhere Energiedichte erreichen. Diese gehören zu Generation 3a.

Von diesem Ausgangspunkt ergeben sich mehrere Forschungsrichtungen. Weiterentwickelte Lithium-Ionen-Batterien fallen in Generation 4 in der zwei Ansätze zur Erhöhung der Energiedichte in der näheren Zukunft verfolgt werden. Zum einen der Einsatz von Silizium in der Anode, zum anderen eine Lithium-Metall-Anode (anodenfreie Zellkonstruktion) [48]. Diese Technologien werden voraussichtlich bis 2030 etabliert sein [49]. Tabelle C.1 im Anhang C führt erste Zellen aus Generation 4a (Amprius) und 4b (Sion Power) auf. Aktuell können diese Zellen nur in kleiner Stückzahl gefertigt werden und können noch optimiert werden. Neueste Forschung macht deutlich, dass diese Batterien zu weitaus größeren Energiedichten als 500 Wh kg^{-1} fähig sein können. Louli et al. (2022) aus der Forschungsgruppe des renommierten Batterieforschers Jeff Dahn beschreiben eine Lithium-Metall-Batterie mit anodenfreier Konstruktion und NMC811 mit 575 Wh kg^{-1} und 1414 Wh l^{-1} [50]. Li et al. (2023) schildern eine Lithium-Metall-Batterie mit 700 Wh kg^{-1} und 1650 Wh l^{-1} , die bis zu 80 Zyklen absolvieren kann [51]. Diese Zellen sind noch weit von der Marktreife entfernt, gleichwohl ist festzustellen, dass diese Energiedichten in Aussicht kommen.

Tabelle 2.3: Batterie-Generationen nach Kühnelt et. al. [47]

Gen.	Kathode	Anode	Elektrolyt	GED in Wh kg^{-1}	Einordnung
1	LFP, NCA	Graphit	Flüssig	160	Beispiel Hausspeicher
2a	NMC111	Graphit	Flüssig	230-250	-
2b	NMC523/622	Graphit	Flüssig	230-250	State-of-the-art
3a	NMC622/811	Graphit mit Silizium-Anteil	Flüssig	350-400	Heute führende Batterien
3b	Nickelreiches NMC, LNMO	Graphit/ Silizium	Flüssig	350-400	Kurzfristiges Forschungsziel
4a	Nickelreiches NMC	Silizium mit Graphit-Anteil	Fest	400-500+	Mittelfristiges Forschungsziel
4b	Nickelreiches NMC mit Lithium-Anreicherung	Lithium-Metall	Fest	400-500+	Mittelfristiges Forschungsziel
5	Lithium-Luft, Lithium-Schwefel	Divers	Fest	500+	Langfristiges Forschungsziel

Langfristig sollen Batterien der 5. Generation entwickelt werden, welche ab 2035 einsetzbar sein könnten [48]. Diese bieten theoretisch sehr hohe Energiedichten, sind indes schwer umzu-

setzen und daher kaum entwickelt. Eine Zelle der 5. Generation mit Lithium-Schwefel-Chemie demonstrieren Cheng et al. (2023) mit 695 Wh kg^{-1} [52]. Diese Zelle erreicht bisher nur drei La-
dezyklen.

Neben Kühnelt et al. (2023), die sich hauptsächlich auf Forschungsziele berufen, untersuchen weitere Studien, wie Tiede et al. (2022) und das Fraunhofer Institut für System- und Innovationsforschung ISI, wie sich die Batterietechnologie entwickelt und welche Werte bis 2030 und 2035 zu projizieren sind [47], [53], [23], [49]. Dazu verwenden Tiede et al. (2022) eine statistische Abschätzung, um gravimetrische Energiedichten für eine konservative, nominale und progressive Entwicklung bis 2050 vorherzusagen [53]. Das Fraunhofer ISI nutzt Marktanalysen und Forschungsdaten, um eine Aussage über Forschungstrends und Entwicklungen für die nächsten 10 Jahre zu treffen [23]. In Tabelle 2.4 sind die anzunehmenden Energiedichten der Studien aufgeführt. Die Projektion des Fraunhofer ISI wird im weiteren Verlauf der Arbeit verwendet, um zukünftige Energiedichten zu approximieren, da sich diese Vorhersage stark an der aktuellen Forschung orientiert und sich mittig zwischen den anderen Projektionen platziert. Stellvertretend für einen Technologiestand für 2030 wird die Batterie SiMaxx HP von Amprius herangezogen, welche 400 Wh kg^{-1} und 820 Wh l^{-1} von konstanter Be- und Entladung von 10C bietet [54]. Für die schonende Nutzung der Batterie werden nur 5C angenommen. Für 2035 werden Werte von 550 Wh kg^{-1} , 1000 Wh l^{-1} und 10C abgeschätzt. Nach Tiede et al. (2022) wird ein Wirkungsgrad von 95% festgesetzt [53].

Tabelle 2.4: Vorhersage Entwicklung Batterie-GED auf Zellebene in Wh kg^{-1}

Studie	2030	2035
Kühnelt et al. [47]	500	600
Tiede et al. [53] <i>konservativ</i>	359	408
Tiede et al. [53] <i>nominal</i>	489	564
Fraunhofer [23] [49]	400 (Li-Ion)	550 (Li-S)

Wird mehr Wert auf eine hohe C-Rate anstatt einer hohen Energiedichte gelegt, wie es für hohe Leistungsanforderungen der Fall ist, kann auf bewährte Batterien aus dem Modellbau mit Lithium-Polymer-Chemie zurückgegriffen werden. In Anhang C sind marktübliche Batterien mit hoher C-Rate in Tabelle C.2 aufgeführt. Darauf basierend wird ein heutiger Technologiestand von 150 Wh kg^{-1} und 280 Wh l^{-1} bei einer kontinuierlichen Entladung mit 120C angenommen. Eine deutliche Verbesserung dieser Kennwerte ist nicht zu erwarten, da diese Zellen auf C-Raten und nicht auf Energiedichten ausgelegt sind. Die GensAce Redline 2.0 Batterie zeigt hingegen, dass es möglich ist, leicht höhere Energiedichten zu erzielen. Auf Basis dieser Batterie wird ein Technologiestand für die Batterien mit hohen Leistungsanforderungen in 2030 auf 190 Wh kg^{-1} und 360 Wh l^{-1} bei 140C kontinuierlicher Entladung im Verlauf der Arbeit verwendet.

Cell2Pack: Von der Batteriezelle zum Batterie-Pack

Im vorherigen Abschnitt wurden ausführlich Werte für Batteriezellen hergeleitet. Für eine Anwendung in einem Vehikel werden die Zellen in einem Batterie-Pack verbaut. Dabei entstehen durch die Verpackung, Kühlung und Anordnung der Zellen im Pack Verluste bei den Energiedichten. Kühnelt et al. (2023) gehen davon aus, dass der Pack nur noch 75-90% der Zellenergiedichten besitzt [47]. Vries et al. (2024) nehmen einen Wert von 80% an [10]. Tiede et al. (2022) verwenden 70% im konservativen Szenario, 80% im nominalen Szenario und 90% im optimistischen Szenario [53]. Eine detaillierte Analyse auf Basis von gesetzlichen Anforderungen, wie der TSO-C179b und RTCA DO 311A zur Nutzung von Lithium-Ionen-Batterien in Luftfahrzeugen, führen Chin et al. (2021) durch [55]. Es werden sieben Hauptfaktoren identifiziert, die beachtet werden müssen: Crash-Sicherheit, Verhinderung von thermalem Durchgehen, Explosionseindämmung, Hochtemperatur-Test, Schnellentladungsfähigkeit, Temperatur-Schock-Test und Absicherung gegen schnelle Dekompression. Diese Faktoren stellen strenge Anforderungen an die Struktur des Packs, sowie an das Thermalmanagementsystem der Batterie. Auf diesen Anforderungen aufbauend wird ein skalierbarer Batterie-Pack entwickelt. Die Studie verdeutlicht, dass das Verhältnis von Zell-Energiedichte zu Pack-Energiedichte für hohe Energiedichten nicht mehr linear skaliert, da mit zunehmender Energiedichte der Einfluss des Thermalmanagements steigt. Für Packs mit Flüssigkühlung ergeben sich in dieser Studie bei 300 Wh kg^{-1} Zellenergiedichte ein Cell2Pack-Verhältnis von $\sim 82\%$ und für 400 Wh kg^{-1} nur noch $\sim 74\%$.

Basierend auf den genannten Studien wird für den weiteren Verlauf dieser Arbeit für den heutigen Technologiestand ein Cell2Pack-Verhältnis von 80% und für den zukünftigen Technologiestand von 70% bis 60% angesetzt. In Tabelle 2.5 sind die angenommenen Energiedichten auf Packebene dargestellt, welche anhand des Cell2Pack-Verhältnisses und den gefundenen Zellenergiedichten berechnet werden. Diese korrespondieren gut mit den Werten von Link et al. (2024), die $\sim 250 \text{ Wh kg}^{-1}$ für 2025 und $\sim 300 \text{ Wh kg}^{-1}$ für 2030 auf Pack-Ebene projizieren [34].

Tabelle 2.5: Kennwerte für Batterie-Packs

Batterie	Cell2Pack in %	GED in Wh kg^{-1}	VED in Wh l^{-1}
Hohe GED 2025	80	240	560
Hohe GED 2030	70	280	574
Hohe GED 2035	60	330	600
Hohe C-Rate 2025	80	120	224
Hohe C-Rate 2030-35	80	152	288

2.4.5 Übersicht über alle Simulationsparameter

Die in den vorangegangenen Kapiteln gefundenen Kennwerte für alle Komponenten sind in Tabelle 2.6 für die Technologielevel bis 2035 übersichtlich zusammengefasst und werden im Verlauf der Arbeit für die Analyse eingesetzt.

Tabelle 2.6: Simulationsparameter für Technologielevel 2025, 2030 und 2035

Komponente	Kennwert	2025	2030	2035
Elektromotor	kW kg^{-1}	12	16	24
Elektromotor	kW l^{-1}	42	60	100
Elektromotor	$\eta\%$	96	96	97
Inverter AC-DC	kW kg^{-1}	20	30	71
Inverter AC-DC	kW l^{-1}	18	27	66
Inverter AC-DC	$\eta\%$	98	98	98
Konverter DC-DC	kW kg^{-1}	20	30	71
Konverter DC-DC	kW l^{-1}	18	27	66
Konverter DC-DC	$\eta\%$	98	98	98
Thermalmanagement Batterie	kW kg^{-1}	1,8	1,8	1,8
Thermalmanagement Batterie	kW l^{-1}	2	2	3
Thermalmanagement Andere	kW kg^{-1}	2	2,4	2,8
Thermalmanagement Andere	kW l^{-1}	2	2	3
Batterie (Pack)	Wh kg^{-1}	240	280	330
Batterie (Pack)	Wh l^{-1}	560	574	600
Batterie (Pack)	$\eta\%$	95	95	95
Batterie (Pack)	C-Rate	3	5	10
Hohe C-Rate Batterie (Pack)	Wh kg^{-1}	120	152	152
Hohe C-Rate Batterie (Pack)	Wh l^{-1}	224	288	288
Hohe C-Rate Batterie (Pack)	$\eta\%$	95	95	95
Hohe C-Rate Batterie (Pack)	C-Rate	120	140	140

3 Entwicklung einer Entwurfsmethode für eine hybridisierte Antriebsarchitektur eines Rettungshubschraubers

Im Folgenden wird beschrieben, wie die Entwurfsmethode aufgebaut ist, auf welchen Annahmen sie basiert und wie sie umgesetzt wird.

3.1 Rahmenbedingungen für die Entwurfsmethode

Zunächst werden die Rahmenbedingungen zur Entwicklung der Entwurfsmethode betrachtet. Diese umfassen einerseits den Ausgangsentwurf des PRH, welcher in Kapitel 3.1.1 beleuchtet wird und andererseits die zu fliegende Design-Mission, die in Kapitel 3.1.2 vorgestellt wird. Weitere Rahmenbedingungen bilden rechtliche Anforderungen, wie Zulassungs- und Betriebsvorschriften. Diese werden in Kapitel 3.1.3 erörtert.

3.1.1 Initialer PRH-Entwurf

Zur Einordnung des in der Arbeit verwendeten PRH-Entwurfs werden wesentliche Kennwerte in Tabelle 3.1 aufgeführt. Als Orientierung ist die H145 D3, ein aktuell häufig eingesetzter Rettungshubschrauber von Airbus Helicopters, aufgelistet [56], [57].

Tabelle 3.1: Kennwerte des PRH und der H145 D3 [56], [57]

Größe	Beschreibung	Einheit	PRH	H145 D3
m_{MTO}	Maximale Abflugmasse	kg	3847	3800
m_{BEM}	Basisleermasse	kg	2063	1895
m_F	Treibstoffmasse	kg	916	723
m_P	Nutzlastmasse	kg	770-950	1182
V_{BE}	Geschwindigkeit für beste Ausdauer	$m s^{-1}$	40	-
V_{BR}	Geschwindigkeit für beste Reichweite	$m s^{-1}$	71	-
V_{CR}	Reiseflug-Geschwindigkeit	$m s^{-1}$	83	68
-	Missionsreichweite ohne Reserve	km	750	max. 650
-	Missionsausdauer ohne Reserve	h	3,1	max. 3,6
MCP AEO	Maximale Dauerleistung aller Triebwerke	kW	1049	1235
TOP AEO	Maximale Startleistung aller Triebwerke	kW	1130	1333
MIP AEO	Maximale Leistung aller Triebwerke	kW	1457	1599
OEIP	Maximale Notleistung eines Triebwerks (30s)	kW	729	799
n_{BL}	Anzahl Rotorblätter	-	5	5
L	Länge Rumpf	m	12,1	11,7
R_{MR}	Radius Hauptrotor	m	5,86	5,4
G/F	Kreisflächenbelastung	$N m^{-2}$	350	407
λ	Fortschrittsgrad	-	0,4	-
σ	Rotorkreisflächendichte	-	0,093	-
Ω_{MR}	Rotationsgeschwindigkeit Hauptrotor	min^{-1}	342	-

Der PRH hat eine maximale Abflugmasse von 3847 kg und fällt damit unter die Zulassungsvorschrift CS-29 [58]. Bei einer ähnlichen maximalen Abflugmasse wie die H145 D3 bietet der PRH mit 83 m s^{-1} eine deutlich höhere Reisefluggeschwindigkeit und mit 750 km eine größere Reichweite. All diese Verbesserungen können mit kleineren Triebwerken als im Fall der H145 D3 umgesetzt werden, obwohl die Außenmaße des PRH der H145 D3 sehr ähneln. Dies wird unter anderem durch eine optimierte Aerodynamik des Rumpfes erzielt, indem der Übergang von Rumpf zu Heck fließend gestaltet und ein Radfahrwerk gegenüber einem Kufenlandegestell bevorzugt wird.

3.1.2 Design-Mission

Zur Auslegung des PRH wird eine Referenzmission festgelegt. Diese umfasst fünf konsekutive Einsätze und eine Reserve für einen Ausweichflug. Ein Einsatz besteht dabei aus sich wiederholenden Segmenten mit einem Hinflug zum Einsatzort und dem Rückflug zum Krankenhaus. In Tabelle 3.2 ist die Mission mit ihren einzelnen Segmenten aufgeschlüsselt. Die Segmente 1 bis 5 stellen den Hinflug mit lediglich der HEMS-Besatzung dar, während die Segmente 6 bis 10 den Rückflug mit zwei zusätzlichen Personen mit medizinischem Versorgungsbedarf an Bord beschreiben.

Tabelle 3.2: Segmente der Design-Mission für den PRH

Segment	Flugphase	Beschreibung
1	HOGE	60 Sekunden
2	Steigflug	Auf 500 Meter bei V_{BC}
3	Reiseflug	66 Kilometer Hinflug bei 83 m s^{-1}
4	Sinkflug	Auf Meereshöhe bei 50 m s^{-1}
5	HOGE	60 Sekunden
6	HOGE	60 Sekunden
7	Steigflug	Auf 500 Meter bei V_{BC}
8	Reiseflug	66 Kilometer Rückflug bei 83 m s^{-1}
9	Sinkflug	Auf Meereshöhe bei 50 m s^{-1}
10	HOGE	60 Sekunden
11	Reserve	30 Minuten auf Meereshöhe bei V_{BR}

Für einen Start beginnt der Hubschrauber jeweils mit einem HOGE-Segment (Hover Out of Ground Effect, Schweben ohne Bodeneffekt), gefolgt von einem Steigflug bis auf eine Reiseflughöhe von 500 m. Das Reiseflugsegment erstreckt sich über 66 Kilometer bei einer für Hubschrauber schnellen Geschwindigkeit von 83 m s^{-1} . Anschließend folgt ein Sinkflug mit reduzierter Geschwindigkeit. Abgeschlossen wird der Hinflug mit einem weiteren HOGE-Segment. Der Rückflug ist dazu identisch aufgebaut. Somit ergibt sich eine Reisezeit von Segment 1 bis 5 beziehungsweise 6 bis 10 von jeweils 18,6 min bei 75 km Missionsradius. Aufgrund der großen Fluggeschwindigkeit ergeben sich hohe Leistungsanforderungen. In Abbildung 3.1 sind die Leistungskurven des PRH bei maximaler Startmasse auf Höhe des Meeresspiegels (MSL) und auf der Reiseflughöhe dargestellt. Für eine Fluggeschwindigkeit von 83 m s^{-1} wird eine Leis-

tung von 700 bis 710 kW benötigt, welche größer ist als die Schwebeleistung. Diese liegt bei rund 665 kW. Somit ist der Reiseflug der dimensionierende Fall für die Auslegung des hybriden Antriebsstrangs. Da der Hubschrauber mit fortschreitender Flugzeit aufgrund des Kraftstoffverbrauchs leichter wird, nimmt der Leistungsbedarf nach dem ersten Einsatz kontinuierlich ab.

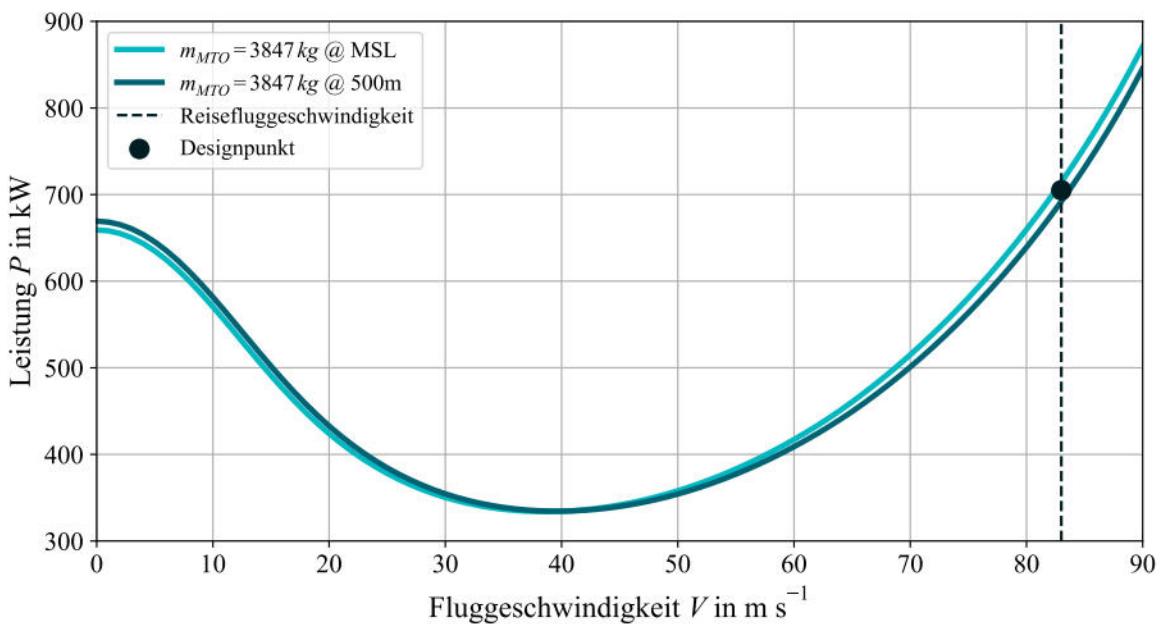


Abbildung 3.1: Leistungskurven des PRH auf Meereshöhe und Reiseflughöhe

In Abbildung 3.2 ist der Leistungsbedarf des PRH über die komplette Design-Mission dargestellt, welcher sich anhand der Flugleistungsberechnungen des PRH-Entwurfs ergibt.

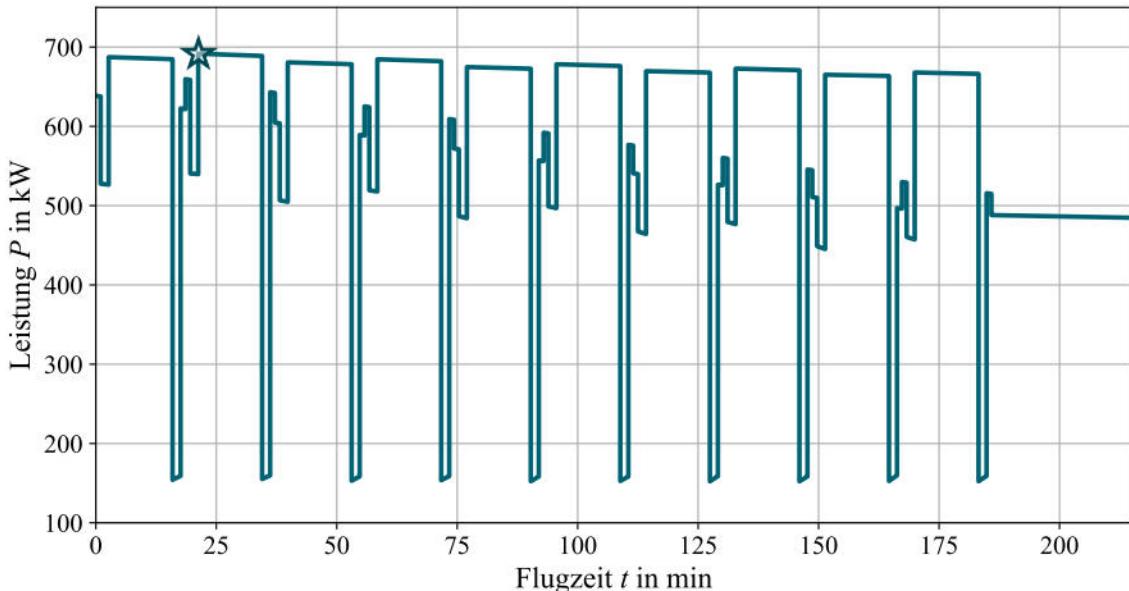


Abbildung 3.2: Leistungsbedarf während der Design-Mission

Der maximale Leistungsbedarf tritt dabei zu Beginn des Reiseflugs, bei dem Rückflug des ersten Einsatzes (mit Stern markiert) auf. Zu diesem Zeitpunkt erreicht der Hubschrauber seine maximale Masse während der Mission, da nun die Patient:innen eingeladen sind. Die Schwebeleistung sinkt während der konsekutiven Einsätze sehr schnell. Sie ist in Abbildung 3.2 an den kleinen Spitzen zwischen den großen Segmenten mit hohem Leistungsbedarf zu erkennen. Dieser geringer werdende Leistungsbedarf erfolgt aufgrund des Kraftstoffverbrauchs, wodurch der Hubschrauber leichter wird und somit weniger induzierte Leistung zur Erzeugung von Auftrieb durch Abwind benötigt wird. Dahingegen ist für die Reiseflugsegmente (zu erkennen als breite Segmente mit hohem Leistungsbedarf) eine geringere Abnahme der Leistung im Verlauf der Mission zu beobachten, da im Reiseflug die parasitäre Leistung zum Überwinden des Widerstands des Hubschraubers überwiegt.

3.1.3 Rechtlicher Rahmen

Die Durchführung von Rettungsflügen (HEMS) ist durch die *Verordnung (EU) Nr. 965/2012 Teilabschnitt J Medizinische Hubschraubernoteinsätze* geregelt [59]. Zu dieser Verordnung existiert eine zusätzliche *Durchführungsverordnung (EU) 2023/1020 hinsichtlich der Anforderungen an den Flugbetrieb von Hubschraubern im medizinischen Noteinsatz*, welche die Regeln im Jahr 2023 aktualisierte [60]. Darin ist unter Artikel SPA.HEMS.125 aufgeführt, welche Flugleistungsanforderungen an einen Hubschrauber im HEMS-Betrieb gestellt werden. Diese werden anhand von drei Flugleistungsklassen beurteilt. Für einen Betrieb an einem Krankenhaus in dicht besiedeltem Gebiet und schwierigen Umgebungsbedingungen wird nach SPA.HEMS.125c eine Flugleistungsklasse 1 vorgeschrieben. Eine Flugleistungsklasse 2 kann nur für Einsätze mit einem HEMS-Standort mit schwierigen Umgebungsbedingungen (nicht dicht besiedelt) genutzt werden. Dabei wird davon ausgegangen, dass HEMS-Einsätze grundsätzlich unter „schwierigen Bedingungen“ stattfinden [59]. In Ausnahmefällen, wie beispielsweise Rettungseinsätzen in großen Höhen, kann die Flugleistungsklasse 3 angewendet werden. Somit stellt die Flugleistungsklasse 1 die höchsten Anforderungen. Die Flugleistungsklassen 1 und 2 fordern dabei nach Artikel CAT.POL.H.200 und CAT.POL.H.300 der Verordnung (EU) Nr. 965/2012, dass der Hubschrauber nach Zulassungsvorschrift in „Kategorie A oder einer gleichwertigen Kategorie“ fällt [59]. Nur in Flugleistungsklasse 3 ist auch ein Betrieb nach Kategorie B erlaubt. Neben der Zulassungsvorschrift werden in der Verordnung (EU) Nr. 965/2012 weitere Anforderungen an die Flugleistungen unter CAT.POL.H gelistet. Dabei wird vor allem betrachtet, was der Hubschrauber für den Fall eines Triebwerksausfalls während Start, Reiseflug und Landung leisten muss.

Zum Erreichen der Flugleistungsklasse 1 nach Verordnung (EU) Nr. 965/2012 wird für den Startvorgang in Artikel CAT.POL.H.205b gefordert, dass bei einem Triebwerksausfall vor dem Startentscheidungspunkt (TDP, Take-off Decision Point) der Start mit einer sicheren Landung in der FATO (Final Approach and Take-Off Area) abgebrochen werden kann. CAT.POL.H.210a Unterpunkt 1 gibt für einen Triebwerksausfall am TDP vor, dass der Start fortgesetzt werden können muss und dabei definierte Hindernisse überflogen werden können müssen. Falls ein Triebwerk im Reiseflug ausfällt, ist in CAT.POL.H.215a Unterpunkt 3 gefordert, dass

„[Der] Flug von Reiseflughöhe auf eine Höhe von 300 m (1000 ft) über einem Landeplatz fortzusetzen [ist], auf dem eine Landung gemäß CAT.POL.H.220 möglich ist, ohne dass zu irgendeinem Zeitpunkt unterhalb der entsprechenden Mindestflughöhe geflogen wird. Hindernisse innerhalb von 900 m beiderseits der Strecke müssen berücksichtigt werden.“ [59]

Wie auch für den Start gibt es bei der Landung den sogenannten Landeentscheidungspunkt. Nach Artikel CAT.POL.H.220b muss eine sichere Landung im Bereich der Start- oder Endanflugsfläche möglich sein oder ein Durchstartmanöver durchgeführt werden können, sollte ein Triebwerk vor oder am Landeentscheidungspunkt ausfallen. Für einen Ausfall eines Triebwerks nach dem Entscheidungspunkt ist eine sichere Landung in der FATO mit dem Überflug von in der Anflugbahn befindlichen Hindernissen nach CAT.POL.H.220c durchzuführen. Dahingegen bietet Flugleistungsklasse 2 durch CAT.POL.H.305a die Option eines „*Flugbetrieb ohne die Möglichkeit einer sicheren Notlandung während der Start- und Landephase*“, welcher eine spezielle Genehmigung benötigt [59].

Neben den Durchführungsverordnungen sind die Anforderungen der EASA CS-29 zu erfüllen [58]. Im Fall des PRH wird die Zulassungsvorschrift CS-29 zur Musterzulassung des Luftfahrzeugs für einen zertifizierten Betrieb angewendet, da das maximale Abfluggewicht über 3175 Kilogramm liegt. Darin ist festgelegt, welche Anforderungen ein Hubschrauber der Kategorien A und B leisten muss, wobei ein HEMS-Hubschrauber in Kategorie A fällt. Nach Artikel CS 29.53 muss jederzeit während des Starts eine sichere Landung in der FATO (siehe auch CS 29.62) oder eine weitere Fortsetzung des Starts möglich sein, wenn ein Triebwerk ausfällt. Selbige Regel gilt nach CS 29.79 auch für die Landung. Für die Fortsetzung des Fluges sind in CS 29.67 Anforderungen für Steigleistungen und Hindernishöhen sowie Leistungsbedarfe gegeben. Zur Erfüllung dieser Anforderungen können nach der Zulassungsvorschrift für Triebwerke CS-E sogenannte OEI-Ratings (One engine inoperative) erteilt werden [61]. Diese Ratings geben eine Leistung eines Triebwerks an, die kurzzeitig zur Verfügung gestellt werden kann, falls ein kritisches Triebwerk ausfällt. Nach Artikel CS-E 40b gibt es Ratings für 30 Sekunden, 2 Minuten, 2,5 Minuten, 30 Minuten und OEI kontinuierliche Leistung. Die Hersteller sind nicht verpflichtet, die Triebwerke einem Rating zu unterziehen, dennoch müssen die Triebwerke die nötigen Leistungen für den Flugbetrieb nach CS-29 gewährleisten.

Durch diese Anforderungen ergibt sich, dass ein Hubschrauber im HEMS-Flugbetrieb mindestens zwei Triebwerke haben muss, um OEI-Leistung bereitzustellen, die eine Fortsetzung des Start- und Landevorgangs sowie eine kontrollierte, sichere Notlandung ermöglichen kann. Diese Anforderungen übertragen sich auf den hybriden Antriebsstrang. Weitere Richtlinien der EASA, wie *SC E-19 EHPS* zum Betrieb von Luftfahrzeugen mit elektrischen oder hybriden Antrieben heben diese Zulassungsbedingungen nicht auf [62].

3.2 Anwendung der Hybridisierung auf das Fallbeispiel PRH

Durch die Hybridisierung verändert sich die Konfiguration des in Kapitel 3.1.1 beschriebenen PRH-Entwurfs. Da sowohl der serielle als auch der parallele Hybrid auf eine Gasturbine angewiesen sind, wird eine der beiden Turbinen des initialen Entwurfs entfernt. Neu hinzu kommen

die elektrischen Komponenten für die Hybridisierung. Zudem ändert sich das Treibstoffsystem durch den Wegfall einer Turbine und einem veränderten Kraftstoffverbrauch. Außerdem müssen Annahmen zur genauen Architektur und dem Getriebe getroffen werden. Alle diese Faktoren haben Einfluss auf die Massenverteilung des Hubschraubers. Beide Hybridisierungen haben dabei die Gemeinsamkeit, dass durch den Wegfall der Turbine Bauraum freigegeben wird. Dieser Bauraum wird direkt für die elektrotechnischen Komponenten genutzt, da somit keine aufwändige, räumliche Neuaufteilung der Architektur stattfinden muss und der Schwerpunkt durch eine Substitution nicht stark verschoben wird. Ferner finden Wegener et al. (2024) bei einer Untersuchung zu einer möglichen Platzierung der Batterie in einem Hubschrauber, dass die Batterie mit Schockabsorbern außerhalb der Crash-Zone am sichersten ist [63]. Diese Crash-Zone ist laut der Studie bis zum Kabinenboden definiert. Wird die Arrius-Triebwerksreihe von Safran herangezogen, kann aus der EASA-Typenzulassung ermittelt werden, dass über die gesamte Arrius-Reihe ein durchschnittliches Volumen von 349 l an Bauraum zur Verfügung steht, wenn ein Triebwerk entfernt wird [64]. Ob der verfügbare Bauraum ausreicht, um alle elektrischen Komponenten zu platzieren, wird über die in Kapitel 2 genannten volumetrischen Dichten beurteilt.

Eine weitere Gemeinsamkeit der beiden Architekturen ist der Heckrotor. Dieser wird herkömmlicherweise mithilfe einer mechanischen Verbindung vom Hauptgetriebe ausgehend betrieben. Fortlaufend wird vereinfachend angenommen, dass dies im Fall der PRH-Hybridisierung umgesetzt wird. Eine Elektrifizierung des Heckrotors ist möglich, jedoch von zweitrangiger Bedeutung, da im Rahmen dieser Arbeit mit Gesamtleistungen gerechnet wird und die Leistungsangabe somit unabhängig von der Übertragung der Leistung ist. Folgend wird die genaue Architektur der Hybridisierungen am Fallbeispiel beschrieben.

3.2.1 PRH Parallelhybrid

Aufbauend auf den in Kapitel 2 identifizierten Konfigurationen und den nötigen elektrotechnischen Bauteilen wird eine detaillierte Version des parallelen Antriebsstrangs entwickelt. Abbildung 3.3 zeigt diese Konfiguration. Im oberen Teil ist der herkömmliche Antriebsstrang mit Tank und Turbine zu sehen, welche an das Getriebe des Hauprotors angeschlossen ist. Der untere Teil bildet den elektrifizierten Antriebsstrang ab. Dazu gehört der Elektromotor, welcher direkt an das Hauptgetriebe angeschlossen wird. Dies stellt die Herausforderung vor sich, dass das Hauptgetriebe sowohl Eingangsdrehzahlen als auch Drehmomente von zwei sehr unterschiedlichen Quellen aufnehmen können muss. Als Referenz für das Triebwerk des PRH dient das Arrius 2B2 Triebwerk von Safran [64]. Dieses bietet laut Type-Certificate Data Sheet E.029 eine maximale Dauerleistung von 432 kW und läuft mit einer Ausgangsdrehzahl von 6252 min^{-1} , sowie 660 N m. Basierend auf dem Stand der Technik (siehe Kapitel 2.4.1) wird davon ausgegangen, dass ein Elektromotor gefunden oder entwickelt werden kann, der ähnliche Kennwerte aufweist, um somit die Anforderungen an das Getriebe möglichst gering zu halten.

Komplementierend zu dem Elektromotor sind die Konverter und ein Thermalmanagementsystem im elektrischen Teilantriebsstrang verbaut. Der Inverter wird hierbei als Leistungsma-

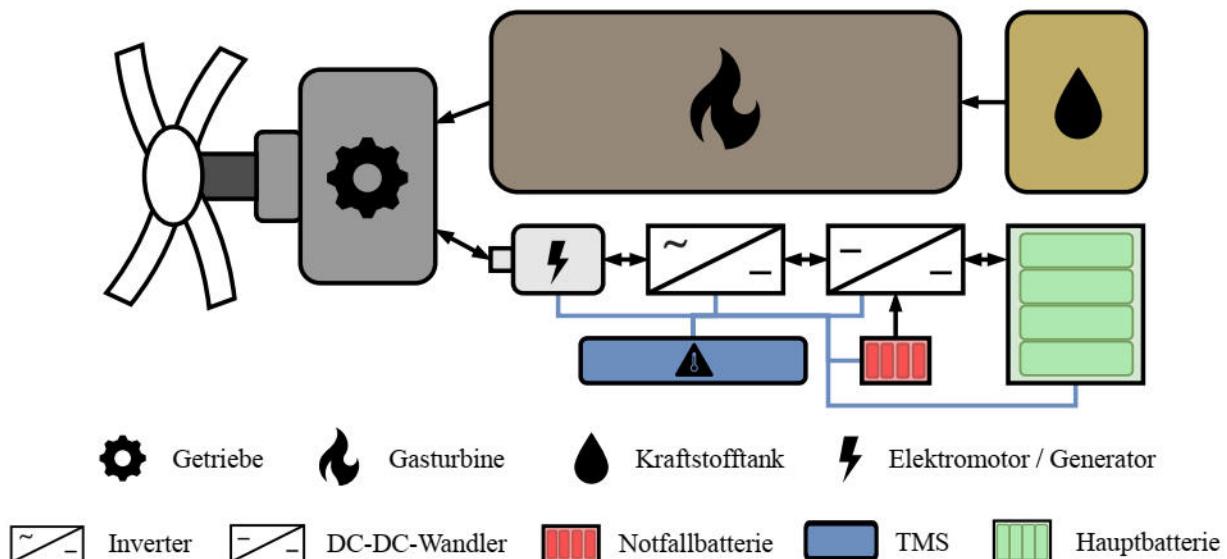


Abbildung 3.3: PRH mit paralleler Hybridisierung

gementsystem genutzt. Das TMS ist mit allen elektrischen Bauteilen verknüpft, um jede Komponente thermisch regeln zu können. Außerdem werden zwei Batterien eingesetzt, welche in eine Hauptbatterie und eine Notfallbatterie aufgeteilt sind. Der Grund für diese Aufteilung liegt an den rechtlichen Anforderungen, welche in Kapitel 3.1.3 aufgeführt sind. Darin wird eine OEI-Fähigkeit zur sicheren Landung oder zum Durchstarten gefordert. Dabei hat eine parallele Hybridisierung den Vorteil, dass die Teilantriebsstränge erst am Getriebe gekoppelt werden, sodass in einer Notsituation jeder Teilantriebsstrang einzeln weiter Antriebsleistung zur Verfügung stellen kann. Die sich ergebenden Ausfallszenarien sind in Abbildung 3.4 visualisiert.

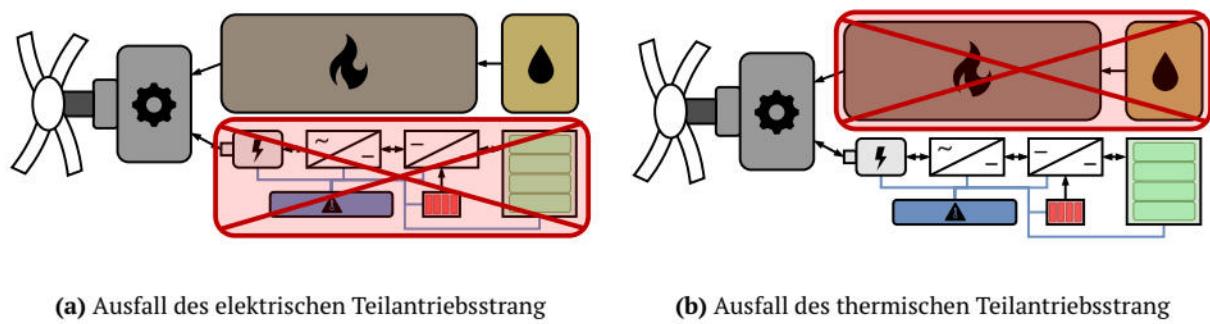


Abbildung 3.4: Schematische Darstellungen für den Ausfall eines kritischen Antriebs

Ausfall des elektrischen Teilantriebsstrangs

Falls der elektrische Teilantriebsstrang ausfällt, kann der thermische Antriebsstrang weiterhin Leistung zum Betrieb des Hubschraubers bereitstellen (siehe Abbildung 3.4a). In diesem Fall muss lediglich gesichert sein, dass das Triebwerk genügend OEI-Leistung liefern kann. Aus der Leistungskurve in Abbildung 3.1 ist zu erkennen, dass zum Schweben und Steigen etwa 700 kW bis 750 kW gebraucht werden. Diese Leistungen müssen über die Triebwerks-Ratings abrufbar sein. Genaue Werte können erst bei der iterativen Auslegung erzielt werden.

Ausfall des thermischen Teilantriebsstrangs

Kritischer stellt sich der Fall dar, falls der thermische Teilantriebsstrang ausfällt. Wie in Kapitel 2.2 aufgezeigt, wird der elektrische Teilantriebsstrang genutzt, um Schwankungen in den Leistungsanforderungen zu handhaben, hingegen nicht, um den vollständigen Leistungsbedarf zu einem Zeitpunkt der Mission zu decken. Somit ist der elektrische Antriebsstrang zunächst unterdimensioniert, um eine Notlandung durchzuführen. Für die OEI-Leistung wird in einem kurzen Zeitraum viel Leistung benötigt. In diesem Fall ist es sinnvoll, eine Batterie zu nutzen, die eine hohe C-Rate hat. Somit kann bei kleiner Energiemenge in der Batterie eine hohe Stromstärke und damit auch Leistung abgerufen werden. Überschlagen ergibt sich folgender Zusammenhang:

$$\text{Leistungsbedarf} \cdot \text{OEI-Zeit} = \text{Benötigte Energie für Notfall} \quad (3.1)$$

$$750 \text{ kW} \cdot 30 \text{ s} = 750 \text{ kW} \cdot 0,0083 \text{ h} = 6,25 \text{ kWh}$$

$$C = \frac{P}{E} = \frac{750 \text{ kW}}{6,25 \text{ kWh}} = 120 \quad (3.2)$$

Die in Kapitel 2.4.1 recherchierten Technologiestände für Batterien mit hohen C-Raten erlauben solche Werte, jedoch bieten diese Batterien deutlich geringere gravimetrische Energiedichten, was eine höhere Masse zur Folge hat. Aus diesem Grund wird für die Hauptbatterie eine andere Batterietechnologie mit hohen Energiedichten und kleineren C-Raten gewählt. Auch aus operativer Sicht ist dieser Ansatz vielversprechend, da die Notfallbatterie nach einem Notfall getauscht werden kann, um die Funktionalität der genutzten Batterie nach einem Betrieb unter diesen hohen Anforderungen zu prüfen. Zusätzlich kann in einer Notsituation die Hauptbatterie trotzdem einen kleinen Anteil des Leistungsbedarfs erbringen. Hinzu kommt, dass der Elektromotor und der Inverter darauf dimensioniert werden müssen, die gesamte Leistung bereitstellen zu können, obwohl im Normalflug nur ein Bruchteil von benötigt wird.

3.2.2 PRH Seriellhybrid

Für eine serielle Hybridisierung wird aufbauend auf Kapitel 2 und den im letzten Kapitel erläuterten Überlegungen zu einem zweigeteilten Batteriesystem eine detaillierte Konfiguration erstellt. Diese ist in Abbildung 3.5 dargestellt. Im Unterschied zu der parallelen Hybridisierung wird bei der seriellen Hybridisierung nur der Elektromotor als Hauptantrieb eingesetzt. Zusätzlich wird ein Generator verwendet, der die mechanische Leistung der Turbine in elektrische Leistung umwandelt. Somit verfügt der serielle Hybrid gegenüber dem Parallelhybrid über eine zusätzliche Komponente in der Konfiguration. In der Abbildung ist zu erkennen, dass der Elektromotor auch für diese Hybridisierung mit einem Getriebe verbunden ist. Durch den zusätzlichen Generator, im Vergleich zur parallelen Hybridisierung, kann ein serieller Hybrid nur einen Massenvorteil erwirken, wenn auf dieses Getriebe verzichtet werden kann. Dazu müssen die Anforderungen von Drehzahl und Drehmoment zum Betrieb des Rotors durch den Elektromotor erfüllt werden. Der Hauptrotor des PRH hat nach Tabelle 3.1 eine Rotationsgeschwindigkeit von 350 min^{-1} . Die erforderlichen Drehmomente liegen für die Design-Mission zwischen 8000 und 21000 Nm. Anhand der Recherchen aus Kapitel 2.4.1 gibt es keinen Elektromotor,

der diese Anforderungen erfüllen kann. Besonders die hohen Drehmomente sind dabei ein limitierender Faktor. Da kein geeigneter Elektromotor für einen direkten Antrieb des Rotors zur Verfügung steht, ergibt sich der Bedarf für ein Getriebe. Ohne eine detaillierte Konstruktion eines solchen Getriebes kann im Konzeptentwurf nicht abgeschätzt werden, wie groß und schwer das Getriebe abhängig vom gewählten Motor sein muss. Aus diesem Grund wird fortlaufend angenommen, dass der serielle Hybrid mit dem Standardgetriebe des PRH betrieben wird.

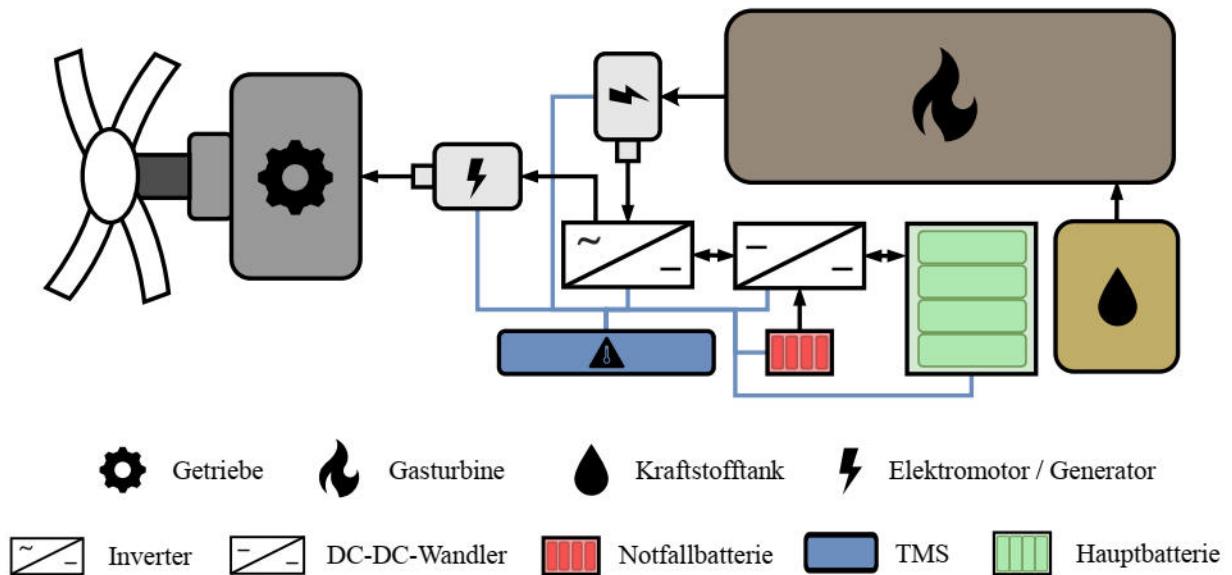


Abbildung 3.5: PRH mit serieller Hybridisierung

Die rechtlichen Anforderungen in Notsituationen muss der serielle Hybrid, ebenso wie der parallele Hybrid, erfüllen. Wie auch für den Parallelhybrid wird das Batteriesystem auf zwei Batterien aufgeteilt. Durch die komplexere Architektur gegenüber dem Parallelhybrid ergeben sich mehrere technische Herausforderungen, da nun beide Teilantriebsstränge nicht mehr unabhängig voneinander den Rotor antreiben können. Aus Abbildung 3.5 folgt, dass es sich bei dem seriellen Hybrid genau genommen um einen Single-Engine-Antrieb handelt, da der Hauptrotor nur über einen Elektromotor angetrieben wird. Die Gesamtleistung am Rotor kann dabei auch von mehreren kleinen Elektromotoren geliefert werden, dennoch ergeben sich weiterhin Probleme für den Umgang in Notsituationen.

Ausfall der Teilantriebsstränge

Für die serielle Hybridisierung ergeben sich im Gegensatz zu der parallelen Hybridisierung vier statt zwei Ausfallszenarien. Dabei handelt es sich um folgende Systemausfälle:

1. Ausfall von Turbine / Generator
2. Ausfall des Batteriesystems
3. Ausfall des Inverters
4. Ausfall des Elektromotors

In Abbildung 3.6 sind diese Szenarien einzeln skizziert. Das erste Szenario beschreibt den Aus-

fall des thermischen Teilantriebsstrangs (siehe Abbildung 3.6a). Dieser Ausfall kann durch eine Fehlfunktion der Turbine, des Kraftstoffsystems oder des Generators auftreten. In diesem Fall kann über die Batterien die Leistung für den Normalflug, sowie für Notsituationen, abgerufen werden.

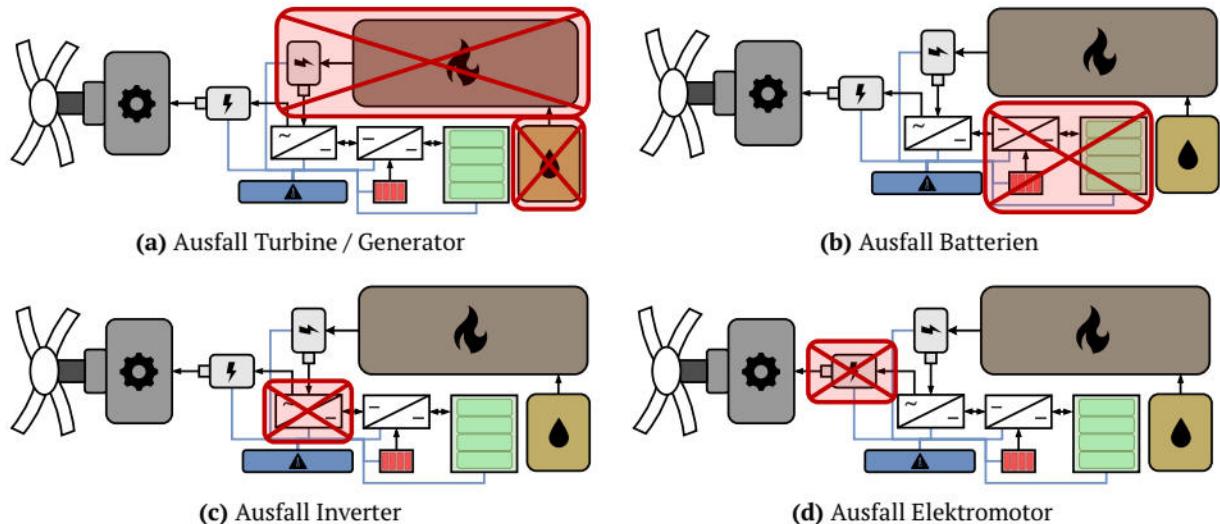


Abbildung 3.6: Mögliche Systemausfälle im seriellen Hybrid

Das zweite Szenario wird in Abbildung 3.6b dargestellt und zeigt den Ausfall des Batteriesystems. In diesem Fall kann der Leistungsbedarf über den thermischen Teilantriebsstrang bereitgestellt werden, sofern das Triebwerk genügend OEI-Leistung liefern kann.

Besonders kritisch sind die verbliebenen beiden Szenarien, welche in Abbildung 3.6c und 3.6d zu sehen sind, da an diesen Stellen die Teilantriebsstränge gebündelt werden. Fällt der Inverter aus, welcher auch hier das Powermanagementsystem beinhaltet, kann keine Antriebsleistung an den Elektromotor weitergeleitet werden. Ebenso wenig kann die Leistung bei einem Ausfall des Elektromotors bereitgestellt werden. Diese beiden Systemausfälle resultieren zwangsläufig in der Notlandung mit Autorotation und erfüllen deshalb die rechtlichen Anforderungen zum Betrieb in Flugleistungsklasse 1 nicht. Somit müssten entweder die rechtlichen Anforderungen für den Betrieb dieses Hybriden geändert werden oder zusätzliche Redundanzen verbaut sein.

Abbildung 3.7 zeigt einen modifizierten Antriebsstrang für den seriellen Hybrid, welcher genügend Redundanzen ausweist, um im HEMS-Betrieb fliegen zu können. Es wird ein zweiter Elektromotor mit Inverter eingesetzt, sodass eine Twin-Engine-Konfiguration entsteht. Auf diese Weise kann die Leistung bei einem Ausfall eines Elektromotors oder Inverters über die zweite Antriebseinheit bereitgestellt werden. Hinzu kommt, dass ein größeres Kühlsystem eingesetzt werden muss, um den durch die Modifizierung hinzugefügten Elektromotor und Inverter zu berücksichtigen. Durch diese Anpassung der seriellen Hybridisierung erhöht sich die Komplexität der Konfiguration deutlich. Dies führt zu einer weiteren Steigerung der Masse des elektrischen Teilantriebsstrangs.

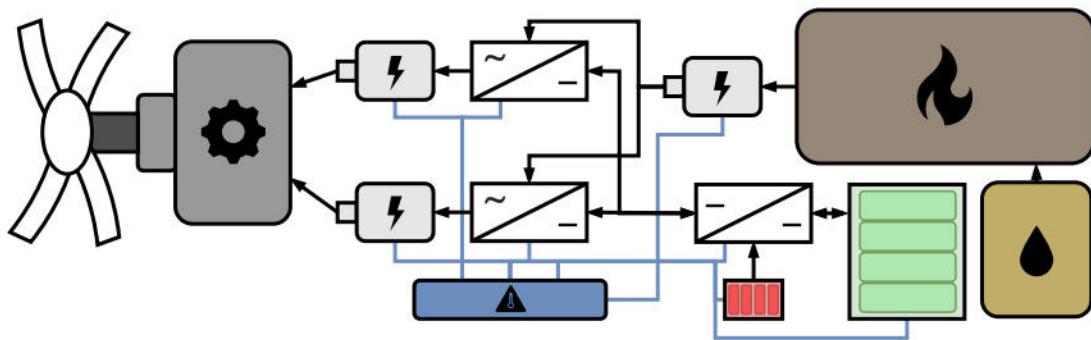


Abbildung 3.7: PRH mit erweiterter serieller Hybridisierung

3.3 Auslegung eines Algorithmus für das Sizing eines hybridisierten Antriebsstrangs für einen Rettungshubschrauber

Mit den bisher aufgezeigten Architekturen und Komponenten wird ein Software-Paket zur Berechnung der hybriden Antriebsarchitektur entwickelt, das mit den Modulen der Hubschrauberentwurfsumgebung IRIS des DLR interagiert. Der grundlegende Aufbau dieser Entwurfsumgebung ist in Kapitel 3.3.1 erläutert. Für die Beschreibung des hybridisierten Antriebsstrangs werden Algorithmen entwickelt. Hierzu zählen insbesondere die Auslegung der Hauptbatterie sowie die Auslegung der elektrotechnischen Komponenten, welche in Kapitel 3.3.2 und 3.3.3 aufgeführt sind. Darauf aufbauend wird in Kapitel 3.3.4 beschrieben, wie die Massen des elektrischen Teilantriebsstrangs mit den Systemmassen des PRH vereint werden, damit eine korrekte Spezifikation der Massenzusammensetzung des hybridisierten PRH vorliegt.

3.3.1 Die DLR-Hubschrauberentwurfsumgebung IRIS

In der DLR-eigenen Hubschrauberentwurfsumgebung IRIS interagieren mehrere Module miteinander, um einen iterativen Designprozess durchzuführen [2]. Ausgangspunkt ist eine XML-Datei mit dem CPACS-Datenmodell, in der die Hubschrauberkonfiguration sowie die zu berechnende Flugmission beschrieben sind [4]. Dieser Prozess nutzt den Aeromechanik-Code HOST, welcher von Airbus Helicopters (ehemals Eurocopter) entwickelt wird [5]. Dieser Code ist in der Lage Trimmberechnungen, Linearisierungen und nicht-lineare Simulationen durchzuführen. In einer Reihe von Modulen findet in IRIS die Rotorauslegung und Generierung von Rumpf und Leitwerken sowie die Skalierung des Antriebsstrangs statt. Die Flugleistungsberechnung wird durchgeführt, indem der Hubschrauber in jedem Flugzustand anhand von sechs Freiheitsgraden ausgetrimmt wird. Die zur Erfüllung der Flugmission benötigten Trimmleistungen und Systemleistungen werden bestimmt und unter anderem als Gesamtleistung im CPACS-Datenmodell gespeichert. Dieser Prozess kann iterativ stattfinden, wodurch ein konvergierter Entwurf für die zu fliegende Mission gefunden wird. Optimierte werden kann nach individuellen Parametern, wobei häufig die Gesamtmasse des Hubschraubers herangezogen wird.

Das Softwaremodul für die Hybridisierung des Hubschraubers wird dabei als Adapter entwickelt, sodass die ursprünglichen Module des DLR nicht angepasst werden müssen. Dazu wird eine konvergierte Konfiguration des PRH als XML-Datei mit CPACS-Datenmodell übernom-

men, modifiziert und weitergegeben. Das CPACS-Datenmodell bietet hierbei die Flexibilität, dass auf eine Vielzahl von Parametern, wie Geometrien oder Missionsanalysen, zugegriffen werden kann. Von besonderer Bedeutung sind dabei die Mission selbst, die Triebwerksparameter und die berechneten erforderlichen Leistungen für den Flug. Mithilfe dieser Größen wird die Auslegung der Hybridisierung umgesetzt.

3.3.2 Batterie-Auslegung

Es muss eine geeignete Batterie gefunden werden, sodass die Mission bei möglichst geringer Masse des Systems erfüllt werden kann. Für diesen Zweck wird ein Algorithmus entwickelt. Dieser basiert auf einer initialen Leistungsberechnung des ursprünglichen PRH-Entwurfs. Wie in Kapitel 3.1.2 beschrieben, weist der erste Einsatz den höchsten Leistungsbedarf auf und bildet somit den kritischsten Fall. Dieser erste Einsatz wird demzufolge für die Auslegung des Batteriesystems herangezogen.

Abbildung 3.8 zeigt den Leistungsbedarf dieses ersten Einsatzes. Die Missionssegmente sind gemäß Tabelle 3.2 nummiert. Zudem ist die Leistung des Triebwerks in schwarz gestrichelt eingetragen. In diesem Fall ist exemplarisch die MCP des Triebwerks der ursprünglichen Konfiguration markiert. Die genaue Leistungsanforderung an den thermischen Antriebsstrang des Hybriden wird in Kapitel 4.2 erörtert. Relevant ist an dieser Stelle nur die Annahme, dass das Triebwerk konstant in dem Betriebspunkt mit optimalem Kraftstoffverbrauch betrieben werden soll, um möglichst wenig Kraftstoff zu verbrauchen. Alle Leistungsschwankungen werden durch den elektrischen Teilantriebsstrang kompensiert. Diese Bereiche sind farbig hinterlegt, wobei rot signalisiert, dass Leistung hinzugegeben werden muss und grün, dass Leistung aufgenommen werden kann. Auf dieser Basis aufbauend kann ein Energieinhalt der Batterie abgeschätzt werden.

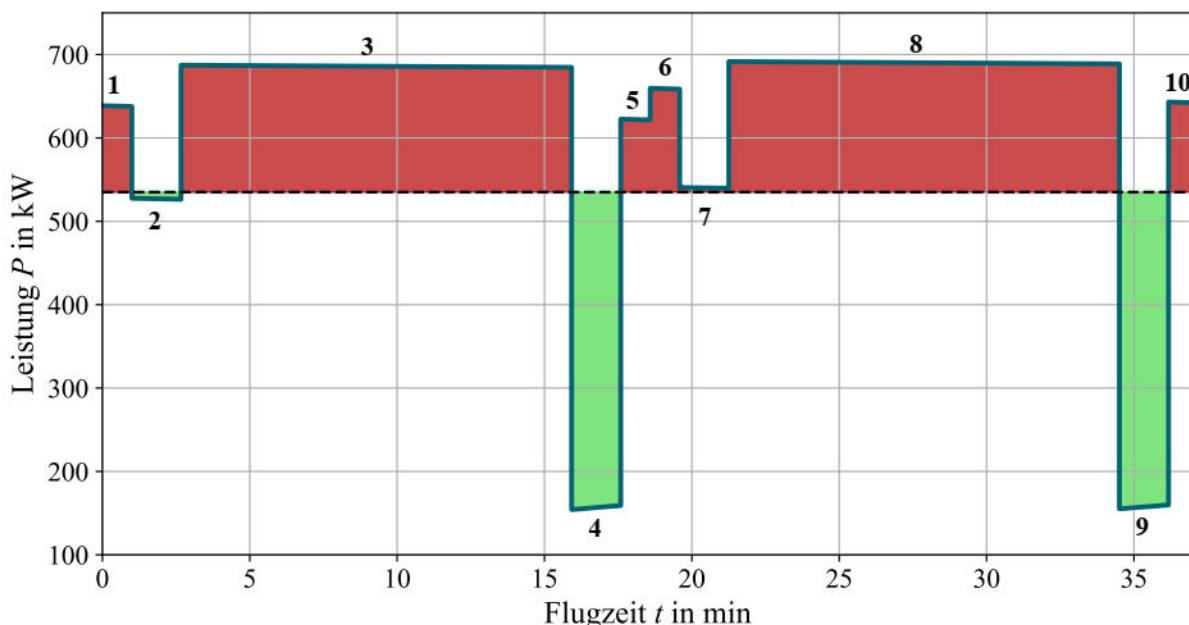


Abbildung 3.8: Erster Einsatz der Design-Mission mit farbiger Hinterlegung der Betriebszustände des Hybriden

Die Fläche unter dieser Art von Leistungskurve gibt die benötigte Energiemenge für den entsprechenden Leistungsbedarf an. Diese Energie korrespondiert im Fallbeispiel mit der aero-mechanischen Energie, die aufgewendet werden muss, um die Mission zu fliegen. Durch das Triebwerk wird ein Leistungsangebot bereitgestellt, sodass eine Leistungsbilanz hinsichtlich dieses Leistungsangebots erstellt werden kann. Folglich ergeben sich die farbigen Flächen. Dabei spiegeln die rot gekennzeichneten Flächen einen Energieverbrauch wider. Die grünen Flächen zeigen einen Leistungsüberschuss mit einem möglichen Energiegewinn an. Die Größe der farbigen Flächen richtet sich hierbei nach dem Leistungsangebot des Triebwerks.

In Abbildung 3.9 ist der gesamte Algorithmus für die Batterieauslegung schematisch dargestellt. Als erster Schritt im Batterie-Algorithmus wird eine Energiebilanz erstellt. Dies verfolgt den Zweck, einen ersten Anhaltspunkt für eine mögliche Batteriegröße zu erhalten. Als Batteriegröße ist fortlaufend der Energieinhalt der Batterie gemeint. Dazu wird das Integral unter dem Leistungsbedarf berechnet und anschließend das Integral unter dem Leistungsangebot des Triebwerks abgezogen. Somit ergibt sich eine Nettoenergie über den Flug, welche in Kilowattstunden umgerechnet wird. Sollte an dieser Stelle ein negativer Wert entstehen, falls das Triebwerk zu groß dimensioniert ist, setzt der Algorithmus die Batteriegröße auf eine Kilowattstunde. Dies gilt als Ausgangspunkt für die Abschätzung der Hauptbatterie. Nachfolgend muss geprüft werden, dass der Energieinhalt ausreicht, sodass die Batterie zu keinem Zeitpunkt während des Flugs einen negativen Ladezustand aufweist und dass genügend Leistung und Stromstärke zur Verfügung stehen. Dazu werden „Checks“ eingebaut.

Als zweiter Schritt des Algorithmus nutzt der „SOC-Check“ ebenfalls den Leistungsbedarf (siehe Abbildung 3.8), jedoch wird nun die benötigte Energie segmentweise bestimmt. Ein Segment ist hierbei ein Flugzustand korrespondierend mit den Missionssegmenten aus Tabelle 3.2. Aufbauend auf der initialen Batteriegröße wird der Verlauf des Ladezustands während der Mission berechnet, indem die einzelnen Energieverbräuche der Segmente von der im ersten Schritt gefundenen Batteriegröße abgezogen oder addiert werden. Sofern ein Ladezustand von null nicht unterschritten wird, folgt der nächste Schritt im Algorithmus. Oft treten negative Werte auf, was bedeutet, dass die Batterie während des Flugs vollständig entladen wird. Ist dies der Fall, wird die negativste, berechnete Energiemenge auf die initiale Batteriegröße addiert. Dementsprechend wird sichergestellt, dass die Batterie zum kritischsten Zeitpunkt des Fluges einen Ladezustand von exakt 0% aufweist. Dies ist riskant, da bei etwaigen Änderungen im Flugplan keine Reserve mehr übrig ist.

Um ausreichende Reserven bei dem Energieinhalt der Batterie zu erhalten, wird in Schritt 3 des Algorithmus ein pauschaler Aufschlag von 20% auf die Batteriegröße implementiert. So mit tritt der niedrigste SOC während des Fluges bei etwa 20% auf. Dies ist zusätzlich relevant, um den Spannungsabfall bei hoher Entladung, wie in Kapitel 2.3.1 aufgezeigt, zu berücksichtigen.

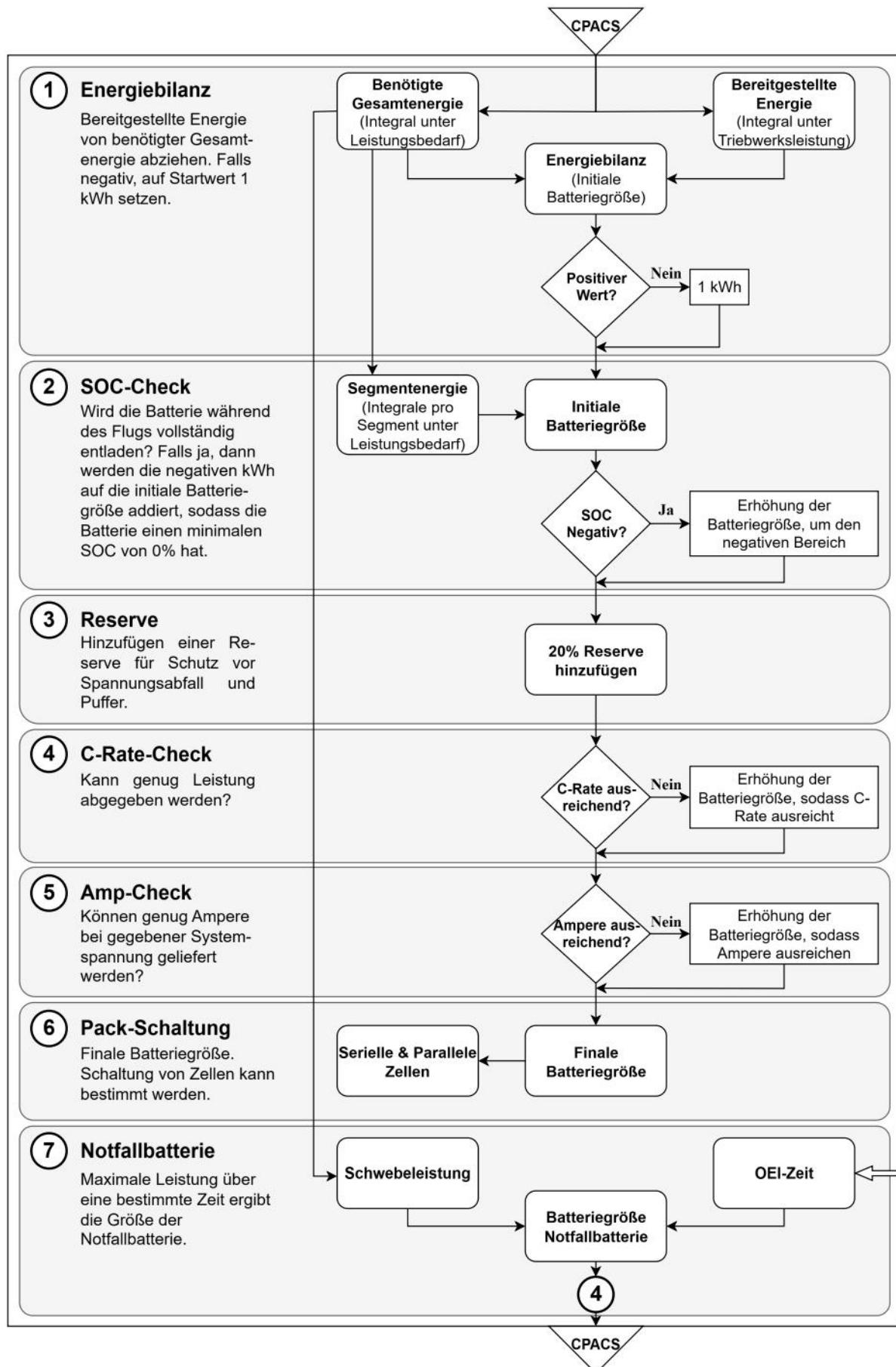


Abbildung 3.9: Algorithmus zur Batterieauslegung

In Schritt 4 wird der „C-Raten-Check“ durchgeführt. Dazu wird die C-Rate, welche durch die Technologierecherche gegeben ist, genutzt, um eine Batteriegröße zu berechnen, welche mindestens erforderlich ist, damit die C-Rate kein limitierender Faktor ist. Formel 3.3 zeigt den Zusammenhang. Dabei wird der Term $P_{Max} - P_{Turbine}$ bestimmt. Dieser drückt den maximalen Leistungsbedarf aus, welcher aus der Hauptbatterie abgegeben werden können muss. Sollte die gesuchte Batteriegröße bereits überschritten sein, setzt der Prozess mit Schritt 5 fort, falls nicht, wird die Batteriegröße auf die berechnete Größe festgelegt.

$$\text{Benötigte Batteriegröße für gegebene C-Rate} = \frac{P_{Max} - P_{Turbine}}{C} \quad (3.3)$$

Zuletzt wird in Schritt 5 geprüft, ob bei einer gegebenen Systemspannung genügend Stromstärke zur Verfügung gestellt werden kann. Dieser „Amp-Check“ dient als doppelter Boden, da diese Bedingung über den C-Raten-Check bereits erfüllt sein sollte. Im Gegensatz zum C-Raten-Check, welcher Leistungen auf Gesamtsystemebene betrachtet, wird im Amp-Check die Batteriearchitektur detailliert betrachtet und bildet die Grundlage für die Zellanordnung. Die Systemspannung ist hierbei ein Entwurfsparameter, wobei 800 Volt als Standardwert, basierend auf Entwicklungen in der Elektromobilität, angenommen werden. Mit dieser Spannung wird der Energieinhalt der Batterie in eine Kapazität umgerechnet. Der Zusammenhang ist in Formel 3.4 dargestellt.

$$E = Q \cdot U \quad [E] = Ah \cdot V = Wh \quad (3.4)$$

Darauf aufbauend wird mittels der C-Rate die maximal abzugebende Stromstärke I bestimmt. Die Stromstärke während des Flugs I_{Nom} darf diesen Wert nicht überschreiten. Diese wird über die maximale Leistung der Hauptbatterie und der Systemspannung bestimmt. Die Zusammenhänge sind in Formel 3.5 zu sehen.

$$I_{Max} = Q \cdot C \quad I_{Nom} = \frac{P_{Max} - P_{Turbine}}{U} \quad [I] = A \quad (3.5)$$

Sind alle Checks bestanden, liegt eine Batteriegröße vor, welche den Anforderungen des Fluges gerecht wird. Optional kann in Schritt 6 des Algorithmus die Schaltung der Zellen bestimmt werden. Dies ist fortlaufend von zweitrangiger Bedeutung, da die weitere Auslegung mit Energiedichten erfolgt, welche sich ausschließlich auf den Energieinhalt der Batterie beziehen. Zuletzt wird in Schritt 7 die Notfallbatterie ausgelegt. Die Auslegung erfolgt, wie in Kapitel 3.2.1 beschrieben, auf Basis einer Leistungsanforderung und einer OEI-Zeit. Als Leistungsanforderung dient die Schwebeleistung zuzüglich 10%, um Steigleistung zu berücksichtigen. Die OEI-Zeit ist ein einstellbarer Parameter, der standardmäßig auf 60 s gesetzt wird. Ebenso wie für die Hauptbatterie findet für die Notfallbatterie ein C-Raten-Check statt, sodass sichergestellt ist, dass die gefundene Batteriegröße auch mit einer marktverfügbarer C-Rate die erforderliche Leistung bereitstellen kann. Die Batterieauslegungsmethode ist für alle Hybridisierungen identisch.

Darüber hinaus ist ein weiterer Effekt zu berücksichtigen. Mit dem vorgestellten Algorithmus ist die Batterie darauf ausgelegt, dass die benötigte Leistung oberhalb des Leistungsangebots des Triebwerks zur Verfügung gestellt werden kann. Abbildung 3.8 zeigt, dass die Leistungsdifferenz während des Sinkflugs am größten ist (siehe grüne Bereiche). In diesen Flugphasen könnte bei entsprechender Auslegung der Batterie die gesamte Leistung in die Batterie fließen, jedoch müsste dazu bei konstanter C-Rate die Batterie deutlich größer skaliert sein. Somit würde die Batterie deutlich schwerer werden, nur um einen begrenzten Teil des Leistungsüberschusses im Sinkflug zurückzugewinnen. Diese Massensteigerung ist unerwünscht, sodass sich als Konsequenz daraus ergibt, dass das Triebwerk gedrosselt werden muss. In Abbildung 3.10 ist dieser Prozess dargestellt. Der schwarze Pfeil zeigt dabei die maximale Leistung, die der elektrische Teilantriebsstrang abgeben kann (im rot markierten Bereich). Hat die Batterie, wie angenommen, eine identische C-Rate für eine Be- und Entladung, entspricht diese Leistung der maximalen Ladeleistung.

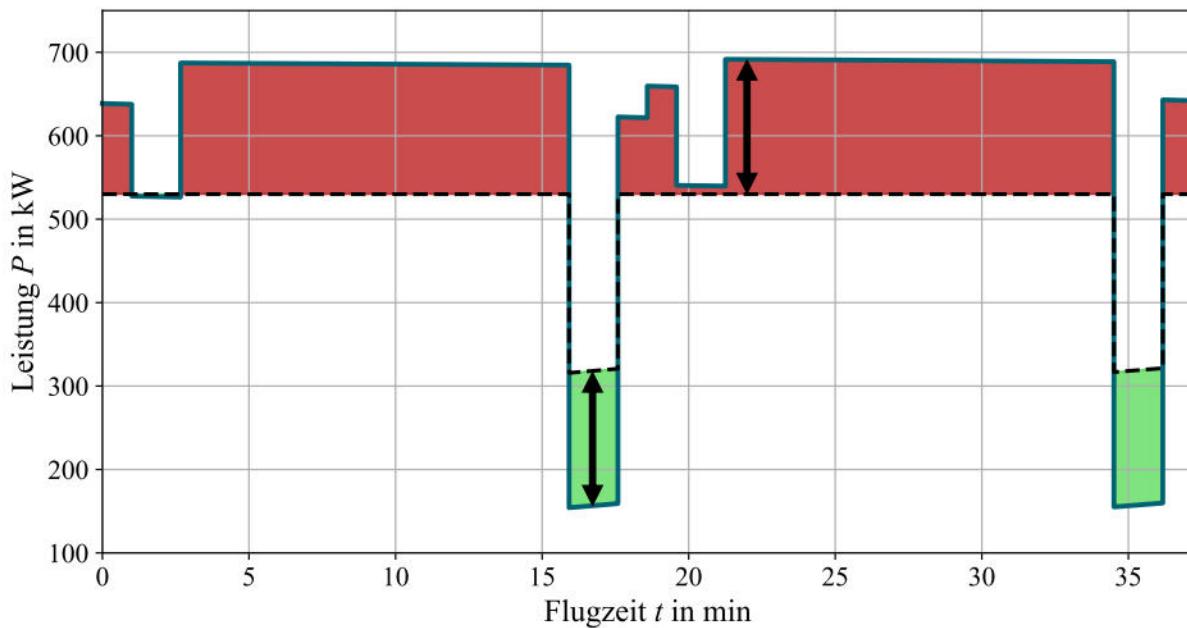


Abbildung 3.10: Triebwerksdrosselung aufgrund C-Raten-Beschränkung

Dieser Zusammenhang hat zur Folge, dass die Triebwerksleistung während der Sinkflugsegmente reduziert werden muss (siehe schwarz gestrichelte Linie). Aufgrund dieser Drosselung verschlechtert sich der Kraftstoffverbrauch. Da dieser Zustand nur über einen kurzen Zeitraum auftritt, wird diese Verschlechterung akzeptiert. Die Drosselung wird in IRIS umgesetzt, da dort die Triebwerksparameter geändert werden können.

3.3.3 Komponenten-Auslegung

Neben der Batterie werden die weiteren elektrischen Komponenten ausgelegt. Dabei ist zwischen den Hybridisierungen zu unterscheiden, da sich unterschiedliche Anforderungen ergeben. Die Auslegung ist weniger komplex als die Batterieauslegung, da lediglich charakteristische Leistungen identifiziert werden müssen, um diese mithilfe von spezifischen Dichten in Massen und Volumen umrechnen zu können. Zusätzlich wird der Wirkungsgrad der jeweiligen

Komponenten nach Tabelle 2.6 berücksichtigt, sodass sich der allgemeine Zusammenhang aus Formel 3.6 ergibt.

$$P_{Komponente} = \frac{P_{Charakteristisch}}{\eta_{Komponente}} \quad (3.6)$$

Auslegung des Elektromotors

Für den seriellen Hybrid handelt es sich bei der charakteristischen Leistung um die maximale Leistung während der Mission, da diese über der Notleistung liegt. Auf diesen Wert wird ein Sicherheitsfaktor von 10% aufgeschlagen. Für den parallelen Hybrid kann die charakteristische Leistung entweder die maximale Leistung oberhalb des Leistungsangebots des Triebwerks sein oder die Notleistung. Dies hängt von dem eingesetzten Triebwerk ab. Oft ist die Notsituation der dimensionierende Fall. Auch für diese Hybridisierung wird mit einem Sicherheitsfaktor von 10% gerechnet. Zusätzlich wird für den Fall, dass die Notsituation dimensionierend ist, ein Motor-Burst-Faktor bei der parallelen Hybridisierung berücksichtigt. Dieser beschreibt, wie viel Prozent der Motor für einen kurzen Zeitraum über seiner nominalen Leistung betrieben werden kann. Dafür werden 20% angenommen. Somit wird die Überdimensionierung des Motors gegenüber dem Normalflug gemindert.

Auslegung des Generators

Da in einem parallelen Hybrid kein Generator verbaut ist, wird die Generatorleistung in diesem Fall auf null gesetzt. Für den seriellen Hybrid wird die Design-Triebwerksleistung (Betriebspunkt bei minimalem Kraftstoffverbrauch) herangezogen und ein Sicherheitsfaktor von 10% verwendet. Dies deckt den Fall einer kurzzeitig höheren Leistungsanforderung an das Triebwerk (beispielsweise Startleistung) ab.

Auslegung des Inverters

Die Inverter versorgen die Elektromotoren und haben demzufolge identische Anforderungen zu den Motoren. Die ermittelten Leistungen der Elektromotoren werden für die Auslegung der Inverter übernommen.

Auslegung des DC-DC-Wandlers

Der DC-DC-Wandler dient hauptsächlich zum Laden der Hauptbatterie, sodass die maximale Ladeleistung gemäß Abbildung 3.10 für die Auslegung des DC-DC-Wandlers herangezogen wird. Bei einer detaillierten Auslegung der Notfallbatterie könnte sich ein anderes Spannungsniveau ungleich der Systemspannung als geeignet herausstellen. In diesem Fall müsste die Notfallbatterie auf den DC-DC-Wandler zugreifen, um Spannungsniveaus anzugleichen. Diese Möglichkeit wird vereinfachend nicht berücksichtigt, da im Konzeptentwurf eine detaillierte Auslegung des elektrischen Teilantriebsstrangs nicht erfolgt.

Auslegung des TMS

Für die Auslegung des Thermalmanagementsystems wird die Verlustleistung der jeweiligen Komponenten herangezogen, indem nach dem Ansatz aus Formel 3.7 der Wirkungsgrad genutzt wird, um die Verluste zu bestimmen. Dieser Ansatz wird für alle einzelnen Komponenten durchgeführt und summiert, wodurch eine TMS-Gesamtleistung bestimmt wird.

$$P_{TMS, \text{Komponente}} = (1 - \eta_{\text{Komponente}}) \cdot P_{\text{Charakteristisch}} \quad (3.7)$$

3.3.4 Massenabschätzung

Nachdem für alle Komponenten eine Auslegungsleistung, beziehungsweise für Batterien ein Energieinhalt, festgelegt ist, werden mithilfe der in Kapitel 2.4 angegebenen spezifischen Dichten Massen und Volumen berechnet. Diese werden in dem CPACS-Datenmodell unter dem Pfad `/cpacs/toolspecific/HybridHeli` gespeichert. Somit ist der elektrische Teilantriebsstrang beschrieben, womit die ursprüngliche Konfiguration des PRH angepasst werden kann, um den hybridisierten Antriebsstrang im CPACS-Datenmodell abzubilden. Durch die Hybridisierung ändern sich die Massen des Treibstoffsystems, des Antriebssystems und des Triebwerkssystems. Diese Baugruppen beeinflussen wiederum die Zusammensetzung der Basisleermasse. Diese Massenabschätzung erfolgt in IRIS mit den Formeln der *NDARC AFDD Weight Models* der NASA [65]. Mithilfe dieser Modelle werden Massen für einzelne Baugruppen bestimmt, welche zu den Hauptmassen summiert werden. In den Formeln berücksichtigte Technologieparameter werden direkt aus dem CPACS-Datenmodell übernommen.

Zunächst wird die Baugruppe *Engine Group* modifiziert, indem nur ein Triebwerk berücksichtigt wird. Dazu wird eine neue Triebwerkmasse über die Design-Leistung des Triebwerks bestimmt. Die Design-Leistung wird fortlaufend als *Best Operating Point Power* (BOPP) bezeichnet und beschreibt die Leistung, bei der das Triebwerk die höchste Kraftstoffeffizienz aufweist. Vereinfachend wird angenommen, dass diese Leistung 95% MCP entspricht. Somit kann von BOPP auf MCP geschlossen werden und mittels von Skalierungsfaktoren die Take-off-Leistung und OEI-Leistung des Triebwerks bestimmt werden. Diese Skalierungsfaktoren sind im Datenmodell unter `/cpacs/toolspecific/IRISGlobal/DesignParameters/propulsion/ratioEngineRatings` zu finden. Anschließend werden die Bestandteile von *Engine Group*, also *Main Engine*, *Engine Exhaust* und *Engine Accessories* berechnet und im CPACS-Datenmodell überschrieben. Auf selbige Weise wird die Baugruppe *Drive System Group* bestehend aus *Gearbox*, *Rotor Shaft*, *Drive Shaft* und *Rotor Brake* angepasst. Dabei wird für das Getriebe der Einsatz von Elektromotoren berücksichtigt, indem die Variable Ω_{eng} , die Ausgangsdrehzahl des Triebwerks, auf $20\,000\text{ min}^{-1}$ gesetzt wird, weshalb ein schwereres Getriebe resultiert. In der Baugruppe *Fuel System Group* wird lediglich die Tankmasse variiert. Bis zur Abgabe der Arbeit konnte eine Diskrepanz zwischen Ergebnissen aus der NDARC-Formel und dem IRIS-Massencode im Bereich der Triebwerkspumpen nicht behoben werden, sodass dieses Teilsystem nicht angepasst wird. Alle genannten Änderungen werden summiert und eine aktualisierte Basisleermasse bestimmt. Diese wird ebenfalls in dem CPACS-Datenmodell angepasst. Über die resultierende Basisleermasse

kann der initiale Effekt einer Hybridisierung auf die Massenzusammensetzung des Hubschraubers beurteilt werden, jedoch wird erst durch die weitere Iteration ein konvergierendes Ergebnis erzielt. In dieser Methodik werden die Batterien zur Basisleermasse gezählt und nicht zur Treibstoffmasse.

3.4 Implementierung des Algorithmus in IRIS

Die bisher beschriebenen Ansätze werden als Python-Softwarepaket umgesetzt und in der DLR-Entwurfsumgebung IRIS implementiert. Der Python-Code wird dabei in zwei Dateien aufgeteilt. Zum einen **HEPS-Calculations.py** für die Auslegung der Komponenten der Hybridisierung und zum anderen **BEM-Calculator.py** für die Anpassung der Massen. Zusammen ergeben sie das Modul **HybridHeli**. Ein Überblick über den Programmaufbau ist in Abbildung 3.11 übersichtlich dargestellt.

Die Datei **HEPS-Calculations.py** beinhaltet zwei Klassen und mehrere Support-Funktionen. Einerseits die Klasse *MassDescription*, welche das Anlegen von Massen in der CPACS-Struktur unter Verwendung der TiXI-Bibliothek vereinfacht [66]. Die zweite Klasse *HybridElectricDriveSystem* stellt den Kern des Softwarepaketes dar. Zudem gibt es die Funktion *write2cpacs*, welche die Kennwerte der Hybridisierung in einem CPACS-Pfad speichert. Als Benutzerschnittstelle dient die Funktion *hybrid_heli_sizing*, welche die Klasse *HybridElectricDriveSystem* aufruft. Die Datei **BEMCalculator.py** berechnet die Systemmassen auf Basis der NDARC-Formeln neu, bestimmt eine aktualisierte Basisleermasse und passt die XML-Datei entsprechend an. Ein klassischer Aufruf von HybridHeli besteht aus drei Schritten:

1. *hybrid_heli_sizing* (Berechnungen zur Hybridisierung durchführen)
2. *write2cpacs* (Hinzufügen der Hybridisierung im CPACS toolspecific-Pfad)
3. *BEMCalculator.modify_CPACS* (Anpassen und Überschreiben aller beeinflussten Massen)

Die Funktion *hybrid_heli_sizing* erhält den CPACS-Pfad, einen Ausgangswert für BOPP, die Architektur des Hybriden (entweder „parallel“ oder „serial“), den Technologiestand (entweder „Today“ oder „Future“) und die OEI-Zeit als Startwerte. Diese Variablen werden vom Anwender bei einem Aufruf der Funktion definiert. Zusätzlich kann der SOC nach Ende des ersten Einsatzes vorgegeben werden. Die Funktion selbst ruft alle nötigen Unterfunktionen auf, um den elektrischen Teilantriebsstrang zu skalieren. Basierend auf den Trimmpunkten, welche über die Funktion *load_trim_points_from_cpacs* eingelesen werden, wird die Energiebilanz für die Batterieauslegung mit der Funktion *calculate_mission_energy* bestimmt. Anschließend werden über die Funktion *size_components* alle weiteren Auslegungsfunktionen aufgerufen. Diese geben eine Leistung oder Energie für die jeweiligen Komponenten zurück. In *size_components* wird auch *calculate_masses_and_volumes* aufgerufen. Mit dieser Funktion werden die Leistungen und Energien mittels der spezifischen Dichten in Massen und Volumen umgerechnet. Die in Kapitel 2.6 bestimmten Simulationsparameter und Technologiestände sind in der Klasse *HybridElectricDriveSystem* unter *_init_* definiert, sodass alle Funktionen darauf zugreifen können.

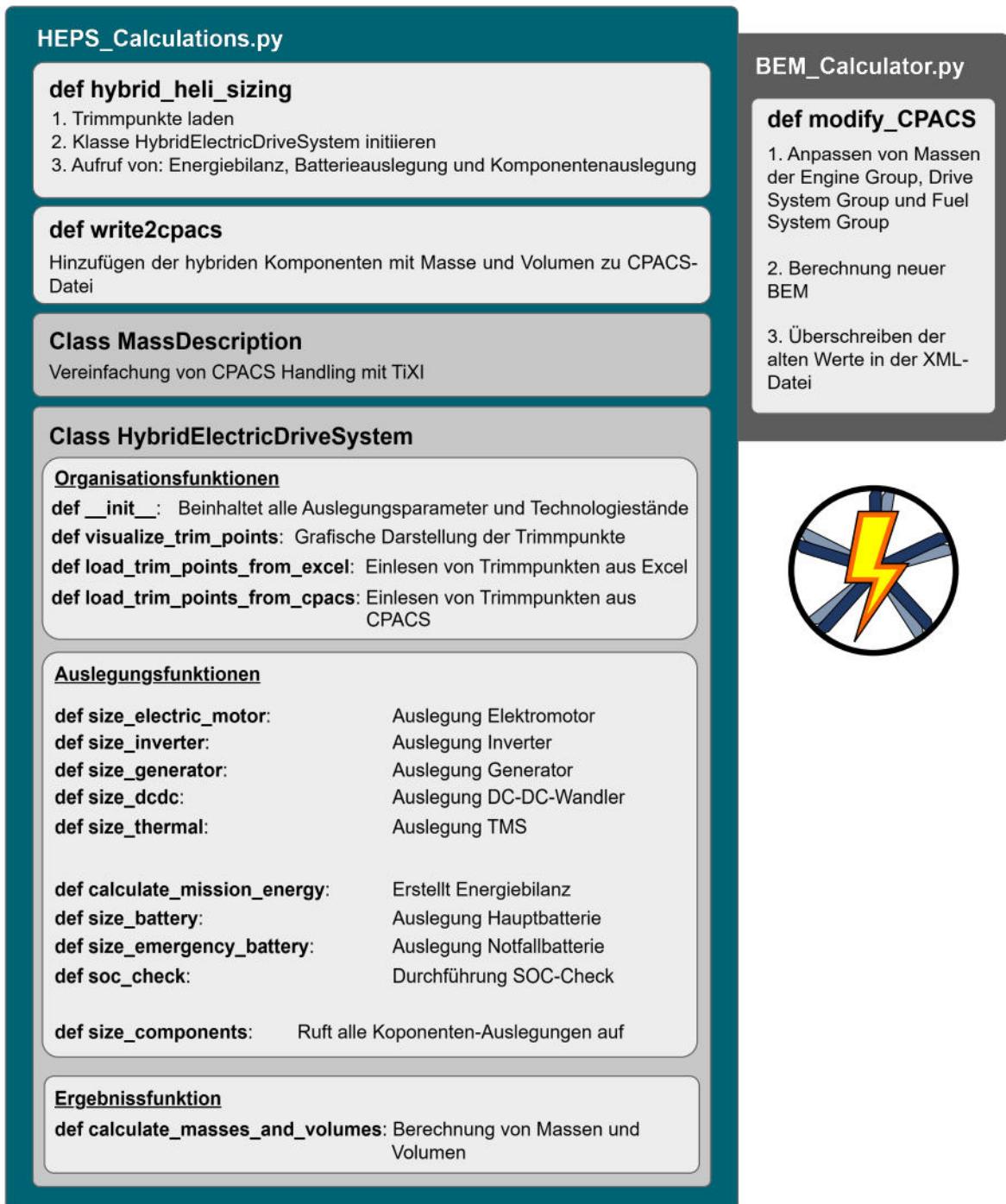


Abbildung 3.11: Aufbau des Codes des Moduls HybridHeli

Das gesamte Softwarepaket kann eigenständig genutzt werden, um initiale Berechnungen durchzuführen. Die Verifizierung der Funktionalität erfolgt mittels einer umgekehrten Rechnung, mit der anhand der charakteristischen Größen geprüft wird, ob die Technologieparameter übereinstimmen. Neben dieser eigenständigen Anwendung wird eine Verwendung innerhalb von IRIS angestrebt. Dazu wird der Code als Modul HybridHeli in die Benutzeroberfläche von RCE eingebunden. Abbildung 3.12 zeigt, wie das Modul in einen Workflow eingebunden wird. Zunächst bekommt HybridHeli eine XML-Datei mit CPACS-Datenmodell als Eingabe. In dieser

Datei muss eine vollständige Rechnung der Konfiguration des PRH hinterlegt sein. Das bedeutet, dass die Mission und dazugehörige Leistungswerte im CPACS-Datenmodell gespeichert sind. Auf Grundlage dieser Daten kann HybridHeli die Berechnungen für die Auslegung der Hybridisierung durchführen. Die weiteren Prozesse des Workflows benötigen zusätzliche Parameter, die als „Engine Setup“ übergeben werden. Die korrespondierenden Nutzereingaben sind in Abbildung 3.13 zu sehen. Dabei wird die Variable *Engine Type* auf *safcmHyb* gesetzt, um im Triebwerksmodell die Drosselung zu aktivieren. Die Anzahl der Triebwerke wird auf eins gesetzt und die Triebwerksleistung wird aus dem CPACS-Datenmodell übernommen, welches bereits durch HybridHeli angepasst ist. Standardmäßig wird die mechanische Effizienz auf 98% eingestellt, um Verluste durch die mechanische Übertragung im Getriebe zu berücksichtigen. Zudem wird eine Systemleistung von 25 kW eingestellt, die weitere elektrische Verbraucher wie die Avionik abbildet.

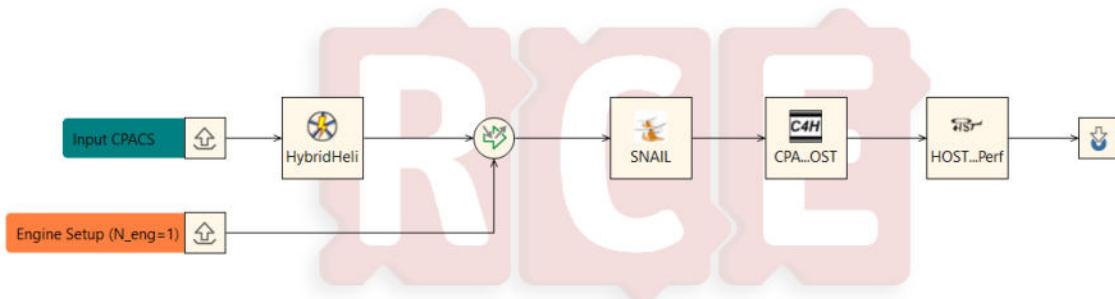


Abbildung 3.12: HybridHeli Berechnung als Einzelworkflow

Workflow settings
Configure Workflow Execution settings

Component runtime configuration

Input Provider	
Engine Setup	
Engine Type (TWdat, safcm, hybrid, electric)	safcmHyb
NumberOfEngines	1
ScalingPower (CPACS or value in [W])	CPACS
mechEfficiency (irrelevant if CPACS)	0.98
systemsPower (irrelevant if CPACS)	25000
Input Provider (1)	
CPACS	D:\doeh_le\Leons Playground\Berechnungen_Masterarbeit\DATABASE\BASELINE\BASELINE_MissionA.xml

Abbildung 3.13: Einstellungen des Workflows

Nach HybridHeli werden die IRIS-Module *SNAIL*, *CPACS4HOST* und *HOST-Mission_Perf* aufgerufen. In *SNAIL* wird das Triebwerk skaliert und in *CPACS4HOST* werden die CPACS-Daten umgewandelt, um sie im Simulationscode HOST zu benutzen. Die Missionsberechnung findet mit *HOST-Mission_Perf* statt. Am Ende des Workflows wird eine XML-Datei zurückgegeben. Dieser Einzelworkflow hat den Nachteil, dass keine Rückkoppelung von *HOST-Mission_Perf* zu HybridHeli gegeben ist und somit der neue Kraftstoffbedarf nicht in die Berechnung der Hybridisierung einfließt. Aus diesem Grund wird HybridHeli in einem zweiten Workflow innerhalb eines iterativen Prozesses implementiert. Dies ist in Abbildung 3.14 dargestellt. Der Workflow besteht aus denselben Modulen wie der Einzelworkflow, jedoch sind diese mithilfe des Moduls

Converger verknüpft, das prüft, ob ein Konvergenzkriterium erreicht wird. Als Kriterium wird die Basisleermasse herangezogen, da diese die elektrischen Komponenten beinhaltet und sich aufgrund der Hybridisierung stark verändert. Eine Konvergenz wird entweder durch eine absolute Änderung von 1 kg oder eine relative Änderung von 0,3% festgestellt. Ist das Kriterium erfüllt, wird eine XML-Datei zurückgegeben, falls nicht, wird der Workflow fortgesetzt.

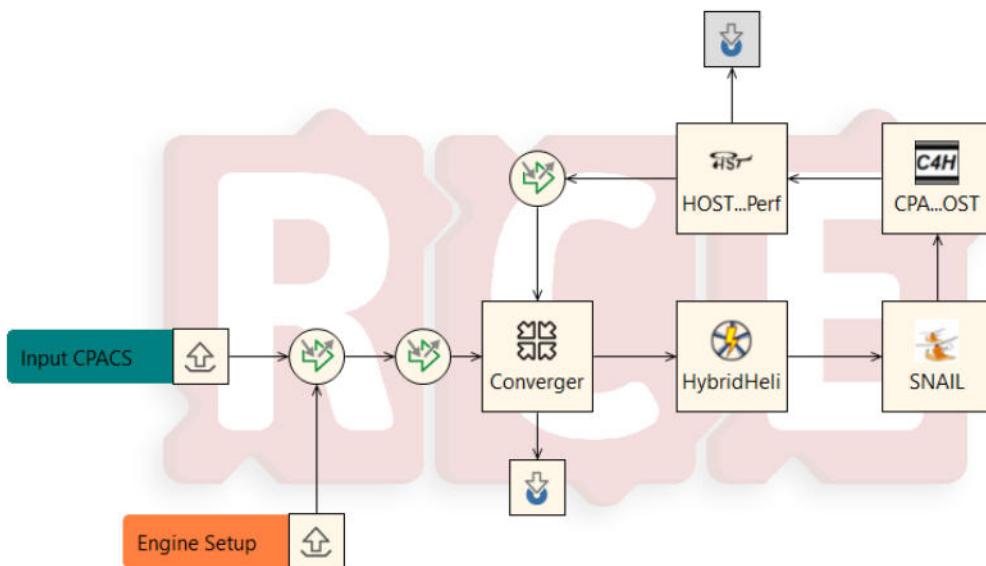


Abbildung 3.14: HybridHeli Berechnung als Schleife mit Konvergenzprüfer

Im Folgenden wird der Workflow schrittweise erläutert, um zugrundeliegende Zusammenhänge aufzuzeigen. Zunächst wird dem Workflow eine XML-Datei mit CPACS-Datenmodell mit einer vollständig berechneten Konfiguration des ursprünglichen Hubschraubers übergeben. Über das „Engine Setup“ werden die Parameter zur Anpassung der Triebwerksberechnung eingestellt. Im zweiten Knoten werden die Basisleermasse und die Kraftstoffmasse ausgelesen. Anschließend wird im Modul *Converger* der Startwert zur Beurteilung der Konvergenz aus der XML-Datei gesetzt. Folgend berechnet *HybridHeli* die benötigten elektrischen Komponenten, schreibt diese in das CPACS-Datenmodell und passt die Massenzusammensetzung des Hubschraubers an. Alle wichtigen Parameter für die Hybridisierung, wie die Art der Hybridisierung und der Technologiestand, müssen im Code von *HybridHeli* hinterlegt sein. Danach setzt sich der Prozess, wie bereits für den Einzelworkflow erläutert, fort. Dabei werden die Flugleistungen des hybridisierten Hubschraubers für die Mission bestimmt. Es ergibt sich ein veränderter Kraftstoffverbrauch, weshalb eine neue Kraftstoffmasse resultiert. Die Massenzusammensetzung des Hubschraubers ändert sich demzufolge erneut, sodass eine aktualisierte Gesamtmasse vorliegt, die sich wiederum auf den Leistungsbedarf auswirkt. Dieser veränderte Leistungsbedarf wirkt sich auf die Anforderungen an die Hybridisierung aus, weshalb eine erneute Berechnung mit *HybridHeli* nötig ist. Die Schleife setzt sich fort bis das Konvergenzkriterium erreicht ist.

4 Lösungsraum für einen hybridisierten Rettungshubschrauber

Basierend auf den erarbeiteten Grundlagen und dem entwickelten Softwarepaket wird untersucht, ob und wie eine Hybridisierung des PRH möglich ist. Zu diesem Zweck werden zunächst die Massen des elektrischen Teilantriebsstrangs in Kapitel 4.1 untersucht. Darauf aufbauend wird in Kapitel 4.2 anhand von Off-Design-Missionen diskutiert, welche Auslegungsleistung für den thermischen Antriebsstrang geeignet ist. In Kapitel 4.3 folgt die Analyse der parallelen und seriellen Hybridisierungen für einen heutigen und zukünftigen Technologiestand, welche mit einer Diskussion über die Umsetzbarkeit der Hybridisierung abschließt. Wie eine Variation von verschiedenen Entwurfsparametern die Resultate beeinflusst, wird in Kapitel 4.4 anhand der vielversprechendsten Hybridisierungsoption aufgezeigt.

4.1 Massenzusammensetzung des elektrischen Teilantriebsstrangs

Zunächst wird untersucht, wie viel Masse der elektrische Teilantriebsstrang zum Gesamtsystem hinzufügt. Dazu werden mithilfe des entwickelten Softwarepaketes HybridHeli die Massen für den seriellen und parallelen Hybrid für die Technologielevel 2025 und 2035 bestimmt. Maßgeblich dafür, wie groß die Massen der elektrischen Komponenten sind, ist die Leistung des Triebwerks, da somit festgelegt wird, wie groß der Anteil des elektrischen Systems an der Gesamtleistung ist. Dieser Anteil wird als Hybridisierungsgrad beschrieben. Da die Triebwerksleistung in HybridHeli eine Auslegungsvariable ist, kann eine Parametervariation durchgeführt werden.

In Abbildung 4.1 ist die Massenverteilung der elektrischen Komponenten für unterschiedliche Triebwerksskalierungen für den heutigen Technologiestand dargestellt. Das Triebwerk wird dabei mit der Design-Leistung BOPP beschrieben. Auf der oberen Achse ist zudem der korrespondierende Hybridisierungsgrad zu sehen. Die Balken ohne Schraffur zeigen den Seriellhybrid und mit Schraffur den Parallelhybrid. Mithilfe der Grafik sind mehrere Zusammenhänge zu erkennen. Zum einen die Tatsache, dass der elektrische Teilantriebsstrang für ein kleines BOPP die größte Masse aufweist. Durch die kleine Triebwerksskalierung ist folglich der Hybridisierungsgrad hoch, sodass das elektrische System mehr Leistung liefern muss. Umgekehrt bedeutet dies, dass ein kleiner Hybridisierungsgrad (hohe BOPP) eine kleinere Masse des elektrischen Systems zur Folge hat. Zum anderen fällt auf, dass die elektrischen Komponenten im seriellen Hybrid stets eine höhere Masse aufweisen als für den Parallelhybrid. Dies liegt an der deutlich komplexeren Architektur des seriellen Hybrids, der entsprechend eine höhere Masse im Bereich des Elektromotors, Inverters und TMS aufweist. Der größte Massenzuwachs ergibt sich für beide Hybride durch die Hauptbatterie. Der Anteil der Hauptbatterie am elektrischen Teilantriebsstrang beträgt 67% für den parallelen Hybrid und 51% für den seriellen Hybriden bei 500 kW BOPP. Eine Erhöhung auf 600 kW führt bei beiden Hybriden zu einer Reduktion dieses Anteils um 20%. Die Notfallbatterie ist für die zwei Hybridisierungen gleich groß, was durch den Auslegungsalgorithmus bedingt ist. Weiterhin ist zu erkennen, wie der DC-DC-Wandler mit steigender BOPP geringere Massen aufweist. Durch den kleineren Hybridisierungsgrad sinkt

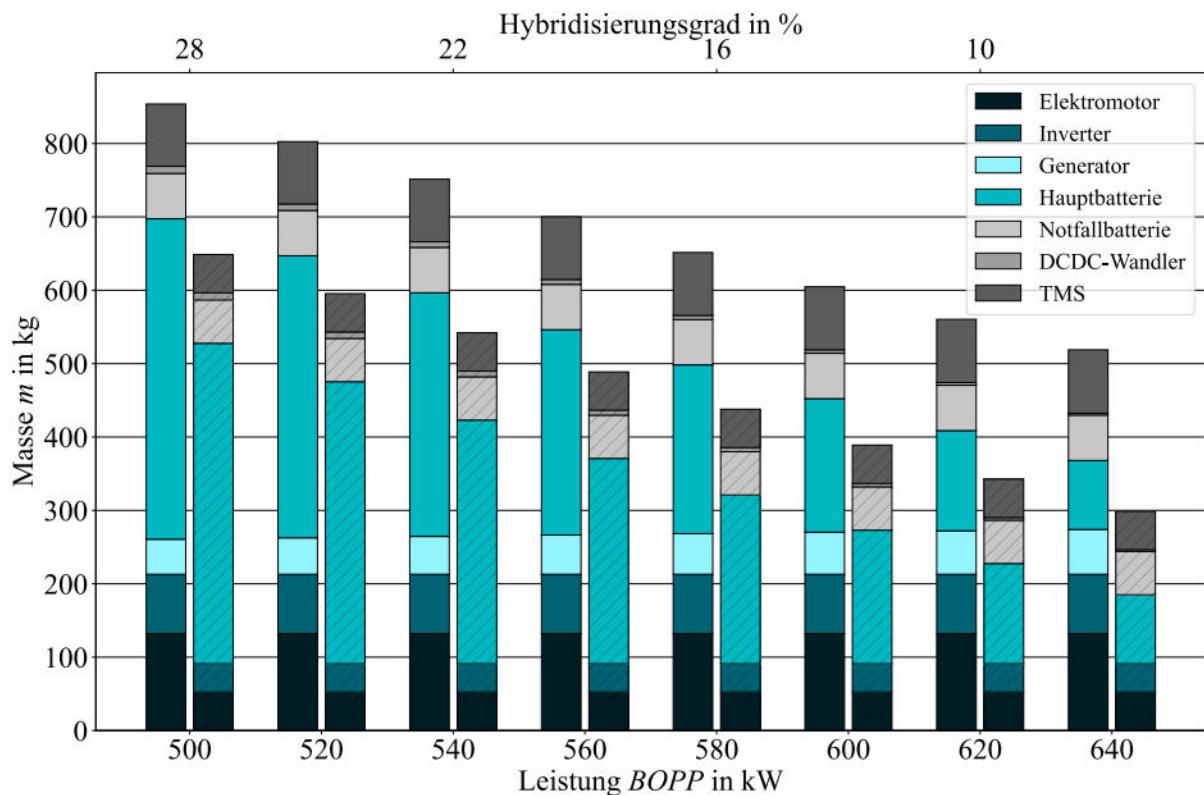


Abbildung 4.1: Massen des elektrischen Teilantriebsstrangs für den Technologiestand 2025 (Parallelhybrid schraffiert)

die Ladeleistung der Hauptbatterie, sodass der DC-DC-Wandler kleiner skaliert wird. Für den seriellen Hybrid ist im Fall des Generators zu erkennen, dass die Masse dieser Komponente mit einer steigender Leistung wächst. Durch die höhere Leistungsabgabe des Triebwerks wird ein größerer Generator benötigt, um diese Leistung umzusetzen.

Die ursprüngliche Konfiguration des PRH hat eine MCP pro Triebwerk von 529 kW, was mit einem Umrechnungsfaktor von 95% rund 500 kW BOPP ergibt. In diesem Fall hat das elektrische System des parallelen Hybrids eine Masse von 643 kg, während im seriellen Hybrid 848 kg anfallen. Eines der Triebwerke des PRH wiegt 124 kg. Daher ergibt sich eine große Differenz zwischen der Masse, die aus der ursprünglichen Konfiguration herausgenommen wird und der Masse der elektrischen Komponenten, die hinzugefügt werden. Für ein BOPP von 600 kW reduzieren sich die Massen bereits auf 387 kg für den parallelen Hybrid und 603 kg für den seriellen Hybrid. In beiden Fällen entspricht dies einer Reduktion von rund 250 kg gegenüber einem BOPP von 500 kW. Aus diesem Grund erscheint die Wahl niedrigerer Hybridisierungsgrade zweckmäßig.

Wird der Technologiestand für 2035 betrachtet, zeigen sich dieselben Trends, jedoch verbessern sich die Werte deutlich. Dies ist in Abbildung 4.2 dargestellt. Es ist zu erkennen, dass die Komponenten deutlich leichter sind und somit die Gesamtmasse des elektrischen Teilantriebsstrangs reduziert werden konnte. Für ein BOPP von 500 kW ergeben sich für den seriellen Hybrid 549 kg und für den Parallelhybrid 447 kg. Eine Erhöhung auf 600 kW reduziert die Massen zusätzlich um rund 180 kg. Des Weiteren fällt auf, dass der Abstand zwischen den Massen

des Seriellhybrids und des Parallelhybrids auf rund 100 kg sinkt, während mit heutigem Technologiestand rund 200 kg anfallen. Der Anteil der Batterie am elektrischen System steigt weiter. Dies ist mit den deutlichen Verbesserungen der spezifischen Dichten von Elektromotoren und Invertern gegenüber den Energiedichten der Batterietechnik zu begründen.

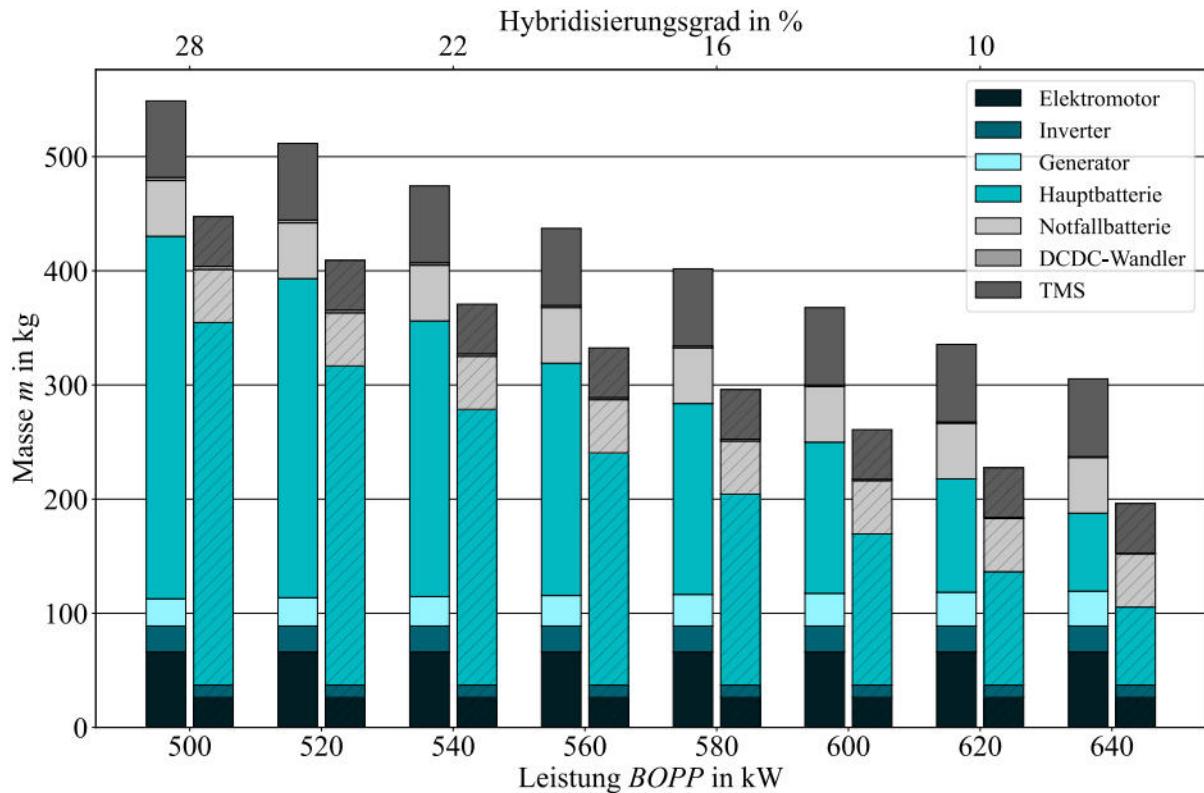


Abbildung 4.2: Massen des elektrischen Teilantriebsstrangs für den Technologiestand 2035 (Parallelhybrid schraffiert)

Eine Verringerung der Massen des elektrischen Teilantriebsstrangs erleichtert eine Hybridisierung, da der Massenzuwachs auf die ursprüngliche Konfiguration des PRH verkleinert wird. Die Analyse zeigt, dass diese Massensteigerung stark von der Triebwerksleistung abhängig ist. Ein linearer Zusammenhang zwischen dem Leistungsangebot des Triebwerks und der Masse des benötigten elektrischen Teilantriebsstrangs ist festzustellen, jedoch kann keine optimale Triebwerksskalierung nachgewiesen werden. Lediglich die Tendenz zu kleineren Hybridisierungsgraden kann abgeleitet werden. Somit ergibt sich die Fragestellung, auf welches Leistungsniveau das Triebwerk skaliert werden muss, damit eine Hybridisierung zweckmäßig möglich ist.

4.2 Skalierung des thermischen Teilantriebsstrangs

Zur Untersuchung der im letzten Kapitel aufgeworfenen Fragestellung wird das Verhalten des elektrischen Teilantriebsstrangs während der Mission detailliert betrachtet. Ziel ist es, eine Randbedingung zu finden, um eine Triebwerksskalierung festzulegen. Für eine Beurteilung wird das Verhalten der Hauptbatterie während des Flugs analysiert. Von besonderer Bedeutung ist dabei die Entwicklung des Ladezustands der Batterie. Abbildung 4.3 stellt einen exemplarischen SOC-Verlauf für einen Parallelhybrid bei einem BOPP von 500 kW dar, der qualitativ

ebenso für den Seriellhybrid anwendbar ist. Dabei ist zu erkennen, wie sich der SOC während der verschiedenen Flugphasen der Design-Mission im Verlauf des ersten Einsatzes ändert.

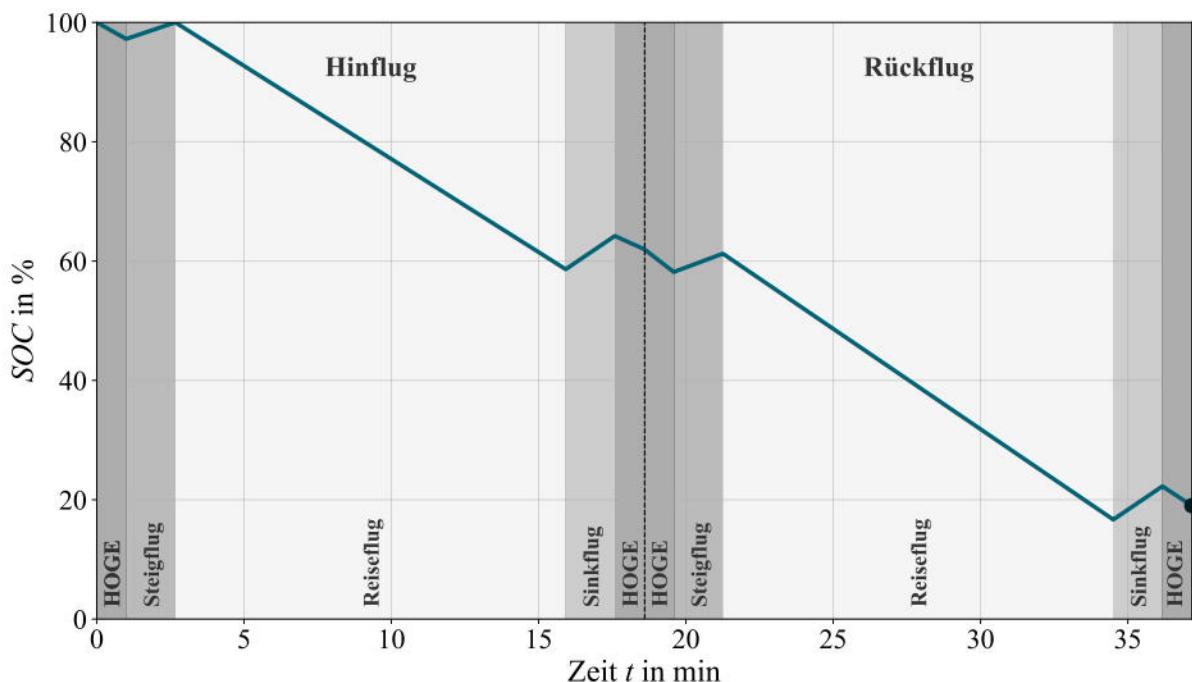


Abbildung 4.3: SOC-Verlauf Parallelhybrid 500 kW

Die Mission beginnt mit einem Schwebeflugsegment, in dem der elektrische Teilantriebsstrang Leistung bereitstellt, woraufhin der SOC sinkt. Das darauffolgende Steigflugsegment hat je nach Triebwerksskalierung einen leichten Leistungsüberschuss oder ein Leistungsdefizit. Im gezeigten Beispiel steigt der SOC in diesem Segment, sodass ein Überschuss vorliegt und Energie gespeichert wird. Im Reiseflugsegment verliert die Batterie schnell an Ladung, da durch den hohen Leistungsbedarf eine gesteigerte Leistungsanforderung an die Batterie gestellt wird. Während des Sinkflugs steigt der SOC, jedoch kann nicht genügend Energie in diesem kurzen Zeitraum nachgeladen werden, um den Ladezustand signifikant zu erhöhen. Demnach sind nach dem Hinflug rund 40% der Energie aufgebraucht. Auf dem Rückflug wiederholt sich dieser Zyklus, wodurch der SOC am Ende des ersten Einsatzes bei rund 20% liegt. Somit ergibt sich der Bedarf für ein Aufladen der Batterie nach dem ersten Einsatz, um die übrigen vier Einsatzes fliegen zu können. Da sich dieses Muster mit jedem weiteren Einsatz wiederholt, muss die Batterie nach jedem Rückflug geladen werden. Die Hybridisierung erfolgt in diesem Fall als Plug-In-Hybrid und nicht als Mildhybrid. Das bedeutet, dass zum Betrieb des Hubschraubers eine externe Energiequelle benötigt wird und sich der Hubschrauber für einen uneingeschränkten Betrieb nicht selbst versorgen kann.

Wie sich dieser Zusammenhang für weitere Triebwerksskalierungen verhält, zeigt Abbildung 4.4. Auf der linken Achse ist die Batteriegröße der Hauptbatterie in Form des Energieinhalts dargestellt, während die rechte Achse den SOC am Ende des ersten Einsatzes visualisiert. Dabei handelt es sich um den in Abbildung 4.3 mit einem Punkt markierten Wert. Für die Para-

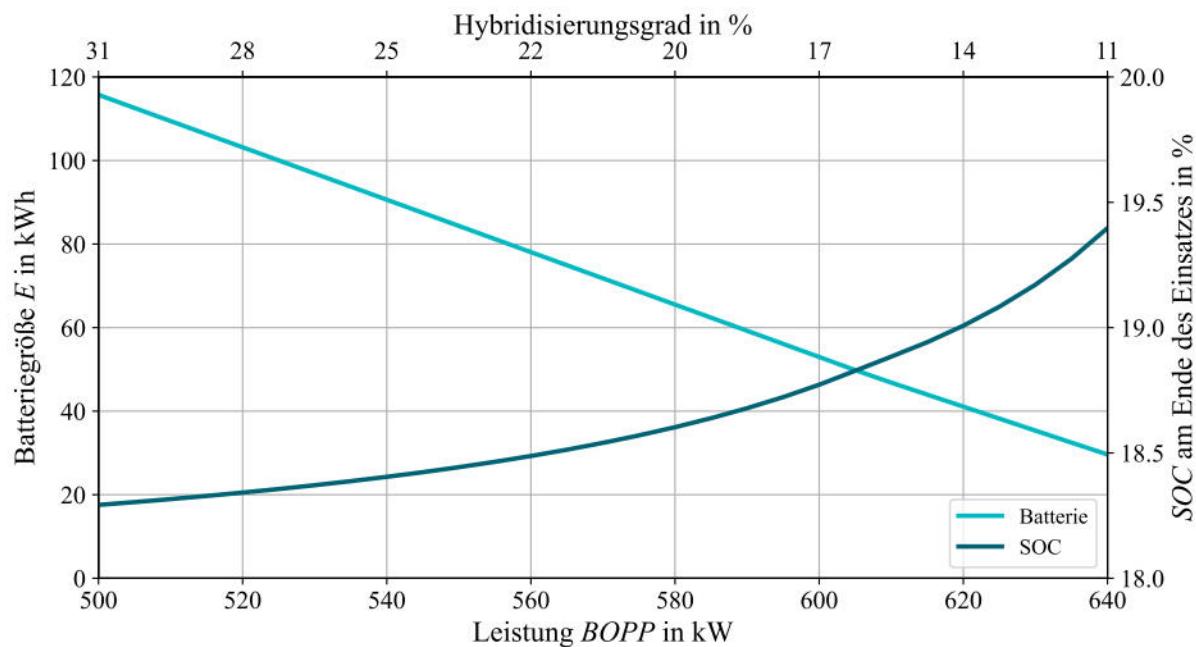


Abbildung 4.4: Benötigte Batteriegröße und SOC am Ende des Einsatzes über BOPP

metervariation der Triebwerksleistung sind die korrespondierenden Hybridisierungsgrade aufgeführt. Die Batteriegrößen sind demnach für höhere BOPP-Werte kleiner, da der Hybridisierungsgrad sinkt. Der Verlauf der SOC-Kurve macht deutlich, dass sich der SOC am Ende des ersten Einsatzes nur marginal von 18,3% bei 500 kW auf 19,4% bei 640 kW ändert. Das bedeutet, dass der bereits festgestellte Bedarf einer Zwischenladung unabhängig von der Triebwerksleistung gegeben ist.

Eine solche Zwischenladung stellt wiederum Infrastrukturanforderungen, da Krankenhäuser in diesem Fall über eine Ladestation verfügen müssen, an welcher der Hubschrauber nachladen kann. Ein geeignetes Zeitfenster für die Durchführung der Zwischenladung ist während der Patientenübergabe gegeben. Alternativ kann das Triebwerk im Stand weiterhin betrieben werden, um die Batterie zu laden, was jedoch Nachteile in Bezug auf den Kraftstoffverbrauch und Lärm bietet. Eine weitere Option kann eine Skalierung der Batterie sein. Diese müsste fünfmal größer sein, um alle fünf konsekutiven Einsätze zu fliegen. Aus dem vorherigen Kapitel wird jedoch deutlich, dass bereits ohne diese Vergrößerung die Batterie den ausschlaggebenden Massenanteil des elektrischen Teilantriebsstrangs darstellt. Diese Möglichkeit wird aufgrund des hohen Massenzuschlags nicht in Erwägung gezogen. Mit der Erkenntnis, dass die Batterie nach dem Einsatz stets auf rund 20% entleert wird, kann keine Randbedingung ermittelt werden, um eine geeignete Skalierung des Triebwerks festzulegen. Daher ist weiterhin keine Aussage darüber möglich, wie das Triebwerk skaliert werden muss. Aus diesem Grund werden Off-Design-Fälle betrachtet.

4.2.1 Untersuchung von Off-Design-Missionen

Für eine Beurteilung der benötigten Triebwerksskalierung werden drei Off-Design-Missionen erstellt, welche das Ziel haben, die Bereiche im Leistungsdiagramm mit Leistungsabgabe zu mi-

nimieren, sodass gegebenenfalls im Flug mehr Energie gespart oder nachgeladen werden kann. Dabei gelten weiterhin hohe Anforderungen an die Transportzeit im Rahmen eines HEMS-Einsatzes. Die Design-Mission, welche in Kapitel 3.1.2 beschrieben ist, wird fortlaufend Mission A genannt, während die Off-Design-Missionen mit B, C und D bezeichnet werden. In Mission B wird im Vergleich zu Mission A der Rückflug bei einer niedrigeren Geschwindigkeit durchgeführt, um die Leistungsanforderungen zu senken. Dahingegen bildet Mission C einen Reiseflug bei der Geschwindigkeit bester Reichweite für Hin- und Rückflug ab. Bei Mission D handelt es sich um eine modifizierte Mission A, in der die Flugzustände angepasst sind, sodass sich der Leistungsbedarf zugunsten der Hybridisierung verschiebt. Folgend werden alle drei Off-Design-Mission detailliert analysiert.

Mission B

Der erste Off-Design-Fall basiert auf der Grundlage, dass der Hubschrauber möglichst schnell am Einsatzort ankommen soll, um medizinische Versorgung zu leisten. Aus diesem Grund wird der Hinflug nicht verändert. Sind die Patient:innen jedoch zum Transport stabilisiert, kann eine geringfügig niedrigere Reisefluggeschwindigkeit gewählt werden. Als Anhaltspunkt wird eine Verlängerung der Flugzeit des Rückflugs auf 20 Minuten angenommen. Das ursprüngliche Rückflugsegment ist 18,6 min lang, davon 13,3 min im Reiseflug über 66 km. Somit verlängert sich dieses Segment um 1,4 min. Für den Rückflug ergibt sich demnach eine aktualisierte Reisefluggeschwindigkeit von 75 m s^{-1} . Diese Reduktion der Geschwindigkeit um 9 m s^{-1} bewirkt eine Verringerung des Leistungsbedarfs von 697 kW bei 83 m s^{-1} auf 573 kW bei 75 m s^{-1} . Ein exemplarischer Leistungsverlauf über die Flugzeit ist in Abbildung 4.5 dargestellt.

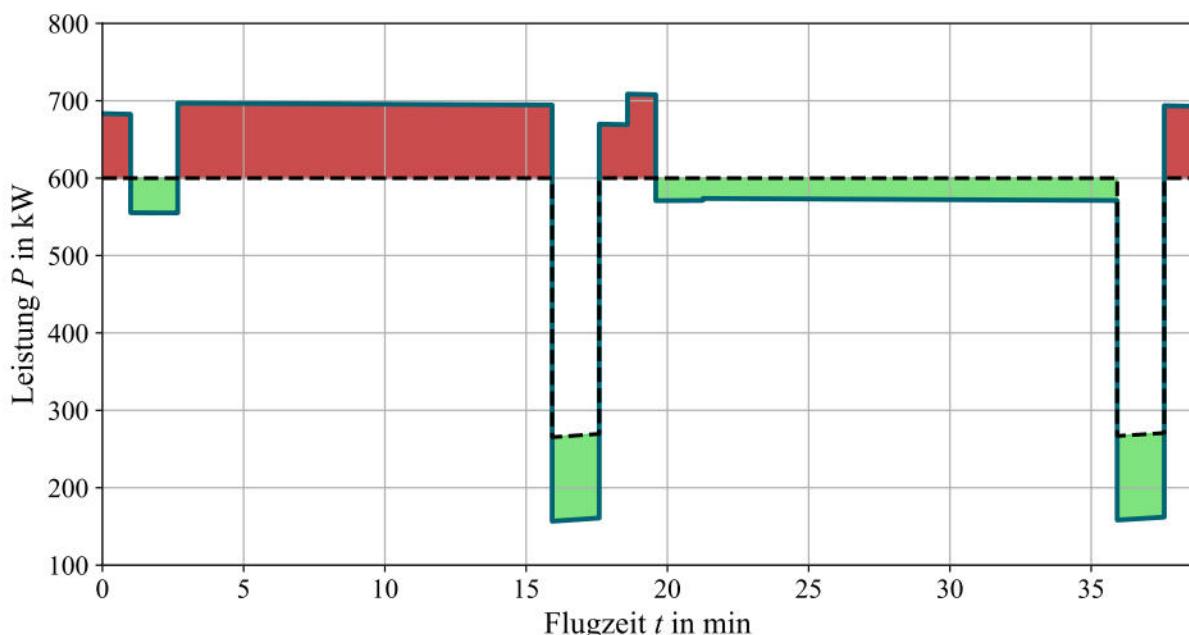


Abbildung 4.5: Off-Design-Mission B (Grün: Batterien laden, Rot: Batterien entladen)

Es ist zu erkennen, dass das Rückflugsegment eine grüne Fläche aufweist, die symbolisiert, dass Energie zurückgewonnen werden kann. In der Abbildung ist eine beispielhafte BOPP von 600

kW eingezeichnet, welche zwischen den Reiseflugleistungen positioniert ist. In Abbildung 4.6 ist ein exemplarischer SOC-Verlauf für diese Mission für die Technologiestände von 2025 und 2035 zu sehen. Mit diesem Missionsprofil kann der Leistungsbedarf so angepasst werden, dass auf dem Rückflug ein signifikanter Teil des SOC wieder nachgeladen werden kann. Somit werden hohe Ladezustände am Ende des Einsatzes realisiert und es besteht die Möglichkeit eine SOC-Randbedingung einzuführen. Das Triebwerk wird dabei skaliert, bis ein bestimmter SOC am Ende des Einsatzes erreicht ist. Zudem wird einen Unterschied zwischen den Technologieständen deutlich. Mit dem heutigen Stand wird die Batterie nur bis zu einem minimalen SOC von 43% entladen, während bei einem zukünftigen Stand 18% erreicht werden. Dies ist mit der C-Rate des heutigen Technologiestands zu erklären, da die Batterie im gezeigten Beispiel größer skaliert werden muss, um genügend Leistung abgeben zu können. Durch diese größere Batterie wird demzufolge bei gleichbleibendem Energieverbrauch ein prozentual kleinerer Energieanteil verbraucht, weshalb der SOC nicht so tief sinkt. Diese Begrenzung tritt für den zukünftigen Technologiestand nicht mehr auf, sodass die Batterie auf den SOC ausgelegt ist und somit näher an die durch den Algorithmus bedingten Begrenzungen von 20% und 100% herankommt.

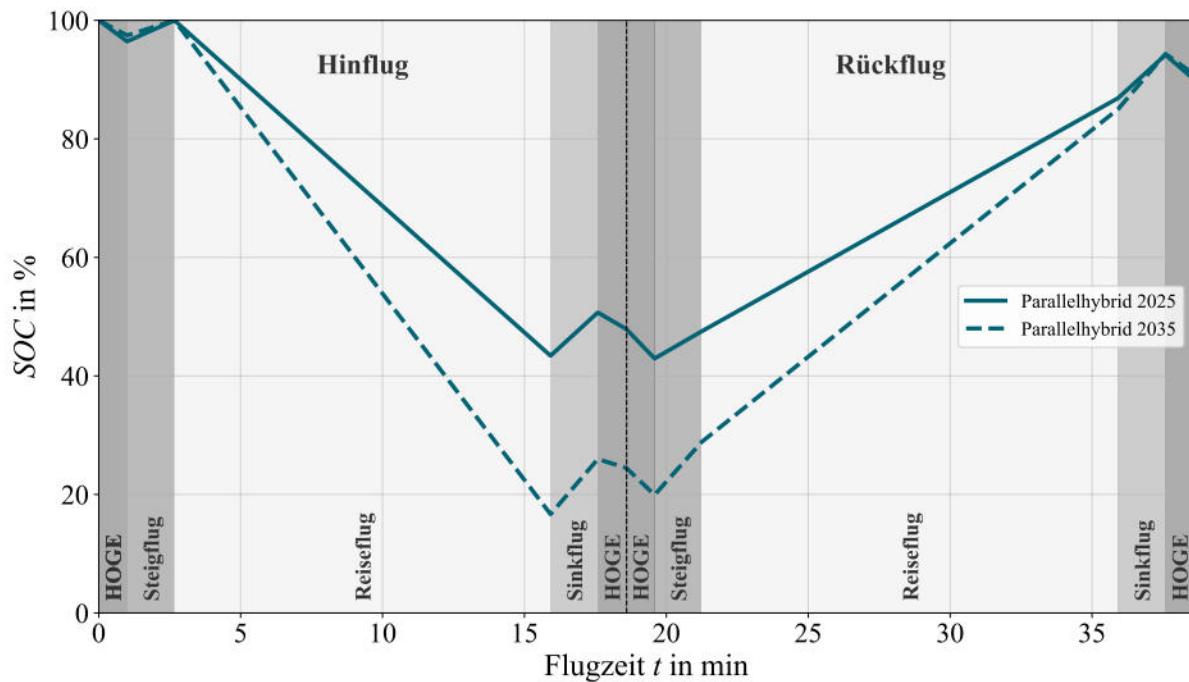


Abbildung 4.6: SOC-Verlauf Mission B 620 kW BOPP

In Abbildung 4.7 ist das Verhalten des SOC am Ende des ersten Einsatzes über die Triebwerksleistung sowie die nötige Batteriegröße für beide Technologiestände am Beispiel des Parallelhybrid dargestellt. Ein Hybridisierungsgrad kann an dieser Stelle nicht mehr angegeben werden, da sich dieser für die Technologiestände unterscheidet. Es ist zu erkennen, dass sich das Verhalten des SOC bei einer Auslegung mit Mission B von dem mit Mission A signifikant unterscheidet. Zunächst wird auf den heutigen Technologiestand in der durchgezogenen Linie eingegangen werden. Für ein BOPP von 500 kW bis 540 kW ist ein Plateau mit SOC-Werten knapp über 20% zu sehen. Mithilfe von Abbildung 4.5 kann erkannt werden, dass für diese Leistungen

nur im Sinkflug Energie nachgeladen werden kann, da das BOPP in diesem Fall zu niedrig ist. Somit ergeben sich nur niedrige Ladezustände am Ende des Einsatzes. Entsprechend wird auch eine größere Batterie gebraucht.

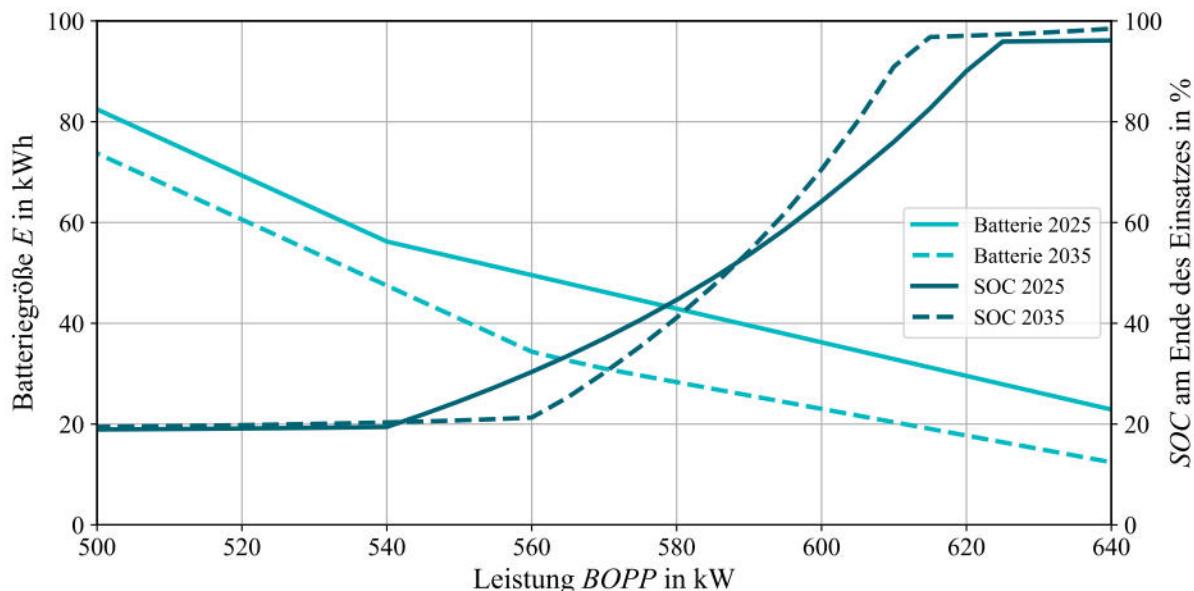


Abbildung 4.7: Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den parallelen Hybrid mit Missionsprofil B

Bei 540 kW ist ein Knick sowohl in der SOC-Kurve als auch in der Batteriekurve zu erkennen. Bei dieser Leistung ist die benötigte Batteriegröße so weit gesunken, dass die Batterie zu klein ist, um den Leistungsbedarf zu decken. Der Algorithmus passt die Batterie ab diesem Punkt anhand des C-Raten-Checks an, weshalb der Anstieg der Batteriekurve für höhere BOPP-Werte flacher verläuft. Gleichzeitig ist ab dieser Leistung die Kombination aus Batteriegröße und BOPP ausreichend, um SOC aufzubauen zu können, da das Triebwerk nun einen größeren Teil der Leistung bereitstellt. Auf diese Weise ergibt sich der steigende Teil im SOC-Verlauf bis etwa 625 kW. Für Triebwerksgrößen über 625 kW knickt die Kurve ab und folgt einem Plateau knapp unter 100% SOC. Der obere Knick ist dabei der Punkt, an dem auf dem Rückflug am Ende des Sinkfluges erstmalig 100% Ladezustand in der Batterie erreicht werden. Das letzte Schwebeflugsegment verbraucht jedoch Energie, sodass der in der Abbildung dargestellte SOC am Ende des Einsatzes stagniert. Gleichzeitig ist die Batteriegröße im Bereich des oberen Plateaus so weit gesunken, wodurch die Hybridisierungsgrade deutlich unter 10% liegen.

Für den zukünftigen Technologiestand ergibt sich ein ähnliches Bild, jedoch mit veränderten Werten. Zum einen ist zu erkennen, dass die Batteriegröße unter dem Niveau des heutigen Technologiestands liegt. Dies ist mit den verbesserten Eigenschaften der Batterie zu erklären. Zudem ist die Gesamtkonfiguration mit dem zukünftigen Technologiestand leichter und weist demzufolge einen geringeren Leistungsbedarf auf. Der Knick im unteren Bereich tritt in diesem Fall bei 560 kW auf. Dies korrespondiert ebenfalls mit der C-Rate, für diesen Technologiestand hingegen bei deutlich kleineren Batteriegrößen. Die SOC-Kurve steigt für den zukünftigen Technologiestand steiler an als die Kurve mit heutigem Technologiestand. Dies hat den

Hintergrund, dass für kleinere Batterien bei gleichen Energiemengen größere prozentuale Änderungen resultieren. Somit tritt der Knick im oberen Bereich bereits bei 615 kW auf. Es ist zu erkennen, dass mit dem zukünftigen Technologiestand nahezu 100% SOC am Ende des ersten Einsatzes für ein BOPP von 640 kW erreicht werden können. Dabei sind die Batteriegrößen so klein, dass sich ein Hybridisierungsgrad von nur 4% ergibt. In diesem Fall liegt das BOPP über der Schwebeleistung im letzten Einsatzsegment, womit die Batterie auch in diesem Segment geladen werden kann. Eine Auslegung des Hybrids auf eine Leistung in dem Bereich des oberen Plateaus ist daher ungeeignet, da das Triebwerk überdimensioniert ist. Hinzu kommt, dass es in der Iterationsschleife keine Rückkopplung gibt, falls die Batterie einen Ladezustand von 100% während des Fluges erreicht. In diesem Fall müsste das Triebwerk gedrosselt werden, was jedoch eine direkte Integration des SOC-Wertes in die Trimberechnung notwendig macht. Dies ist im Rahmen dieser Arbeit nicht umsetzbar, da es tiefgreifende Veränderungen in IRIS zur Folge hätte.

Zu Abbildung 4.7 ist anzumerken, dass dazu eine einzelne konvergierte Konfiguration als Basis für die Parametervariation genutzt wird, welche die Hybridisierung und die dazugehörigen Leistungen für eine spezifische Triebwerksskalierung vorgibt. Für die Analyse wird HybridHeli als einzelnes Modul ohne Iteration ausgeführt. Durch die Variation entfernt sich die BOPP von der Ausgangskonfiguration, sodass kein konvergierter Entwurf mehr vorliegt. Diese Methode wird auf diese Weise angewendet, da eine Berechnung eines konvergierten Entwurfs für eine Vielzahl von Triebwerksskalierungen sehr hohe Rechenzeiten und entsprechende Ressourcen benötigt. Daher wird eine begrenzte Ungenauigkeit akzeptiert, um abschätzend die Trends zu erkennen. Die Grafiken zeigen einen qualitativ aussagekräftigen Verlauf, jedoch können für die absoluten Werte Abweichungen im einstelligen Prozentbereich auftreten. Zur Beurteilung, ob eine Randbedingung gefunden werden kann, ist genügend Aussagekraft gegeben. Quantitative Werte müssen darauf aufbauend mit Berechnungen in der Iterationsschleife gefunden werden.

Anhand der durchgeführten Analyse bietet es sich an, das Triebwerk zwischen 80% SOC am Ende des Einsatzes und dem oberen Knick, welcher eine vollgeladene Batterie nach dem Sinkflug auf dem Rückflug anzeigt, zu skalieren. Mit heutigem Technologiestand ergibt sich eine Leistung von 615 bis 625 kW BOPP und für den zukünftigen Technologiestand ein Bereich zwischen 605 und 615 kW BOPP. Wird ein SOC von 90% am Ende des Einsatzes vorausgesetzt, ergibt sich ein Wert von 620 kW bei 29,6 kWh Batteriegröße für den heutigen Technologiestand und 610 kW bei 20,4 kWh Batteriegröße für 2035. Während die Batterien bei einer Auslegung auf Mission A einen Energieinhalt zwischen 30-40 kWh im vorgeschlagenen Leistungsbereich aufweisen, liegen diese Werte für Mission B bei 20-30 kWh. Dies veranschaulicht, dass eine Auslegung auf Mission B deutliche Gewichtseinsparungen ermöglichen kann. Wie sich diese Zusammenhänge für den Seriellhybrid verhalten, ist in Abbildung 4.8 zu sehen. Für diese Hybridisierung zeigt sich bei heutigem Technologiestand ein unterschiedliches Verhalten. In den Kurven für die Batteriegröße und den SOC sind keine Knicke vorhanden. Dies ist mit der Tatsache zu erklären, dass diese Konfiguration sehr schwer ist und somit einen deutlich höheren Leistungsbedarf hat. Dieser Zusammenhang wird in Kapitel 4.3 thematisiert.

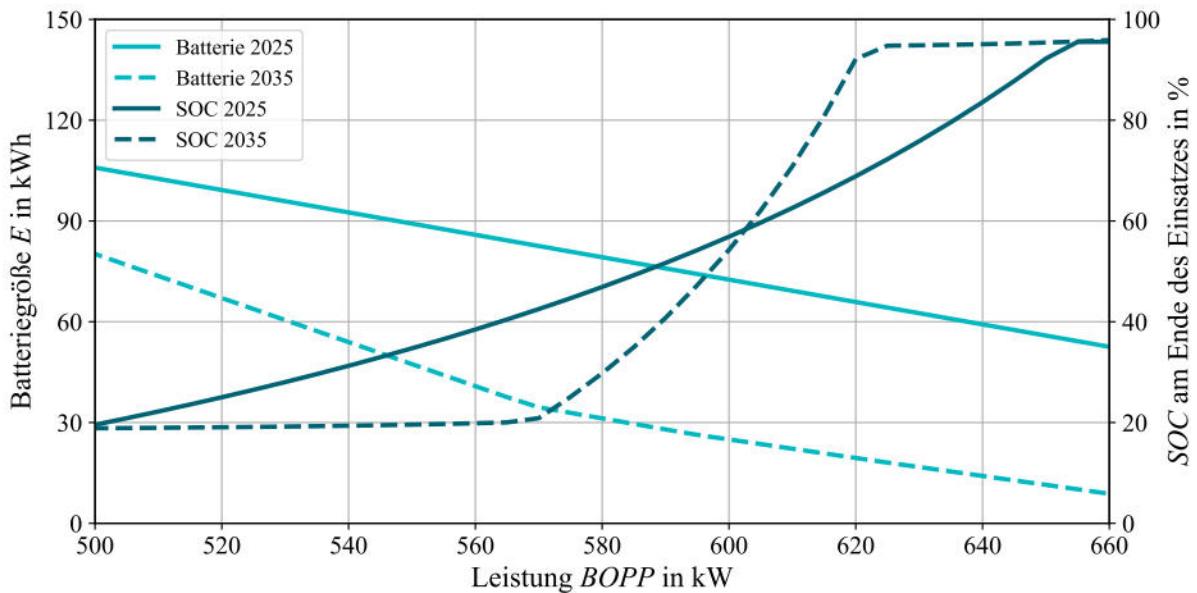


Abbildung 4.8: Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den seriellen Hybrid mit Missionsprofil B

Die charakteristische Form der SOC-Kurve wird in diesem Fall gestreckt. Über den Hybridisierungsgrad kann der Unterschied zwischen den Technologieständen verdeutlicht werden. Ein BOPP von 660 kW resultiert bei heutigem Technologiestand in einen Hybridisierungsgrad von 19,3%, was einen großen Anteil des elektrischen Teilantriebsstrangs an der Gesamtleistung verdeutlicht. Bei identischer Triebwerksleistung weist der serielle Hybrid mit zukünftigem Technologiestand einen Hybridisierungsgrad von 5,3% auf. Die Batteriegrößen sind für den Technologiestand 2025 vergleichsweise groß, sodass keine C-Raten-Begrenzung erreicht wird. Dennoch können für den seriellen Hybrid hohe Ladezustände erzielt werden. Für den heutigen Technologiestand wird ein BOPP von 650 kW benötigt, um einen SOC von 90% am Ende des ersten Einsatzes zu erlangen, mit einer Batteriegröße von 56 kWh. Zukünftig kann ein BOPP von 620 kW und 19,5 kWh Batterie genutzt werden. Diese Zahlen beziehen sich auf einen konvergierten Antriebsstrang mit Mission B.

Mission C

Die zweite Off-Design-Mission basiert auf dem Ansatz, dass dem Hubschrauber keine zeitlichen Grenzen gesetzt sind, beispielsweise bei einer Verlegung von Patient:innen. Somit wird angenommen, dass Hin- und Rückflug mit der Geschwindigkeit bester Reichweite durchgeführt werden, was einem Einsatzprofil eines heutigen Rettungshubschraubers nahekommt. Diese Geschwindigkeit liegt im Fall des PRH bei 71 m s^{-1} . Der Leistungsbedarf im Reiseflug liegt damit je nach Konfiguration bei 520-550 kW. Demzufolge ist der Reiseflug kein kritischer Fall und die Schwebeleistung wird zur Dimensionierung herangezogen. In Abbildung 4.9 ist ein exemplarischer Leistungsbedarf über einen Einsatz mit Missionsprofil C zu sehen. Zu erkennen sind große Leistungsspitzen, die im Schwebeflug vorliegen, hingegen nur kurz andauern. Die Reiseflugleistung ist moderat, sodass die BOPP kleiner gewählt werden kann. Insgesamt ergibt sich ein deutlich ausgeglicheneres Profil.

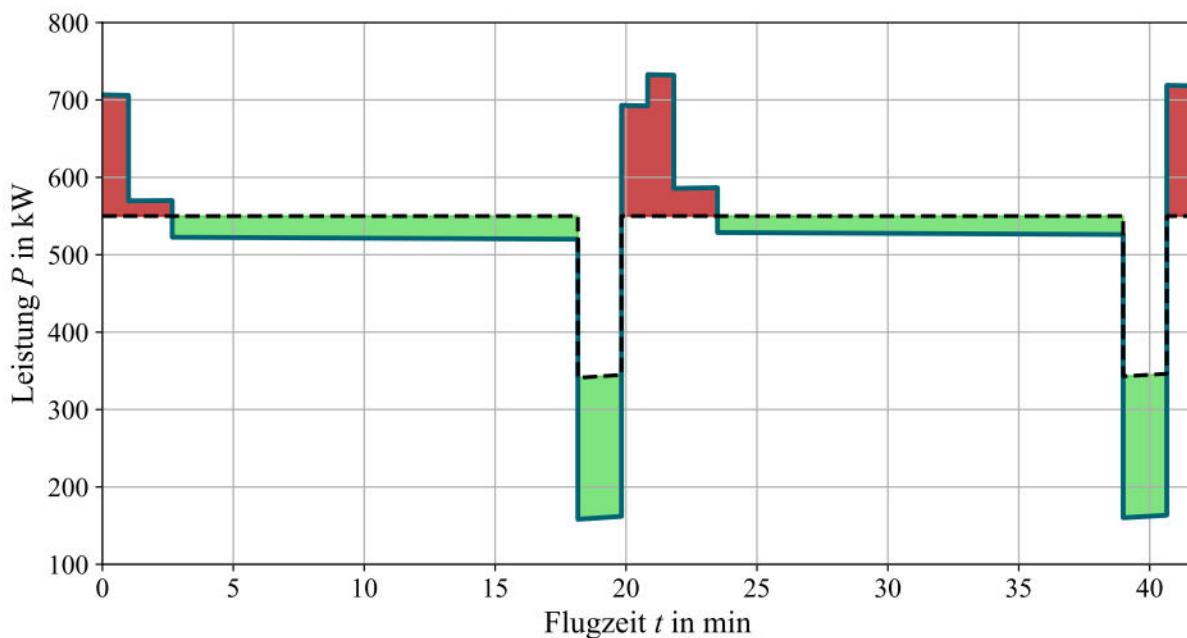


Abbildung 4.9: Off-Design-Mission C (Grün: Batterien laden, Rot: Batterien entladen)

In Abbildung 4.10 ist beispielhaft der SOC-Verlauf während des ersten Einsatzes für den Parallelhybrid dargestellt. Es wird erkenntlich, dass sich der Verlauf im Vergleich zu Mission A oder B unterscheidet. Der SOC ist kontinuierlich in einem hohen Bereich und verändert sich über den Reiseflug nur geringfügig. Für den zukünftigen Technologiestand ist eine größere SOC-Tiefe zu sehen, mit einem minimalen SOC während des Einsatzes von 72% wobei im heutigen Technologiestand 89% vorliegen.

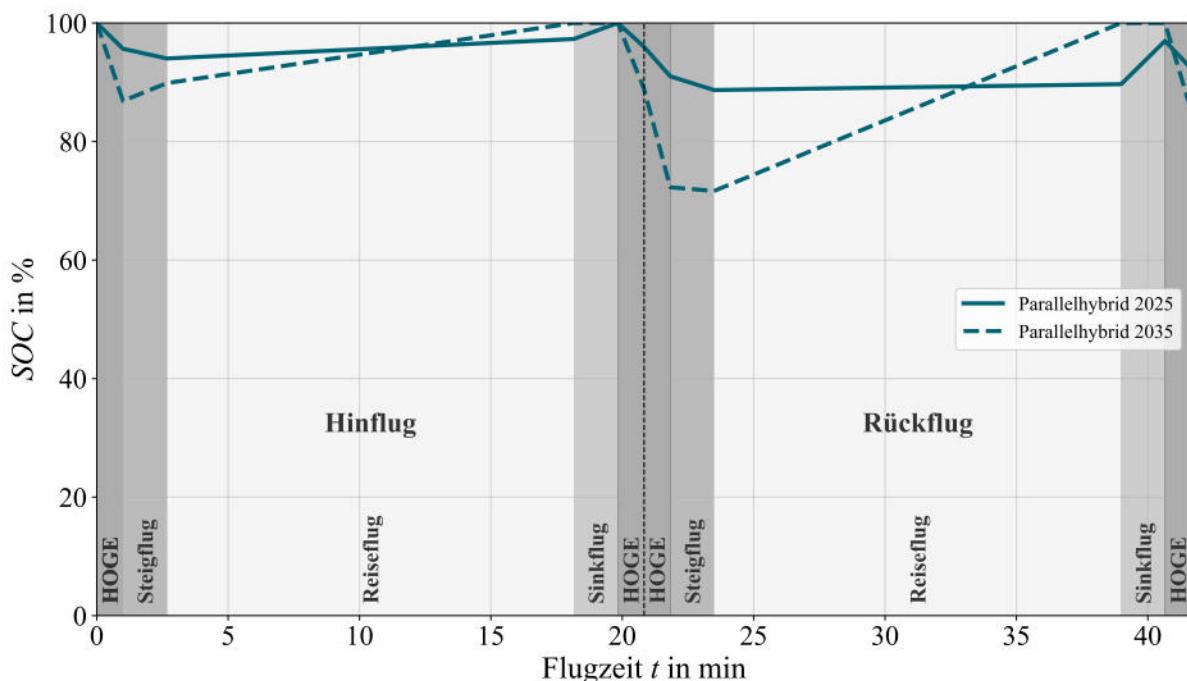


Abbildung 4.10: SOC-Verlauf Mission C 530 kW BOPP

Zur Erklärung dieses Verhaltens wird der Verlauf des SOC-Wertes am Ende des Einsatzes in Abbildung 4.11 betrachtet. Es ist zu erkennen, dass sich die charakteristischen Punkte der Kurve hin zu kleineren BOPPs verschieben. Das Plateau im hohen SOC-Bereich ist im Vergleich zu Mission B breiter.

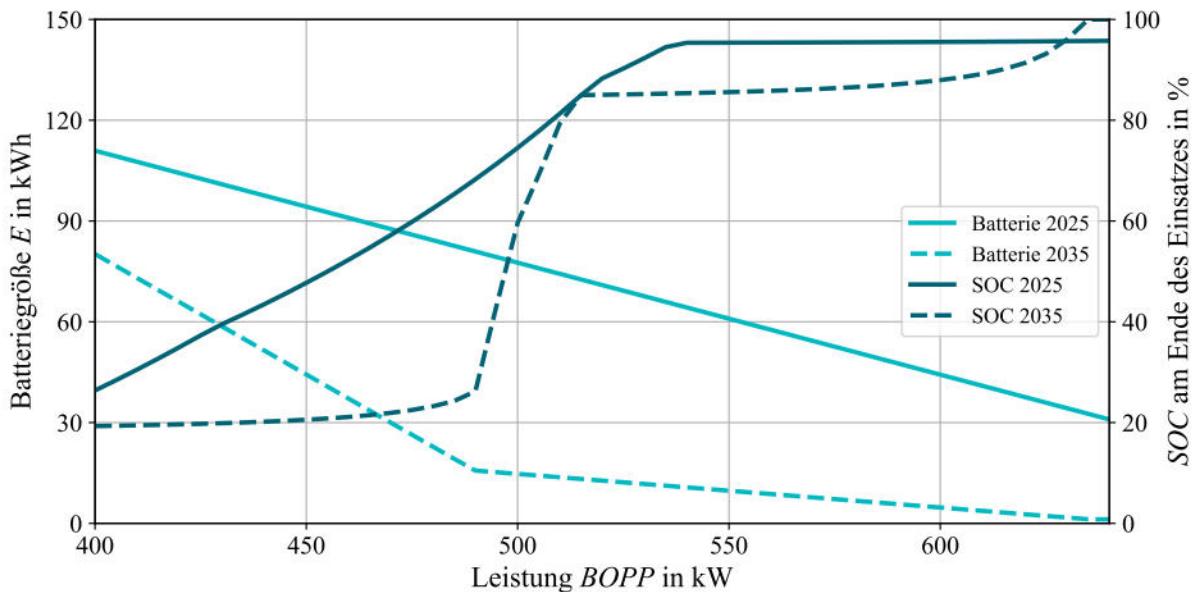


Abbildung 4.11: Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den parallelen Hybrid mit Missionsprofil C

Ab einem BOPP von 530 kW wird mit dem heutigen Technologiestand bereits ein SOC von über 90% erreicht. Da die Leistungsspitzen im Leistungsbedarf weiterhin über 700 kW liegen, werden in diesem Fall hohe Hybridisierungsgrade erreicht, was im Umkehrschluss bedeutet, dass eine größere Batterie verwendet werden muss, um die erforderliche Leistung bereitzustellen. Somit ist für den heutigen Technologiestand über die gesamte dargestellte Leistungsvariation eine C-Raten-Begrenzung aktiv. Dies erklärt die hohen SOC-Werte aus Abbildung 4.10, da eine große Batterie bei kleinen Energiemengen den SOC nur geringfügig ändert. Für den zukünftigen Technologiestand tritt die C-Raten-Begrenzung erst ab 490 kW BOPP auf, sodass sich dort ein Knick ergibt. Anschließend steigt die SOC-Kurve steil an und geht in ein breites Plateau über. Dies hängt mit den wiederum sehr kleinen Batteriegrößen zusammen, da bei gleichen Energiemengen prozentual hohe Änderungen auftreten. Das Plateau ergibt sich, wie auch bei Mission B, aus dem Energieverbrauch im letzten Schwebeflugsegment. Bei einem BOPP von 645 kW wird schließlich ein Hybridisierungsgrad nahe 0% erreicht, sodass in diesem Fall 100% SOC zu sehen sind. Gemäß des Algorithmus zur Batterieauslegung wird die Batteriegröße in diesem Fall auf 1 kWh gesetzt. Für den Parallelhybrid mit heutigem Technologiestand ist folglich eine Triebwerksskalierung auf 530 kW BOPP bei 68 kWh Batteriegröße anzustreben, um 90% SOC am Ende des Einsatzes zu erhalten.

Für den zukünftigen Technologiestand kann ein Wert von 90% nur bei sehr kleinen Hybridisierungsgraden beziehungsweise hohen BOPP-Werten erreicht werden. Dies ist jedoch ungeeignet, da somit der elektrische Teilantriebsstrang vernachlässigbar wäre. Das breite Plateau er-

laubt eine große Auswahl an potenziellen Triebwerksskalierungen mit SOC-Werten über 80%. Es wird sich ebenso für 530 kW entschieden, was mit einem SOC von 85% am Ende des Einsatzes bei einer Batteriegröße von 11,7 kWh korrespondiert. Für den heutigen Technologiestand entspricht dies einem Hybridisierungsgrad von 28%, während für die identische Leistung im zukünftigen Fall nur 18% erreicht werden. Diese Werte beziehen sich auf einen konvergierten Antriebsstrang mit Mission C.

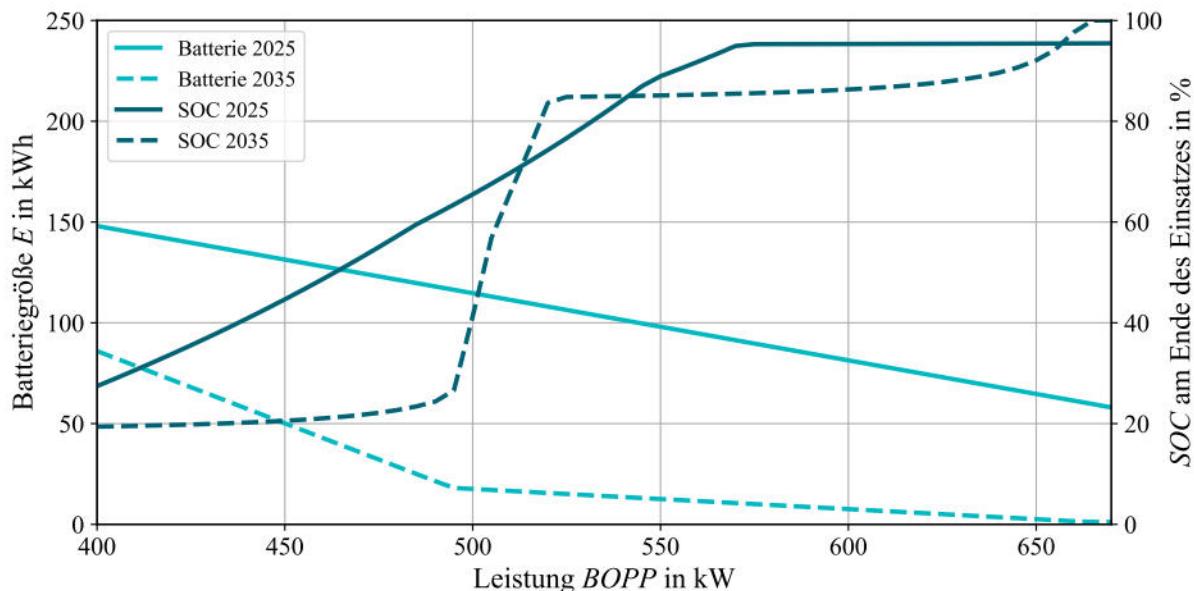


Abbildung 4.12: Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den seriellen Hybrid mit Missionsprofil C

Ein ähnliches Verhalten ist in Abbildung 4.12 für den seriellen Hybrid zu sehen. Die Batteriegrößen im heutigen Fall sind nochmals größer, was mit einer schwereren Konfiguration zu begründen ist. Für den heutigen Technologiestand werden 90% SOC am Ende des Einsatzes bei 550 kW erreicht. In diesem Fall ergibt sich ein Energieinhalt von 98 kWh. Mit dem zukünftigen Technologiestand treten ähnliche Werte im Vergleich zu dem Parallelhybrid auf. Es wird ebenfalls eine Triebwerksskalierung von 530 kW für 85% SOC gewählt, bei 14,6 kWh Batteriegröße.

Mission D

Als dritte Off-Design-Mission wird eine Abwandlung der Mission A betrachtet, bei der andere Flugzustände generiert werden, um die Integrale unter dem Leistungsbedarf zu verschieben. Abbildung 4.13 stellt dies dar. Es ist erkenntlich, dass das Verhältnis von roten und grünen Flächen ausgeglichener ist.

Das Reiseflugsegment mit dem anschließenden Sinkflug wird dabei variiert, indem das Reiseflugsegment verkürzt und das Sinkflugsegment verlängert wird. Unterdessen bleibt die Reisefluggeschwindigkeit von 83 m s^{-1} erhalten. Die Flugzeit bis zum Einsatzort und wieder zurück bleibt konstant, sodass das Sinkflugsegment schneller geflogen werden muss. Der Sinkflug in Mission A findet bei 50 m s^{-1} horizontaler Geschwindigkeit und -5 m s^{-1} vertikaler Geschwindigkeit statt und wird für Mission D auf 75 m s^{-1} und -2 m s^{-1} geändert. Durch den geänderten Flugzustand steigt der Leistungsbedarf im Sinkflug. Dies soll bewirken, dass das Triebwerk we-

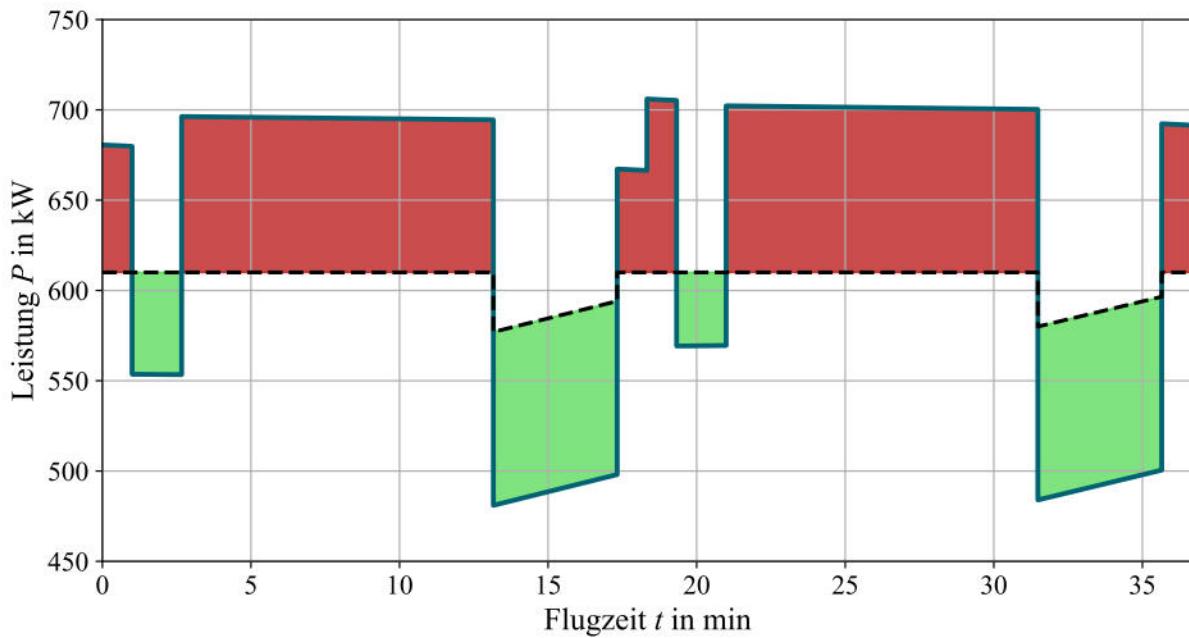


Abbildung 4.13: Off-Design-Mission D (Grün: Batterien laden, Rot: Batterien entladen)

niger gedrosselt werden muss und gleichzeitig die grüne Fläche in Abbildung 4.13 größer wird. Demzufolge kann mehr Energie in diesem Segment nachgeladen werden. Die Auswirkung dieses Missionsprofils auf den SOC-Verlauf zeigt Abbildung 4.14.

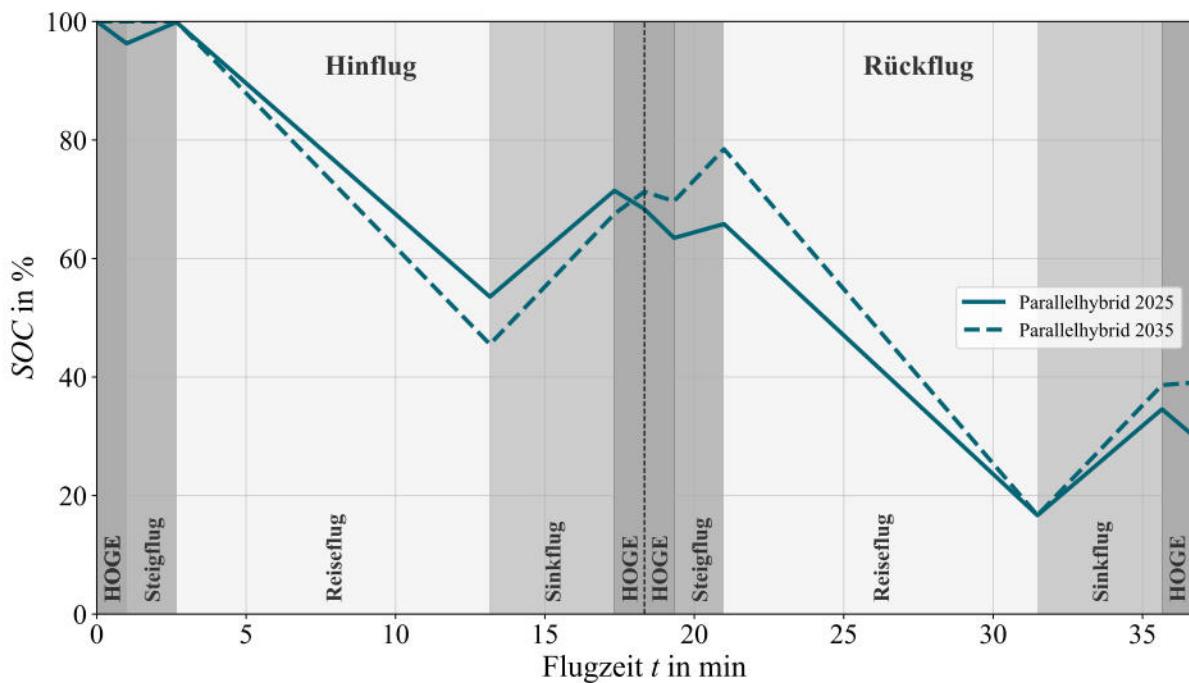


Abbildung 4.14: SOC-Verlauf Mission D 600 (heute) & 650 (Zukunft) kW BOPP

Die Reiseflugsegmente haben, wie bereits im Fall von Mission A, einen signifikanten Einfluss auf den SOC, jedoch kann während des Sinkfluges im Vergleich mehr Energie nachgeladen werden, sodass der SOC höher steigt als bei Mission A (siehe Abbildung 4.3). Der minimale SOC tritt

für Missionsprofil D ebenfalls nach dem zweiten Reiseflugsegment mit 18% auf. Das Nachladen während des letzten Sinkflugs führt dazu, dass der SOC am Ende des Einsatzes leicht höher liegt als bei Mission A. Auch der zukünftige Technologiestand zeigt vergleichbare Trends. Im Vergleich zu dem Verlauf von Mission A ergibt sich folglich eine Verbesserung des SOC am Ende des Einsatzes, jedoch kann kein sehr hoher SOC, wie etwa für Mission B (siehe Abbildung 4.6), erzielt werden. In Abbildung 4.15 ist die BOPP-Variation für diese Mission für den Parallelhybrid dargestellt.

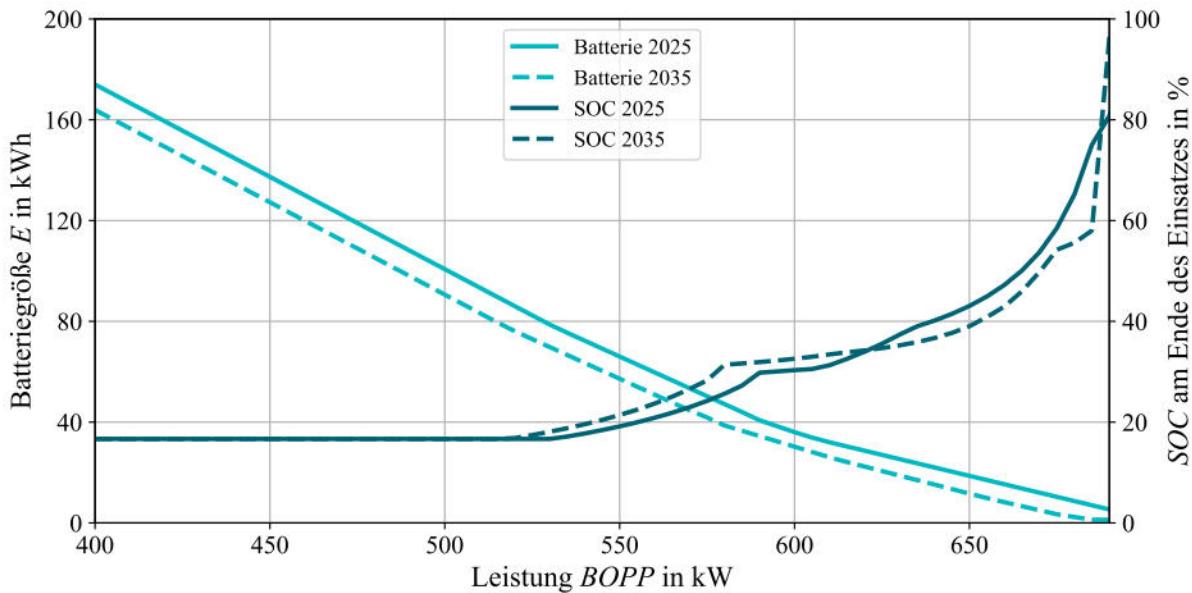


Abbildung 4.15: Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den parallelen Hybrid mit Missionsprofil D

Es zeigt sich eine dynamische Kurve mit einer Vielzahl von Steigungsänderungen für den SOC am Ende des Einsatzes. Dies korrespondiert mit der Beschaffenheit der Integrale unter dem Leistungsbedarf. Zum besseren Verständnis können die Leistungsniveaus in Abbildung 4.13 herangezogen werden, wobei berücksichtigt werden muss, dass dort nur ein expliziter, konvergierter Fall dargestellt ist. Mit dem heutigen Technologiestand bleibt der SOC am Ende des Einsatzes bis 530 kW unter 20%. Es kann bei diesen Triebwerksleistungen nicht genügend Energie im Flug nachgeladen werden. Anschließend ist der Einfluss der Sinkflugsegmente bis 590 kW zu sehen, in denen die Batterie genügend nachgeladen wird, um einen SOC am Ende des Einsatzes bis 30% zu erreichen. Es folgt ein Knick in der Kurve mit einem kleinen Plateau. Gleichzeitig ist eine leichte Krümmung in der Batteriekurve zu erkennen. Das BOPP befindet sich an dieser Stelle genau mittig zwischen der minimalen und maximalen Leistung während des Flugs, sodass die Batterie ideal dimensioniert ist, um dieselbe Leistung, die sie abgeben können muss, auch aufnehmen zu können. Wird die BOPP weiter erhöht, wird die Batterie auf die Leistungsabgabe ausgelegt, was im Umkehrschluss bedeutet, dass das Triebwerk gedrosselt werden muss, da nicht mehr genug Leistung von der Batterie aufgenommen werden kann. Somit stagniert der SOC am Ende des Einsatzes. Bei 610 kW folgt die C-Raten-Begrenzung im Algorithmus, da die Batteriegröße nun zu klein wird. Danach steigt der SOC weiter, da sich nun prozentual auf die kleinen Batteriegrößen größere Ladehübe ergeben. Die Unebenheiten

im oberen Verlauf der Kurve ergeben sich, wenn die BOPP die Schwebeleistungen überschreitet. In diesem Bereich sind die Hybridisierungsgrade allerdings schon sehr gering, beispielsweise bei 650 kW mit 8%. Geht der Hybridisierungsgrad gegen null kann ein SOC am Ende des Einsatzes von 80% erreicht werden, da die Batteriegröße durch den Algorithmus auf die Konstante 1 kWh gesetzt wird. Die Kurven des zukünftigen Technologiestandes folgen denen des heutigen Technologiestandes und zeigen ähnliche Effekte. Dabei ist die benötigte Batteriegröße geringfügig kleiner. Dahingegen zeigt sich für den Seriellhybrid in Abbildung 4.16 ein leicht anderer Zusammenhang.

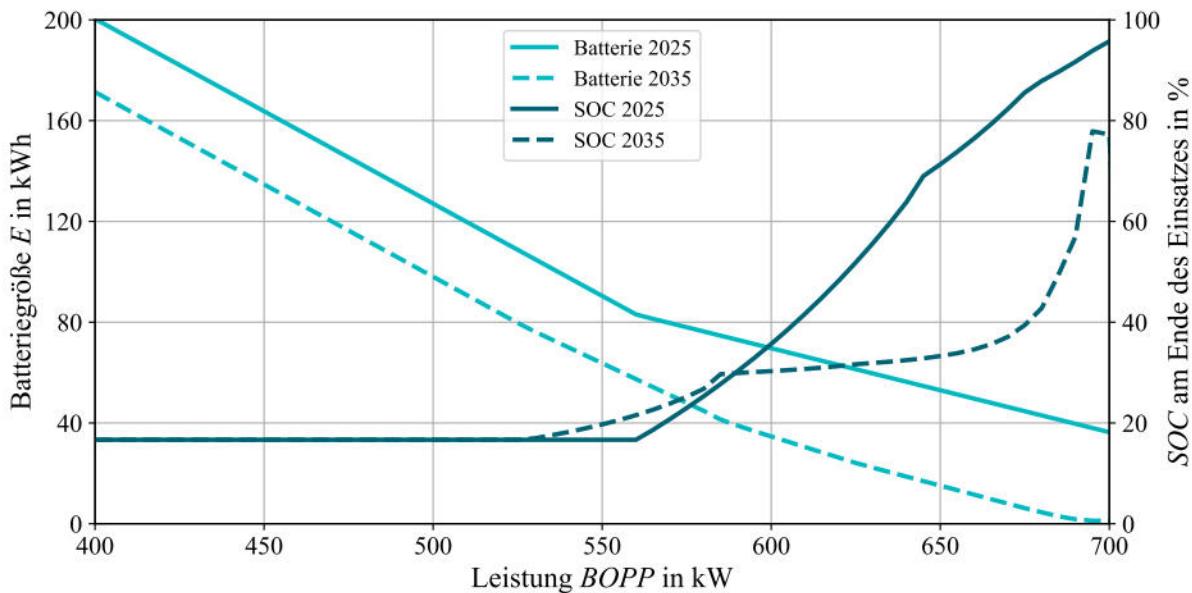


Abbildung 4.16: Batteriegröße und SOC am Ende des ersten Einsatzes in Abhängigkeit der Triebwerksskalierung für den seriellen Hybrid mit Missionsprofil D

Mit heutigem Technologiestand wird die Konfiguration des seriellen Hybrid ein hoher Massenzuwachs vor, weshalb sich der Leistungsbedarf stark erhöht, sodass größere Energieinhalte für die Batterien benötigt werden. Bei 560 kW ist ein Knick durch die C-Raten-Begrenzung zu sehen. Danach steigt die SOC-Kurve kontinuierlich. Durch die großen Batterien treten im Vergleich zum Parallelhybrid bei höheren BOPP-Werten hohe Hybridisierungsgrade auf. Ein BOPP von 650 kW entspricht beispielweise einem Hybridisierungsgrad von 20%. Somit kann für diese Konfiguration ein Betriebspunkt mit 90% SOC am Ende des Einsatzes mit 690 kW und 40 kWh Batteriegröße gefunden werden. Dahingegen folgt der Verlauf des seriellen Hybrids mit zukünftigem Technologiestand stark dem Verlauf des heutigen Parallelhybrids. Für die zwei gezeigten Parallelhybriden und den seriellen Hybrid mit zukünftigem Technologiestand kann kein geeigneter Betriebspunkt mit hohem SOC am Ende des Einsatzes gefunden werden, ohne sehr kleine Hybridisierungsgrade anzunehmen. Hier zeigt sich, wie auch bei Mission A, der Einfluss einer anspruchsvollen Mission auf die Hybridisierung. Aus diesem Grund ist in diesen Fällen eine Triebwerksskalierung zwischen 600 und 650 kW anzustreben, wobei ein SOC von rund 30% am Ende des Einsatzes erreicht wird (siehe Abbildung 4.15 und 4.16).

4.2.2 Festlegung einer Triebwerksskalierung auf Basis der Ergebnisse der Off-Design-Missionen

Mithilfe der Analyse der Off-Design-Missionen kann gezeigt werden, dass die Hybridisierung eines Hubschraubers zu einem hohen Maß von der Design-Mission abhängt. Je höher die Leistungsanforderungen sind, desto anspruchsvoller ist eine Hybridisierung umzusetzen. Im Falle des PRH bedeutet dies, dass Mission A nur eingeschränkt umsetzbar ist, da die Batterie bereits nach dem ersten Einsatz entleert ist. Mit Mission D, welche eine Abwandlung von Mission A hin zu einem geeigneteren Leistungsbedarf für eine Hybridisierung ist, kann nur eine geringfügige Verbesserung des SOC am Ende des ersten Einsatzes erzielt werden. In beiden Fällen zeigt sich, dass gegenüber dem originalen Triebwerk des PRH eine Skalierung der Triebwerksleistung auf Werte über 600 kW stattfinden muss. Zum einen, um hohe Ladezustände der Batterie am Ende eines Einsatzes zu erreichen und zum anderen, um kleinere Batteriegrößen verwenden zu können, was mit einer Massenersparnis einhergeht. Je weiter die Leistungsanforderungen sinken, desto kleiner können die benötigten Batterien werden und desto höher sind die Ladezustände der Batterie nach einem Einsatz. Von besonderer Bedeutung ist dabei der Einfluss eines ausgeglichenen Missionsprofils, wie durch die Missionen B und C gezeigt. Mission C bietet hohe Freiheitsgrade in der Triebwerksskalierung. Eine Hybridisierung mit hohen Ladezuständen am Ende eines Einsatzes ist dabei bereits mit den Triebwerksskalierungen des originalen PRH-Entwurfs möglich. Die Analyse dieses Missionsprofils deutet darauf hin, dass eine Hybridisierung von Hubschraubern mit einem ähnlichen Missionsprofil vielversprechend ist. Dies trifft beispielsweise auf heutige Rettungshubschrauber zu. Mission B stellt einen Sonderfall zwischen Mission A und C dar und vereint die Vorteile von beiden Missionsprofilen, bei einem geringfügigen Flugzeitnachteil. Auf dieser Grundlage wird Mission B herangezogen, um eine Randbedingung für die Triebwerksskalierung festzulegen. Mit den Erkenntnissen aus diesem Kapitel werden die Triebwerksleistungen definiert, indem ein SOC von 90% am Ende des ersten Einsatzes bei einem Flug mit Mission B gefordert wird. Die korrespondierenden Werte sind in Tabelle 4.1 aufgeführt.

Tabelle 4.1: Triebwerksskalierung nach Hybridisierung

Hybridisierung	BOPP in kW	MCP in kW	Hybridisierungsgrad (Mission A)
Parallelhybrid Heute	620	653	12,2%
Parallelhybrid Zukunft	610	642	13,2%
Seriellhybrid Heute	650	684	19,0%
Seriellhybrid Zukunft	620	653	12,3%

Es ist zu erkennen, dass die benötigten Triebwerksleistungen unabhängig von der Hybridisierung nah beieinander liegen. Lediglich der serielle Hybrid mit heutigem Technologiestand braucht durch seine schwere Konfiguration mehr Leistung. Dies wird in Kapitel 4.3 eingehend beleuchtet. Mit den ermittelten Triebwerksskalierungen ergeben sich Hybridisierungsgrade zwischen 12% und 19%. Durch die Analyse kann gezeigt werden, dass kleine Änderungen bei diesen vorgeschlagenen Leistungen einen großen Einfluss auf den SOC haben können, wie im

Abschnitt zu Mission B beschrieben. Die Sensitivität der Hybridisierung auf anspruchsvolle Missionen spiegelt sich auf diese Weise wider. Als operationelle Randbedingung ergibt sich zudem, dass der Hubschrauber bei Flügen mit Missionsprofil A zwingend Ladeinfrastruktur an Krankenhäusern benötigt, um die entleerte Batterie wieder aufzuladen. Nur somit kann sicher gestellt werden, dass fünf konsekutive Einsätze geflogen werden können. Selbst bei Flügen mit Missionsprofil B ist eine vollständig beladene Batterie nach dem ersten Einsatz nicht möglich, sodass sich gegebenenfalls ein Ladebedarf ergibt. Aus der Untersuchung folgt zudem, dass der Pilot oder die Pilotin durch eine Anpassung der Flugzustände großen Einfluss auf den Ladezustand der Batterie nehmen kann. Eine grundlegende Annahme der Methode ist der Betrieb des Triebwerks in einem einzigen Betriebspunkt. In der Realität kann die Leistung des Triebwerks kurzfristig angepasst werden, um mehr Energie nachzuladen oder weniger zu verbrauchen, sodass sich ein weiterer Freiheitsgrad ergibt.

4.3 Analyse der Hybridisierungen nach Technologiestand

Mit der vorangegangenen Analyse sind für jede Hybridisierung Triebwerksskalierungen verfügbar, welche genutzt werden können, um die finalen Ausprägungen der Hybridisierungen mit Missionsprofil A zu berechnen. Dazu wird HybridHeli innerhalb der in Kapitel 3.4 Abbildung 3.14 vorgestellten Iterationsschleife verwendet, um ein konvergiertes Ergebnis zu erhalten. Als eine übergreifende Annahme für die Berechnung aller Hybridisierungen wird eine OEI-Zeit von 60 s festgelegt. Diese Zeit liegt zwischen den 30 Sekunden und 2,5 Minuten Ratings, welche in Kapitel 3.1.3 beschrieben sind, und wird als ausreichend betrachtet, um eine sichere Notlandung durchzuführen, respektive über ein Hindernis zu steigen. In Abbildung 4.17 ist exemplarisch das Verhalten der Basisleermasse während der Iterationen in der Schleife bis zum Erreichen des Abbruchkriteriums dargestellt.

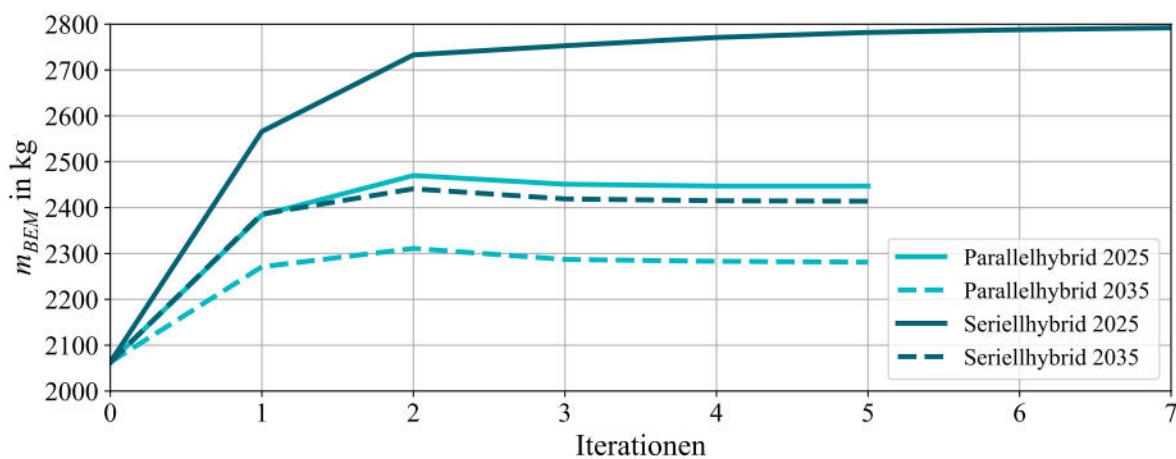


Abbildung 4.17: Konvergenz der Basisleermasse für Hybridisierungen der Mission A

In drei von vier Fällen ist die Konvergenz nach vier bis fünf Iterationen erreicht. Lediglich der serielle Hybrid mit heutigem Technologiestand braucht sieben Iterationen. Dabei nähert sich diese Konfiguration asymptotisch einer Konvergenz, während die übrigen Hybridisierungen einen Überschwinger zeigen, welcher sich nach einer weiteren Iteration ausgleicht. Für alle

Hybridisierungen ist zu erkennen, dass die Basisleermasse steigt, was durch die elektrischen Komponenten verursacht wird. Der geringste Massenzuwachs tritt für den Parallelhybrid mit zukünftigem Technologiestand auf. Der serielle Hybrid mit zukünftigem Technologiestand und der Parallelhybrid mit heutigem Technologiestand weisen eine nah beieinander liegende Basisleermasse auf. Der serielle Hybrid mit heutigem Technologiestand hat den größten Massenzuwachs. Die genauen Werte werden detailliert in den folgenden Unterkapiteln beschrieben.

4.3.1 Analyse Parallelhybrid mit heutigem Technologiestand

Wird mit dem heutigen Stand der Technik eine parallele Hybridisierung auf den Entwurf des PRH angewendet, ergibt sich eine Massenzusammensetzung wie in Abbildung 4.18 aufgeführt. In der Grafik sind die Massen für den Take-Off zu Missionsbeginn aufgeschlüsselt.

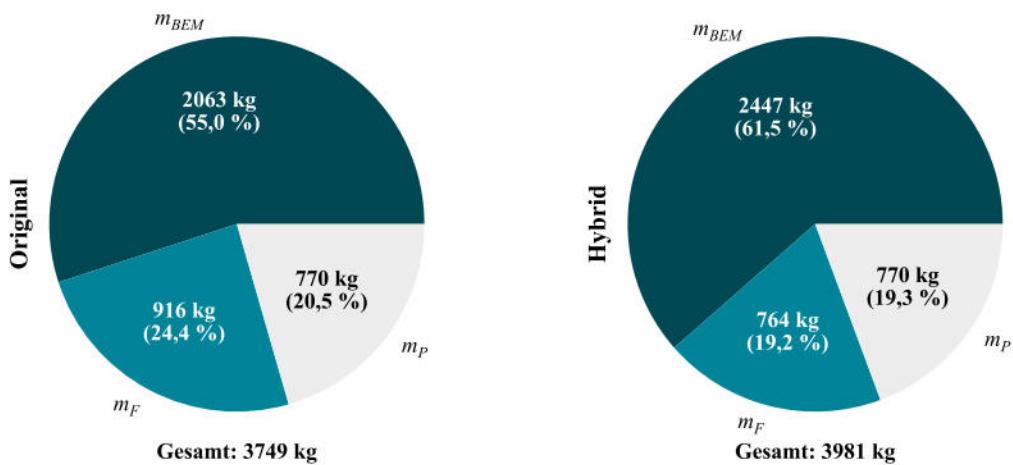


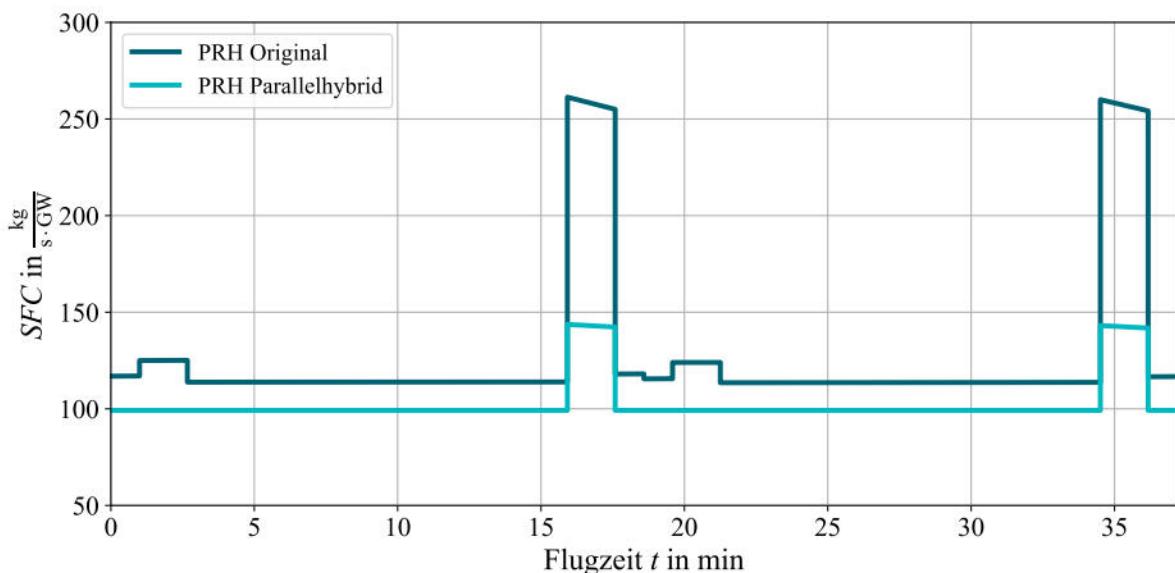
Abbildung 4.18: Vergleich der Startmasse für Parallelhybrid 2025

Auf der linken Seite ist die originale Massenzusammensetzung des PRH zu sehen, während auf der rechten Seite die Massenzusammensetzung durch die Hybridisierung nach heutigem Technologiestand zu sehen ist. Die Masse der Nutzlast ist in beiden Fällen gleich groß. Es ist zu erkennen, dass sich die Basisleermasse von 2063 kg auf 2447 kg erhöht. Dies entspricht einer Steigerung von 18,6%. Gleichzeitig reduziert sich der Kraftstoffbedarf zur Erfüllung der Mission. Dieser sinkt von 916 kg um 16,6% auf 764 kg. Auf die Startmasse des Hubschraubers wirkt sich die Hybridisierung mit einer Massensteigerung von 6,2% von 3749 kg auf 3981 kg aus. Folglich ist der Parallelhybrid schwerer als der originale PRH-Entwurf, gleichwohl können 152 kg Kraftstoff eingespart werden. Die maximale Startmasse tritt im ersten Einsatz nach dem Einladen der Patient:innen auf (siehe Kapitel 3.1.2). Die Massenzusammensetzung für diesen Fall ist in Tabelle 4.2 dargestellt. Die Tabelle zeigt, dass sich die Nutzlast auf 950 kg erhöht, wohingegen die Kraftstoffmasse durch den Verbrauch auf dem Hinflug zu den Patienten bereits auf 834 kg sinkt. Für den Fall der maximalen Startmasse weichen die prozentualen Änderungen aufgrund der Hybridisierung lediglich geringfügig von der Betrachtung der Take-Off-Massenzusammensetzung ab. Die Kraftstoffeinsparungen aufgrund der Hybridisierung sind mit dem dauerhaften Betrieb des Triebwerks in einem effizienten Betriebspunkt verbunden. Abbildung 4.19 zeigt dabei den spezifischen Kraftstoffverbrauch (SFC) während dem ersten Einsatz.

Tabelle 4.2: Massenverteilung des PRH Parallelhybrid 2025

Konfiguration	Zustand	m_F	m_P	m_{BEM}	m_{Gesamt}	Δm_F	Δm_{BEM}	Δm_{Gesamt}
PRH Original	Take-Off	916 kg	770 kg	2063 kg	3749 kg			
Parallelhybrid	Take-Off	764 kg	770 kg	2447 kg	3981 kg	-16,6%	+18,6%	+6,2%
PRH Original	MTOM	834 kg	950 kg	2063 kg	3847 kg			
Parallelhybrid	MTOM	699 kg	950 kg	2447 kg	4096 kg	-16,2%	+18,6%	+6,5%

Aufgrund der Hybridisierung wird im Vergleich zum Original ein erheblich niedrigeres SFC-Niveau erreicht, wobei Änderungen ausschließlich durch die nötigen Drosselungen auftreten. Für den ursprünglichen Entwurf ist für jedes Missionssegment eine Anpassung des SFC-Wertes notwendig, wobei die Sinkflugsegmente hohe Werte von über $250 \text{ kg s}^{-1} \text{ GW}^{-1}$ aufweisen. Dieses Verhalten ist exemplarisch für alle untersuchten Hybridisierungen, da ein Betrieb des Triebwerks bei einem möglichst niedrigen SFC eine allgemeine Entwurfsbedingung ist.

**Abbildung 4.19:** Vergleich des Einflusses der Parallelhybridisierung auf den SFC während des ersten Einsatz

Die Erhöhung der Basisleermasse wird maßgeblich durch die elektrischen Komponenten der Hybridisierung bewirkt. In Tabelle 4.3 ist aufgeschlüsselt, auf welche Auslegungsgrößen die Komponenten mithilfe von HybridHeli skaliert sind, sowie die dazugehörigen Massen und Volumen. Für den Parallelhybrid weist der Inverter die maximale Auslegungsleistung auf, während der Elektromotor kleiner skaliert ist. Damit wird die Fähigkeit von Elektromotoren kurzzeitig über 100% Nennleistung abzugeben, ausgenutzt, da die maximale Leistung hauptsächlich im Fall eines Triebwerkausfalls benötigt wird. Ein Generator ist in der parallelen Hybridisierung nicht enthalten, sodass die Auslegungsleistung dieses Elements null ist. Der DC-DC-Wandler ist anhand der maximal möglichen Ladeleistung während des Fluges skaliert und das TMS entsprechend der Wirkungsgrade aller Bauteile ausgelegt. Die Massen der Komponenten bestätigen die Erkenntnis aus Kapitel 4.1, dass die Batterien den Großteil der Massen der elektrischen Teilantriebsstrangs bilden. Der Energieinhalt der Notfallbatterie ist gegenüber der Hauptbatte-

rie um 63% kleiner, wohingegen die Masse lediglich 25% leichter wird. Hierbei wird der Einfluss der geringeren gravimetrischen Energiedichte der Notfallbatterie veranschaulicht. Alle Komponentenmassen summieren sich auf 460 kg. Es resultiert ein Nettozuwachs für die Gesamtmasse des Hubschrauber, trotz des verminderten Kraftstoffbedarfs. Die Abschätzung der dazugehörigen Volumen ergibt einen benötigten Bauraum von 264 Litern. Dies liegt maßgeblich unter der in Kapitel 3.2 getroffenen Annahme von 349 Litern, sodass keine Bauraumbegrenzung vorliegen sollte, um die elektrischen Komponenten an der Stelle des fehlenden Triebwerks zu platzieren.

Tabelle 4.3: Elektrische Komponenten des PRH Parallelhybrid 2025

Komponente	Auslegungsgröße	Masse in kg	Volumen in l
Elektromotor	682 kW	57	16
Inverter	835 kW	42	46
DC-DC	96 kW	5	5
Generator	0 kW	0	0
TMS	109 kW	57	54
Hauptbatterie	41 kWh	171	74
Notfallbatterie	15 kWh	128	69
Summe		460	264

Die Entwicklung des Ladezustands der Hauptbatterie während der Gesamtmission ist in Abbildung 4.20 dargestellt. In der Grafik ist der bekannte SOC-Verlauf im ersten Einsatz zu erkennen (siehe Abbildung 4.3), mit einem SOC nach dem ersten Einsatz von rund 20%. Die gestrichelte Linie stellt dabei einen hypothetischen Ladevorgang dar, welcher nicht auf die Missionszeit angerechnet wird.

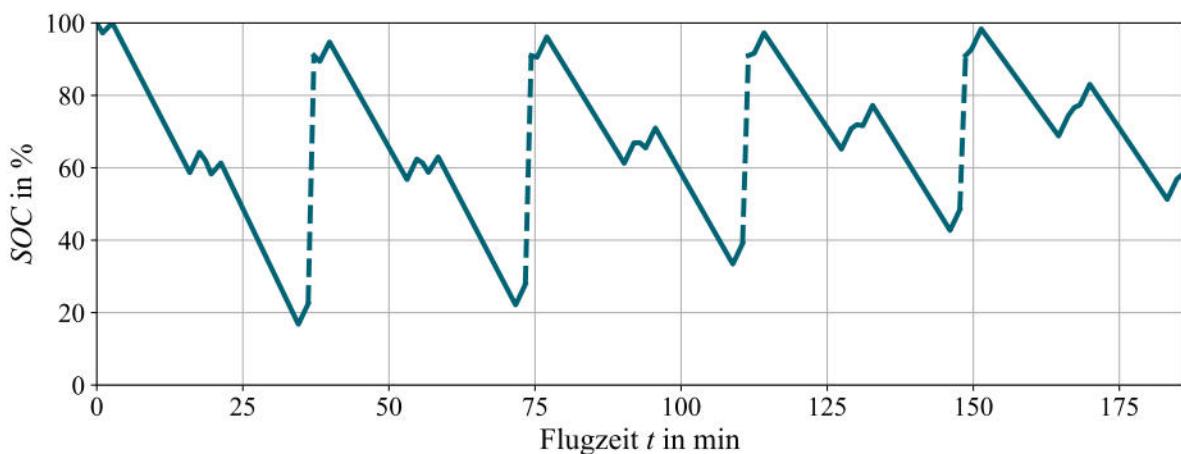


Abbildung 4.20: SOC-Verlauf der Gesamtmission für den Parallelhybrid 2025 (Gestrichelte Linie: Nachladen der Batterie)

Im dargestellten Beispiel wird die Batterie nach jedem Einsatz auf 90% geladen. Einen Wert von 90% nach jedem Einsatz zu erreichen ist nicht zwangsläufig notwendig, da aus dem Verlauf der Kurve folgt, dass der Ladehub mit jedem Einsatz geringer wird. Durch den fortwährenden

Kraftstoffverbrauch wird der Hubschrauber während der Mission leichter, sodass der Leistungsbedarf sinkt und weniger Energie aus der Batterie entnommen werden muss. Es wird deutlich, dass der erste Einsatz der dimensionierende Fall ist und im weiteren Verlauf die Anforderungen an den elektrischen Teilantriebsstrang sinken. Somit hat der Hybrid für die Einsätze 3 bis 5 erhebliche Leistungs- und Energiereserven. Trotzdem ist weiterhin eine Zwischenladung nach jedem Einsatz unabdingbar. Der dargestellte SOC-Verlauf ist aufgrund der Auslegungsmethode für alle Hybridisierungen vergleichbar und kann exemplarisch für die anderen Hybridisierungen gesehen werden. Die qualitativen Aussagen bleiben bestehen und die quantitativen Werte unterscheiden sich nur geringfügig. Lediglich das Verhalten des seriellen Hybrids mit heutigem Technologiestand unterscheidet sich davon, was im folgenden Kapitel aufgezeigt wird.

4.3.2 Analyse Seriellhybrid mit heutigem Technologiestand

Wird auf den PRH-Entwurf eine serielle Hybridisierung mit heutigem Technologiestand angewendet, ergibt sich, wie aus Abbildung 4.17 erkenntlich ist, eine große Steigerung der Basisleermasse. Abbildung 4.21 stellt die Zusammensetzung der Startmasse dieser Konfiguration dar. Die Basisleermasse steigt von 2063 kg auf 2788 kg, was einer Erhöhung von 35,1% entspricht. Dies ist insbesondere auf die komplexe Antriebsarchitektur mit den zusätzlichen elektrischen Komponenten gegenüber dem Parallelhybrid zurückzuführen. In der Iteration entsteht ein negativer Kreislauf, in dem ein immer schwerer werdender Hubschrauber einen immer höheren Leistungsbedarf hat. Auch für die serielle Hybridisierung ist ein verringelter Kraftstoffbedarf zu erkennen. Dieser sinkt um 11,8% von 916 auf 808 kg, womit eine geringere Einsparung im Vergleich zu der parallelen Hybridisierung vorliegt. Die Startmasse zu Beginn der Mission steigt von 3749 kg auf 4366 kg, was einer Änderung von 16,5% entspricht.

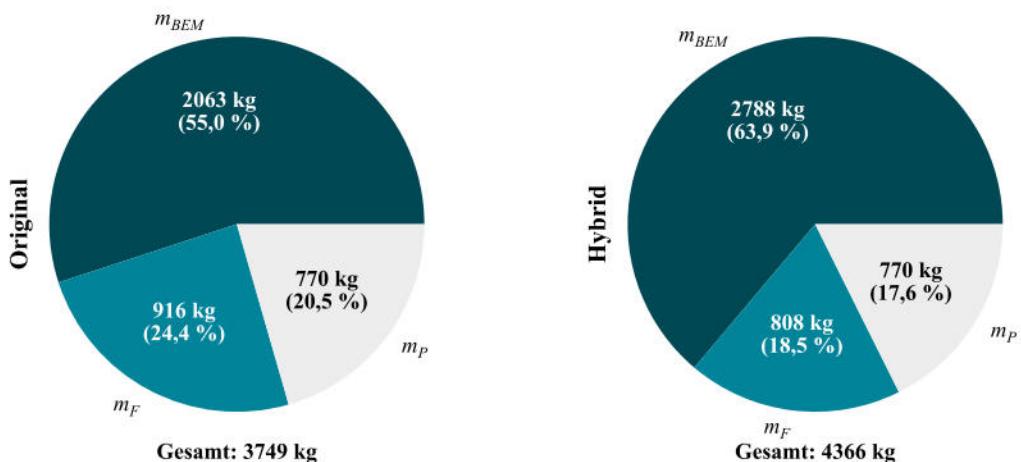


Abbildung 4.21: Vergleich der Startmasse für Seriellhybrid 2025

In Tabelle 4.4 sind zudem die Werte für die Massenzusammensetzung bei maximaler Startmasse aufgeführt. Wie auch im Fall des Parallelhybrids liegen die prozentualen Abweichungen nah beieinander. Die maximale Startmasse für die Hybridisierung beträgt 4477 kg. Diese erhebliche Steigerung gegenüber dem originalen PRH wirft die Frage auf, ob weitere Auslegungsparameter geändert werden müssen und ob ein komplettes Resizing dieser Konfiguration nötig ist. Diese Frage wird in Kapitel 4.3.5 diskutiert.

Tabelle 4.4: Massenverteilung des PRH Seriellhybrid 2025

Konfiguration	Zustand	m_F	m_P	m_{BEM}	m_{Gesamt}	Δm_F	Δm_{BEM}	Δm_{Gesamt}
PRH Original	Take-Off	916 kg	770 kg	2063 kg	3749 kg			
Seriellhybrid	Take-Off	808 kg	770 kg	2788 kg	4366 kg	-11,8%	+35,1%	+16,5%
PRH Original	MTOM	834 kg	950 kg	2063 kg	3847 kg			
Seriellhybrid	MTOM	739 kg	950 kg	2788 kg	4477 kg	-11,4%	+35,1%	+16,4%

Einen Überblick über die Massenverteilung der elektrischen Komponenten liefert Tabelle 4.5. Die Werte verdeutlichen, warum diese Hybridisierung signifikant schwerer ist als der Parallelhybrid. Zum einen sind Elektromotor und Inverter nun bei über 900 kW Auslegungsleistung skaliert. Dies hat den Grund, dass die Schwebeleistung durch den Massenzuwachs auf über 800 kW ansteigt und sich mit den berücksichtigten Reserven im Algorithmus solch hohe Leistungen ergeben. In Bezug auf die Massen und Volumen dieser Komponenten muss bedacht werden, dass jeweils zwei Inverter und Elektromotoren in dieser Konfiguration installiert sind. Ferner liegt die Auslegungsleistung des Generators mit 745 kW sehr hoch, sodass 63 kg zusätzliche Masse verursacht werden, die im Parallelhybrid nicht veranschlagt sind. Ein weiterer ausgeprägter Unterschied liegt bei der Batteriegröße vor. Die Hauptbatterie hat in diesem Fall einen Energieinhalt von 51 kWh. Bei der Auslegung der Batterie tritt, wie bereits für die Off-Design-Missionen erörtert, eine C-Raten-Begrenzung auf. Das bedeutet, dass die Batterie größer skaliert wird, damit genügend Leistung zur Verfügung gestellt werden kann. Dies führt jedoch dazu, dass die Batterie nicht auf SOC-Werte optimiert ist. Zudem wird eine größere Notfallbatterie benötigt, um die gestiegene Schwebeleistung zu kompensieren.

Tabelle 4.5: Elektrische Komponenten des PRH Seriellhybrid 2025

Komponente	Auslegungsgröße	Masse in kg	Volumen in l
Elektromotor	920 kW	154	44
Inverter	939 kW	94	104
DC-DC	156 kW	8	8
Generator	745 kW	62	18
TMS	137 kW	99	97
Hauptbatterie	51 kWh	212	91
Notfallbatterie	17 kWh	143	77
Summe		772	439

Insgesamt ergibt sich eine Masse von 772 kg für den elektrischen Teilantriebsstrang. Das entspricht einer Steigerung von 68% gegenüber dem Parallelhybrid. Auch für das Volumen ergeben sich demzufolge größere Werte. Mit 439 Litern Gesamtvolumen der elektrischen Komponenten ist der verfügbare Bauraum durch Entfernung eines Triebwerks von 349 Litern weit überschritten. Dies bedeutet, dass nicht alle Bauteile im vorgesehenen Bauraum platziert werden können.

In Abbildung 4.22 ist die C-Raten-Begrenzung im SOC-Verlauf der Gesamtmission zu erkennen, da der SOC nach dem ersten Ersatz bei rund 40% liegt und nicht bei 20%. Somit wird die Energie in der Batterie nicht ideal genutzt. Zudem verkleinert sich mit jedem Einsatz der Ladehub durch den sinkenden Leistungsbedarf, sodass auf eine große Batterie gesehen ein kleinerer SOC-Bereich abgedeckt wird. Als Folge tritt im letzten Einsatz ein begrenztes SOC-Gefälle von 90% auf 80% am Ende der Mission auf. In diesem Fall besteht die Möglichkeit das Nachladen der Batterie zwischen Einsatz 3 und 4 oder Einsatz 4 und 5 auszulassen, da genügend SOC-Reserve vorliegt.

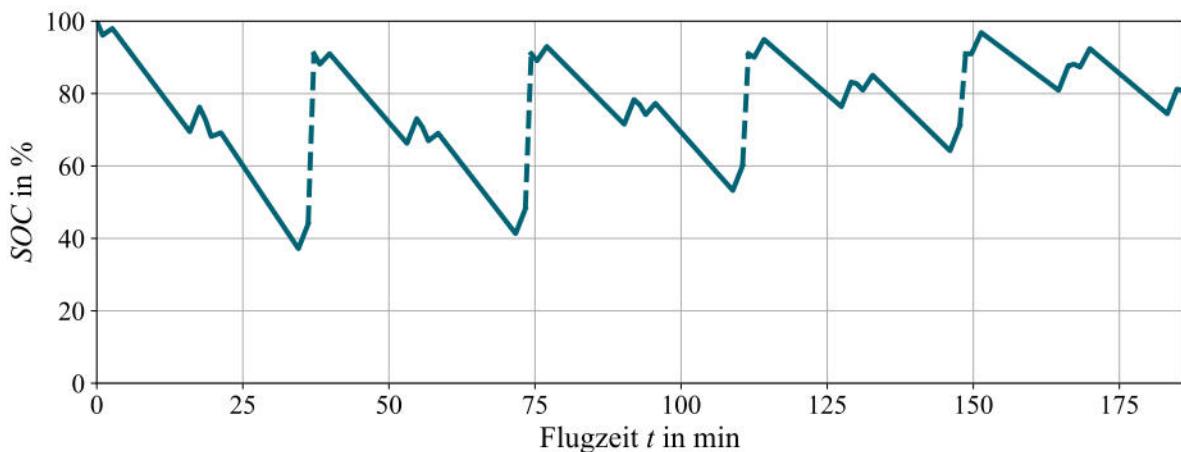


Abbildung 4.22: SOC-Verlauf der Gesamtmission für den Seriellhybrid 2025 (Gestrichelte Linie: Nachladen der Batterie)

4.3.3 Analyse Parallelhybrid mit zukünftigem Technologiestand

Für die parallele Hybridisierung mit zukünftigem Technologiestand verbessern sich die Werte gegenüber dem heutigen Stand der Technik stark, da durch die technische Weiterentwicklung höhere Leistungs- und Energiedichten vorliegen. Abbildung 4.23 visualisiert die Massenzusammensetzung dieser Konfiguration und Tabelle 4.6 stellt die entsprechenden Werte dar.

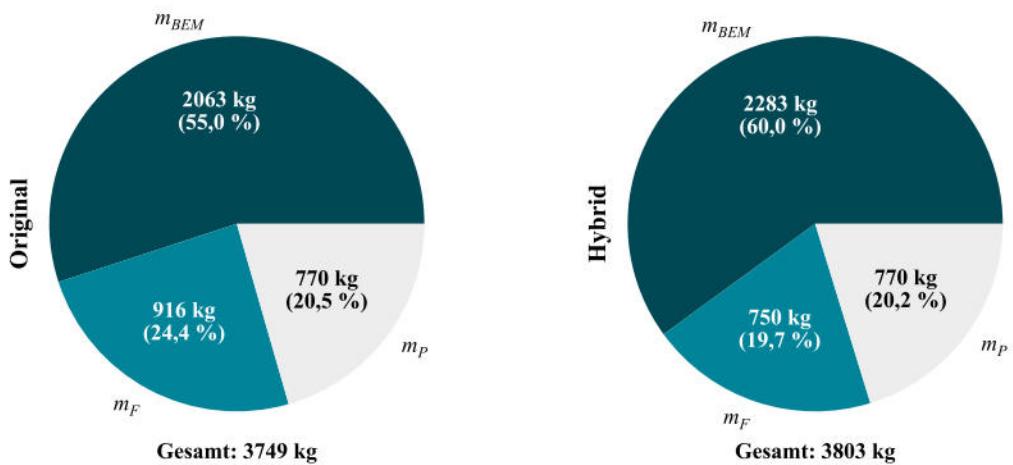


Abbildung 4.23: Vergleich der Startmasse für Parallelhybrid 2035

Es ergibt sich eine Steigerung der Basisleermasse von 2063 kg auf 2283 kg. Dies entspricht einem Zuwachs von 10,7%. Zudem sinkt die benötigte Kraftstoffmasse um 18,1% von 916 kg auf 750 kg. Insgesamt ergibt sich ein Nettozuwachs von 1,4% bei der Startmasse. Somit ist mit dem Technologiestand 2035 und einer parallelen Hybridisierung nur eine minimale Steigerung der Startmasse gegenüber dem originalen PRH festzustellen. Die maximale Startmasse erhöht sich von 3847 kg auf 3918 kg, was einen Anstieg um 1,8% bedeutet.

Tabelle 4.6: Massenverteilung des PRH Parallelhybrid 2035

Konfiguration	Zustand	m_F	m_P	m_{BEM}	m_{Gesamt}	Δm_F	Δm_{BEM}	Δm_{Gesamt}
PRH Original	Take-Off	916 kg	770 kg	2063 kg	3749 kg			
Parallelhybrid	Take-Off	750 kg	770 kg	2283 kg	3803 kg	-18,1%	+10,7%	+1,4%
PRH Original	MTOM	834 kg	950 kg	2063 kg	3847 kg			
Parallelhybrid	MTOM	685 kg	950 kg	2283 kg	3918 kg	-17,9%	+10,7%	+1,8%

Wird die Zusammensetzung des elektrischen Teilantriebstrangs in Tabelle 4.7 betrachtet, zeigt sich, dass die Massen für die Leistungselektronik im Vergleich zum heutigen Stand der Technik erheblich gesunken sind. Die Batterien weisen einen Energiegehalt wie für den heutigen Technologiestand auf. Durch gesteigerte Energiedichten sind diese nun leichter, wohingegen der Anteil der Batteriemasse an den Komponentenmassen weiter steigt. Die Massen der elektrischen Komponenten summieren sich auf 301 kg, was einer Reduktion um 35% im Vergleich zum heutigen Technologiestand entspricht. Auch das Volumen ist um 35% auf 172 Liter gesunken, sodass keine Bauraumbegrenzungen zu erwarten sind. Für die Auslegungsgrößen des heutigen und zukünftigen Technologiestands ergeben sich nur geringe Abweichungen voneinander. Die moderate Abnahme der Auslegungsleistungen ist durch die leichtere Konfiguration zu erklären.

Tabelle 4.7: Elektrische Komponenten des PRH Parallelhybrid 2035

Komponente	Auslegungsgröße	Masse in kg	Volumen in l
Elektromotor	645 kW	27	6
Inverter	789 kW	11	12
DC-DC	87 kW	1	1
Generator	0 kW	0	0
TMS	103 kW	44	34
Hauptbatterie	40 kWh	123	68
Notfallbatterie	14 kWh	95	51
Summe		301	172

4.3.4 Analyse Seriellhybrid mit zukünftigem Technologiestand

Für die serielle Hybridisierung mit zukünftigem Technologiestand ergeben sich gleichermaßen Verbesserungen. Die Werte der Massenzusammensetzungen sind in Abbildung 4.24 und Tabelle 4.9 dargestellt. Die Basisleermasse steigt um 17,1% von 2063 kg auf 2415 kg. Im Vergleich zum heutigen Technologiestand entspricht dies einer Reduktion um 13%. Zudem ist eine zusätzliche Einsparung von Kraftstoff zu erkennen. Die Kraftstoffmasse sinkt von 916 kg auf 763 kg, was eine Reduktion von 16,7% und eine Verbesserung im Vergleich zum derzeitigen Stand der Technik von 5,6% bedeutet.

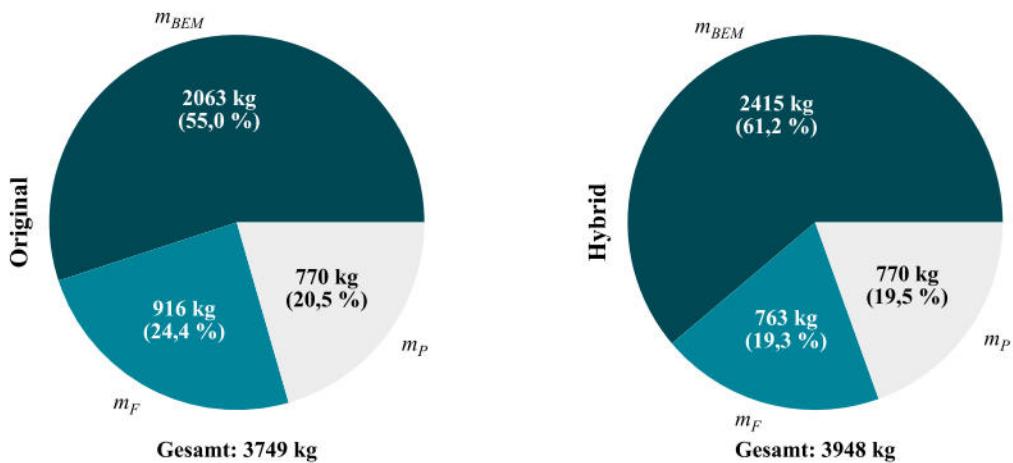


Abbildung 4.24: Vergleich der Startmasse für Seriellhybrid 2035

Zu Beginn der Mission liegt eine Startmasse von 3948 kg vor, was äquivalent zu einem Massenzuwachs von 5,3% ist. Die maximale Startmasse vergrößert sich auf 4062 kg und liegt damit 5,6% über dem originalen PRH-Entwurf, was einer Reduktion von 9% gegenüber dem heutigen Technologiestand entspricht.

Tabelle 4.8: Massenverteilung des PRH Seriellhybrid 2035

Konfiguration	Zustand	m_F	m_P	m_{BEM}	m_{Gesamt}	Δm_F	Δm_{BEM}	Δm_{Gesamt}
PRH Original	Take-Off	916 kg	770 kg	2063 kg	3749 kg			
Seriellhybrid	Take-Off	763 kg	770 kg	2415 kg	3948 kg	-16,7%	+17,1%	+5,3%
PRH Original	MTOM	834 kg	950 kg	2063 kg	3847 kg			
Seriellhybrid	MTOM	687 kg	950 kg	2415 kg	4062 kg	-16,4%	+17,1%	+5,6%

Tabelle 4.9 stellt die Kennwerte der elektrischen Komponenten dar. Gegenüber dem heutigen Stand der Technik sinken die Auslegungsleistungen, da die Konfiguration erheblich leichter ist und der Leistungsbedarf abnimmt. Gepaart mit dem technologischen Fortschritt ergeben sich signifikante Massenersparnisse für die elektrischen Bauteile. In Summe ergibt sich eine Gesamtkomponentenmasse von 412 kg und ein Volumen von 226 Litern. Somit ist genügend Volumen im verfügbaren Bauraum vorhanden, um die Komponenten zu platzieren. Die Gesamtmasse des elektrischen Teilantriebsstrangs nimmt um 47% im Vergleich zum heutigen Tech-

nologiestand ab. Wie auch für den Parallelhybrid ergibt sich ein Energieinhalt von 40 kWh für die Hauptbatterie, während die Notfallbatterie 15 kWh aufweist.

Tabelle 4.9: Elektrische Komponenten des PRH Seriellhybrid 2035

Komponente	Auslegungsgröße	Masse in kg	Volumen in l
Elektromotor	810 kW	68	16
Inverter	826 kW	23	25
DC-DC	89 kW	1	1
Generator	710 kW	30	7
TMS	122 kW	69	57
Hauptbatterie	40 kWh	121	67
Notfallbatterie	15 kWh	100	53
Summe		412	226

4.3.5 Vergleich und Diskussion der Konfigurationen

Die vier untersuchten Hybridisierungen zeigen Potenziale für Kraftstoffeinsparungen, gleichwohl sind diese Ersparnisse mit einer Erhöhung der Startmasse verknüpft, die sich aufgrund der Elektrifizierung ergibt. Folgend werden die Konfigurationen diskutiert. Dazu ist in Tabelle 4.10 eine zusammenfassende Übersicht aller Massen dargestellt, sowie die jeweilige prozentuale Abweichung vom originalen PRH-Entwurf.

Tabelle 4.10: Übersicht der Massenverteilung der PRH-Hybride

Konfiguration	Zustand	m_F	m_P	m_{BEM}	m_{Gesamt}	Δm_F	Δm_{BEM}	Δm_{Gesamt}
PRH Original	Take-Off	916 kg	770 kg	2063 kg	3749 kg			
Parallelhybrid 2025	Take-Off	764 kg	770 kg	2447 kg	3981 kg	-16,6%	+18,6%	+6,2%
Parallelhybrid 2035	Take-Off	750 kg	770 kg	2283 kg	3803 kg	-18,1%	+10,7%	+1,4%
Seriellhybrid 2025	Take-Off	808 kg	770 kg	2788 kg	4366 kg	-11,8%	+35,1%	+16,5%
Seriellhybrid 2035	Take-Off	763 kg	770 kg	2415 kg	3948 kg	-16,7%	+17,1%	+5,3%
PRH Original	MTOM	834 kg	950 kg	2063 kg	3847 kg			
Parallelhybrid 2025	MTOM	699 kg	950 kg	2447 kg	4096 kg	-16,2%	+18,6%	+6,5%
Parallelhybrid 2035	MTOM	685 kg	950 kg	2283 kg	3918 kg	-17,9%	+10,7%	+1,8%
Seriellhybrid 2025	MTOM	739 kg	950 kg	2788 kg	4477 kg	-11,4%	+35,1%	+16,4%
Seriellhybrid 2035	MTOM	687 kg	950 kg	2415 kg	4062 kg	-16,4%	+17,1%	+5,6%

Für die Bewertung der Effizienz der jeweiligen Konfigurationen werden die Abweichungen Δm_F und Δm_{Gesamt} herangezogen. Der Wert Δm_F beschreibt dabei die Kraftstoffeffizienz, welche im vorliegenden Fall die Einsparung an Kraftstoff zum Fliegen der Design-Mission durch die Hybridisierung beschreibt. Dahingegen bewertet Δm_{Gesamt} die Masseneffizienz der Gesamtkonfi-

guration und beschreibt, wie sich die Gesamtmasse des Hubschraubers durch eine Hybridisierung ändert. Für beide Effizienzparameter bedeutet ein kleinerer Wert eine höhere Effizienz. Für die Beurteilung werden die Änderungen in Bezug auf die maximale Startmasse verwendet. Anhand von Tabelle 4.10 ist zu erkennen, dass die Hybridisierungen 11,4% bis 17,9% Kraftstoff bezogen auf die maximale Startmasse einsparen können. Somit zeichnen sich alle Konfigurationen mit einer hohen Kraftstoffeffizienz aus. Der beste Wert wird dabei mit der parallelen Hybridisierung mit zukünftigem Technologiestand erreicht. Dahingegen schneidet die serielle Hybridisierung mit heutigem Technologiestand am schlechtesten ab. Der Parallelhybrid mit heutigem Technologiestand und der Seriellhybrid mit zukünftigem Technologiestand positionieren sich zwischen den anderen beiden Konfigurationen. Mit 16,2% und 16,4% unterscheiden sich diese Hybridisierungen nur marginal in Bezug auf Kraftstoffersparnisse, wobei der serielle Hybrid durch eine geringfügig kleinere Gesamtmasse die bessere Effizienz aufweist. Somit können die von Weiand et al. (2022) gefundenen 16% Kraftstoffeinsparungen ebenfalls mit einer Hybridisierung erreicht werden und im Fall des Parallelhybrids mit zukünftigem Technologiestand weiter verbessert werden [1]. Zudem können die von Bertram et al. (2021) gefundenen Trends hin zu kleineren Hybridisierungsgraden bei hoher Effizienz [13] auch für die Anwendung in einem Rettungshubschrauber bestätigt werden.

Wird die Gesamtmasseneffizienz betrachtet, sind keine Ersparnisse, sondern eine leichte Vergrößerung der maximalen Startmasse von 1,8% bis 16,4% zu erkennen. Auch bezogen auf diese Größe bietet der Parallelhybrid mit zukünftigem Technologiestand die beste Effizienz, während der Seriellhybrid mit zukünftigem Technologiestand den schlechtesten Wert aufweist. Dazwischen reiht sich der Parallelhybrid mit heutigem Technologiestand mit einer Steigerung von 6,5% und der Seriellhybrid mit zukünftigem Technologiestand mit 5,6% ein. Für die Gesamtmasseneffizienz ist ein größerer Vorteil für den zukünftigen Seriellhybrid zu erkennen als bei der Kraftstoffeffizienz. Maßgeblich für diese Verbesserung verantwortlich sind die Batteriemassen. Eine vergleichende Übersicht ist in Tabelle 4.11 aufgeführt.

Tabelle 4.11: Batterieparameter für verschiedene Hybridisierungen

Konfiguration	Energieinhalt Hauptbatterie	Energieinhalt Notfallbatterie	Gesamt-batteriemasse	Anteil Batterien an Massen des elektr. Teilantriebsstrangs
Parallelhybrid 2025	41 kWh	15 kWh	299 kg	65%
Parallelhybrid 2035	40 kWh	14 kWh	218 kg	72%
Seriellhybrid 2025	51 kWh	17 kWh	355 kg	46%
Seriellhybrid 2035	40 kWh	15 kWh	221 kg	54%

Es sind mehrere Zusammenhänge zu erkennen. Zum einen liegen die Batteriegrößen der Hauptbatterie nahe 40 kWh, mit Ausnahme des heutigen seriellen Hybrids, welcher durch seine hohe Startmasse und dem damit einhergehenden, erhöhten Leistungsbedarf mehr Energie benötigt. Diese 40 kWh sind als charakteristisch für die Design-Mission anzunehmen, da mit weniger Energie die Mission nicht fliegbar wäre. Dies liegt zum einen an der Randbedingung des Batte-

reiauslegungsalgorithmus, einen SOC am Ende der Mission von mindestens 20% zu erreichen. Zum anderen sind die Reiseflugsegmente mit ihrem hohen Leistungsbedarf die Treiber für eine Entleerung der Batterie. Dieser Leistungsbedarf für hohe Fluggeschwindigkeiten ist jedoch weniger von Massenschwankungen abhängig als die Schwebeleistung, sodass sich die 40 kWh für alle Konfigurationen ergeben. Die Werte für die Notfallbatterie liegen ebenfalls nah beieinander, was darin begründet ist, dass die Notfallbatterie für alle Hybridisierungen auf dieselbe OEI-Zeit von 60 Sekunden ausgelegt ist. Die Unterschiede ergeben sich durch die verschiedenen Leistungsbedarfe für HOGE, jedoch fallen diese Schwankungen durch die Multiplikation mit einem sehr kleinen Wert für die OEI-Zeit in Stunden weniger ins Gewicht.

Insgesamt verursachen beide Batterien zusammen zwischen 218 kg und 355 kg zusätzliche Masse bei der Hybridisierung. Dies entspricht einem Anteil der Batterien am elektrischen Teilantriebsstrangs von 46% bis 72%. Diese Anteile sind im Fall einer Parallelhybridisierung stets höher, da weniger elektrische Komponenten verbaut sind als im Seriellhybrid. Zudem ist zu erkennen, dass die zukünftigen Werte stets höher sind als die heutigen. Dies liegt einerseits daran, dass die zukünftigen Konfigurationen leichter sind und somit der Leistungsbedarf und die Auslegungsleistungen für die elektrischen Bauteile sinken. Andererseits sind die Steigerungen der spezifischen Dichten der elektrischen Komponenten abseits der Batterien höher als die Steigerung der Energiedichten der Batterien, sodass die Massenanteile dieser Komponenten stärker sinken. Die hohen Batteriemassen und großen prozentualen Anteile zeigen jedoch, dass jegliche Masseneinsparungen im Bereich der Batterien eine sehr große Wirkung auf die Gesamtmasseeffizienz hat.

Zur endgültigen Bewertung der Gesamtmasseeffizienz muss geprüft werden, ob die Konfiguration mit der erhöhten Startmasse betrieben werden kann. Der gegebene originale Entwurf des PRH ist ein konvergierter Entwurf mit einer passenden Auslegung für die originale maximale Startmasse. Durch die Hybridisierung entfernt sich die maximale Startmasse von der ursprünglichen Konfiguration. Dabei spielt besonders die Rotorauslegung eine wichtige Rolle, da ein Betrieb einer schwereren Konfiguration mit demselben Rotor zu Ablösegebieten aufgrund von höheren Blattstellwinkeln zur Erzeugung von mehr Auftrieb führen kann. Dies begrenzt die Betriebsenvelope im Schnellflug. Zur Beurteilung, ob der gegebene Rotor mit den Hybridisierungen betrieben werden kann, wird die spezifische Rotorblattbelastung $\frac{C_T}{\sigma}$ herangezogen [67]. Dieser dimensionslose Beiwert setzt den Schubbeiwert C_T und die Rotorkreisflächendichte σ ins Verhältnis (siehe Formel 4.1). Eine detaillierte Herleitung des Beiwertes sowie eine Erklärung aller einfließenden Variablen und Werte für die Berechnung findet sich in Anhang D.

$$\frac{C_T}{\sigma} = \frac{m \cdot g}{\rho \cdot V_{Tip}^2 \cdot n_{BL} \cdot c \cdot R} \quad (4.1)$$

Als Auslegungsmaßstab für den PRH-Entwurf wird ein Wert von $\frac{C_T}{\sigma} = 0,07$ für Schweben auf Meereshöhe verwendet. Bittner (2002) gibt als Standardwert für $\frac{C_T}{\sigma}$ einen Wert von 0,08 an [67], während van der Wall (2015) Normalwerte zwischen 0,06 und 0,08 beschreibt, maximal

jedoch 0,12 [68]. Somit wird angenommen, dass Werte bis 0,08 ohne eine neue Rotorauslegung akzeptabel sind. In Tabelle 4.12 sind die entsprechenden $\frac{C_T}{\sigma}$ -Werte für die Hybridisierungen aufgeführt.

Tabelle 4.12: Spezifische Rotorblattbelastung für verschiedene Hybridisierungen

Konfiguration	$\frac{C_T}{\sigma}$
Parallelhybrid 2025	0,0745
Parallelhybrid 2035	0,0713
Seriellhybrid 2025	0,0814
Seriellhybrid 2035	0,0739

Die Beiwerte verdeutlichen, dass der serielle Hybrid mit heutigem Technologiestand die Grenze von 0,08 überschreitet, sodass diese Konfiguration ein neues Sizing bekommen muss. Die übrigen Hybridisierungen erfüllen das Kriterium und liegen dabei bei Werten unter 0,075 und damit näher an dem DLR-Auslegungsparameter als an dem Literaturwert. Aufgrund des hohen Massenzuwachses bei dem seriellen Hybrid mit heutigem Technologiestand und dem Überschreiten des Grenzwertes für die spezifische Rotorblattbelastung ergibt sich, dass diese Art der Hybridisierung nicht umsetzbar ist. Mit fortschreitender Verbesserung der Technologieparameter der elektrischen Komponenten kann eine serielle Hybridisierung jedoch wieder in Betracht gezogen werden. Demgegenüber ist eine parallele Hybridisierung bereits heute umsetzbar und verbessert sich mit der technischen Weiterentwicklung zunehmend. Auf Basis der Kraftstoffeffizienz, der Gesamtmasseeffizienz und der Beurteilung der spezifischen Rotorblattbelastung wird als abschließende Abstufung der Hybridisierungen nach ihrer Gesamteffizienz folgende Reihenfolge festgelegt:

1. Parallelhybrid 2035
2. Seriellhybrid 2035
3. Parallelhybrid 2025

Diese Erkenntnisse erneuern den Wissensstand zur Machbarkeit von Hybridisierungen eines Hubschraubers und zeigen, dass eine Hybridisierung möglich ist. Somit werden Darlegungen von Autoren, wie Gurevich et al. (2014) und Mercier et al. (2015), die beide eine Umsetzbarkeit aufgrund zu großer Massenzuschläge ausschließen, aktualisiert [17], [18]. Die von Gurevich Gurevich et al. (2014) prognostizierten Masseneinsparungen durch zukünftige Technologiestände können hingegen nicht bestätigt werden. Die von Avanzini et al. (2017) gefundenen Batteriegrößen für Notlandungen können in ihrer Größenordnung bestätigt werden [19]. Zudem zeigen die PRH-Hybridisierungen höhere Kraftstoffeinsparungen als die von Donateo et al. (2018) gefundenen 14% [20]. Mithilfe der Ergebnisse kann die von Weiand et al. (2022) indizierte Einsparung von 16% Kraftstoff bei einem Betrieb des PRH mit einem Triebwerk auch mit einer Hybridisierung bei gleichzeitiger Bereitstellung von Notleistung erzielt werden [1].

4.4 Trade-Off-Studien für den Parallelhybrid

Aufgrund der vorangegangenen Analysen wird eine parallele Hybridisierung mit zukünftigem Technologiestand als vielversprechendste Möglichkeit für die Umsetzung einer Hybridisierung für den PRH angenommen. Aus diesem Grund wird diese Art der Hybridisierung herangezogen, um weitere Effekte der Einflussparameter aufzuzeigen.

4.4.1 Massenzusammensetzung für Technologiestand 2030

In Kapitel 2.4 sind neben den Jahren 2025 und 2035 gleichermaßen Technologiestände für das Jahr 2030 aufgelistet. Mithilfe dieses Technologiestands kann eine weniger ambitionierte technologische Entwicklung repräsentiert werden. Abbildung 4.25 stellt die Massenzusammensetzung einer parallelen Hybridisierung des PRH für die drei Technologiestände vergleichend dar. Die verwendeten Triebwerksskalierungen liegen bei 620 kW BOPP für 2025 und 2030 sowie 610 kW für 2035 gemäß der Off-Design-Analyse aus Kapitel 4.2.1.

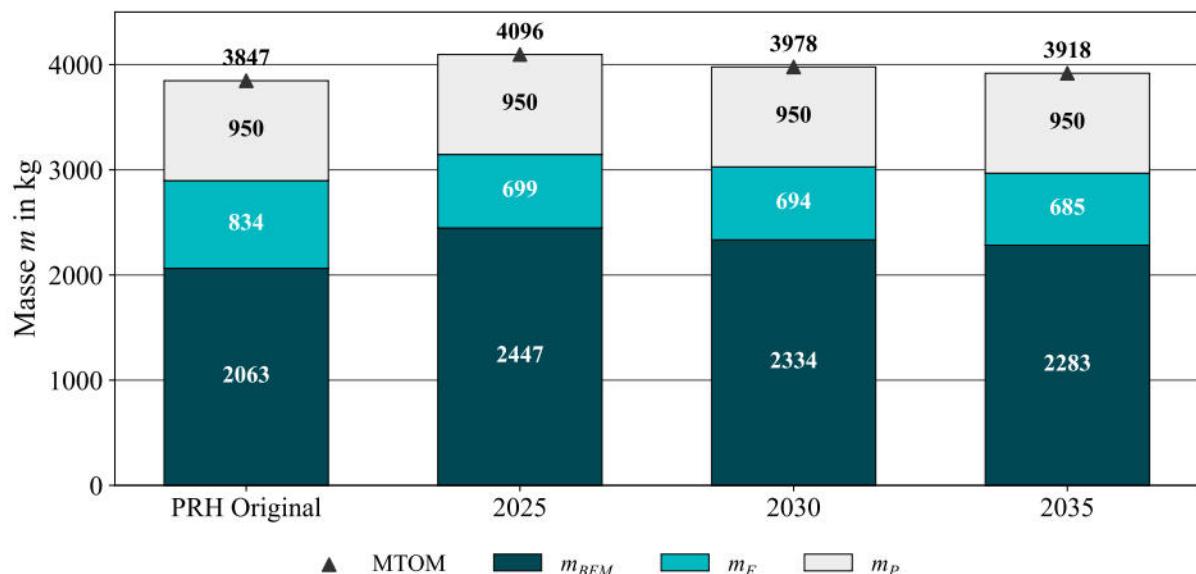


Abbildung 4.25: Vergleich der Massenzusammensetzung für Parallelhybride bei verschiedenen Technologieständen

Erwartungsgemäß platziert sich der Technologiestand 2030 zwischen den beiden anderen. Dabei liegt die maximale Startmasse von 2030 näher an den Werten von 2035 als von 2025. Die benötigte Kraftstoffmenge ändert sich nur leicht von 699 kg in 2025 zu 694 kg in 2030. Eine größere Änderung ist in der Basisleermasse zu erkennen, welche von 2025 bis 2030 um 113 kg sinkt. Da bereits der Parallelhybrid mit heutigem Technologiestand das Kriterium der spezifischen Rotorblattbelastung erfüllt, erreicht auch die Konfiguration für 2030 diese Anforderung. Somit kann sich bis 2030 die maximale Startmasse der Hybridisierung bereits um 118 kg gegenüber dem heutigen Stand der Technik reduzieren.

4.4.2 Einfluss der Triebwerksskalierung auf die Massenzusammensetzung

Anhand der Off-Design-Missionen ist eine Triebwerksleistung von 610 kW BOPP für den Parallelhybrid mit zukünftigem Technologiestand festgesetzt. Da sich für einen Flug mit Mission A stets ein SOC am Ende des ersten Einsatzes von rund 20% einstellt, ergibt sich die Frage, wie sich eine Änderung in der Triebwerksskalierung auf die Massenzusammensetzung auswirkt, um gegebenenfalls eine weitere Reduktion der maximalen Startmasse zu erreichen. Dafür wird der Parallelhybrid mit zukünftigem Technologiestand untersucht, in dem die BOPP-Werte in einem Bereich von ± 20 kW um die ursprüngliche Auslegungsgröße variiert werden. Dabei handelt es sich jeweils um konvergierte Berechnungen. Die Resultate sind in Abbildung 4.26 dargestellt.

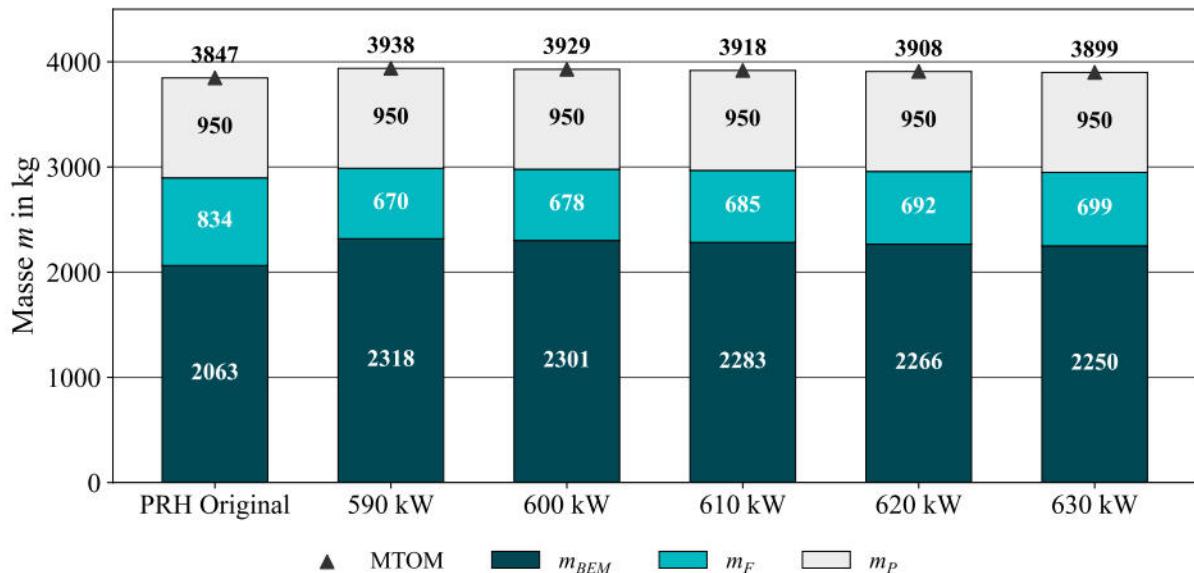
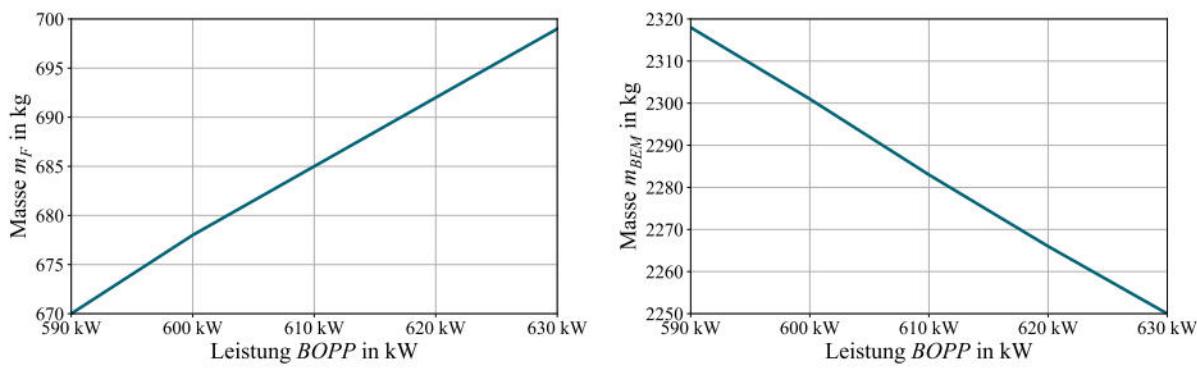


Abbildung 4.26: Vergleich der Massenzusammensetzung für Parallelhybride bei verschiedenen BOPP-Werten

Es wird deutlich, dass sich die maximale Startmasse mit steigenden BOPP-Werten leicht verringert. Dabei verhalten sich die Kraftstoffmasse und die Basisleermasse gegensätzlich. Die Basisleermasse sinkt mit steigendem BOPP, während die Kraftstoffmasse zunimmt. Dieses Verhalten ist in den Abbildungen 4.27a und 4.27b dargestellt.



(a) Abhängigkeit der Kraftstoffmasse von BOPP

(b) Abhängigkeit der Basisleermasse von BOPP

Abbildung 4.27: Verhalten von m_F und m_{BEM} bei Variation der Triebwerksskalierung

Die Basisleermasse sinkt aufgrund des verringerten Hybridisierungsgrades bei einem steigenden BOPP, da somit der elektrische Teilantriebsstrang kleiner skaliert werden kann. Pro 10 kW BOPP-Steigerung fällt die Basisleermasse um rund 17 kg. Dahingegen muss das Triebwerk bei kleineren Hybridisierungsgraden öfter gedrosselt werden, da aus dem kleineren Anteil des elektrischen Systems und der größeren Triebwerksleistung eine geringere maximale Ladeleistung folgt. Demnach erhöht sich der Kraftstoffverbrauch, sodass die Kraftstoffmasse steigt. Pro 10 kW BOPP-Steigerung erhöht sich die Kraftstoffmasse um rund 7 kg. Zusammen ergibt sich eine leicht sinkende maximale Startmasse von rund 10 kg pro 10 kW BOPP-Steigerung. Diese Erkenntnis spricht für eine Vergrößerung des BOPP, jedoch gibt es zwei Punkte, welche berücksichtigt werden müssen. Zum einen der SOC-Verlauf für Off-Design-Missionen. Wie im Kapitel 4.2.1 gezeigt wird, hat die Batterie für steigende BOPP-Werte nur sehr geringe Energieinhalte, sodass eine nennenswerte Hybridisierung nicht mehr gegeben ist. Zum anderen ist für diesen Fall keine Rückkopplung des SOC mit dem Triebwerksmodell in der Berechnung gegeben, sodass bei einem Ladestand von 100% keine Drosselung des Triebwerks stattfindet. Würde dies berücksichtigt werden, ist eine Trendumkehr für die maximale Startmasse für steigende BOPP-Werte zu erwarten, da sich der Kraftstoffbedarf weiter erhöht.

4.4.3 Einfluss der OEI-Zeit auf die Massenzusammensetzung

Ein weiterer zentraler Design-Parameter ist die OEI-Zeit. Diese Zeit beschreibt, wie lange Notleistung aus dem elektrischen Teilantriebsstrang zur Verfügung gestellt werden kann. Sie dimensioniert maßgeblich die Notfallbatterie, welche darauf ausgelegt ist, für die gegebene OEI-Zeit HOGE-Leistung plus 10% für senkrechtes Steigen zur Verfügung zu stellen. Die OEI-Zeit ist nicht gleichzusetzen mit der im Notfall effektiv nutzbaren Flugzeit, da durch Fahrtaufnahme der Leistungsbedarf des Hubschraubers erheblich unter die HOGE-Leistung gesenkt werden kann und somit die effektive OEI-Zeit verlängert wird. Überschlagen ergibt sich folgender Zusammenhang mit der Annahme einer HOGE-Leistung von 650 kW, sowie einer Leistung bei der Geschwindigkeit längster Flugzeit $P_{V_{BE}}$ von 350 kW:

$$P_{HOGE} \cdot 1,1 \cdot t_{OEI} = E_{Notfallbatterie} \quad (4.2)$$

$$650 \text{ kW} \cdot 1,1 \cdot \frac{60 \text{ s}}{3600} = 12 \text{ kWh}$$

$$\frac{E_{Notfallbatterie}}{P_{V_{BE}}} = t_{OEI,effektiv,max} \quad (4.3)$$

$$\frac{12 \text{ kWh}}{350 \text{ kW}} = 0,0343 \text{ h} = 123,4 \text{ s}$$

In Formel 4.2 wird der benötigte Energieinhalt für die Notfallbatterie laut dem HybridHeli-Algorithmus bestimmt. Mit Formel 4.3 wird daraufhin die Zeit berechnet, die mit dieser Energie bei der Geschwindigkeit längster Flugdauer V_{BE} geflogen werden kann. Bei der Geschwindigkeit längster Flugdauer wird der Zustand mit dem niedrigsten Leistungsbedarf des Hub-

schraubers erreicht. Durch diese Überschlagsrechnung zeigt sich, dass die Design-OEI-Zeit im Idealfall um einen Faktor 2 gestreckt werden kann. Da bei einer Auslegung auf diesen Betriebspunkt jedoch keine Steigleistung zur Verfügung steht, liegt eine reale effektive OEI-Zeit zwischen diesen beiden Extremen. Standardmäßig wird für alle Berechnungen in dieser Arbeit eine Entwurfs-OEI-Zeit von 60 s angenommen. Wie sich eine Veränderung dieser Annahme auf die Massenzusammensetzung des Parallelhybrids mit zukünftigem Technologiestand auswirkt, stellt Abbildung 4.28 dar.

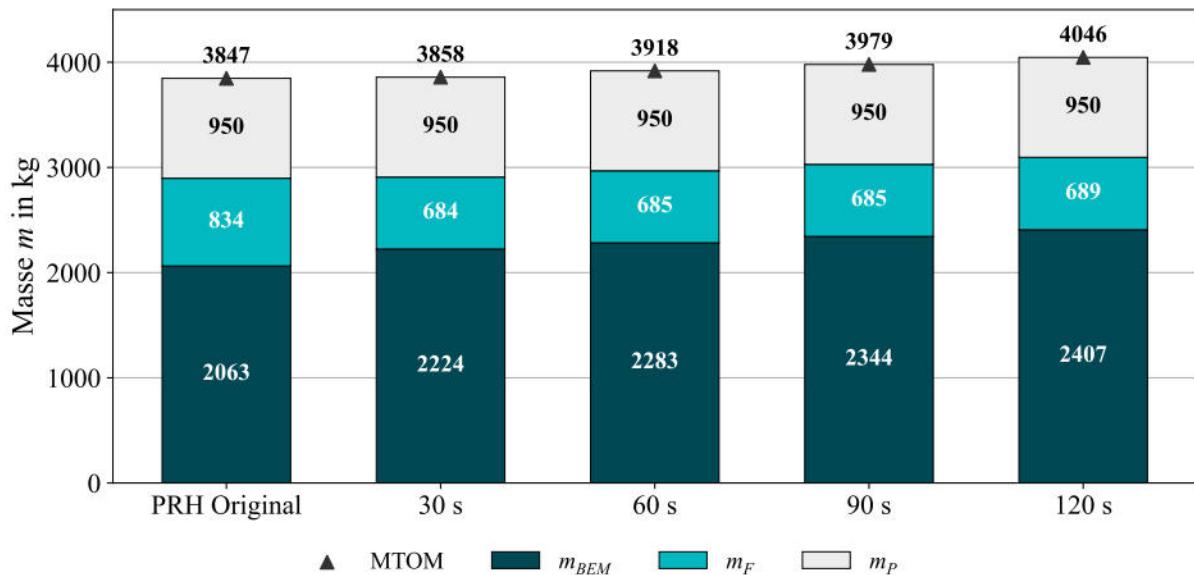


Abbildung 4.28: Vergleich der Massenzusammensetzung für Parallelhybride bei verschiedenen OEI-Zeiten

Die maximale Startmasse nimmt bei steigender OEI-Zeit zu, da die Notfallbatterie entsprechend größer skaliert wird. Dies wirkt sich hauptsächlich auf die Basisleermasse aus, in der die Notfallbatterie berücksichtigt ist. Die Kraftstoffmasse ändert sich hingegen nur begrenzt. Dabei ergibt sich der Zusammenhang, dass die Basisleermasse und maximale Startmasse pro 30 Sekunden zusätzlicher OEI-Zeit um rund 60 kg steigen. Für eine OEI-Zeit von 30 Sekunden ergibt sich ein Unterschied der maximalen Startmasse des Parallelhybrids im Vergleich zu dem originalen PRH-Entwurf von lediglich 11 kg.

4.4.4 Einfluss der Mission auf die Massenzusammensetzung

Die Analyse der Off-Design-Missionen in Kapitel 4.2.1 weist einen großen Einfluss des Missionsprofils auf den SOC am Ende des ersten Einsatzes nach. Diese Off-Design-Missionen werden herangezogen, um ihre Auswirkung auf die Massenzusammensetzung des Parallelhybrids mit zukünftigem Technologiestand zu untersuchen. Dazu werden die Missionen jeweils einzeln iterativ berechnet. Als Grundlage dient ein BOPP von 610 kW, wie es für die Berechnungen von Mission A und B festgelegt ist. Für Mission D wird dieser Wert übernommen. Somit ergibt sich für diese drei Missionen ein Hybridisierungsgrad von 12%. Lediglich Mission C muss abgewandelt werden, da das Leistungsprofil für diese Mission sehr unterschiedlich ist und 610 kW für diesen Fall überdimensioniert sind. Mit 610 kW gibt sich ein kleiner Hybridisierungsgrad von 6% und die Batterie liegt über einen Großteil der Mission bei 100% SOC. Wie in Kapitel 4.2.1 be-

leuchtet, kann Mission C mit einer großen Bandbreite an BOPP-Werten zu hohen SOC-Werten am Ende des ersten Einsatzes führen. Es wird ein BOPP von 530 kW gewählt, um den Hybridisierungsgrad zu steigern. Abbildung 4.29 stellt die Ergebnisse dar.

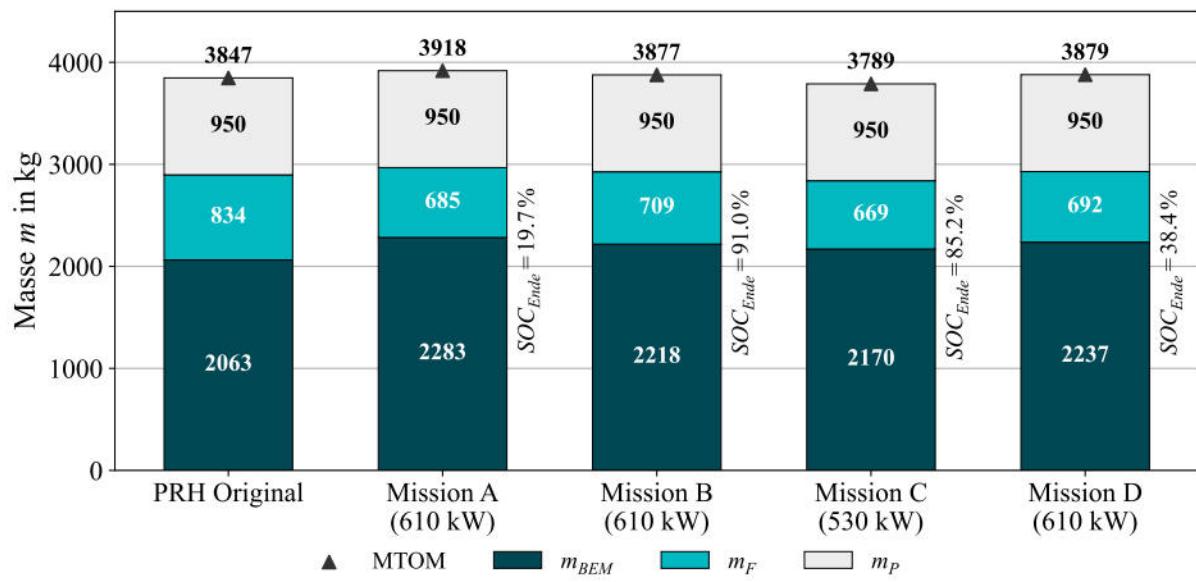


Abbildung 4.29: Vergleich der Massenzusammensetzung für Parallelhybride bei verschiedenen Auslegungsmissionen

Es wird deutlich, dass mit allen Off-Design-Missionsprofilen eine kleinere maximale Startmasse erzielt werden kann, als bei einer Auslegung auf Design-Mission A. Die Gesamtmasse für Mission B und D weisen eine geringe Differenz auf, jedoch unterscheiden sie sich in Bezug auf Kraftstoffmasse und Basisleermasse. Diese Unterschiede sind auf die Missionsprofile und deren Einfluss auf die Auslegungsleistungen und Triebwerksdrosselungen zurückzuführen. Für Mission B kann ein hoher SOC von 91% am Ende des ersten Einsatzes erreicht werden. Somit kann mit diesem Missionsprofil auf eine externe Ladeinfrastruktur verzichtet werden, während für Mission D weiterhin Zwischenladungen nötig sind. Der entsprechende SOC-Verlauf von Mission B ist in Abbildung 4.30 dargestellt.

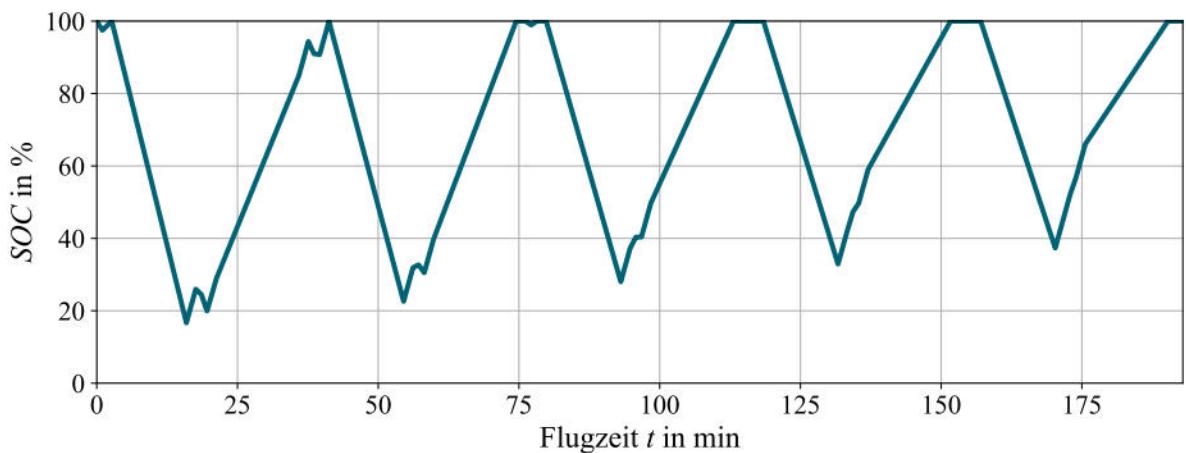


Abbildung 4.30: SOC-Verlauf während Mission B

Der Verlauf zeigt, dass der minimale SOC während der gesamten Mission im ersten Einsatz auftritt und anschließend keine kritischen Werte aufweist. Durch den nachlassenden Leistungsbedarf im Laufe der Mission kann ein SOC von 100% zwischen den Einsätzen erreicht werden. Ähnlich verhält sich der Zusammenhang für Mission C. Dabei ist festzustellen, dass die maximale Startmasse geringer ist als die des initialen PRH-Entwurfs. In diesem Fall ist der Massenzuwachs durch die elektrischen Komponenten niedrig genug, sodass die Ersparnisse im Bereich des Kraftstoffs ausreichen, um den Gesamtmassenzuwachs überkompensieren zu können. Gleichzeitig kann mit einem kleiner skalierten Triebwerk gegenüber den anderen Missionen ein hoher SOC von 85,2% am Ende des ersten Einsatzes erreicht werden. Somit zeigt sich, dass ein in Bezug auf den Leistungsbedarf weniger anspruchsvolles Missionsprofil erhebliche Vorteile bei einer Hybridisierung bietet und ebenfalls auf externe Ladeinfrastruktur verzichtet werden kann. Es muss jedoch bedacht werden, dass die Ladezustände durch ein ausgewogenes Leistungsprofil für eine fortschreitende Mission dauerhaft in einem sehr hohen Bereich liegen. Hinzu kommt, dass eine kleine Triebwerksskalierung in Bezug auf die Notleistung kritisch sein kann. Das Triebwerk könnte in diesem Fall möglicherweise nicht genügend Leistung für die Erfüllung der rechtlichen Vorgaben im Falle eines Ausfalls des elektrischen Teilantriebstrangs liefern. Für eine Auslegung auf Mission C muss demzufolge eine detaillierte Analyse durchgeführt werden, um eine zweckmäßige Kombination aus BOPP und Hybridisierungsgrad zu finden.

Eine Hybridisierung des PRH auf andere Auslegungsmissionen zeigt eine sensitive Kopplung von Ladezustand der Batterie, der Triebwerksskalierung, der Notwendigkeit von externer Ladeinfrastruktur und der Massenzusammensetzung des Hubschraubers. Es ergibt sich ein vielschichtiges Spannungsfeld, welches Potenziale für eine weitere Verbesserung des Entwurfs verdeutlicht.

4.4.5 Analyse der idealen PRH-Hybridisierung basierend auf den Erkenntnissen dieser Arbeit

Mit allen dargelegten Erkenntnissen dieser Arbeit soll abschließend eine PRH-Hybridisierung mit optimierten Parametern diskutiert werden. Grundlegend wird sich auf eine parallele Hybridisierung mit zukünftigem Technologiestand gestützt.

Aus der Analyse der OEI-Zeit geht hervor, dass eine OEI-Zeit von 30 s die kleinste maximale Startmasse zur Folge hat, weshalb diese Zeit im Folgenden angenommen wird. Die rechtliche Umsetzbarkeit sei an dieser Stelle vernachlässigt. Mithilfe der Triebwerksanalyse ergibt sich eine Tendenz zu höheren Triebwerksskalierungen für Mission A. Die Missionsanalyse zeigt, dass Mission A am unvorteilhaftesten für die Massenzusammensetzung des PRH ist und mindestens Mission D als Verbesserung genutzt werden sollte. Mission C wird an dieser Stelle aufgrund der Einsatzanforderungen nicht weiter betrachtet, auch wenn dort die kleinste maximale Startmasse der Analyse zu sehen ist. Für diese Diskussion wird Mission B in Betracht gezogen, da somit im Vergleich zu Mission A und D keine Ladeinfrastruktur benötigt wird und sich trotzdem eine Verbesserung der Massenzusammensetzung im Vergleich zu Mission A ergibt. Dazu

wird zunächst eine genaue Betrachtung der nötigen Triebwerksskalierung für Missionsprofil B durchgeführt. Dies ist in Abbildung 4.31 für drei verschiedene BOPP-Werte dargestellt.

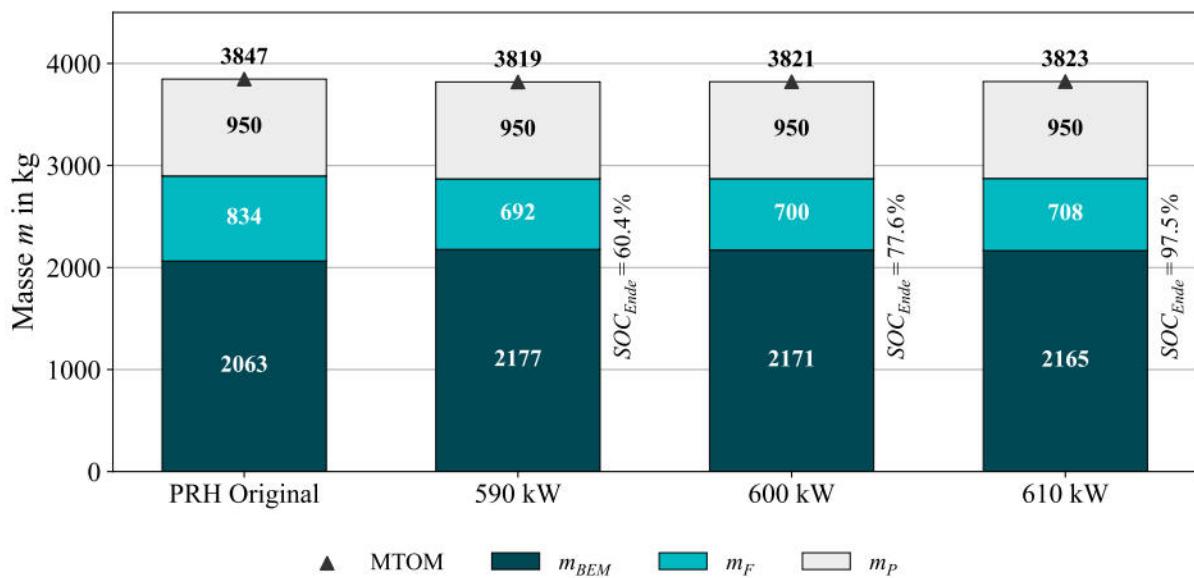


Abbildung 4.31: Vergleich der Massenzusammensetzung für Parallelhybride mit Auslegungsmision B und OEI-Zeit 30s

Es ist zu erkennen, dass im Gegensatz zu einer Auslegung auf Mission A die maximale Startmasse bei einer Variation der Triebwerksleistung nahezu konstant bleibt. Für ein steigendes BOPP sinkt die Basisleermasse, jedoch nimmt der Kraftstoffbedarf durch Drosselungen zu. Beide Effekte heben sich in diesem Fall auf. Deutlicher ändert sich hingegen der SOC am Ende des ersten Einsatzes mit steigenden BOPP-Werten. Bei einer kleinen Skalierung des Triebwerks von 590 kW auf 610 kW steigt der Wert von 60,4% auf 97,5%. Der SOC reagiert demzufolge sehr sensitiv auf kleine Anpassungen. Zur Einordnung sind in Abbildung 4.32 die entsprechenden SOC-Verläufe über die Gesamtmission dargestellt.

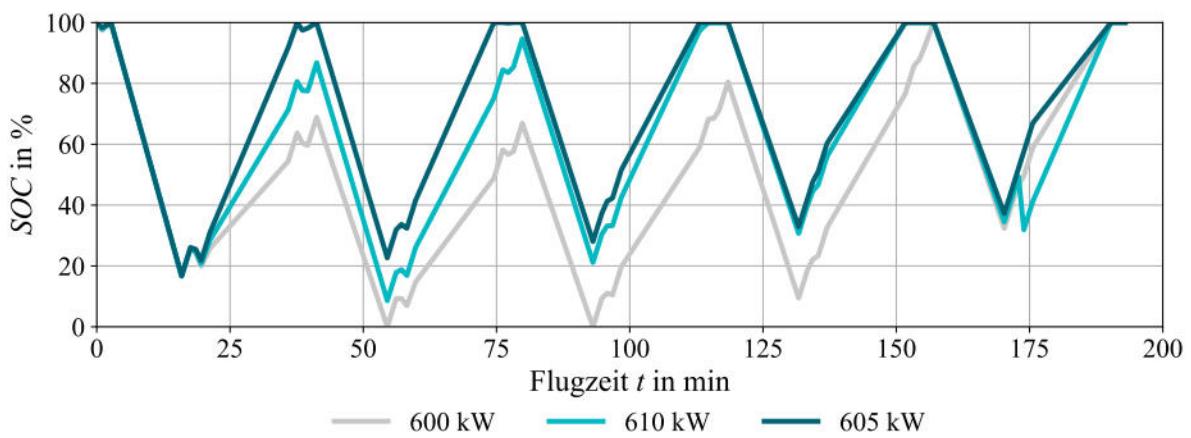


Abbildung 4.32: SOC-Verläufe für Parallelhybride mit Auslegungsmision B und OEI-Zeit 30s nach Triebwerksskalierung

Für ein BOPP von 590 kW ist zu sehen, dass nach dem Hinflug der Einsätze 2 und 3 ein SOC von 0% erreicht wird. Das ist nicht akzeptabel, sodass diese Triebwerksskalierung nicht infrage kommt. Eine Erhöhung auf 600 kW bewirkt eine merkliche Verbesserung, jedoch liegt der minimale Wert von Einsatz 2 bei rund 10%, was ebenfalls zu niedrig ist. Bei 610 kW liegen am Ende jedes Einsatzes Plateaus bei 100% vor, was bedeutet, dass das Triebwerk gedrosselt werden muss. Somit erscheint es geeignet eine Triebwerksskalierung zwischen 600 und 610 kW zu nutzen. Es wird sich für 605 kW entschieden, was einen SOC nach dem ersten Einsatz von 88% bewirkt. Der SOC-Verlauf für diese Triebwerksskalierung ist in Abbildung 4.33 zu sehen.

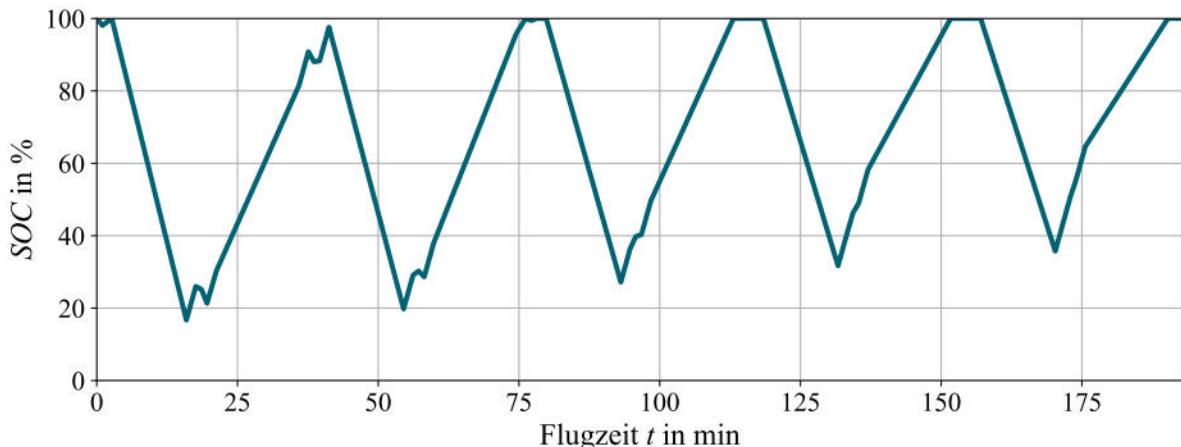


Abbildung 4.33: SOC-Verlauf für Parallelhybrid mit Auslegungsmission B und OEI-Zeit 30s bei 605 kW BOPP

In diesem Fall tritt der minimale SOC für kurze Zeit auf dem Hinflug des ersten Einsatzes auf, was als tolerierbar bewertet wird. Danach sinkt der SOC über die verbleibende Mission nicht mehr unter 20%. Mit der Triebwerksskalierung auf 605 kW BOPP werden die Massen des hybridisierten Entwurfs bestimmt. Die Massenzusammensetzung ist in Tabelle 4.13 für die maximale Startmasse und den Start der Mission (Take-Off) zu sehen.

Tabelle 4.13: Massenverteilung der Idealkonfiguration

Konfiguration	Zustand	m_F	m_P	m_{BEM}	m_{Gesamt}	Δm_F	Δm_{BEM}	Δm_{Gesamt}
PRH Original	Take-Off	916 kg	770 kg	2063 kg	3749 kg			
PRH Idealhybrid	Take-Off	768 kg	770 kg	2168 kg	3706 kg	-16,2%	+5,1%	-1,1%
PRH Original	MTOM	834 kg	950 kg	2063 kg	3847 kg			
PRH Idealhybrid	MTOM	704 kg	950 kg	2168 kg	3822 kg	-15,6%	+5,1%	-0,6%

Es wird eine maximale Startmasse von 3822 kg erreicht, was eine Reduktion gegenüber dem initialen PRH-Entwurf um 0,6% bedeutet. Bezogen auf die maximale Startmasse können 15,6% Kraftstoff gespart werden, bei einer Basisleermassensteigerung von 5,1%. Die Kennwerte der elektrischen Komponenten sind in Tabelle 4.14 aufgeführt. Es ist zu sehen, dass die Batteriegrößen im Vergleich zu einer Auslegung auf Mission A halbiert werden. Die Konfiguration erreicht dennoch einen Hybridisierungsgrad von 13,3%.

Tabelle 4.14: Elektrische Komponenten der Idealkonfiguration

Komponente	Auslegungsgröße	Masse in kg	Volumen in l
Elektromotor	625 kW	26	6
Inverter	765 kW	11	11
DC-DC	82 kW	1	1
Generator	0 kW	0	0
TMS	99 kW	43	33
Hauptbatterie	21 kWh	64	35
Notfallbatterie	7 kWh	46	25
Summe		191	111

Mit dieser Konfiguration kann im Vergleich zu einer Auslegung auf Mission A geringfügig weniger Kraftstoff gespart werden, gleichwohl ergibt sich nun ein Gesamtmassenvorteil. Somit wird die Gesamteffizienz dieser Konfiguration besser bewertet. Dieser geringfügige Massenvorteil kann jedoch nur in Bezug auf einen PRH-Entwurf mit Auslegungsmission A gezeigt werden. Ein konvergierter Entwurf des PRH auf Mission B liegt nicht vor, sodass eine Aussage zu einem Massenvergleich dieser Konfigurationen nicht möglich ist.

5 Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit wird untersucht, wie sich ein hybrider Antriebsstrang auf den Konzeptentwurf für den vom DLR entwickelten Rettungshubschrauber PRH auswirkt. Dazu werden Hybridisierungskonzepte für einen Hubschrauber erörtert und zwei Hybridisierungen, parallel und seriell mit Batterie, als vielversprechendste Lösungen identifiziert. Darauf aufbauend werden elektrische Komponenten zur Umsetzung eines hybridisierten Antriebsstrangs analysiert und mithilfe einer ausführlichen Technologierecherche die jeweiligen Technologiestände von 2025 bis 2035 ermittelt, welche als Grundlage für eine Methode zur Auslegung des elektrischen Teilantriebsstrangs genutzt werden. Zu diesen Komponenten gehören Batterien, Elektromotoren, Konverter und Kühlung. Die entwickelte Methode HybridHeli wird als Adapter für die bereits existierende DLR-Entwurfsumgebung für Hubschrauber IRIS umgesetzt. Dabei bildet ein konvergierter Entwurf des PRH mit berechneten Leistungen für die Design-Mission den Ausgangspunkt. Die Antriebsstränge werden anhand von rechtlichen Rahmenbedingungen für den HEMS-Betrieb so angepasst, dass mit einer Hybridisierung alle Anforderungen bezüglich der Notleistungen eingehalten werden können. Dies hat zur Folge, dass das Batteriesystem in eine Hauptbatterie und eine Notfallbatterie aufgeteilt wird. Unter Verwendung eines eigens entwickelten Batterieauslegungsalgorithmus werden die Batteriegrößen für den elektrischen Teilantriebsstrang ausgelegt. Die weiteren Komponenten werden über charakteristische Leistungen anhand des Flugprofils skaliert. Somit kann der originale Entwurf des PRH angepasst werden und in IRIS mit einem hybriden Antriebsstrang konvergiert werden.

Auf Grundlage der entwickelten Methode wird eine umfangreiche Analyse zum Einfluss der Hybridisierung auf den PRH-Entwurf durchgeführt. Dabei werden zunächst die Massen der elektrischen Komponenten untersucht. Es stellt sich heraus, dass diese Massen für beide Hybridisierungen mit steigender Skalierung des thermischen Teilantriebsstrangs abnehmen, da der Hybridisierungsgrad sinkt. Hauptursache ist der hohe Anteil der Batterie an der Gesamtmasse der elektrischen Komponenten. Die Batterie wird kleiner, wenn der Hybridisierungsgrad sinkt und demzufolge auch die Masse des elektrischen Teilantriebsstrangs. Somit kann als erste Erkenntnis festgehalten werden, dass eine Tendenz zu hohen Triebwerksskalierungen aufgrund einer Massenreduktion aufseiten des elektrischen Teilantriebsstrangs vorliegt. Als zweite Erkenntnis zeigt sich, dass eine serielle Hybridisierung aufgrund der komplexeren Systemarchitektur stets schwerer ist als die parallele Hybridisierung. Für beide Konfigurationen ist hingegen nicht erkennbar, was ein geeigneter Hybridisierungsgrad beziehungsweise eine geeignete Triebwerksskalierung darstellt. Folglich wird als anschließender Analyseschritt eine Randbedingung gesucht, um diese Fragestellung zu beantworten.

Zu diesem Zweck wird der Ladezustand der Batterie während des ersten Einsatzes analysiert. Aufgrund der anspruchsvollen Design-Mission ergibt sich, dass die Batterie sowohl auf dem Hinflug zum Einsatzort als auch auf dem Rückflug entladen wird, sodass der Ladezustand am Ende des ersten Einsatzes bei rund 20% liegt. Es wird gezeigt, dass dieses Verhalten unabhängig von der Triebwerksskalierung ist. Demnach ergibt sich der Bedarf einer Zwischenladung nach

jedem Einsatz. Eine Randbedingung für eine Triebwerksskalierung kann vorerst nicht gefunden werden. Aus diesem Grund werden drei Off-Design-Missionen betrachtet, welche als B, C und D bezeichnet werden. Bei Mission B findet der Rückflug mit einer leicht niedrigeren Geschwindigkeit statt, wodurch sich die Flugzeit von 18,6 auf 20 Minuten erhöht. In Mission C finden die Reiseflugsegmente bei der Geschwindigkeit bester Reichweite statt. Im Rahmen von Mission D werden die Flugzustände von Reiseflug und Sinkflug angepasst, um bei konstanter Flugzeit der Leistungsbedarf zugunsten der Hybridisierung zu verändern. Die Analyse dieser Missionen zeigt, dass Mission B geeignet ist, um die Batterie während des Rückfluges zu laden und zu einem hohen Ladezustand nach dem ersten Einsatz zu gelangen. Somit kann anhand des Ladezustands der Batterie nach dem ersten Einsatz eine Randbedingung für die Triebwerksskalierung gefunden werden, indem ein hoher Ladezustand festgelegt wird. Dies hat zur Folge, dass bei einem Flug mit Mission B Zwischenladungen vermieden werden können. Dies wird für eine Triebwerksskalierung auf 600-620 kW BOPP erreicht. Dahingegen kann Mission C bereits mit einem BOPP von 520-550 kW betrieben werden. Auch für diese Mission ist ein Zwischenladen nicht nötig. Die Analyse dieses Missionsprofils zeigt, dass eine Hybridisierung für ein solches Missionsprofil deutlich weniger kritisch ist und für heutige Rettungshubschrauber sehr praktikabel sein könnte. Für Mission D ergibt sich ein ähnlicher Zusammenhang wie für die Design-Mission, jedoch mit einem SOC am Ende des ersten Einsatzes von 30-40%, weshalb ebenfalls Zwischenladungen nötig sind. Aufgrund dieser Analyse werden Triebwerksskalierungen von 610-650 kW auf Basis von Mission B gewählt, da diese den besten Kompromiss zwischen Eignung für eine Hybridisierung und Erfüllung der Anforderungen für die Rettungsmission bietet. Es ergibt sich je nach Konfiguration ein Hybridisierungsgrad von 12-19%.

Basierend auf dieser Randbedingung wird der PRH-Entwurf auf eine parallele und eine serielle Hybridisierung angepasst, jeweils für den Technologiestand 2025 und 2035. Alle Konfigurationen werden anhand ihrer Massenzusammensetzung bewertet. Die Hybridisierungen zeigen jeweils das Potenzial, Kraftstoff einzusparen, da der thermische Teilantriebsstrang für längere Zeit in einem effizienten Betriebspunkt betrieben werden kann. Dabei sind Einsparungen von 11-18% möglich. Neben diesen Einsparungen erhöht sich hingegen die Basisleermasse um 11% bis 35% aufgrund der elektrischen Komponenten. Infolgedessen ergibt sich kumulativ eine Erhöhung der maximalen Startmasse um 2% bis 16%. Aufgrund der sehr hohen Massenzuschläge und der Überschreitung der Anforderung für die spezifische Rotorblattbelastung wird die serielle Hybridisierung mit heutigem Technologiestand als nicht umsetzbar eingeordnet. Dahingegen ist eine parallele Hybridisierung des PRH bereits heute möglich. Wird der zukünftige Technologiestand betrachtet, zeigen sich zusätzliche Verbesserungen in Bezug auf die maximale Startmasse. Die Massen der seriellen Hybridisierung für den Technologiestand 2035 liegen in einer ähnlichen Größenordnung, wie die Massen der parallelen Hybridisierung mit heutigem Technologiestand.

Mit der Erkenntnis, dass sich eine parallele Hybridisierung mit zukünftigem Technologiestand am besten für eine Umsetzbarkeit eignet, werden anhand dieses Beispiels Parametervariationen für die Triebwerksskalierung, die OEI-Zeit und den Einfluss der Mission auf diese Kon-

figuration durchgeführt. Für eine steigende Triebwerksskalierung ist eine marginal sinkende maximale Startmasse zu beobachten. Dabei sinkt die Basisleermasse aufgrund eines kleineren elektrischen Teilantriebsstrangs durch den verringerten Hybridisierungsgrad. Gleichzeitig steigt der Kraftstoffverbrauch, da das Triebwerk öfter gedrosselt werden muss. Die Analyse der OEI-Zeit zeigt, dass merkliche Einsparungen bei der maximalen Startmasse möglich sind, wenn die OEI-Zeit möglichst kurz gehalten wird, da folglich die Notfallbatterie kleiner skaliert werden kann. Eine Auslegung der Hybridisierung auf die Off-Design-Missionen zeigt einen starken Effekt auf den Verlauf des Ladezustands der Batterie, was insbesondere operationelle Auswirkungen hat. Zudem verdeutlicht die Auslegung auf Mission C, dass die maximale Startmasse gegenüber dem initialen PRH-Entwurf gesenkt werden kann. Diese Analysen arbeiten ein komplexes Spannungsfeld zwischen dem Ladezustand der Batterie, dem Hybridisierungsgrad, der Missionsabhängigkeit und der Massenzusammensetzung des Hubschraubers heraus. Werden alle Parameter zugunsten der Hybridisierung eingestellt, kann eine minimale Reduktion der maximalen Startmasse bei 16% Kraftstoffeinsparungen für folgende Konfiguration erzielt werden: Parallelhybrid 2035, Auslegungsmmission B, 605 kW BOPP und 30 s OEI-Zeit.

5.1 Einordnung der Ergebnisse dieser Arbeit

Die aufgezeigten Erkenntnisse beziehen sich auf eine Konzeptentwurfsmethode, welche statistische Abschätzungen zur Massenbestimmung des Hubschraubers und Annahmen für Technologiestände beinhaltet. Somit können mithilfe der entwickelten Methode die grundlegenden Tendenzen, wie eine Reduktion des Kraftstoffbedarfs bei einer leichten Erhöhung der maximalen Startmasse, qualitativ abgebildet werden, jedoch können sich die quantitativen Zahlenwerte bei einer detaillierten Betrachtung ändern. Aus diesem Grund werden in der Methode Sicherheitsfaktoren genutzt, um eine etwaige Massensteigerung bei einer detaillierten Entwicklung zu berücksichtigen. Wie in der Diskussion in Kapitel 4.3.5 gezeigt, können neuere Forschungsergebnisse aus der Literaturrecherche bestätigt werden. Es gibt dennoch Verbesserungspotenziale an der Methode, welche die Ergebnisse weiter verfeinern können.

Zum einen ist eine Umsetzung einer intensiven Kopplung des Triebwerkmodells und Hybrid-Heli zu empfehlen, da auf diese Weise eine direkte Anpassung des Triebwerks in Abhängigkeit des Ladezustands der Batterie ermöglicht wird. Dies ist besonders nützlich, falls dieser Ladezustand 100% erreicht und das Triebwerk daraufhin gedrosselt werden muss. Zudem kann auf diese Weise ein Steuermodell entwickelt werden, welches den Leistungsbedarf auf die Teilantriebsstränge dynamisch aufteilt. Die Drosselung bei 100% SOC ist bisher aufgrund der Umsetzung von HybridHeli als Adapter zu IRIS nicht implementiert, sodass sich daraus Abweichungen im berechneten Kraftstoffverbrauch ergeben. Dies ist besonders für die Einsätze 3 bis 5 relevant, da die Batterie höhere Ladezustände aufgrund des verringerten Leistungsbedarfs des Hubschraubers aufweist. Die Abweichung wird als klein eingeschätzt, da die Zeiträume, in denen 100% auftreten, für die Design-Mission und Mission B begrenzt sind.

Eine zweite Verbesserung stellt eine detaillierte Analyse der charakteristischen Leistungen dar. Dies bezieht sich primär auf Notsituationen mit dem Ausfall eines Teilantriebsstrangs. Mit ver-

feinerten Anforderungen und Annahmen für diese Situationen kann ein komplexerer Algorithmus für die Skalierung der Notfallbatterie erstellt werden. Auch weitere, charakteristische Leistungen zur Auslegung verschiedener elektrischer Komponenten können detaillierter betrachtet werden, indem beispielsweise Anforderungen für Steigleistungen definiert werden.

Das aufgezeigte Spannungsfeld von Einflussfaktoren auf die Hybridisierung kann mithilfe einer Zielfunktion und einer Optimierungsschleife auf Optima untersucht werden. Dabei kann auch eine benutzerfreundlichere Umsetzung von HybridHeli mit einer Einbindung von Eingabefeldern in RCE erfolgen.

Alle bisher genannten Verbesserungen können am bestehenden Modell umgesetzt werden, jedoch ist für die detaillierte Berechnung eines hybridisierten Antriebsstrangs eine viel tiefgreifendere Analyse nötig. Dazu gehört die Erstellung eines Batteriemodells, welches konkrete Energieflüsse abbilden kann und Spannungsniveaus während des Betriebs aufschlüsselt. Auch für die weiteren elektrischen Komponenten sollte ein Modell erstellt werden, um eine genaue Beschreibung der Interaktion zwischen diesen Komponenten zu gewährleisten. Dazu ist jedoch eine Integration der Modelle in die Flugleistungsberechnung notwendig, damit jederzeit eine Rückkopplung zwischen elektrischem Antriebsstrang, thermischem Antriebsstrang und den Leistungsanforderungen des Hubschraubers gegeben ist.

5.2 Neue Forschungsfragen basierend auf den Ergebnissen dieser Arbeit

Neben den genannten Optimierungsmöglichkeiten ergeben sich neue grundlegende Forschungsfragen aus dieser Arbeit. Diese sollen zum einen die getroffenen Annahmen dieser Arbeit überprüfen und zum anderen die Umsetzbarkeit der Hybridisierung im Detail adressieren. Folgende Untersuchungen sind zu empfehlen:

- Eine weiterentwickelte Vorentwurfsmethode anhand der Verbesserungspotenziale konzipieren.
- Den elektrischen Teilantriebsstrang detailliert charakterisieren:
 - Modelle für elektrische Komponenten zur detaillierten Betrachtung von Energiefüßen und elektrischen Größen im Entwurfsprozess entwickeln.
 - Elektromotoren und Leistungselektronik mit hohen spezifischen Dichten entwickeln.
 - Prüfen, ob durch eine geeignete Auslegung des elektrischen Teilantriebsstrangs auf einen DC-DC-Wandler verzichtet werden.
 - Prüfen, ob die Auslegungsleistung des Elektromotors reduziert werden können, um die Diskrepanz zwischen Normalleistung und Notleistung zu verkleinern.
 - Batterie-Pack zur Einhaltung rechtlicher Anforderungen und Bestimmung des eigentlichen Cell2Pack-Verhältnisses detailliert auslegen.
 - Thermalmanagementsystems detailliert auslegen.
 - Komponentenanordnung im Bauraum unter Berücksichtigung der Schwerpunktlage analysieren.
 - Kabel auslegen und Kabelbaum erstellen.

- Untersuchen, ob sich ein elektrischer Betrieb des Heckrotors gegenüber der klassischen mechanischen Welle als vorteilhaft erweist.
- Untersuchen, welches reale Verhältnis von BOPP zu MCP für Turboshaft-Triebwerke vorliegt.
- Ein geeignetes Getriebe zur Mischung von elektrischen und thermischen Antriebssträngen mit unterschiedlichen Drehzahlen und Drehmomenten auslegen.
- Ein Konzept für die Leistungsverteilung innerhalb des Getriebes entwickeln (Leistungsüberschüsse im elektrischen Teilantriebsstrang zurückgewinnen, während Rotorleistung bereitgestellt wird).
- Eine Missionsoptimierung zur besseren Anpassung an die Hybridisierung durchführen.
- Prüfen, ob weitere operationelle Anforderungen durch die Hybridisierung entstehen.
- Die Hybridisierung für weniger anspruchsvolle Missionen betrachten, um Potenzial für heutige Rettungshubschrauber nachzuweisen.
- Untersuchen, wie sich das Verhalten des Piloten oder der Pilotin auf die Nutzbarkeit des Antriebsstrang auswirkt und welche Informationen dafür dem Piloten oder der Pilotin zur Verfügung gestellt werden müssen.
- Einen Technologiedemonstrator in Form eines realen Testantriebsstrangs aufbauen.

Mithilfe dieser Forschungsfragen kann beurteilt werden, ob und wie sich die in dieser Arbeit gefundenen Tendenzen im weiteren Entwurfsprozess bestätigen lassen können, sowie perspektivisch die Frage nach einer realen Umsetzbarkeit geklärt werden.

Literatur

- [1] P. Weiand, D. Schwinn, R.-G. Becker et al., „Sizing of a New SAR Helicopter for a Future HEMS Environment“, in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2022*, 2022. Adresse: <https://elib.dlr.de/192345/>.
- [2] P. Weiand, M. Buchwald und D. Schwinn, „Process Development for Integrated and Distributed Rotorcraft Design“, *MDPI Aerospace*, 2019. DOI: 10.3390/aerospace6020023.
- [3] D. Seider, M. Litz, A. Schreiber et al., „Open source software framework for applications in aeronautics and space“, in *IEEE Aerospace Conference 2012*, 2012. DOI: 10.1109/AERO.2012.6187340.
- [4] M. Alder, E. Moerland, J. Jepsen et al., „Recent Advances in Establishing a Common Language for Aircraft Design with CPACS“, in *Aerospace Europe Conference 2020, France*, 2020. Adresse: <https://elib.dlr.de/134341/>.
- [5] B. Benoit, K. Kampa, W. von Grunhagen et al., „HOST, a general helicopter simulation tool for Germany and France“, in *Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society*, Bd. 56, 2000. Adresse: <https://elib.dlr.de/5483/>.
- [6] Council of the European Union, *Fit for 55*, en-US, Verfügbar online: <https://www.consilium.europa.eu/en/policies/fit-for-55/> (besucht am 24. Juli 2025).
- [7] European Commission, Directorate-General for Climate Action, *Reducing emissions from aviation*, en-US, Verfügbar online: https://climate.ec.europa.eu/eu-action/transport-decarbonisation/reducing-emissions-aviation_en (besucht am 24. Juli 2025).
- [8] M. A. Rendón, C. D. Sánchez R, J. Gallo M et al., „Aircraft hybrid-electric propulsion: Development trends, challenges and opportunities“, *Journal of Control, Automation and Electrical Systems*, Jg. 32, 2021. DOI: 10.1007/s40313-021-00740-x.
- [9] Dr. Björn Nagel und Daniel Silberhorn und Jana Hoidis, *DLR zeigt Flugzeugkonfigurationen der Zukunft*, Verfügbar online: <https://www.dlr.de/de/aktuelles/nachrichten/2024/dlr-zeigt-flugzeugkonfigurationen-der-zukunft> (besucht am 30. Juli 2025).
- [10] R. de Vries, R. E. Wolleswinkel, M. Hoogreef et al., „A new perspective on battery-electric aviation, part II: Conceptual design of a 90-seater“, in *AIAA Scitech 2024 Forum*, 2024. DOI: 10.2514/6.2024-1490.
- [11] O. Ugwueze, T. Statheros, M. A. Bromfield et al., „Trends in eVTOL aircraft development: the concepts, enablers and challenges“, in *AIAA Scitech 2023 forum*, 2023. DOI: 10.2514/6.2023-2096.
- [12] R. De Vries, M. Brown und R. Vos, „Preliminary sizing method for hybrid-electric distributed-propulsion aircraft“, *Journal of Aircraft*, Jg. 56, 2019. DOI: 10.2514/1.C035388.
- [13] O. Bertram, F. Jäger, V. Voth et al., „Impact of Different Powertrain Architectures on UAM Vehicle Concepts“, in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2021*, 2021. Adresse: <https://elib.dlr.de/143785/>.

- [14] J. Serafini, M. Cremaschini, G. Bernardini et al., „Conceptual all-electric retrofit of helicopters: Review, technological outlook, and a sample design“, *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, Jg. 5, 2019. DOI: 10.1109/TTE.2019.2919893.
- [15] A. Tiseira, R. Novella, L. Garcia-Cuevas et al., „Concept design and energy balance optimization of a hydrogen fuel cell helicopter for unmanned aerial vehicle and aerotaxi applications“, *Energy Conversion and Management*, Jg. 288, 2023. DOI: 10.1016/j.enconman.2023.117101.
- [16] I. Bolvashenkov, J. Kammermann und H.-G. Herzog, „Electrification of helicopter: Actual feasibility and prospects“, in *2017 IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference (VPPC)*, IEEE, 2017. DOI: 10.1109/VPPC.2017.8330883.
- [17] O. Gurevich, A. Lukovnikov, A. Gulienko et al., „Analysis of possibilities to apply electric technologies for helicopter propulsion system“, in *Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*, Bd. 4, 2014. Adresse: https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2014/data/papers/2014_0404_paper.pdf.
- [18] C. Mercier und M. Gazzino, „State of the art of Helicopter Hybrid Propulsion“, *Airbus Helicopters*, 2015. DOI: 10.4050/F-0072-2016-11519.
- [19] G. Avanzini, A. Carlà und T. Donateo, „Parametric analysis of a hybrid power system for rotorcraft emergency landing sequence“, *Proceedings of the institution of mechanical engineers, part G: journal of aerospace engineering*, Jg. 231, 2017. DOI: 10.1177/0954410017726810.
- [20] T. Donateo, A. Carlà und G. Avanzini, „Fuel consumption of rotorcrafts and potentiality for hybrid electric power systems“, *Energy Conversion and Management*, Jg. 164, 2018. DOI: 10.1016/j.enconman.2018.03.016.
- [21] Aerospace Technology Institute, *FUEL CELLS Roadmap Report*, en-US, Verfügbar online: <https://www.ati.org.uk/wp-content/uploads/2022/03/FZO-PPN-COM-0033-Fuel-Cells-Roadmap-Report.pdf> (besucht am 3. August 2025).
- [22] Duden, Cornelsen Verlag GmbH, *Synonyme zu Batterie*, Verfügbar online: <https://www.duden.de/synonyme/Batterie> (besucht am 24. August 2025).
- [23] T. Hettesheimer, C. Neef, I. Rosellón Inclán et al., „Lithium-Ion Battery Roadmap-Industrialization Perspectives toward 2030“, *Fraunhofer ISI*, 2023. DOI: 10.24406/publica-2153.
- [24] H. T. Reid, G. Singh, E. Palin et al., „Key considerations for cell selection in electric vertical take off and landing vehicles: a perspective“, *EES Batteries*, Jg. 1, 2025. DOI: 10.1039/d4eb00024b.
- [25] P. Kurzweil und O. K. Dietlmeier, *Elektrochemische Speicher: Superkondensatoren, Batterien, Elektrolyse-Wasserstoff, Rechtliche Grundlagen*, 1. Aufl. Springer Vieweg, 2016. DOI: 10.1007/978-3-658-10900-4.
- [26] C. Zhang, F. Yan, C. Du et al., „Evaluating the degradation mechanism and state of health of LiFePO₄ lithium-ion batteries in real-world plug-in hybrid electric vehicles application for different ageing paths“, *Energies*, Jg. 10, 2017. DOI: 10.3390/en10010110.

- [27] E. Teichert und S. Kazula, „Overview and Evaluation of Electric Machines for Electric Regional Aircraft Propulsion Systems“, in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK)*, DLR Institute of Electrified Aero Engines, Germany, 2024. DOI: 10.25967/630118.
- [28] R. C. Bolam, Y. Vagapov und A. Anuchin, „A review of electrical motor topologies for aircraft propulsion“, in *2020 55th International Universities Power Engineering Conference (UPEC)*, IEEE, 2020. DOI: 10.1109/UPEC49904.2020.9209783.
- [29] J. Z. Bird, „A review of electric aircraft drivetrain motor technology“, *IEEE Transactions on Magnetics*, Jg. 58, 2021. DOI: 10.1109/TMAG.2021.3081719.
- [30] A. Al-Qarni, P. Kumar, S. Koushan et al., „Comparative analysis between various high specific power permanent magnet motor topologies for aerospace applications“, in *2022 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE)*, IEEE, 2022, S. 1–8. DOI: 10.1109/ECCE50734.2022.9947953.
- [31] C. Jenkins, S. Jones-Jackson, I. Zaher et al., „Innovations in axial flux permanent magnet motor thermal management for high power density applications“, *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, Jg. 9, 2023. DOI: 10.1109/TTE.2023.3242698.
- [32] D. Gerada, F. Zhang, J. Jiang et al., „Advancements in Electrical Machines for Aircraft Propulsion“, *IEEJ Journal of Industry Applications*, Jg. 14, 2025. DOI: 10.1541/ieejjia.24010320.
- [33] S. Saeidabadi, C. Kovacs, A. Usman et al., „Flux switching machines-for all-electric aircraft applications“, in *2022 International Conference on Electrical Machines (ICEM)*, IEEE, 2022. DOI: 10.1109/ICEM51905.2022.9910887.
- [34] A. Link und S. de Graaf, „Projection of Key Powertrain Component Figures of Merit for Overall Assessment of Electric Flight Scenarios“, in *34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2024*, 2024. Adresse: <https://elib.dlr.de/209959/>.
- [35] C. L. Pastra, C. Hall, G. Cinar et al., „Specific power and efficiency projections of electric machines and circuit protection exploration for aircraft applications“, in *2022 IEEE Transportation Electrification Conference & Expo (ITEC)*, IEEE, 2022. DOI: <https://doi.org/10.1109/ITEC53557.2022.9813927>.
- [36] Aerospace Technology Institute, *Electrical Propulsion Systems Roadmap Report*, en-US, Verfügbar online: <https://www.ati.org.uk/wp-content/uploads/2022/03/FZO-PPN-COM-0030-Electrical-Propulsion-Systems-Roadmap-Report.pdf> (besucht am 22. Juli 2025).
- [37] S. Altouq, C. M. Fong, P. J. Norman et al., „Technology Maturity Roadmaps of Power System Components for eVTOL Aircraft“, *University of Strathclyde*, 2022. Adresse: https://strathprints.strath.ac.uk/85124/1/Altouq_etal_2022_Technology_maturity_roadmaps_of_power_system_components_for_eVTOL_aircraft.pdf.

- [38] C. S. Goli, S. Essakiappan, P. Sahu et al., „Review of recent trends in design of traction inverters for electric vehicle applications“, in *2021 IEEE 12th International Symposium on Power Electronics for Distributed Generation Systems (PEDG)*, IEEE, 2021. DOI: 10.1109/PEDG51384.2021.9494164.
- [39] J. Kugener, A. Pal und S. Kazula, „Preliminary design tool for power converters in electric aircraft propulsion systems“, *DLRK*, 2023. DOI: 10.25967/610355.
- [40] J. S. Zhen, K. A. Corzine, L. Parsa et al., „A Very High-Power Density Multilevel Inverter Using Silicon Carbide (SiC) Commercial-Off-The-Shelf (COTS) Parts“, in *2024 IEEE 67th International Midwest Symposium on Circuits and Systems (MWSCAS)*, IEEE, 2024. DOI: 10.1109/MWSCAS60917.2024.10658693.
- [41] C. Hall, C. L. Pastra, A. Burrell et al., „Projecting power converter specific power through 2050 for aerospace applications“, in *2022 IEEE Transportation Electrification Conference & Expo (ITEC)*, IEEE, 2022. DOI: 10.1109/ITEC53557.2022.9813991.
- [42] A. Link, M. Staggat und S. de Graaf, „Characterisation of thermal management system specific heat rejection for electric propulsion architectures“, in *Aerospace Europe Conference 2023–10TH EUCASS–9TH CEAS*, 2023. Adresse: <https://elib.dlr.de/199837/>.
- [43] J. W. Chapman, H. Hasseeb und S. Schnulo, „Thermal management system design for electrified aircraft propulsion concepts“, in *2020 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*, IEEE, 2020. DOI: 10.2514/6.2020-3571.
- [44] A. Dey, S. Mondal, B. Chakraborty et al., „Advancements in Li-Ion Battery Materials for Battery Energy Storage Systems“, in *2025 Devices for Integrated Circuit (DevIC)*, 2025. DOI: 10.1109/DevIC63749.2025.11012164.
- [45] F. N. U. Khan, M. G. Rasul, A. Sayem et al., „Maximizing energy density of lithium-ion batteries for electric vehicles: A critical review“, *Energy Reports*, Jg. 9, 2023, Proceedings of 2022 7th International Conference on Renewable Energy and Conservation. DOI: 10.1016/j.egyr.2023.08.069.
- [46] Universal Transmissions GmbH, *WeLion*, en-US, Verfügbar online: <https://welion-energy.com/Products/> (besucht am 16. Juli 2025).
- [47] H. Kühnelt, F. Mastropierro, N. Zhang et al., „Are batteries fit for hybrid-electric regional aircraft?“, in *Journal of Physics: Conference Series*, Bd. 2526, 2023. DOI: 10.1088/1742-6596/2526/1/012026.
- [48] F. Wu, J. Maier und Y. Yu, „Guidelines and trends for next-generation rechargeable lithium and lithium-ion batteries“, *Chemical Society Reviews*, Jg. 49, 2020. DOI: 10.1039/c7cs00863e.
- [49] A. Stephan, T. Hettesheimer, C. Neef et al., „Alternative battery technologies roadmap 2030+“, *Fraunhofer ISI*, 2023. DOI: 10.24406/publica-1342.
- [50] A. Louli, A. Eldesoky, J. deGooyer et al., „Different positive electrodes for anode-free lithium metal cells“, *Journal of The Electrochemical Society*, Jg. 169, 2022. DOI: 10.1149/1945-7111/ac62c4.

- [51] Q. Li, Y. Yang, X. Yu et al., „A 700 W·h·kg⁻¹ Rechargeable Pouch Type Lithium Battery“, *Chin. Phys. Lett.*, Jg. 40, 2023. DOI: 10.1088/0256-307X/40/4/048201.
- [52] Q. Cheng, Z.-X. Chen, X.-Y. Li et al., „Constructing a 700 Wh kg⁻¹-level rechargeable lithium-sulfur pouch cell“, *Journal of Energy Chemistry*, Jg. 76, 2023. DOI: 10.1016/j.jec.2022.09.029.
- [53] B. Tiede, C. O'Meara und R. Jansen, „Battery key performance projections based on historical trends and chemistries“, in *2022 IEEE Transportation Electrification Conference & Expo (ITEC)*, 2022. DOI: 10.1109/ITEC53557.2022.9814008.
- [54] Amprius Technologies, Inc., *Amprius SiMaxx*, en-US, Verfügbar online: <https://amprius.com/our-solutions/simaxx/> (besucht am 16. Juli 2025).
- [55] J. C. Chin, K. Look, E. O. McNichols et al., „Battery cell-to-pack scaling trends for electric aircraft“, in *2021 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*, 2021. DOI: 10.2514/6.2021-3316.
- [56] Airbus Helicopters, *H145 technical information*, Verfügbar online: <https://www.airbus.com/en/products-services/helicopters/civil-helicopters/h145/h145-technical-information> (besucht am 12. August 2025).
- [57] Safran, *Arriel 2E, the Airbus H145 engine*, Verfügbar online: <https://www.safran-group.com/products-services/arriel-2e-airbus-h145-engine> (besucht am 12. August 2025).
- [58] EASA, *CS-29 Large Rotorcraft*, Verfügbar online: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-29%20Initial%20issue.pdf> (besucht am 9. August 2025).
- [59] EU, *Verordnung (EU) Nr. 965/2012 der Kommission vom 5. Oktober 2012 zur Festlegung technischer Vorschriften und von Verwaltungsverfahren in Bezug auf den Flugbetrieb gemäß der Verordnung (EG) Nr. 216/2008 des Europäischen Parlaments und des Rates*, Verfügbar online: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/DE/TXT/PDF/?uri=CELEX:32012R0965> (besucht am 9. August 2025).
- [60] EU, *Durchführungsverordnung (EU) 2023/1020 der Kommission vom 24. Mai 2023 zur Änderung der Verordnung (EU) Nr. 965/2012 hinsichtlich der Anforderungen an den Flugbetrieb von Hubschraubern im medizinischen Noteneinsatz*, Verfügbar online: <https://eur-lex.europa.eu/legal-content/DE/ALL/?uri=CELEX:32023R1020> (besucht am 9. August 2025).
- [61] EASA, *CS-E Amendment 8*, Verfügbar online: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/certification-specifications/cs-e-amendment-8> (besucht am 21. August 2025).
- [62] EASA, *Special Condition SC E-19 - Electric / Hybrid Propulsion System*, Verfügbar online: <https://www.easa.europa.eu/en/special-condition-sc-e-19-electric-hybrid-propulsion-system> (besucht am 21. August 2025).
- [63] E. Wegener, M. Waimer und P. Schatrow, „Crashworthy Battery Integration for a Medium-Lift Hybrid-Electric Helicopter“, in *50th European Rotorcraft Forum, ERF 2024*, 2024. Adresse: <https://elib.dlr.de/209943/>.

- [64] EASA, *EASA TCDS E.029 - ARRIUS 2 series engines*, Verfügbar online: <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/type-certificates/engine-cs-e/easae029-arius-2-series-engines> (besucht am 12. August 2025).
- [65] W. Johnson, „NDARC - NASA Design and Analysis of Rotorcraft: Theory - Vol 1“, in *Ames Research Center*, 2022. Adresse: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20220000355>.
- [66] Martin Siggel, DLR, *TiXi Documentation*, Verfügbar online: <https://dlr-sc.github.io/tixi/> (besucht am 16. September 2025).
- [67] W. Bittner, *Flugmechanik der Hubschrauber: Technologie, das flugdynamische System Hubschrauber, Flugstabilitäten, Steuerbarkeit*, 4. Aufl. Springer, 2002. DOI: 10.1007/3-540-27541-X.
- [68] B. G. van der Wall, *Grundlagen der Hubschrauber-Aerodynamik*, 2. Aufl. Springer, 2015. DOI: 10.1007/978-3-662-60365-9.
- [69] H3X Technologies Inc., *HPDM-140*, en-US, Verfügbar online: <https://www.h3x.tech/products/hpdm-140> (besucht am 26. Juli 2025).
- [70] H3X Technologies Inc., *HPDM-500*, en-US, Verfügbar online: <https://www.h3x.tech/products/hpdm-500> (besucht am 26. Juli 2025).
- [71] H3X Technologies Inc., *HPDM-180R*, en-US, Verfügbar online: <https://www.h3x.tech/products/hpdm-180r> (besucht am 26. Juli 2025).
- [72] Evolito Ltd., *Evolito Axial Flux Electric Motors*, en-US, Verfügbar online: <https://evolito.aero/axial-flux-motors/#D250:20Low20torque,20high20speed>. (besucht am 26. Juli 2025).
- [73] Donut Lab, *Automotive 21*”, en-US, Verfügbar online: <https://www.donutlab.com/motor/> (besucht am 26. Juli 2025).
- [74] Helix, Integral Powertrain Limited, *SPM177 Platform*, en-US, Verfügbar online: <https://www.ehelix.com/products/spm177-electric-motor/> (besucht am 26. Juli 2025).
- [75] Helix, Integral Powertrain Limited, *SPC242-110*, en-US, Verfügbar online: <https://www.ehelix.com/products/spm242-electric-motor/> (besucht am 26. Juli 2025).
- [76] Additive Drives GmbH, *Additive Drives*, en-US, Verfügbar online: <https://www.additive-drives.de/en/highest-power-density-and-new-designs/> (besucht am 26. Juli 2025).
- [77] Koenigsegg Automotive AB, *Koenigsegg David*, en-US, Verfügbar online: <https://www.koenigsegg.com/inverters> (besucht am 24. Juli 2025).
- [78] Rimac Technology LLC, *Rimac Powertrain*, en-US, Verfügbar online: <https://www.rimac-technology.com/powertrain> (besucht am 24. Juli 2025).
- [79] Benjamin Pussat and Guillaume Robichon and Philippe Vandar, *WHAT'S IN THE BOX? Inverters in Tesla Model Y, SAIC IM LS6 and XPENG G6 at a glance*, en-US, Verfügbar online: <https://www.yolegroup.com/technology-outlook/whats-in-the-box-inverters-in-tesla-model-y-saic-im-ls6-and-xpeng-g6-at-a-glance/> (besucht am 26. Juli 2025).

- [80] McLaren Applied Ltd, *IPG5 800V Silicon Carbide Inverter*, en-US, Verfügbar online: <https://cdn.mclarenapplied.com/media%2FElectrification%2FIPG5%20800V%20SiC%20Inverter%20Product%20Summary%20V3.3.pdf> (besucht am 24. Juli 2025).
- [81] McLaren Applied Ltd, *IPG5-x Integrated 800V Silicon Carbide Inverter*, en-US, Verfügbar online: <https://cdn.mclarenapplied.com/media%2FElectrification%2FIPG5-x%20Integrated%20800V%20SiC%20Inverter%20Product%20Summary%20V1.0.pdf> (besucht am 24. Juli 2025).
- [82] ZeroAvia, Inc., *400 kW Bidirectional Inverter 400–830 Vdc*, en-US, Verfügbar online: <https://zeroavia.com/wp-content/uploads/2024/05/Inverter-Dual-Datasheet-8-digital.pdf> (besucht am 24. Juli 2025).
- [83] Helix, Integral Powertrain Limited, *MCU1200-1050*, en-US, Verfügbar online: <https://www.ehelix.com/products/mcu1200-1050-inverter/> (besucht am 24. Juli 2025).
- [84] Helix, Integral Powertrain Limited, *MCU1200-640*, en-US, Verfügbar online: <https://www.ehelix.com/products/mcu1200-640-inverter/> (besucht am 24. Juli 2025).
- [85] Helix, Integral Powertrain Limited, *CTI4*, en-US, Verfügbar online: <https://www.ehelix.com/products/cti-4-sic-inverter/> (besucht am 24. Juli 2025).
- [86] H3X Technologies Inc., *HPDI-190*, en-US, Verfügbar online: <https://www.h3x.tech/products/hpdi-190> (besucht am 24. Juli 2025).
- [87] Wolfspeed Inc., *600kW THREE-PHASE DUAL INVERTER*, en-US, Verfügbar online: https://assets.wolfspeed.com/uploads/dlm_uploads/2021/05/Wolfspeed_crd600da12e_xm3_one_page_technical_overview.pdf (besucht am 24. Juli 2025).
- [88] Fraunhofer Institute for Integrated Systems and Device Technology IISB, *100 kW SiC-Inverter*, en-US, Verfügbar online: https://www.iisb.fraunhofer.de/content/dam/iisb2014/en/Documents/Research-Areas/power_electronics/100-kW-SiC-Inverter_FraunhoferIISB_WWW.pdf (besucht am 26. Juli 2025).
- [89] Fraunhofer Institute for Integrated Systems and Device Technology IISB, *200 kW DC-DC-Converter*, en-US, Verfügbar online: https://www.iisb.fraunhofer.de/content/dam/iisb2014/en/Documents/Research-Areas/power_electronics/Bidirectional-full-SiC-200kW-DCDC-Converter_FraunhoferIISB.pdf (besucht am 26. Juli 2025).
- [90] Universal Transmissions GmbH, *WeLion SHP230-35*, en-US, Verfügbar online: <https://welion-energy.com/SHP320-35/30000108> (besucht am 16. Juli 2025).
- [91] Universal Transmissions GmbH, *WeLion SHP800L-35-CYL*, en-US, Verfügbar online: <https://welion-energy.com/SHP800L-35-CYL/30000113> (besucht am 16. Juli 2025).
- [92] Universal Transmissions GmbH, *WeLion SHP270-30*, en-US, Verfügbar online: <https://welion-energy.com/SHP270-30/30000112> (besucht am 16. Juli 2025).
- [93] Ionblox Inc., *Ionblox Launch*, en-US, Verfügbar online: <https://www.ionblox.com/air> (besucht am 16. Juli 2025).

- [94] Shenzhen Grepow Battery Co., Ltd., *Grepow GRPA688190*, en-US, Verfügbar online: <https://www.grepow.com/nmc811-battery/350wh-kg-semi-solid-state-high-energy-density-battery.html> (besucht am 16. Juli 2025).
- [95] Shenzhen Grepow Battery Co., Ltd., *Grepow GRP9680218*, en-US, Verfügbar online: <https://www.grepow.com/fast-charge-battery/5c-fast-charge-battery.html> (besucht am 16. Juli 2025).
- [96] Amprius Technologies, Inc., *Amprius SiCore*, en-US, Verfügbar online: <https://amprius.com/our-solutions/sicore/> (besucht am 16. Juli 2025).
- [97] Sion Power Corporation, *Building the Future of Batteries*, en-US, Verfügbar online: <http://sionpower.com/files/Company-Brochure-21B.pdf> (besucht am 16. Juli 2025).
- [98] Genspow GmbH, *GensAce Advanced G-Tech 5300mAh 11.4V 3S1P 100C HV*, en-US, Verfügbar online: <https://gensace.de/products/gens-ace-advanced-g-tech-5300mah-11-4v-3s1p-100c-hv-car-lipo-battery-pack-hardcase-with-deans-plug> (besucht am 16. Juli 2025).
- [99] Shenzhen Grepow Battery Co., Ltd., *Grepow GRP9075185*, en-US, Verfügbar online: <https://www.grepow.com/high-discharge-rate-battery/50c-rate-discharge-battery.html> (besucht am 16. Juli 2025).
- [100] Genspow GmbH, *GensAce Redline 1.0 6300mAh 2S2P 7.4V 130C HardCase*, en-US, Verfügbar online: <https://gensace.de/collections/redline/products/gens-ace-redline-series-6300mah-7-4v-130c-2s2p-hardcase-70-lipo-battery> (besucht am 16. Juli 2025).
- [101] Genspow GmbH, *GensAce Redline 2.0 Series 8500mAh 1S2P 3.7V 140C*, en-US, Verfügbar online: <https://gensace.de/collections/redline-2-0/products/gea85001s14d5> (besucht am 16. Juli 2025).
- [102] ShenZhen GaoNeng New Energy Limited, *Gaoneng LiPo Akku 4S 1300mAh 15.2V 120C*, en-US, Verfügbar online: <https://www.fpv24.com/en/fpv-model/gaoneng-lipo-battery-4s-1300mah-152v-120c-xt60> (besucht am 16. Juli 2025).
- [103] DOGCOM, *DOGCOM 6S 8000mAh 120C*, en-US, Verfügbar online: <https://iflight-rc.de/de/products/dogcom-6s-8000mah-120c-battery?srsltid=AfmBOors5qwWiILX8RXXbIujYPaW-hot033g2FxomWIW4f90-X6baMi0> (besucht am 16. Juli 2025).

Anhang

Anhang A Übersicht über am Markt verfügbare Elektromotoren

Mittels einer Marktrecherche werden die in Tabelle A.1 aufgelisteten marktführenden Elektromotoren mit sehr hohen Leistungsdichten identifiziert. Die Angaben beruhen dabei auf ungeprüften Herstellerangaben.

Tabelle A.1: Top-Elektromotoren 2025 (*abgeschätzt aus verfügbaren Daten)

Hersteller	Name	Peak kW kg ⁻¹	Kont. kW kg ⁻¹	Peak kW l ⁻¹	Kont. kW l ⁻¹	Torque in N m	RPM in min ⁻¹	Quelle
H3X	HPDM-140	-	13	-	40	67	20000	[69]
H3X	HPDM-500	-	12	-	42	478	10000	[70]
H3X	HPDM-180R	-	11	-	11*	576	2985	[71]
Evolito	D250 1x3	18	16	17	15	230	10000	[72]
Evolito	D500 1x3	12	-	25	-	560	9000	[72]
Evolito	D1700 2x3	12	8	13	9	1700	2500	[72]
Donut Lab	Automotive 21"	16	-	-	-	4300	-	[73]
Helix	SPM177-165	25	24	106	100	400	25000	[74]
Helix	SPM177-79	13	13	39	38	240	19000	[74]
Helix	SPC242-110	15	10	43	29	529	17000	[75]
Additive Drives	-	-	25	100	-	-	-	[76]

Anhang B Übersicht über am Markt verfügbare Konverter

Mittels einer Marktrecherche werden die in Tabelle B.1 aufgelisteten marktführenden Konverter mit sehr hohen Leistungsdichten identifiziert. Die Angaben beruhen dabei auf ungeprüften Herstellerangaben.

Tabelle B.1: Top-Inverter 2025 (*abgeschätzt aus verfügbaren Daten)

Hersteller	Name	Peak kW kg ⁻¹	Kont. kW kg ⁻¹	Peak kW l ⁻¹	Kont. kW l ⁻¹	Quelle
Koenigsegg	David	50	35	75	52	[77]
Rimac	Single Inverter	50	37*	-	-	[78]
Rimac	Dual Inverter	71	26*	-	-	[78]
Tesla	4DU Model Y Inverter	53	-	66	-	[79]
Inovance	XPeng G6 Inverter	59	-	57	-	[79]
McLaren Applied	IPG5	72	45	103	64	[80]
McLaren Applied	IPG5-x	114	71	105	66	[81]
ZeroAvia	400 kW Bidirectional	22	20	21	18	[82]
Helix	MCU1200-1050	54	36*	36	24*	[83]
Helix	MCU1200-640	55	30*	53	27*	[84]
Helix	CTI-4	52	30*	48	28*	[85]
H3X	HPDI-190	-	86	-	100	[86]
Wolfspeed	CRD600DA12E-XM3	62	35*	70	40*	[87]
Fraunhofer	100kW SiC	29	-	51	-	[88]
Fraunhofer	200kW DC-DC	62	-	143	-	[89]

Anhang C Übersicht über am Markt verfügbare Batteriezellen

Mittels einer Marktrecherche werden die in Tabelle C.1 aufgelisteten marktführenden Batteriezellen mit sehr hohen Energiedichten identifiziert. Die Angaben beruhen dabei auf ungeprüften Herstellerangaben.

Tabelle C.1: Top-Batteriezellen mit hohem GED 2025

Hersteller	Name	GED in Wh kg ⁻¹	VED in Wh l ⁻¹	Max. kont. C-Rate (Laden)	Max. kont. C-Rate (Entladen)	Quelle
WeLion	SHP320-35	311	713	2	5	[90]
WeLion	SHP800L-35-CYL	291	793	3	3	[91]
WeLion	SHP270-30	275	632	2	7	[92]
WeLion	Nio Semi-Solid	360	800	-	-	[46]
Ionblox	Launch	340	850	6	5	[93] [24]
Grepow	GRPA688190	350	709	2	3	[94]
Grepow	GRP9680218	249	542	5	-	[95]
Amprius	SiMaxx HP	400	820	10	10	[54]
Amprius	SiMaxx HE	500	1300	1	1	[54]
Amprius	SiCore PD	370	910	10	10	[96]
Amprius	SiCore BEPD	346	787	1	3	[96]
SionPower	Licerion EV	400	780	-	-	[97]
SionPower	Licerion HE	490	900	-	-	[97]

Marktverfügbare Batteriezellen mit sehr hohen C-Raten werden in Tabelle C.2 aufgeführt. Auch hier handelt es sich um ungeprüfte Herstellerangaben.

Tabelle C.2: Handelsübliche Batterien mit hoher C-Rate 2025

Hersteller	Name	GED in Wh kg ⁻¹	VED in Wh kg ⁻¹	Max. kont. C-Rate (Entladen)	Quelle
GensAce	Advanced G-Tech HV	161	260	100	[98]
Grepow	GRP9075185	151	307	50	[99]
GensAce	Redline 1.0 Hardcase	155	285	130	[100]
GensAce	Redline 2.0 Hardcase	191	368	140	[101]
Gaoneng	4S LiPo	153	280	120	[102]
Dogcom	6S 8000 mAh	151	309	120	[103]

Anhang D Herleitung spezifische Rotorblattbelastung

Zur Beurteilung, ob der Rotor durch eine schwerere Hubschrauberkonfiguration zu stark belastet wird, wird die spezifische Rotorblattbelastung $\frac{C_T}{\sigma}$ herangezogen. Diese setzt sich aus dem Schubbeiwert C_T (siehe Formel D.1) und der Rotorkreisflächendichte σ (siehe Formel D.2) zusammen [67].

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot V_{Tip}^2 \cdot \pi \cdot R^2} = \frac{m \cdot g}{\rho \cdot V_{Tip}^2 \cdot \pi \cdot R^2} \quad (D.1)$$

Der Schubbeiwert setzt sich zusammen aus dem Schub T , welcher in diesem Fall gleich der Gewichtskraft $m \cdot g$ ist, um den Schwebefall zu betrachten. Dabei ist m die maximale Startmasse. Dieser Schub wird mit der Luftdichte ρ auf MSL, der quadrierten Blattspitzengeschwindigkeit V_{Tip}^2 und der Rotorkreisfläche πR^2 normiert. Hierbei wird, wie bei Hubschraubern üblich, auf den Faktor 0,5 verzichtet. Die Rotorkreisflächendichte σ ist definiert über die Anzahl der Rotorblätter n und der Fläche eines Rotorblattes f , welche näherungsweise über die Blatttiefe C mal den Rotorradius R bestimmt werden kann. Normiert wird in diesem Fall auf die Rotorkreisfläche πR^2 .

$$\sigma = \frac{n \cdot f}{\pi \cdot R^2} = \frac{n \cdot c \cdot R}{\pi \cdot R^2} \quad (D.2)$$

Die spezifische Rotorblattbelastung ergibt sich dann gemäß Formel D.3. Dabei kürzt sich die Rotorkreisfläche πR^2 aus dem Term.

$$\frac{C_T}{\sigma} = \frac{\frac{m \cdot g}{\rho \cdot V_{Tip}^2 \cdot \pi \cdot R^2}}{\frac{n \cdot c \cdot R}{\pi \cdot R^2}} = \frac{m \cdot g}{\rho \cdot V_{Tip}^2 \cdot \pi \cdot R^2} \cdot \frac{\pi \cdot R^2}{n \cdot c \cdot R} = \frac{m \cdot g}{\rho \cdot V_{Tip}^2 \cdot n \cdot c \cdot R} \quad (D.3)$$

Zur Bestimmung des Beiwertes werden die in Tabelle D.1 aufgelisteten Größen verwendet.

Tabelle D.1: Werte zur Bestimmung der spezifischen Rotorblattbelastung

Formelzeichen	Einheit	Wert
ρ	kg m^{-3}	1,225
V_{Tip}	m s^{-1}	210
R	m	5,86
c	m	0,341
n	-	5