

Forschungsbericht 2025-22

Multidisziplinäre Simulation zur Bewertung und systemtechnischen Optimierung solarelektrischer Höhenflugzeuge

Andreas Bierig

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

Forschungsbericht 2025-22

Multidisziplinäre Simulation zur Bewertung und systemtechnischen Optimierung solarelektrischer Höhenflugzeuge

Andreas Bierig

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

221 Seiten
118 Bilder
7 Tabellen
208 Literaturstellen



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt



Herausgeber:

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e. V.
Wissenschaftliche Information
Linder Höhe
D-51147 Köln

ISSN 1434-8454
ISRN DLR-FB-2025-22
Erscheinungsjahr 2025

DOI: [10.57676/rcs2-kp35](https://doi.org/10.57676/rcs2-kp35)

Erklärung des Herausgebers

Als Manuskript gedruckt.

Abdruck oder sonstige Verwendung nur nach Absprache mit dem DLR gestattet.

Solarelektrisches Fliegen, Hochfliegende Plattform, Missionssimulation, elektrisches Fliegen

Andreas BIERIG

DLR, Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig

***Multidisziplinäre Simulation zur Bewertung und systemtechnischen Optimierung
solarelektrischer Höhenflugzeuge***

Technische Universität Braunschweig

Dauerhaft flugfähige solarelektrische Höhenflugzeuge bieten eine kostengünstige und umweltfreundliche Alternative zu Satelliten im niedrigen Erdbit. Die Energieversorgung erfolgt ausschließlich durch Sonnenenergie, die tagsüber über Photovoltaikzellen gewonnen und nachts aus Batterien bereitgestellt wird. Trotz internationaler Entwicklungen wurde bislang keine Marktreife erreicht – insbesondere die Verbindung von Leichtbau und Systemzuverlässigkeit bleibt herausfordernd.

Am DLR wird hierfür das Forschungsflugzeug HAP mit 27 m Spannweite und 138 kg Masse entwickelt. Zur Analyse wurde eine modulare Simulationsumgebung aufgebaut, die Sonnenmodell, atmosphärische Daten sowie ein detailliertes Modell des verteilten Antriebsstrangs integriert. Auch thermische Effekte der Batterien und Solarpaneele sowie deren Wechselwirkungen mit der Struktur wurden berücksichtigt.

Mit der Simulation konnte die Missionsfähigkeit des HAP nachgewiesen und ein langandauernder Flug analysiert werden. Untersucht wurde zudem der Einsatz von MPPT zur Leistungssteigerung. Für die auf Kurzmissionen optimierte HAP Plattform zeigte sich ein klarer Nutzen, während bei Langzeitflügen mit optimierter Systemauslegung auf MPPT verzichtet werden kann. Die Ergebnisse unterstützen die Systementwicklung solarelektrischer Höhenflugzeuge.

Solar-electric Flight, High Altitude Platform, mission simulation, electric flight

(Published in German)

Andreas BIERIG

German Aerospace Center (DLR), Institute of Flight Systems, Braunschweig

Multidisciplinary Simulation for the Evaluation and System-Level Optimization of Solar-Electric High-Altitude Aircraft

Technische Universität Braunschweig

Permanently flight-capable solar-electric high-altitude aircraft offer a cost-effective and environmentally friendly alternative to satellites in low Earth orbit. The energy supply is provided exclusively by solar power, which is generated during the day via photovoltaic cells and supplied at night from batteries. Despite international developments, market readiness has not yet been achieved — in particular, the combination of lightweight construction and system reliability remains challenging.

At DLR, the research aircraft HAP, with a wingspan of 27 m and a mass of 138 kg, is being developed for this purpose. A modular simulation environment was created for analysis, integrating a solar model, atmospheric data, and a detailed model of the distributed propulsion system. Thermal effects of the batteries and solar panels, as well as their interactions with the structure, were also taken into account.

With the simulation, the mission capability of the HAP was demonstrated and long-duration flight was analyzed. The use of MPPT (Maximum Power Point Tracking) to enhance performance was also investigated. For the HAP platform, which is optimized for short missions, a clear benefit was observed, while for long-duration flights with an optimized system design, MPPT can be omitted. The results support the system development of solar-electric high-altitude aircraft.

TU Braunschweig – Niedersächsisches
Forschungszentrum für Luftfahrt

Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

Forschungsbericht 2025-13

**Multidisziplinäre Simulation zur Bewertung und
systemtechnischen Optimierung
solarelektrischer Höhenflugzeuge**

Andreas Bierig

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Flugsystemtechnik
Braunschweig

Diese Veröffentlichung wird gleichzeitig in der Berichtsreihe „NFL
- Forschungsberichte“ geführt.

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Dissertation.

**Multidisziplinäre Simulation zur Bewertung und systemtechnischen
Optimierung solarelektrischer Höhenflugzeuge**

Von der Fakultät für Maschinenbau
der Technischen Universität Braunschweig
zur Erlangung der Würde

eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

von: Andreas Bierig
geboren in: Oschatz

eingereicht am: 13.03.2025
mündliche Prüfung am: 04.06.2025

Vorsitz: Prof. Dr.-Ing. Martin Wiedemann
Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Stefan Levedag
Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Peter Hecker

Kurzfassung

Dauerhaft flugfähige solarelektrische Höhenflugzeuge stellen eine kostengünstige und umweltverträgliche Alternative zu Low-Earth-Orbit-Satelliten dar. Die für den kontinuierlichen Flug erforderliche Energie wird dabei ausschließlich von der Sonne bereitgestellt, durch Photovoltaikzellen in elektrische Energie umgewandelt und für die Nacht in wiederaufladbaren Batterien gespeichert.

Verschiedene internationale Entwicklungsaktivitäten, wie beispielsweise der Airbus Zephyr oder der AeroVironment SunGlider, verfolgen das Ziel, derartige Plattformen zu entwickeln und zu vermarkten. Obwohl über mehrere Jahrzehnte hinweg kontinuierliche Fortschritte erzielt wurden, hat bisher kein Projekt die Marktreife erreicht. Die technischen Herausforderungen sind nach wie vor erheblich, insbesondere die Realisierung des notwendigen Leichtbaus in Einklang mit der Zuverlässigkeit der Systeme.

Zur Technologieentwicklung für diese Flugzeuge sowie als Forschungsplattform für Sensorsysteme, die von den Flugzeugen getragen werden, wird am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR) ein solarelektrisches Höhenflugzeug mit der Bezeichnung High Altitude Platform, Version α (HAP- α) entwickelt. Das Flugzeug besitzt eine Spannweite von 27 m sowie eine Masse von 138 kg . Zur Bewertung der Missionsfähigkeit dieses sowie verwandter solarelektrischer Höhenflugzeuge wurde im Rahmen dieser Arbeit eine modulare Simulationsumgebung entwickelt. Sie umfasst ein leistungsfähiges spektrales Sonnenmodell, ein weltweites orts- und zeitabhängiges Atmosphären- und Windmodell sowie das Flugzeug mit einem detaillierten, verteilten Modell des Antriebsstrangs. Die Modellierung des Antriebsstrangs berücksichtigt sämtliche im Flügel verteilten Einzelkomponenten, wie bspw. Batterien und Solarpaneele, sowie deren Zusammenschaltung innerhalb eines elektrischen Netzwerks. Zur Lösung dieses Netzwerks und zur Ermittlung der Spannungen und Ströme der Komponenten wurde ein geeigneter Lösungsalgorithmus entwickelt.

Darüber hinaus wurde eine thermische Modellierung der Solarpaneele und Batterien vorgenommen, einschließlich ihrer Wechselwirkungen mit den Strukturkomponenten in der Nähe ihres Einbauorts. Das Ergebnis ist eine objektorientiert entwickelte, modulare Simulationsumgebung, die alle relevanten Einflüsse integriert und für die Analyse solarelektrischer Höhenflugzeuge genutzt werden kann.

Diese Umgebung wurde verwendet, um die Missionsfähigkeit des Forschungsflugzeugs HAP- α zu demonstrieren sowie, basierend auf einem angepassten Entwurf, einen langandauernden Flug zu simulieren. Das Modellierungskonzept des elektrischen Energiesystems ermöglicht dabei die Untersuchung detaillierter systemtechnischer Fragestellungen.

Exemplarisch wurde die Frage nach dem Nutzen sogenannter Maximum Power Point Tracker (MPPT) als Impedanzwandler zur Optimierung der Energieausbeute der Solarpaneele untersucht. Für das Forschungsflugzeug HAP- α , das auf eine Einsatzhöhe von 20.000 m aufsteigen, dort etwa zwei Stunden verweilen und anschließend zur Ausgangshöhe zurückkehren und landen soll, konnte der Nutzen von MPPT klar aufgezeigt werden.

Für langandauernde Höhenflüge zeigte sich hingegen, dass die Leistungssteigerung durch den Einsatz von MPPT bei entsprechender Auslegung des Flugzeugs marginal sein kann. Anhand eines auf HAP- α basierenden und für langandauernde Flüge modifizierten Flugzeuges wird gezeigt, dass dort auf MPPT verzichtet werden kann. Die Weichen dafür werden früh im Flugzeugentwurf gestellt, da für ein optimales Zusammenwirken der Komponenten im Antriebsstrang unter Verzicht auf MPPT eine sehr gute Abstimmung der Betriebsspannung der Batterien sowie der Solarpaneele unter Berücksichtigung deren Temperatur erfolgen muss.

Die Ergebnisse dieser Arbeit sowie die entwickelte Simulationsumgebung können dabei als Entscheidungshilfe und Analysetool bei der Systementwicklung solarelektrischer Höhenflugzeuge dienen.

Abstract

Permanently flight-capable solar-electric high-altitude aircraft represent a cost-effective and environmentally friendly alternative to low-Earth orbit satellites. The energy required for continuous flight is provided exclusively by the sun, converted into electrical energy via photovoltaic cells, and stored in rechargeable batteries for nighttime operation.

Various international development efforts, such as the Airbus Zephyr or the AeroVironment Sun-glider, aim to develop and commercialize such platforms. Although continuous progress has been made over several decades, no project has reached market maturity yet. The technical challenges remain significant, particularly in achieving the necessary lightweight construction while ensuring system reliability.

To advance the technology of these aircraft and to serve as a research platform for sensor systems carried by such aircraft, the German Aerospace Center (DLR) is developing a solar-electric high-altitude aircraft called HAP- α . The aircraft has a wingspan of 27 meters and a mass of 138 kilograms.

To assess the mission capability of this and related solar-electric high-altitude aircraft, a modular simulation environment was developed as part of this work. This environment includes a high-performance spectral solar model, a global location- and time-dependent atmospheric and wind model, as well as a detailed, distributed model of the aircraft's powertrain. The powertrain modeling considers all individual components distributed across the wing, such as batteries and solar panels, and their interconnection within an electrical network. A suitable algorithm was developed to solve the electrical network related equation system and to determine the voltages and currents of the components.

Additionally, thermal modeling of the solar panels and batteries was carried out, including their interactions with nearby structural components. The result is an object-oriented, modular simulation environment that integrates all relevant influences and can be used for analyzing solar-electric high-altitude aircraft. This environment was used to demonstrate the mission capability of the HAP- α research aircraft and, based on an adapted design, to simulate a long-duration flight. The modeling concept of the electrical energy system enables the investigation of detailed system-related questions.

Exemplarily, the question of the benefits of so-called Maximum Power Point Trackers (MPPT) as impedance converters for optimizing the energy yield of solar panels was investigated. For the research aircraft HAP- α , which is designed to ascend to an operational altitude of 20,000 meters, remain there for approximately two hours, and then return to its starting altitude and land, the advantages of MPPT were clearly demonstrated.

For long-duration high-altitude flights, however, it was shown that the performance gain from using MPPT can be marginal if the aircraft is appropriately designed. Using a modified HAP platform tailored for extended flights, it is demonstrated that MPPT can be omitted in such cases. The foundation for this decision is laid early in the design process, as optimal interaction of the components within the propulsion system without MPPT requires precise coordination of the operating voltage of the batteries and solar panels, considering temperature effects.

The results of this study, along with the developed simulation environment, can serve as a decision-making aid and analysis tool in the system development of solar-electric high-altitude aircraft.

Vorwort

An dieser Stelle möchte ich all jenen danken, die zum Gelingen dieser Dissertation beigetragen haben.

Mein Dank gilt meinem Doktorvater, Herrn Prof. Dr.-Ing. Levedag, für die stets konstruktive Begleitung, die wertvollen wissenschaftlichen Impulse und das in mich gesetzte Vertrauen. Ebenso danke ich Herrn Prof. Dr.-Ing. Hecker für die Übernahme des Zweitgutachtens. Herrn Prof. Dr.-Ing. Wiedemann danke ich für die Übernahme des Vorsitzes der Prüfungskommission.

Diese Dissertation ist parallel zu meiner Tätigkeit als Abteilungsleiter entstanden – eine Herausforderung, die ohne die Unterstützung meines Teams nicht zu bewältigen gewesen wäre. Ich danke den Mitarbeiterinnen und Mitarbeitern der Abteilung Sichere Systeme und Systems Engineering für ihr Verständnis und ihr Engagement. Dadurch hatte ich die notwendige Zeit und Konzentration für die wissenschaftliche Arbeit.

Mein besonderer Dank gilt Frau Nina Stiller, deren zuverlässige und engagierte Unterstützung als Projektassistentin die administrative Leitung der Abteilung überhaupt erst möglich gemacht hat.

Ebenso danke ich insbesondere Herrn Patrick Gallun und Herrn Daniel Ackermann für ihre wertvolle Unterstützung bei der Vorbereitung und Durchführung der wissenschaftlichen Experimente. Ohne ihren Einsatz wären viele zentrale Ergebnisse dieser Arbeit nicht realisierbar gewesen.

Für das gewissenhafte Korrekturlesen danke ich Herrn Prof. Dr.-Ing. Harro von Viebahn. Herrn Prof. Dr.-Ing. Umut Durak danke ich für die wertvollen Diskussionen und Anregungen.

Mein tief empfundener Dank gilt meiner Partnerin Verena Effenberger. Sie hat mir den Rücken gestärkt und den Freiraum gegeben, mich auf diese Arbeit zu konzentrieren.

Schließlich danke ich meinen Eltern von Herzen für ihre beständige Unterstützung und Ermutigung – nicht nur während der Entstehung dieser Arbeit.

Inhaltsverzeichnis

Kurzfassung	iii
Abstract	v
Vorwort	vii
Abbildungsverzeichnis	xi
Tabellenverzeichnis	xv
Glossar	xvii
Lateinische Symbole	xix
Griechische Symbole	xxvii
Konstanten	xxxiii
1 Einführung in die Problemstellung	1
1.1 Solarelektrische Luftfahrzeuge als Alternative zu Satelliten in niedrigen Erdumlaufbahnen	1
1.2 Entwicklungsgeschichte solarelektrischer Höhenflugzeuge	3
1.3 Aktuelle Entwicklungen und Forschungsbedarf für solarelektrische Flugzeuge	7
1.4 Thesen und wissenschaftliche Fragestellungen der Arbeit	12
1.5 Aufbau der Arbeit	14
2 Hochfliegende Plattform - Das solarelektrische Experimentalhöhenflugzeug des DLR	17
2.1 Projektübersicht	17
2.2 Technische Beschreibung des Luftfahrzeugs	20
2.3 Höhenflugmission	22
3 Beschreibung der Simulationsumgebung	25
3.1 Übersicht zur simulativen Bewertung der Missionsfähigkeit von Luftfahrzeugen	25
3.2 Objektorientierter Aufbau der Simulationsumgebung	26
3.3 Ablauf des Simulationsprozesses	30
3.4 Koordinatensysteme und -konventionen	31
4 Modellierung der Umwelt	35
4.1 Modellierung der Atmosphäre	35
4.2 Modellierung der Strahlungsleistung der Sonne	39
4.2.1 Berechnung des Sonnenstandes	39
4.2.2 Strahlungsmodell der Sonne	41
4.2.2.1 Grundlegende Betrachtungen	41
4.2.2.2 Das SMARTS2 Strahlungsmodell	44
4.2.2.3 Relevante Limitierungen des SMARTS2 Strahlungsmodells und deren Berücksichtigung	47
4.2.2.4 Integration des Strahlungsmodells in die Simulationsumgebung	49
4.2.3 Ausgewählte Daten des Sonnenmodells	51
4.3 Modellierung der emittierten Strahlung von Erde und Atmosphäre	54

5	Modellierung der Flugleistung	57
5.1	Modellierung der Flugbahngeometrie	57
5.1.1	Ablauf der Flugbahnberechnung	57
5.1.2	Flugbahnelemente	58
5.1.3	Inkrementelle Flugbahnberechnung unter Windeinfluss	61
5.1.3.1	Optimale Flugbahnen	61
5.1.3.2	Berechnung von Trackpunkten	63
5.1.3.3	Windkompensation und Bahnwinkelberechnung	66
5.1.3.4	Berechnung des inkrementellen Wegsegmentes	68
5.1.4	Globale Flugbahnen	72
5.2	Modellierung der Flugleistung des Luftfahrzeugs	74
5.2.1	Prozess der Flugzustandsberechnung	74
5.2.2	Steig- und Kurvenflug	75
5.2.3	Bereitstellung der aerodynamischen Beiwerte	78
5.2.4	Modellierung des Propellers	83
5.2.5	Berücksichtigung von Limitierungen	85
6	Modellierung des Antriebsstrangs	89
6.1	Umfang des Antriebsstranges	89
6.2	Modellierung der Leistungsflüsse	89
6.3	Modellierung der Solarpaneele	95
6.3.1	Modellierung der Solarpaneele ohne Leistungsmaximierung	95
6.3.2	Maximierung der elektrischen Leistung durch MPPT	100
6.4	Modellierung der elektrischen Antriebsmotoren	101
6.5	Modellierung der Batterien	104
6.6	Modellierung allgemeiner Verbraucher	110
6.7	Modellierung des Thermalverhaltens	110
6.7.1	Hintergrund und Motivation zur Simulation thermaler Aspekte	110
6.7.2	Modellierungskonzept zur Simulation des Thermalverhaltens	112
6.7.3	Diskretisierung des Flügelquerschnitts	114
6.7.4	Modellierung der Wärmeströme	115
6.7.4.1	Wärmeübertragung durch Strahlung	115
6.7.4.2	Wärmeübertragung durch Konvektion	118
6.7.4.3	Wärmeübertragung durch Wärmeleitung	121
6.7.5	Thermalgleichungssystem	121
6.7.6	Ermittlung von Geometrieparametern und Kenngrößen	123
6.7.6.1	Ermittlung der Wärmeleitfähigkeit der Batteriedämmung	123
6.7.6.2	Ermittlung der strahlungsrelevanten Parameter der Oberflächen	128
6.7.6.3	Berechnung der Sichtfaktoren im Flügelkompartiment	129
6.7.6.4	Berechnung des Sichtfaktors der Erde zu einem Paneel	132
7	Simulation und Analyse von Flugmissionen	135
7.1	Höhenflugmission in ESRANGE	135
7.2	Globale Flugmission	150
7.3	Diskussion der Ergebnisse	169
8	Zusammenfassung und Ausblick	173
8.1	Zusammenfassung der Ergebnisse	173
8.2	Ausblick auf weiterführende Arbeiten	174
	Literatur	175

Abbildungsverzeichnis

1	Vereinfachte Darstellung der Umweltbedingungen für den Betrieb hochfliegender Solarplattformen	2
2	Astro Flight Sunrise I und AeroVironment Gossamer Penguin	3
3	AeroVironment Pathfinder „Plus“ und Helios	4
4	Airbus Zephyr 8/S und BAE PHASA-35	6
5	KARI EAV-3 und DLR Solitair	7
6	Kreuzflügelkonfigurationen (a) sowie Klappflügelkonfigurationen (b) mit vertikalen Solarpaneelen	9
7	Evolution der Energiedichte von Sekundärzellen [71]	11
8	Evolution der Effizienz verschiedener Solarzellentechnologien [74]	12
9	Das Luftfahrzeug HAP- α	17
10	Entwurfsmodell des Luftfahrzeugs HAP- α	18
11	Die Teststruktur des Versuchsflügels des Luftfahrzeugs HAP- α	19
12	Dreiseitenriss des Luftfahrzeugs HAP- α	20
13	Die Luftsperrgebiete ES R01 (hellblau) sowie ES R01A (dunkelblau) von European Space and Sounding Rocket Range (ESRANGE) [85]	22
14	Flughöhe der Höhenflugmission von HAP- α über ESRANGE	23
15	Höhenflugmission von HAP- α illustriert mit Google Earth Pro [86]	23
16	Klassendiagramm der Simulationsumgebung	27
17	Ablaufplan des Simulationsprozesses	30
18	Verwendete Koordinatensysteme und deren Lagewinkel	31
19	Charakteristische Windgeschwindigkeiten von NASA Earth-GRAM 2007	37
20	Charakteristische Temperaturen von NASA Earth-GRAM 2007	38
21	Erforderliche Winkel zur Berechnung des Sonnenstandes unter Annahme einer kugelförmigen Erde	39
22	Sonnenstandsdiagramm für $\phi = 52^\circ 16' N$ (Braunschweig) und $h_a = 20 \text{ km}$	41
23	Spektrum der Sonnenstrahlung für $AM = 0$ und $AM = 1,5$ sowie das Spektrum der Strahlung eines sonnenäquivalenten schwarzen Körpers	42
24	Direkte und diffuse Strahlung der Sonne	43
25	Effizienz der MicroLink Triple Junction Solarzelle in Abhängigkeit der Höhe der Empfängerfläche (links) und in Abhängigkeit des Zenitwinkels der Sonne (rechts)	44
26	Ausrichtung eines Solarpanels zur Sonne	45
27	Interpolation des gestreuten Leistungsdichtespektrums für große Paneelneigungen	48
28	Negative Elevation der Sonne bei Höhenflügen	49
29	Spektrum und Leistungsdichte der solaren Strahlung für verschiedene Bedingungen	52
30	Täglich verfügbare Strahlungsenergie der Sonne bei vollständiger Nachführung der Empfängerfläche	53
31	Täglich verfügbare Strahlungsenergie der Sonne für eine horizontal ausgerichtete Empfängerfläche	53
32	Approximation des kurzwelligen extraterrestrischen Sonnenspektrums sowie der langwelligen Abstrahlung der Erde, jeweils unter der Annahme schwarzer Strahler	54
33	Emissivität der Erdoberfläche nach [126]	56
34	Ablauf der Berechnung der Flugbahn	58
35	Beispiel für Wegpunktmuster mit drei Wegpunkten und vorgegebenen Anflugkursen	59
36	Konstruktion eines ovalen Flugbahnelementes	60
37	Konstruktion eines achtförmigen Flugbahnelementes	61
38	Optimale Pfade unter Berücksichtigung minimaler Kurvenradien für festgelegte Kurse am Anfangs- und Endpunkt nach Dubins	62

39	Geometrische Größen zur Berechnung des Track-Punktes \mathbf{P}_T beim Anflug eines Wegpunkts auf einem Radial mit dem Kurs χ_D	63
40	Geometrische Größen zur Berechnung des Track-Punktes \mathbf{P}_T beim Flug auf einem Kreis	66
41	Windkorrektur des anvisierten Trackpunkts über einen modifizierten Relaxed Dubins Path	67
42	Anflug des windkorrigierten Trackpunkts	69
43	Orthodrome und Loxodrome als Verbindung von zwei Punkten auf der Erdoberfläche	73
44	Berechnung der neuen Position über der runden Erde	74
45	Ablauf der Berechnung der Antriebsleistung	75
46	Auf das Flugzeug wirkende Kräfte beim kombinierten Steig- und Kurvenflug	76
47	Fehler der Berechnung von Auftriebsbeiwert und Schub bei kleinen Schubanstellwinkeln	78
48	Berechnungsprozess der aerodynamischen Beiwerte	79
49	Profilgeometrie und -polaren für unterschiedliche Reynolds Zahlen für das MH139R2	80
50	Illustration des Athena Vortex Lattice (AVL) Modells für verschiedene V_{EAS}	81
51	Mit AVL berechnete Auftriebsverteilung für $V_{EAS} = 11 \text{ m/s}$ und $C_L = 0,508$	81
52	Effizienz (links) und Schub sowie Leistungsbeiwert (rechts) eines Propellers des Flugzeugs HAP- α	84
53	Zulässiger Geschwindigkeitsbereich des DLR Luftfahrzeugs HAP- α	85
54	Erreichbarer Bereich von Flugpfadwinkeln des DLR Luftfahrzeugs HAP- α	86
55	Minimale Kurvenradien und maximale Wenderaten für ein maximales Lastvielfaches von $n_{g,max} = 1,1$	87
56	Einfache elektrische Masche	90
57	Ermittlung des fließenden Stromes der einfachen Masche	90
58	Typische Netzwerkstruktur des elektrischen Energiesystems eines solarelektrischen Höhenflugzeuges	92
59	Spannungsanpassung über der Masche	93
60	Transformation der Spannungsbasis einer Kennlinie	94
61	Halbstrang eines Photovoltaikzellen-Stranges mit 12 Tandem-Zellen des Herstellers MircoLink Devices, Inc.	95
62	Ein-Dioden-Modell einer Photovoltaikzelle	96
63	Externe Quanteneffizienz und spektrale Empfindlichkeit der MicroLink Devices, Inc. Triple Junction Zelle	97
64	Winkel der Solarpaneele am Luftfahrzeug	97
65	Erststzschaltbild eines Solarpaneels	98
66	Anpassung der Kennlinie der Photovoltaikzelle auf den geringsten Kurzschlussstrom	99
67	Ermittlung der Kennlinie bei Nutzung eines MPPT	100
68	Teststand zur Charakterisierung des elektrischen Antriebsmotors	102
69	Kennlinie und Wirkungsgrad des elektrischen Antriebsmotors	103
70	Ermittlung der Strom-Spannungs-Kurve des Flugantriebs	104
71	Ersatzschaltbilder von Batteriemodellen unterschiedlicher Modellierungstiefe [179] .	105
72	Vergleich von Messdaten mit dem Simulationsmodell für $T_{bat} = 0^\circ$	106
73	Batteriekennfeld der aus Samsung INR21700-50E-Zellen bestehenden Batterie von HAP- α bei einer Temperatur von $T_{bat} = 20^\circ C$	108
74	Interne Strom-Spannungs-Kurven der Batterie in Abhängigkeit des Schaltzustandes der Heizung	109
75	Modifikation der Strom-Spannungs-Kurve für eine Batterie bei Erreichen der Ladeschlussspannung	109
76	Konstruktion des Flügels von HAP- α	112
77	Wärme Flüsse eines Flügelkompartiments	114

78	Diskretisierung des Flügelquerschnittes in einzelne Paneele	115
79	Anteile der Helligkeit einer Fläche in einem abgeschlossenen Raum	117
80	Testaufbau des Thermaltests der Batterie in der Vakuum-Thermalkammer	124
81	Temperaturmesswerte der Batterie in der Vakuum-Thermalkammer	125
82	Aus den Messerwerten ermitteltes Kennfeld der Wärmeleitfähigkeit in Abhängigkeit der Außentemperatur der Batterie	126
83	Vergleich Modell- und Testdaten des Batterie-Thermal-Models	127
84	Optische Koeffizienten der Tedlar® Bespannfolie des Flügels für den Bereich des solaren Strahlungsspektrums	128
85	Die Methode der gekreuzten Strahlen nach Hottel [207]	130
86	Berechnung der Sichtlinien im Flügelquerschnitt	131
87	Diskretisierung des Flügelquerschnittes zur Modellierung des Thermalverhaltens . .	132
88	Berechnung des Sichtfaktors eines geneigten Paneels zur Erde	133
89	Belegung der linken Flügelhälfte von HAP- α mit Photovoltaikzellen	135
90	Konfiguration des elektrischen Netzwerks des Antriebsstrangs von HAP- α	136
91	Trajektorie des simulierten Höhenfluges von HAP- α	137
92	Temperaturen des Flügelkompartiments LH4 beim Höhenflug von HAP- α	138
93	Elevation, Azimut und direkte Strahlungsleistung der Sonne beim Höhenflug von HAP- α	140
94	Höhe, Geschwindigkeit und Bahnwinkel beim Höhenflug von HAP- α	141
95	Steuerkurs, Nickwinkel und Rollwinkel beim Höhenflug von HAP- α	142
96	Auftriebsbeiwert, Widerstandsbeiwert und Reynolds-Zahl beim Höhenflug von HAP- α	143
97	Drehmoment, Drehzahl und Schub des linken Propellers beim Höhenflug von HAP- α	144
98	Klemmspannung, Klemmstrom und elektrische Leistungsaufnahme des linken Flug- antriebs beim Höhenflug von HAP- α	145
99	Spannung, Strom sowie empfangene solare Strahlungsleistung der linken Solarpaneele beim Höhenflug von HAP- α	146
100	Spannung, Strom sowie Ladezustand der linken Batterien beim Höhenfluges von HAP- α	147
101	Temperaturen der Batterie LH4, des Solarpaneels LH4 sowie der Innenluft des Flü- gelkompartiments LH3 beim Höhenfluges von HAP- α	148
102	Vergleich Spannung und Strom des Solarpaneels LH4 sowie des Ladezustandes der Batterie LH4 mit und ohne MPPT beim Höhenflug von HAP- α	149
103	Globale Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs	150
104	Belegung der linken Flügelhälfte des modifizierten HAP-Flugzeugs mit Photovolta- ikzellen	151
105	Details des globalen Flugs des modifizierten HAP-Flugzeugs	153
106	Trajektorie des Aufstiegs beim globalen Flug des modifizierten HAP-Flugzeugs . . .	154
107	Konfiguration des elektrischen Netzwerks des Antriebsstrangs des modifizierten HAP-Flugzeugs	155
108	Temperaturen des Flügelkompartiments LH4 beim globalen Flug des modifizierten HAP-Flugzeugs	156
109	Elevation, Azimut und direkte Strahlungsleistung der Sonne bei der globalen Flug- mission des modifizierten HAP-Flugzeugs	159
110	Höhe, Geschwindigkeit und Bahnwinkel bei der globalen Flugmission des modifizier- ten HAP-Flugzeugs	160
111	Auftriebsbeiwert, Widerstandsbeiwert und Reynolds-Zahl bei der globalen Flugmis- sion des modifizierten HAP-Flugzeugs	161
112	Drehmoment, Drehzahl und Schub des linken Propellers bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs	162

113	Klemmspannung, Klemmstrom und elektrische Leistungsaufnahme des linken Propellers bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs	163
114	Spannung, Strom sowie empfangene solare Strahlungsleistung der linken Solarpaneele bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs	164
115	Spannung, Strom sowie Ladezustand der linken Batterien bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs	165
116	Temperaturen der Batterie LH2, des Solarpaneels LH2 sowie der Innenluft des Flügelkompartiments LH2 bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs	166
117	Vergleich Spannung und Strom des Solarpaneels LH2 sowie des Ladezustandes der Batterie LH2 mit und ohne MPPT bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs	167
118	Vergleich Spannung und Strom des Solarpaneels LH2 sowie des Ladezustandes der Batterie LH2 mit und ohne MPPT und modifizierter Batterie bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs	168

Tabellenverzeichnis

1	Technische Daten des Luftfahrzeugs HAP- α	21
2	Klassenbeschreibung der Simulationsumgebung	28
3	Diskretisierung der Lookup Tabelle des Atmosphärenmodells	35
4	Diskretisierung der Lookup Tabelle des Sonnenmodells	50
5	Zusatzwiderstände durch Anbauteile an HAP- α	83
6	Optische Parameter der im Flügelkompartiment verwendeten Materialien HAP- α . .	129
7	Technische Daten des modifizierten HAP-Flugzeugs	152

Glossar

Abkürzung	Beschreibung
AEST	Australian Eastern Standard Time
AVL	Athena Vortex Lattice
BMS	Battery Management System
CFD	Computational Fluid Dynamics
COSPAR	Committee on Space Research
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
ESRANGE	European Space and Sounding Rocket Range
FORTRAN	FORmula TRANslation
GaAs	Galliumarsenid
GaInAs	Galliumindiumarsenid
GaInP	Galliumindiumphosphid
GRAM	Global Reference Atmospheric Model
HAP- α	High Altitude Platform, Version α
ICAO	International Civil Aviation Organization
ISA	International Civil Aviation Organization (ICAO) Standard Atmosphäre
ISO	International Organization for Standardization
MACS	Modular Airborne Camera System
MATLAB®	MATrix LABoratory
MPPT	Maximum Power Point Tracker
NASA	National Aeronautics and Space Administration
SMARTS2	Simple Model of the Atmospheric Radiative Transfer of Sunshine, Version 2
SysML	Systems Modeling Language
U.S.	United States
UHF	Ultra High Frequency
UML	Unified Modeling Language
UTC	Universal Time Coordinated
VLM	Vortex Lattice Methode
WGS-84	World Geodetic System - 1984

Lateinische Symbole

Symbol	Beschreibung	Einheit
AM	Vom Sonnenstrahl durchdrungene Luftmasse	—
A_{bat}	Oberfläche der Isolation der Batterie	m^2
A_b	Schnittfläche eines Körpers	m^2
$A_{c,ac}$	Schnittfläche des Flügel-Kompartiments	m^2
$A_{c,as}$	Schnittfläche des Holms in der Flügel-Kompartiment-Ebene	m^2
$A_{c,bat}$	Schnittfläche der Batterie in der Flügel-Kompartiment-Ebene	m^2
A_{ph}	Fläche einer Photovoltaikzelle	m^2
A_p	Oberfläche eines Paneels	m^2
$C_{L,0}$	Widerstandsbeiwert bei Nullauftrieb	—
$C_{D,add}$	Zusatzwiderstandsbeiwert der Anbauteile des Flugzeugs	—
$C_{D,fus}$	Widerstandsbeiwert des Rumpfes des Flugzeugs	—
$C_{D,i}$	Beiwert des induzierten Widerstandes des Flugzeugs	—
$C_{D,pf}$	Beiwert des Profilwiderstandes des Flugzeugs	—
C_D	Widerstandsbeiwert des Flugzeugs	—
$C_{L,max}$	Maximaler Auftriebsbeiwert des Flugzeugs	—
C_L	Auftriebsbeiwert des Flugzeugs	—
C_f	Reibungswiderstand einer flachen Platte	—
D_{pr}	Durchmesser eines Propellers	m
D	Widerstandskraft des Luftfahrzeuges	N
\mathbf{E}_{bn}	Vektor der Leistungsdichte der direkten Sonnenstrahlung in der Atmosphäre der Erde	W/m^2
EQE_λ	Externe Quanteneffizienz einer Photovoltaikzelle	—
\bar{E}_{0bn}	Leistungsdichte der extraterrestrischen Strahlungsintensität der Sonne für einen Abstand Sonne zu Erde von 149.597.870 km	W/m^2
$E_{0bn\lambda}$	Extraterrestrische Strahlungsintensität der Sonne für den aktuellen Erdbestand	$W/m^2/nm$
E_{0bn}	Leistungsdichte der extraterrestrischen Strahlungsintensität der Sonne für den aktuellen Erdbestand	W/m^2
\mathbf{E}_{ba}	Vektor der transmittierten Strahlungen	W/m
$E_{bn\lambda}$	Leistungsdichtespektrum der direkten solaren Strahlung	$W/m^2/nm$
E_{bn}	Leistungsdichte der direkten Sonnenstrahlung in der Atmosphäre der Erde	W/m^2
$E_{d\lambda}$	Leistungsdichtespektrum der Summe der diffusen solaren Strahlung	$W/m^2/nm$
\mathbf{E}_{em}	Vektor der emittierten Strahlungen	W/m
E_{em}	Emittierte Strahlungsleistung eines Körpers	W
E_λ	Leistungsdichtespektrum der gesamten wirksamen solaren Strahlung an einem bestimmten Ort in der Atmosphäre	$W/m^2/nm$
$E_{lw,a}$	Leistungsdichte der langwelligen Atmosphärischen Ausstrahlung	W/m^2
$E_{lw,e}$	Leistungsdichte der langwelligen Ausstrahlung des Erdkörpers	W/m^2
E_{pbn}	Leistungsdichte der direkten Sonnenstrahlung in der Atmosphäre der Erde auf eine Empfängerfläche	W/m^2
$E_{p\lambda}$	Leistungsdichtespektrum der für eine Empfängerfläche wirksamen solaren Strahlung	W/m^2
E_{pr}	Leistungsdichte der reflektierten Sonnenstrahlung in der Atmosphäre der Erde auf eine Empfängerfläche	W/m^2

Symbol	Beschreibung	Einheit
E_{ps}	Leistungsdichte der gestreuten Sonnenstrahlung in der Atmosphäre der Erde auf eine Empfängerfläche	W/m ²
E_p	Leistungsdichte der für eine Empfängerfläche wirksamen solaren Strahlung	W/m ²
E_r	Leistungsdichte der reflektierten Sonnenstrahlung in der Atmosphäre der Erde	W/m ²
$E_{s\lambda}$	Leistungsdichtespektrum der gestreuten solaren Strahlung	W/m ² /nm
E_s	Leistungsdichte der gestreuten Sonnenstrahlung in der Atmosphäre der Erde	W/m ²
E'_{ab}	Absorbierte Strahlungsleistung eines Körpers pro Längeneinheit	W/m
$E'_{ba,i}$	Leistung der auf die Rückseite der Oberfläche i treffenden Strahlung pro Längeneinheit	W/m
$E'_{em,i}$	Emittierte Strahlungsleistung des Körpers i pro Längeneinheit	W/m
E'_{em}	Emittierte Strahlungsleistung eines Körpers pro Längeneinheit	W/m
E'_i	Leistung der Bestrahlung der Oberfläche i pro Längeneinheit	W/m
$E'_{lw,ap,i}$	Leistung der Bestrahlung des Flügelpaneels i mit langwelliger Wärmestrahlung bezogen auf die Paneellänge	W/m
$E'_{lw,a}$	Leistung der atmosphärischen Strahlung auf ein Paneel bezogen auf die Paneellänge	W/m
$E'_{lw,bp,i}$	Leistung der Bestrahlung des Batteriepaneels i mit langwelliger Wärmestrahlung bezogen auf die Paneellänge	W/m
$E'_{lw,e}$	Leistung der Strahlung der Erde auf ein Paneel bezogen auf die Paneellänge	W/m
$E'_{lw,sp,i}$	Leistung der Bestrahlung des Holmpaneels i mit langwelliger Wärmestrahlung bezogen auf die Paneellänge	W/m
$E'_{lw,sp,i}$	Leistung der Bestrahlung des Holmpaneels i von der Innenseite mit langwelliger Wärmestrahlung bezogen auf die Paneellänge	W/m
E'_p	Solare Einstrahlung auf ein Paneel bezogen auf die Paneellänge	W/m
$E'_{sw,ap,i}$	Leistung der Bestrahlung des Flügelpaneels i mit kurzwelliger solare Strahlung bezogen auf die Paneellänge	W/m
$E'_{sw,bp,i}$	Leistung der Bestrahlung des Batteriepaneels i mit kurzwelliger solare Strahlung bezogen auf die Paneellänge	W/m
$E'_{sw,sp,i}$	Leistung der Bestrahlung des Holmpaneels i mit kurzwelliger solare Strahlung bezogen auf die Paneellänge	W/m
$\underline{\mathbf{F}}$	Matrix der Sichtfaktoren	—
\overline{F}_C	Zentrifugalkraft des Luftfahrzeuges beim Kurvenflug	N
$F_{T,p}$	Schubkraft eines Propellers	N
F_T	Schubkraft des Luftfahrzeuges	N
F_W	Gewichtskraft des Luftfahrzeuges	N
$F_{ap,i,E}$	Sichtfaktors des Flügelpaneels i auf die Erde	—
$F_{i,j}$	Sichtfaktor der Fläche i auf die Fläche j	—
$F_{p,E}$	Sichtfaktors eines Paneels auf die Erde	—
Gr	Grashof-Zahl	—
\mathbf{H}	Vektor der Helligkeiten bezogen auf die Länge der einzelnen Flächen	W/m
$H_{p,E}$	Hilfsgröße für die Berechnung des Sichtfaktors eines Paneels auf die Erde	—
H'_i	Helligkeit der Oberfläche i pro Längeneinheit	W/m
I_0	Sättigungsstrom der Diode der Photovoltaikzelle in Sperrrichtung	A
I_{MPPT}	Strom am Ausgang eines Maximum Power Point Trackers	A

Symbol	Beschreibung	Einheit
$I_{bat,c}$	Strom einer Batterie-Zelle	A
$I_{bat,h}$	Stromfluss im Heizwiderstand einer Batterie	A
I_{bat}	Strom einer Batterie	A
$I_{mot,it}$	Klemmstrom eines elektrischen Motors hinter dem Wechselrichter	A
I_{mot}	Strom am Eingang des Motorreglers eines elektrischen Motors	A
I_{pc}	Strom einer Photovoltaikzelle	A
$I_{ph,sp}$	Kurzschlussstrom eines Solarpaneels	A
I_{ph}	Durch solare Einstrahlung möglicher Kurzschlussstrom einer Photovoltaikzelle	A
I_{slv}	Ermittelte Lösung eines Stroms für ein Element eines elektrischen Netzwerkes	A
I_{sp}	Strom eines Solarpaneels	A
I'_{bat}	Modifizierter Strom einer Batterie	A
I	Elektrischer Strom allgemein	A
J	Fortschrittsgrad des Propellers	—
K_D	Faktor Induzierter Widerstand	—
K_{FF}	Formfaktor zur Berücksichtigung des Druckwiderstandes	—
$K_{L,0}$	Vorhalt zur Berechnung des Trackpunkts auf einem Radial	m
K_L	Vorhalt zur Berechnung des Trackpunkts auf einem Radial	m
K_T	Strecke zwischen aktueller Position und Trackpunkt	m
K_{\parallel}	Pareller Abstand des Flugzeugs zu einem Wegpunkt bezogen auf das Anflugradial	m
K_{\perp}	Vertikaler Versatz des Flugzeugs zu einem Anflugradial oder Bogen	m
$K_{wsp,M}$	Senkrechter Abstand Holmpaneel zu Holmmittelpunkt	m
L_M	Abstand der Kreismittelpunkte M_A und M_B der Flugbahnelemente Oval oder Acht	m
$L_{ap,i}$	Länge des Flügelpaneels i	m
L_{ap}	Länge eines Paneels der Flügelprofilannäherung	m
L_{bat}	Länge einer Batterie	m
L_{bp}	Länge eines Batterie Paneels	m
$L_{p,i}$	Länge des Paneels i	m
L_p	Länge eines Paneels	m
L_{ref}	Referenzlänge der aerodynamischen Beiwerte	m
L_{sp}	Länge eines Holmpaneels	m
L_{wsp}	Länge eines Paneels der Paneelapproximation des Flügelholms	m
$L_{xp,i}$	Länge der Schnittlinie der Fläche i eines Flügelpaneels	m
L	Auftriebskraft des Luftfahrzeuges	N
\mathbf{M}	Vektor des Mittelpunkts eines Kreises	m
\mathbf{M}_A	Vektor des Mittelpunkts des Kreises A der Flugbahnelemente Oval oder Acht im geodätischen Koordinatensystem	m
\mathbf{M}_B	Vektor des Mittelpunkts des Kreises B der Flugbahnelemente Oval oder Acht im geodätischen Koordinatensystem	m
M_{mot}	Drehmoment eines elektrischen Motors	V
\mathbf{M}_n	Vektor des Mittelpunkts des negativen Wendekreises	m
\mathbf{M}_p	Vektor des Mittelpunkts des positiven Wendekreises	m
M_{pr}	Wellendrehmoment eines Propellers	—
$N_{A,j}$	Anzahl diskreter Flächen des auftriebserzeugenden Bauteils j des Flugzeugs	—
N_A	Anzahl auftrieberzeugender Bauteile des Flugzeugs	—

Symbol	Beschreibung	Einheit
Nu_{lam}	Nußelt-Zahl für laminar ausgeprägte Grenzschichten	—
Nu_{turb}	Nußelt-Zahl für turbulent ausgeprägte Grenzschichten	—
Nu	Nußelt-Zahl	—
$\mathbf{P}_{0,xp,i}$	Anfangspunkt der Verbindungslinie zwischen zwei Diskretisierungspunkten verschiedener Paneele	m
$\mathbf{P}_{0,xp,i}$	Anfangspunkt der Schnittlinie der Fläche i eines Flügelpaneels	m
\mathbf{P}	Vektor der aktuellen Position des Flugzeugs	m
\mathbf{P}_D	Vektor eines Wegpunkts	m
\mathbf{P}_T	Vektor des aktuellen Trackpunkts	m
$\mathbf{P}_{T,W}$	Vektor des windkompensierten Trackpunkts	m
$\mathbf{P}_{ap,0}$	Anfangspunkt eines Flügelpanles am Flügelprofil	rad
$\mathbf{P}_{ap,t}$	Tangentenpunkt eines Flügelpaneels am Flügelprofil	rad
$P_{h,bat}$	Einer Batterie zugeführte Heizleistung	W
$P_{mot,el}$	Elektrische Leistungsaufnahme des Motorreglers eines elektrischen Motors	W
$P_{mot,mech}$	Mechanische Leistung eines elektrischen Motors	W
P_{pr}	Mechanische Leistungsaufnahme eines Propellers	—
$P_{sp,max}$	Maximal erzeugbare elektrische Leistung eines Solarpaneels unter gegebenen Einstrahlbedingungen	W
Pr	Prandtl-Zahl	—
P	Aktuellen Position des Flugzeugs	m
$\dot{Q}_{bat,el}$	Der Batterie aufgrund elektrischer Verluste zugeführter Wärmestrom	W
\dot{Q}'_b	Einem Körper pro Längeneinheit zugeführte Wärme	J/m
$\dot{Q}'_{cd,i}$	Wärmestrom aufgrund von Wärmeleitung durch ein Paneel i, bezogen auf die Paneellänge	W/m
$\dot{Q}'_{cv,i}$	Wärmestrom aufgrund von Konvektion am Paneel i, bezogen auf die Paneellänge	W/m
$\dot{Q}'_{rd,i}$	Zugeführter Wärmestrom aufgrund von Strahlung bezogen auf die Paneellänge	W/m
$\underline{\underline{\mathbf{R}}}^{AG}$	Transformationsmatrix der Vektordarstellung vom geodätischen ins flugzeugfeste Koordinatensystem	—
R_A	Radius des Kreises A der Flugbahnelemente Oval oder Acht	m
R_B	Radius des Kreises B der Flugbahnelemente Oval oder Acht	m
$\underline{\underline{\mathbf{R}}}^{CA}$	Transformationsmatrix der Vektordarstellung vom flugzeugfesten Koordinatensystem ins Koordinatensystem eines Kompartiments	—
$\underline{\underline{\mathbf{R}}}^{ES}$	Transformationsmatrix der Vektordarstellung vom sonnenfesten ins erdfeste Koordinatensystem	—
$\underline{\underline{\mathbf{R}}}^{GE}$	Transformationsmatrix der Vektordarstellung vom erdfesten ins geodätische Koordinatensystem	—
$\underline{\underline{\mathbf{R}}}^{PC}$	Transformationsmatrix der Vektordarstellung vom Koordinatensystem eines Kompartiments C ins Koordinatensystem eines zum Kompartiment gehörenden Paneels	—
$\underline{\underline{\mathbf{R}}}^{PG}$	Transformationsmatrix der Vektordarstellung vom geodätischen ins paneelfeste Koordinatensystem	—
$R_{T,min}$	Minimaler Wendekreisradius des Luftfahrzeuges	m
R_T	Radius des Wendekreises innerhalb eines Simulationsschrittes	m
R_{mot}	Wicklungswiderstand eines elektrischen Motors	Ω
$R_{pc,p}$	Parallelwiderstand einer Photovoltaikzelle	Ω
$R_{pc,s}$	Serienwiderstand einer Photovoltaikzelle	Ω

Symbol	Beschreibung	Einheit
R_r	Proportionalitätsfaktor zur Berechnung des Beitrags der reflektierten Strahlung zur Gesamteinstrahlung auf ein Paneel	—
R_s	Wellenlängenabhängiger Proportionalitätsfaktor zur Berechnung des Beitrags der gestreuten Strahlung zur Gesamteinstrahlung auf ein Paneel	—
R_{ws}	Außenradius des Flügelholmes	m
Ra	Rayleigh-Zahl	—
Re	Reynolds-Zahl	—
R	Radius eines Kreisbogens	m
$S_{A,n}$	Streckenanteil des Bogens eines Pfades über den negativen Wendekreis	m
$S_{A,p}$	Streckenanteil des Bogens eines Pfades über den positiven Wendekreis	m
$S_{L,n}$	Linearer Streckenanteil eines Pfades über den negativen Wendekreis	m
$S_{L,p}$	Linearer Streckenanteil eines Pfades über den positiven Wendekreis	m
S_O	Länge einer Orthodrome von der aktuellen Position zu einer Zielposition	m
S_g	Abstand zwischen der aktuellen Position und einer Zielposition	m
S_λ	Spektrale Sensitivität einer Photovoltaikzelle	A/W
S_n	Länge des Pfades über den negativen Wendekreis	m
S_p	Länge des Pfades über den positiven Wendekreis	m
S_{ref}	Referenzfläche der aerodynamischen Beiwerte	m ²
S_{wet}	Umströmte Oberfläche eines Körpers	m ²
SoC	Ladezustand einer Batterie	—
$T_{a,ISA}$	Temperatur der ISA Atmosphäre für eine bestimmte Höhe	K
T_{ac}	Lufttemperatur im Flügel-Kompartiment	K
$T_{am,i}$	Temperatur der Umgebung eines Paneels i	K
T_{am}	Umgebungstemperatur eines Körpers	K
$T_{ap,i}$	Temperatur eines Flügelpaneels	K
T_{ac}	Lufttemperatur im Holm	K
T_a	Temperatur der Atmosphäre	K
\bar{T}_{bat}	Gemittelte Temperatur der Batteriezellen	W
T_{bat}	Temperatur einer Batterie	K
$T_{bp,i}$	Temperatur eines Batterie Paneels	K
T_b	Temperatur eines Körpers	K
T_e	Temperatur der Erdoberfläche	K
$T_{p,i}$	Temperatur des Paneels i	K
T_p	Temperatur eines Paneels	K
$T_{sp,i}$	Temperatur eines Holmpaneels	K
U_{C0}	Ladungsabhängige Leerlaufspannung einer Batterie	V
$U_{MPPT,max}$	Maximale Ausgangsspannung eines Maximum Power Point Trackers	V
U_{MPPT}	Spannung am Ausgang eines Maximum Power Point Trackers	V
U_T	Temperaturspannung der Diode einer Photovoltaikzelle	V
$U_{bat,c}$	Spannung einer Batterie-Zelle	V
U_{bat}	Spannung einer Batterie	V
$U_{mot,it}$	Klemmspannung eines elektrischen Motors hinter dem Wechselrichter	V
U_{mot}	Spannung am Eingang des Motorreglers eines elektrischen Motors	V
U_{pc}	Spannung einer Photovoltaikzelle	V
U_{slv}	Ermittelte Lösung einer Spannung für ein Element eines elektrischen Netzwerkes	V

Symbol	Beschreibung	Einheit
U_{sp}	Spannung eines Solarpaneels	V
U	Elektrische Spannung allgemein	V
V_{EAS}	Equivalent Airspeed bzw. "äquivalente Fluggeschwindigkeit"	m/s
V_{TAS}	True Airspeed bzw. "wahre Fluggeschwindigkeit"	m/s
V_W	Windgeschwindigkeit	m/s
V_g	Geschwindigkeit über Grund	m/s
V_h	Horizontale Komponente der True Airspeed	m/s
V_{ne}	Maximalgeschwindigkeit bei der die Auslegungslasten erreicht werden	m/s
$V_{o,max}$	Maximalgeschwindigkeit des sicheren Betriebsbereiches	m/s
$V_{o,min}$	Mindestgeschwindigkeit des sicheren Betriebsbereiches	m/s
V_s	Stall-Geschwindigkeit	m/s
V_v	Vertikale Komponente der True Airspeed	m/s
W_h	Aufgenommene Energie von Heizelementen	J
W_{mot}	Aufgenommene Energie eines elektrischen Flugantriebes	J
$W_{s,d}$	Energiedichte der über einen Tag zur Verfügung stehenden solaren Strahlung an einem bestimmten Ort in der Atmosphäre	Wh/m ²
$Z_{s,a}$	Tatsächlicher Zenitwinkel der Sonne für den ein Strahlungsspektrum ermittelt wird	rad
Z_s	Gebrochener Zenitwinkel der Sonne	rad
\mathbf{b}_i	Richtungsvektor der Verbindungslinie zweier Punkte bei der Sichtfaktorenbestimmung	m
b	Flügelspannweite	m
c_P	Leistungsbeiwert eines Propellers	m
c_T	Schubbeiwert eines Propellers	—
c_d	Widerstandsbeiwert eines Profilquerschnittes	—
c_l	Auftriebsbeiwert eines Profilquerschnittes	—
$c_{p,bat}$	Spezifische Wärmekapazität der Batterie	J/kg/K
$c_{p,b}$	Spezifische Wärmekapazität eines Körpers	J/kg/K
c_p	Spezifische Wärmeleitfähigkeit bei konstantem Druck	J/kg/K
c	Länge des Sehne eines aerodynamischen Profils	m
d_{fus}	Durchmesser des Rumpfes des Flugzeugs	m
$d_{iso,bat}$	Dicke der thermischen Isolation der Batterie	m
$d_{p,i}$	Dicke des Paneels i	m
\mathbf{e}_{Ebn}	Basisvektor der direkten Sonnenstrahlung	—
h_D	Höhe eines Zielpunktes	m
h'_a	Zwischenhöhe zur Berechnung des Strahlungsspektrums der Sonne für Zenitwinkel $Z_s > 90^\circ$	m
h_a	Flughöhe des Luftfahrzeuges über der mittleren Meeresspiegelhöhe	m
$j_{ph,\lambda}$	Durch solare Einstrahlung verursachte wellenlängenabhängige elektrische Stromdichte einer Photovoltaikzelle	A/m ² /nm
$k_{\Delta\chi}$	Wichtungsfaktor der Kursabweichung bei der Berechnung des Vorhaltes für einen Trackpunkt	—
l_{fus}	Länge des Rumpfes des Flugzeugs	m
m_a	Masse des Luftfahrzeuges	rad
m_x	Spezifische Luftmasse für einen allgemeinen Dämpfungsprozess	—
$\mathbf{n}_{xp,i}$	Normalenvektor der Schnittlinie der Fläche i eines Paneels	m
n_{ap}	Anzahl an Flügelpaneelen	—
n_{bp}	Anzahl an Batteriepaneelen	—
n_{disc}	Anzahl an Geraden zur Annäherung kreisrunder Elemente	m

Symbol	Beschreibung	Einheit
$n_{g,max}$	Maximal im Betrieb zulässiges Lastvielfaches des Luftfahrzeugs	—
n_{mot}	Drehzahl eines elektrischen Motors	1/s
$n_{p,ba}$	Anzahl parallel geschalteter Batterie-Zellen in einer Batterie	—
n_{pr}	Drehzahl eines Propellers	rad/s
$n_{p,sp}$	Anzahl paralleler Stränge in einem Solarpaneel	—
$n_{s,ba}$	Anzahl in Reihe geschalteter Batterie-Zelle in einer Batterie	—
n_{sp}	Anzahl an Holmpaneelen	—
$n_{s,sp}$	Anzahl in Reihe geschalteter Photovoltaikzellen in einem Solarpaneel	—
p_a	Luftdruck der Atmosphäre	N/m ²
p_w	Partialdruck des Wasserdampfes in der Atmosphäre	N/m ²
$q_{bat,T}$	Temperaturabhängig entnehmbare Ladung einer Batterie	A · s
$q_{bat,max,T}$	Temperaturabhängig entnehmbare maximale Ladung einer Batterie	A · s
q_{bat}	Ladung einer Batterie	A · s
\bar{q}	Dynamischer Druck	N/m ²
$\mathbf{t}_{xp,i}$	Richtungsvektor der Schnittlinie der Fläche i eines Flügelpaneels	m
t_d	Kumulierte Zeit des Tages bezogen auf den Nullmeridian	s
t_y	Kumulierte Zeit des Jahres bezogen auf den Nullmeridian	s
t	Zeit	s

Griechische Symbole

Symbol	Beschreibung	Einheit
Ω_E	Drehrate der Erde	Ω_E
χ_C	Sollkurs über Grund auf einem Kreisbogen	rad
χ_D	Anflugkurs über Grund eines Wegpunktes	rad
χ_O	Kurs einer Orthodrome an der Position des Flugzeugs	rad
χ_g	Kurs über Grund	rad
ΔZ_s	Änderung des Zenitwinkels der Sonne durch atmosphärische Brechung	rad
$\Delta \Psi_{ps}$	Differenz zwischen Azimut einer Empfängerfläche und dem Azimut der Sonne	rad
$\Delta \chi$	Abweichung des aktuellen Kurses über Grund des Luftfahrzeugs vom gewünschten Kurs über Grund	rad
Δh	Höhendifferenz zwischen aktueller Höhe und Höhe eines Zielpunktes	m
$\Delta \sigma_n$	Bogenwinkel des Flugpfades des Flugzeuges auf dem negativen Wendekreis	rad
$\Delta \sigma_p$	Bogenwinkel des Flugpfades des Flugzeuges auf dem positiven Wendekreis	rad
Δt	Schrittweite der Simulation	s
Δy	Breite einer diskreten Flächen eines auftrieberzeugenden Bauteils des Flugzeugs	—
Γ_{ap}	Neigung eines Flügelpanles in Relation zur Flügelsehne	rad
Φ_C	Rotationswinkel des Flügelkompartiments in Relation zum Flugzeug	rad
Φ_L	Schwenkwinkel des Auftriebsvektors	rad
Φ_{mag}	Magnetischer Fluss im Luftspalt eines elektrischen Motors	V · s
Φ	Rollwinkel des Flugzeuges	rad
Ψ_T	Steuerkurs	rad
Ψ_W	Windrichtung	rad
Ψ_p	Azimut einer Empfängerfläche	rad
Ψ_s	Azimut der Sonne	rad
Ψ	Gierwinkel des Flugzeuges	rad
Θ_C	Anstellwinkel des Flügelkompartiments in Relation zum Flugzeug	rad
Θ_p	Neigung einer Empfängerfläche in Relation zur Erdoberfläche	rad
Θ	Nickwinkel des Flugzeuges	rad
Z_s	Gebrochener Zenitwinkel der Sonne	rad
$Z_{s,g}$	Geometrischer Zenitwinkel der Sonne	rad
$\alpha_{c,apa,i}$	Wärmeübergangskoeffizient des Flügelpaneels i zur außen umströmenden Luft	W/m ² /K
$\alpha_{c,ap,i}$	Wärmeübergangskoeffizient des Flügelpaneels i zur Luft im Flügelkompartiment	W/m ² /K
$\alpha_{c,bp,i}$	Wärmeübergangskoeffizient des Batteriepaneels i zur Luft im Flügelkompartiment	W/m ² /K
$\alpha_{c,i}$	Wärmeübergangskoeffizient zur Umgebung des Panels i	W/m ² /K
$\alpha_{c,sp,i}$	Wärmeübergangskoeffizient des Holmpaneels i zur Luft im Flügelkompartiment	W/m ² /K
$\alpha_{c,sps,i}$	Wärmeübergangskoeffizient des Holmpaneels i zur Luft im Holm	W/m ² /K
$\alpha_{rlw,ap,i}$	Absorptionskoeffizient des Flügelpaneels i für langwellige Wärmestrahlung	—

Symbol	Beschreibung	Einheit
$\alpha_{rlw,bp,i}$	Absorptionskoeffizient des Batteriepaneels i für langwellige Wärmestrahlung	—
$\alpha_{rlw,sp,i}$	Absorptionskoeffizient des Holmpaneels i für langwellige Wärmestrahlung	—
$\alpha_{rsw,ap,i}$	Absorptionskoeffizient des Flügelpaneels i für kurzwellige solare Strahlung	—
$\alpha_{rsw,bp,i}$	Absorptionskoeffizient des Batteriepaneels i für kurzwellige solare Strahlung	—
$\alpha_{rsw,sp,i}$	Absorptionskoeffizient des Holmpaneels i für kurzwellige solare Strahlung	—
α_r	Absorptionskoeffizient der Oberfläche eines Körpers	—
$\alpha_{x\lambda}$	Wellenlängenabhängige optisch wirksame Strecke	—
α	Anstellwinkel des Flugzeugs	rad
β_T	Thermischer Ausdehnungskoeffizient	1/K
δ_E	Neigung der Rotationsachse der Erde in Relation zur z-Achse der Sonne	rad
$\varepsilon_{lw,a}$	Emissivität der Atmosphäre für langwellige Ausstrahlung	W/m ²
$\varepsilon_{lw,e}$	Emissivität der Erdoberfläche für langwellige Ausstrahlung	W/m ²
$\varepsilon_{r,ap,i}$	Emissionskoeffizient des Flügelpaneels i für langwellige Wärmestrahlung	—
$\varepsilon_{r,bp,i}$	Emissionskoeffizient des Batteriepaneels i für langwellige Wärmestrahlung	—
$\varepsilon_{r,i}$	Emissivität der Oberfläche des Körpers i	—
$\varepsilon_{r,sp,i}$	Emissionskoeffizient des Holmpaneels i für langwellige Wärmestrahlung	—
ε_r	Emissionskoeffizient der Oberfläche eines Körpers	—
ε_{slv}	Erlaubte Abweichung der Lösung eines elektrischen Netzwerkes von der idealen Lösung	—
η_P	Wirkungsgrad eines Propellers	—
η_{mot}	Wirkungsgrad eines elektrischen Motors mit Motorregler	—
η_{pr}	Effizienz eines Propellers	—
γ_{max}	Maximal möglicher Flugbahnwinkel	rad
γ_{min}	Minimal möglicher Flugbahnwinkel	rad
γ	Flugbahnwinkel	rad
ι	Schubeinstellwinkel	rad
κ	Hilfsgröße zur Schnittpunktberechnung zweier Geraden	m
λ_D	Breitengrad der Zielposition	rad
λ_{am}	Thermische Leitfähigkeit des ein Paneel umgebenden Mediums	W/m/K
$\lambda_{p,E}$	Hilfswinkel für die Berechnung des Sichtfaktors eines Paneels auf die Erde	rad
λ_s	Wellenlänge der Sonnenstrahlung	nm
$\lambda_{th,bat}$	Thermische Leitfähigkeit der Isolation der Batterie	W/m/K
λ_{th}	Thermische Leitfähigkeit	W/m/K
λ	Breitengrad der geografischen Position	rad
μ_{a0}	Dynamische Viskosität der Luft bei der Referenztemperatur T_0	N · s/m ²
μ_a	Dynamische Viskosität der Luft	N · s/m ²
ϕ_D	Längengrad der Zielposition	rad
ϕ_p	Hilfswinkel für die Berechnung des Sichtfaktors eines Paneels auf die Erde	rad

Symbol	Beschreibung	Einheit
ϕ	Längengrad der geografischen Position	rad
ϱ_{ISA}	Dichte der Luft der ISA Atmosphäre für eine bestimmte Höhe	kg/m ³
ϱ_{bat}	Dichte der Batterie	kg/m ³
ϱ_b	Dichte eines Körpers	kg/m ³
$\varrho'_{g\lambda}$	Wellenlängenabhängiger Reflexionsgrad der Erde in der Umgebung eines Panels	—
ϱ_r	Vektor der Reflexivitäten	—
$\varrho_{r,i}$	Reflexivität der Oberfläche des Körpers i	—
$\varrho_{r,\lambda}$	Spektrale Reflexivität der Oberfläche eines Körpers	—
ϱ_r	Reflektionskoeffizient der Oberfläche eines Körpers	—
ϱ	Dichte der Luft	kg/m ³
σ_L	Vorhaltewinkel beim Flug auf einem Kreisbogen	rad
σ_M	Richtungswinkel vom Kreismittelpunkt M_A zum Kreismittelpunkt M_B der Flugbahnelemente Oval oder Acht	—
$\sigma_{P,n}$	Positionswinkel des Flugzeuges auf dem negativen Wendekreis	rad
$\sigma_{P,p}$	Positionswinkel des Flugzeuges auf dem positiven Wendekreis	rad
σ_P	Positionswinkel des Flugzeugs auf einem Kreisbogen	rad
$\sigma_{T,n}$	Tangentenwinkel für den Übergang von einer Kreisbahn auf eine Gerade für negativen Umlaufsinn	rad
$\sigma_{T,p}$	Tangentenwinkel für den Übergang von einer Kreisbahn auf eine Gerade für positiven Umlaufsinn	rad
σ_T	Positionswinkel des Trackpunktes bei Flug auf einem Kreisbogen	rad
τ_E	Rotationswinkel der Erde	rad
$\tau_{R\lambda}$	Wellenlängenabhängiger Dämpfungsfaktor der Sonnenstrahlung aufgrund der Rayleigh-Streuung in der Atmosphäre	—
$\tau_{a\lambda}$	Wellenlängenabhängiger Dämpfungsfaktor der Sonnenstrahlung aufgrund von Aerosolen der Atmosphäre	—
$\tau_{g\lambda}$	Wellenlängenabhängiger Dämpfungsfaktor der Sonnenstrahlung aufgrund des Gasgemisches der Atmosphäre	—
$\tau_{lw,a}$	Dämpfungsfaktor der Atmosphäre für langwellige Strahlung	—
$\tau_{n\lambda}$	Wellenlängenabhängiger Dämpfungsfaktor der Sonnenstrahlung aufgrund von NO ₂ in der Atmosphäre	—
$\tau_{o\lambda}$	Wellenlängenabhängiger Dämpfungsfaktor der Sonnenstrahlung aufgrund des Ozons in der Atmosphäre	—
$\tau_{pc,\lambda}$	Wellenlängenabhängige Transmissivität einer Photovoltaikzelle	—
τ_r	Vektor der Vektor der Transmissivitäten	—
$\tau_{r,i}$	Transmissivität der Oberfläche des Körpers i	—
$\tau_{r,\lambda}$	Spektrale Transmissivität der Oberfläche eines Körpers	—
$\tau_{rsw,ap,i}$	Reflektionskoeffizient des Flügelpaneels i für kurzwellige solare Strahlung	—
τ_r	Transmissionskoeffizient der Oberfläche eines Körpers	—
$\tau_{w\lambda}$	Wellenlängenabhängiger Dämpfungsfaktor der Sonnenstrahlung aufgrund von Wasserdampf in der Atmosphäre	—
$\tau_{x\lambda}$	Verallgemeinerter wellenlängenabhängiger Dämpfungsfaktor der Sonnenstrahlung	—
ϑ_{sp}	Eintrittswinkel der solaren Strahlung in eine Empfängerfläche	rad
ν	Hilfswinkel zur Berechnung des windkompensierten Trackpunktes	rad
ξ_O	Winkel des Bogens zwischen Start- und Endpunkt einer Orthodrome	rad

Symbol	Beschreibung	Einheit
ξ_g	Bogenwinkel der vom Simulationsschritt t zu $t + 1$ über Grund zurückgelegten Strecke	rad

Mathematische Konventionen

Symbol	Beschreibung
X, x	Skalare Größe
X_t	Größe X zum Zeitpunkt t
\mathbf{X}, \mathbf{x}	Vektor
$[\mathbf{X}]^Z$	Vektor \mathbf{X} dargestellt im Koordinatensystem Z
$[\mathbf{X}]_x^Z$	x-Komponente des Vektors $[\mathbf{X}]^Z$
$[\mathbf{X}]_{x,t}^Z$	x-Komponente des Vektors $[\mathbf{X}]^Z$ zum Zeitpunkt t
$\underline{\underline{\mathbf{X}}}$	Matrix
$\underline{\underline{\mathbf{X}}}_{(x,y)}$	Element der Zeile x und Spalte y der Matrix $\underline{\underline{\mathbf{X}}}$
$\{X_i(Y)\}_{i=1}^n$	Die Kennlinie X ist in Form von n diskreten Werten in Abhängigkeit von Y gegeben
$I(U)$	Vereinfachte Darstellung von $\{X_i(Y)\}_{i=1}^n$ im Kontext der Lösung elektrischer Netzwerke
\mathcal{I}	Interpolationsoperator

Konstanten

Konstante	Beschreibung	Wert
C	Sutherland Konstante	111 K
\bar{R}_E	Mittlerer Radius der Erde	$6.378.000,8\text{ m}$
T_0	Referenztemperatur der Atmosphäre in Meereshöhe	273 K
c_a	Wärmekapazität trockener Luft	1.005 J/kg/K
c	Lichtgeschwindigkeit	$3 \cdot 10^8\text{ m/s}$
g	Erdbeschleunigung	$9,81\text{ m/s}^2$
h	Planck'sches Wirkungsquantum	$6,6260755 \cdot 10^{-34}\text{ Js}$
p_0	Referenzluftdruck in Meereshöhe	$10.013.150\text{ Pa}$
q	Elementarladung	$1,6 \cdot 10^{-19}\text{ As}$
ϱ_0	Referenzluftdichte in Meereshöhe	$1,225\text{ kg/m}^3$
σ	Stefan-Boltzmann-Konstante	$5,670374419 \cdot 10^{-8}\text{ W/(m}^2 \cdot \text{K}^4)$

1 Einführung in die Problemstellung

1.1 Solarelektrische Luftfahrzeuge als Alternative zu Satelliten in niedrigen Erdumlaufbahnen

Luftfahrzeuge mit hohen Einsatzdauern von mehreren Monaten bis Jahren können zukünftig eine attraktive Alternative zu Satelliten im LEO (Low Earth Orbit) werden. Nicht zuletzt durch die Aktivitäten privater Raumfahrtunternehmen, wie bspw. des US-amerikanischen Unternehmens SpaceX, nimmt die Zahl der Raketenstarts und damit die Anzahl der ausgebrachten Satelliten pro Jahr weiter zu. So ist die Anzahl operationeller Satelliten in allen Umlaufbahnen der Erde von etwa 1.000 im Jahr 2010 bis Ende 2021 auf circa 5.000 angestiegen [1]. Dieses Wachstum um 500 % in nur zehn Jahren wird sich voraussichtlich weiter verstärken. Besonders stark soll dabei die Anzahl der Satelliten im LEO zunehmen. So geht das US Government Accountability Office, basierend auf Expertenmeinungen, von über 50.000 aktiven Satelliten im Jahr 2030 im LEO aus [2].

Der prognostizierte Zuwachs im LEO ist besonders kritisch zu bewerten, da dort schon heute die Dichte aktiver Objekte und insbesondere von Weltraumschrott sehr hoch ist, was ein signifikantes Risiko für Kollisionen darstellt. So führte am 10. Februar 2009 der Zusammenstoß zwischen dem Kommunikationssatelliten Iridium 33 und dem bereits länger inaktiven russischen Satelliten Cosmos 2251 nicht nur zum Verlust von Iridium 33, sondern auch zur Entstehung von 1.366 neuen Trümmerteilen [3]. Durch diese neu entstandenen Trümmer sowie durch zukünftig hinzukommende Satelliten kann es im Extremfall zu einer als Kessler-Syndrom bezeichneten Kettenreaktion kommen, die zur Unbenutzbarkeit bestimmter Umlaufbahnbereiche führt [4].

Beim Start der Raketen zur Ausbringung der Satelliten werden klimaschädliche Stoffe freigesetzt. Auch wenn die CO₂-Emissionen im Vergleich zu anderen emittierenden Bereichen, wie bspw. der Luftfahrt oder dem Straßenverkehr, nur einen verschwindend geringen Anteil haben, wird insbesondere bei den Partikelemissionen der Raketentriebwerke eine relevante ozonschädliche Wirkung vermutet [5]. Letztlich wird die zunehmende Anzahl an Satelliten im LEO auch eine deutliche Auswirkung auf den Nachthimmel haben, da diese Objekte teilweise ohne Hilfsmittel mit dem bloßen Auge erkennbar sind. Astronomen erwarten daher zunehmende Probleme bei der Beobachtung des Weltalls und der Durchführung damit verbundener Forschungstätigkeiten [6]. Sollte der Satellitenzuwachs tatsächlich die prognostizierte Größenordnung annehmen, werden die damit verbundene Zunahme an Weltraumschrott sowie die Umweltbelastungen zu erheblichen Schwierigkeiten beim Betrieb technischer Systeme, wie bspw. Satelliten oder Raumstationen, im LEO führen und mit erheblichen Akzeptanzproblemen in der Bevölkerung verbunden sein.

Die wachsende Zahl an Satelliten ist jedoch auch ein Zeichen des technischen Fortschritts und der damit verbundenen Vorteile für die Menschheit. Insbesondere durch Kommunikationssatelliten, wie bspw. die Starlink-Konstellation von SpaceX, wird zukünftig der Großteil der Weltbevölkerung Zugang zu schnellem Internet haben können. Die Versorgung wird aufgrund der Unabhängigkeit von bodengebundener Infrastruktur auch nach Naturkatastrophen sowie in Krisenfällen sichergestellt werden können. Mit der Beantragung zur Ausbringung weiterer 30.000 Satelliten für die zweite Generation von Starlink plant allein SpaceX, insgesamt bis zu 40.000 Satelliten in den LEO zu transportieren [7]. Angesichts der aufgeführten Probleme einer hohen Besiedlung des LEO stellt sich daher die Frage nach Alternativen mit deutlich geringerer Belastung der Umwelt sowie erdnaher Umlaufbahnen.

Sonnenenergiegespeiste elektrische Luftfahrzeuge mit Satelliteneigenschaften, nachfolgend als solarelektrische Höhenflugzeuge bezeichnet, werden bereits seit vielen Jahren erforscht. Diese Fluggeräte sind theoretisch in der Lage, ununterbrochen in großen Höhen zu fliegen, wobei die Einsatzdauer lediglich durch die technische Zuverlässigkeit des Luftfahrzeugs begrenzt wird.

Der Betrieb solarelektrischer Höhenflugzeuge ist aufgrund der Umweltbedingungen nur in bestimmten Höhen sinnvoll. In Abbildung 1 sind die wesentlichen relevanten Umweltbedingungen darge-

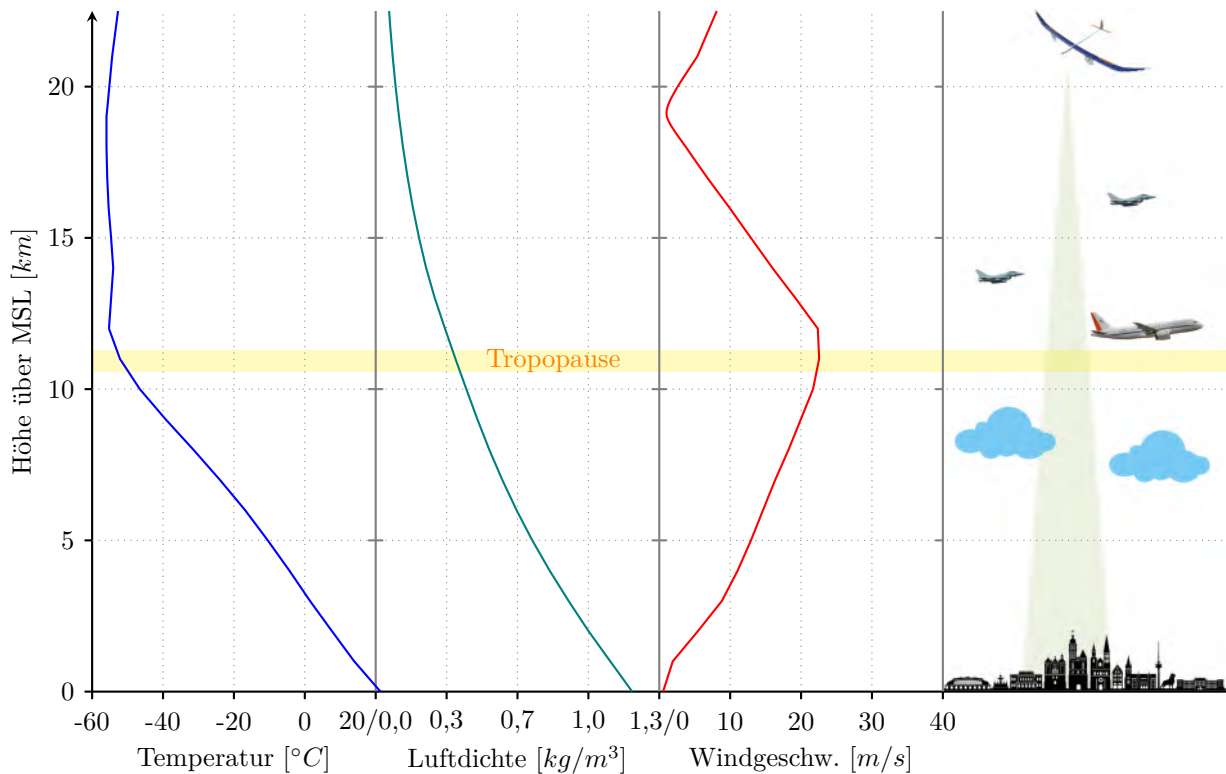


Abbildung 1: Vereinfachte Darstellung der Umweltbedingungen für den Betrieb hochfliegender Solarplattformen

stellt. Ein dauerhafter Betrieb unterhalb der Tropopause ist aufgrund des Wettergeschehens in der Troposphäre nicht umsetzbar. Durch Wolken käme es regelmäßig zur Abschattung der Photovoltaikzellen, und die Struktur des Luftfahrzeugs müsste für hohe Lasten aufgrund der zu erwartenden atmosphärischen Turbulenzen ausgelegt werden.

Weiterhin ist im Bereich der Tropopause mit hohen Windgeschwindigkeiten zu rechnen, die die Reisefluggeschwindigkeit aerodynamisch Auftrieb erzeugender solarelektrischer Höhenflugzeuge deutlich übersteigen können und somit eine Stationierung über einem festen Ort verhindern würden. Um Kollisionen mit zivilem und militärischem Luftverkehr möglichst zu vermeiden, ist ein Betrieb deutlich über 15 km Höhe über dem Meeresspiegel erforderlich. Idealerweise wird oberhalb des kontrollierten Luftraums in Höhen über 66.000 ft (20,1 km) barometrischer Höhe (Flugfläche 660), bezogen auf einen Standardluftdruck von 1013,25 hPa in Höhe des Meeresspiegels, geflogen.

Im dort beginnenden unkontrollierten oberen Luftraum entfallen die Hörbereitschaft für die Flugverkehrskontrolle sowie die Staffelung der Luftfahrzeuge [8], womit eine erhebliche Betriebsvereinfachung einhergeht. Aufgrund der zu erwartenden stärkeren Nutzung des oberen Luftraums werden allerdings auch für diesen aktuell Regeln erarbeitet, um Kollisionen zwischen den Verkehrsteilnehmern zu verhindern und einen sicheren Auf- und Abstieg durch den kontrollierten Luftraum zu gewährleisten [9].

Die erreichbare Flughöhe wird durch den abnehmenden Luftdruck physikalisch begrenzt, da die erforderliche Antriebsleistung mit zunehmender Höhe ebenfalls steigt. Da im Bereich der Flugfläche 660 die Windgeschwindigkeit in der Regel verhältnismäßig gering ist und noch ausreichend Luftdichte für aerodynamische Flüge vorhanden ist, werden solarelektrische Höhenflugzeuge vornehmlich auf einen Betrieb knapp oberhalb der Flugfläche 660 ausgelegt. Zudem befindet sich in dieser Höhe der größte Teil der Erdatmosphäre unterhalb des Luftfahrzeugs, sodass die Intensität der Sonnenstrahlung nur unwesentlich gedämpft ist.

Solarelektrische Höhenflugzeuge können in Flugzeuge, die ihren Auftrieb primär aerodynamisch erzeugen, sowie in Luftfahrzeuge, die ihren Auftrieb primär aerostatisch erzeugen, unterteilt werden. Bei Letzteren wird noch zwischen Luftschiffen, die eigenständig Schub erzeugen können, und Ballonen, die keinen Schub erzeugen, unterschieden. In allen drei Kategorien wurden Forschungs- und Entwicklungsprojekte durchgeführt, wobei aerodynamisch Auftrieb erzeugende Flugzeuge mengenmäßig dominieren [10]. Es werden zudem hybride Konfigurationen untersucht, d. h. Luftfahrzeuge, die ihren Auftrieb jeweils zu nennenswerten Teilen aerodynamisch und aerostatisch erzeugen. Allerdings sind im Gegensatz zu den nicht-hybriden Konfigurationen bisher keine Entwicklungen als hochfliegende Plattformen bekannt, die über Konzeptstudien hinausgehen.

Aerodynamisch Auftrieb erzeugende Flugzeuge haben den Vorteil, verhältnismäßig einfach gestartet und gelandet werden zu können. Aufgrund ihrer sehr guten Manövrierbarkeit können diese Flugzeuge zudem problemlos von einem Einsatzort zum nächsten verlegt und über dem Einsatzort präzise positioniert werden. Nachteilig ist die immer noch geringe Nutzlasttragfähigkeit. Fortschritte im Bereich der Steigerung der Energiedichte der im Luftfahrzeug installierten elektrischen Speicher können diesen Nachteil in Zukunft voraussichtlich abmildern, sodass Forschung und Entwicklung an derartigen Luftfahrzeugen gegenwärtig attraktiv erscheinen.

Die vorliegende Arbeit wird sich aufgrund der nennenswerten Anzahl aktueller Entwicklungsprojekte im Bereich aerodynamisch Auftrieb erzeugender solarelektrischer Höhenflugzeuge beispielhaft auf derartige Luftfahrzeuge beschränken, wobei eine Erweiterbarkeit auf die anderen Typen grundsätzlich gegeben ist.

1.2 Entwicklungsgeschichte solarelektrischer Höhenflugzeuge

Die Entwicklung solarelektrischer Flugzeuge begann mit der Verfügbarkeit hinreichend leistungsfähiger und leichter Photovoltaikzellen zu Beginn der 1970er-Jahre. Bis dahin waren Photovoltaikzellen im Wesentlichen der Raumfahrt vorbehalten, wobei einem Wirkungsgrad von bis zu 12% Kosten von ca. 100.000 €/m^2 entgegenstanden [11]. Im Jahr 1974 wurde die Firma Astro Flight durch die DARPA (Defence Advanced Research Projects Agency) beauftragt, einen Konzeptdemonstrator für ein ausschließlich sonnenenergiebetriebenes Flugzeug zu entwerfen und zu erproben. Am 4. November 1974 wurde mit dem in Abbildung 2a dargestellten Flugzeug, genannt Sunrise I, der erste solarelektrische Flug mit einer Dauer von 20 Minuten durchgeführt [12].

Basierend auf Sunrise I wurde mit der Entwicklung von Sunrise II begonnen, mit dem Ziel, einen Höhenflug auf 50.000 ft ($15,3 \text{ km}$) durchzuführen. Der Flugversuch wurde am 27. September 1975 absolviert, wobei Sunrise II eine Höhe von 17.200 ft ($5,2 \text{ km}$) erreichte und dort aufgrund des Über-



(a)



(b)

Abbildung 2: Astro Flight Sunrise I und AeroVironment Gossamer Penguin

schreitens des Flutterlimits durch zu hohe Geschwindigkeit strukturell versagte [12]. Schon hier wurde ersichtlich, welchen Herausforderungen die erfolgreiche Umsetzung solarelektrischer Höhenplattformen unterliegt. Sunrise II hatte mit einem Abfluggewicht von 10.2 kg und einer Flügelfläche von 8.36 m^2 ein Flächengewicht von lediglich $1,22\text{ kg/m}^2$. Die damit verbundene sehr niedrige Fluggeschwindigkeit von nur 10 m/s und das ebenfalls sehr niedrige Flutterlimit von 15 m/s führten insbesondere zu Schwierigkeiten, thermikbedingte Aufwinde kontrolliert zu durchfliegen.

Die für Sunrise I und II entwickelten Technologien wurden durch AeroVironment anschließend für die personentragenden Luftfahrzeuge Gossamer Penguin (Abbildung 2b) und Solar Challenger verwendet [13]. Mit diesen Flugzeugen wurde erstmals gezeigt, dass personentragende Flüge ausschließlich auf Sonnenenergie basierend möglich sind, wobei Solar Challenger am 7. Juli 1981 erfolgreich von Frankreich nach England flog [14]. Anfang der 1980er-Jahre begann AeroVironment unter dem Akronym HALSOL (High Altitude Solar Vehicle) mit der Entwicklung eines Luftfahrzeugs, das dauerhaft in Höhen von über 20 km flugfähig sein sollte [15]. Dieses Luftfahrzeug steht am Anfang einer Entwicklungsserie solarelektrischer Flugzeuge, die mit dem aktuellen Luftfahrzeug Sun glider bis heute anhält [16]. Das im Rahmen von HALSOL entwickelte Flugzeug führte 1983 neun Flüge in niedriger Höhe durch und wurde anschließend eingelagert [17].

Im Rahmen des Entwurfs wurde das für zukünftige Entwicklungen wegweisende Auslegungsprinzip des „Span-Loaded Wing“ erarbeitet. Ziel war die Minimierung der Flächenlast durch Maximierung der Flügelfläche, um eine möglichst hohe Ausbeute an Sonnenenergie zu erzielen, sowie die Minimierung des Strukturgewichts durch Verteilung der Masse über die Spannweite des Flügels und dadurch weitgehende Eliminierung des Biegemoments in der Tragfläche. Im Jahr 1992 erfolgte im Rahmen eines Auftrags der BMDO (Ballistic Missile Defense Organisation) unter dem Namen Pathfinder die Reaktivierung des Fluggeräts. Zwischenzeitlich schienen geeignete Energiespeichertechnologien zur Verfügung zu stehen, um dauerhafte Flüge in großen Höhen durchzuführen. Ende des Jahres 1994 wurde der Pathfinder von der NASA in das ERAST (Environmental Research Aircraft and Sensor Technology) Programm übernommen. Am 11. September 1995 gelang es, mit Pathfinder eine Höhe von 50.500 ft ($15,4\text{ km}$) zu erreichen, womit nach knapp 20 Jahren der von Sunrise II aufgestellte Höhenflugrekord solarbetriebener Luftfahrzeuge eingestellt wurde [18].

Im Jahr 1997 konnte zudem mit einer Flughöhe von 71.530 ft ($21,8\text{ km}$) ein weiterer Höhenflugrekord für propellergetriebene Flugzeuge aufgestellt werden. 1998 wurde der Pathfinder zum in Abbildung 3a dargestellten Pathfinder „Plus“ genannten Luftfahrzeug modifiziert. Dabei wurde eine breitere Mittelsektion verbaut sowie die Anzahl der Propeller von sechs auf acht erhöht. Die neue Mittelsektion wurde mit monokristallinen Silizium-Photovoltaikzellen der Firma SunPower mit einem Wirkungsgrad von 19% ausgerüstet, womit hier im Vergleich zu den Solarzellen auf den



(a)



(b)

Abbildung 3: AeroVironment Pathfinder „Plus“ und Helios

restlichen Segmenten mit einem Wirkungsgrad von 14 % ein deutlicher Technologiesprung erzielt werden konnte [18].

Um dem Ziel eines in großen Höhen dauerhaft flugfähigen Luftfahrzeugs näher zu kommen, wurde 1998 aus dem Pathfinder der Centurion entwickelt. Die Spannweite und die Anzahl der Antriebe von Pathfinder mussten deutlich erhöht werden, damit das Ziel, dauerhaft in großen Höhen zu fliegen, verfolgt werden konnte. Mit dem auf 62 m Spannweite angewachsenen und mit 14 Antrieben ausgestatteten Luftfahrzeug wurden im Jahr 1998 Flugversuche in niedriger Höhe durchgeführt, um die Flugeigenschaften dieser Konfiguration genauer zu untersuchen [19]. Darauf aufbauend wurde der in Abbildung 3b dargestellte Helios mit einer nochmals auf nun 75.3 m erhöhten Spannweite entwickelt. Das Ziel des Helios war zunächst, in Höhen von über 100.000 ft (30,5 km) vorzudringen und später lang andauernde Flüge durchzuführen. Da die zum damaligen Zeitpunkt verfügbaren elektrischen Energiespeicher in Form von Batterien keine ausreichende Energiedichte bereitstellen konnten, wurde für die lang andauernden Flüge eine mit Wasserstoff und Sauerstoff betriebene Protonenaustauschmembran-Brennstoffzelle als elektrischer Leistungserzeuger für die Nacht gewählt [20]. Während des Tages sollte mittels überschüssiger solarer Leistung durch Elektrolyse Wasser wieder in Wasserstoff und Sauerstoff zerlegt werden.

Für die Höhenflüge wurde zunächst das Batteriesystem aus Pathfinder „Plus“ beibehalten sowie der Flügel vollflächig mit monokristallinen Silizium-Photovoltaikzellen belegt. Am 13. August 2001 gelang mit der HP01 genannten Batterie-Version mit 96.863 ft (29,5 km) das Aufstellen des Höhenflugrekords für nicht raketenangetriebene Flugzeuge [21]. Am 26. Juni 2003 wurde beim Versuch, einen Dauerflug von ca. 30 h durchzuführen, das Luftfahrzeug zerstört. Die Ursache wird in einer aufgrund turbulenter Atmosphäre herbeigeführten erhöhten Durchbiegung des Flügels in Kombination mit einer aufklingenden Anstellwinkelschwingung und der daraus folgenden strukturellen Überlastung des Luftfahrzeugs gesehen. Als primäre Problemquelle führt der Unfalluntersuchungsbericht die durch die Installation des Brennstoffzellensystems stärkere punktuelle Lastverteilung im Vergleich zum bisher realisierten Span-Loaded-Design und die daraus resultierenden veränderten aeroelastischen Eigenschaften des Flugzeugs an [22]. Das Programm wurde daraufhin von der NASA nicht weitergeführt. Auf Basis des Helios entwickelt seit 2020 das von AeroVironment und SoftBank gegründete Joint Venture HAPSMobile die Plattform SunGlider. Dieses mit einem Batteriesystem sowie mit Gallium-Arsenid-Photovoltaikzellen ausgestattete Luftfahrzeug hatte seinen Erstflug am 11. September 2019 und führte am 20. September 2020 seinen ersten Höhenflug auf 62.500 ft (19,1 km) durch [23].

Die britische Firma QinetiQ begann im Jahr 2001 mit der Entwicklung der Zephyr-Reihe. Nach ersten Flugversuchen mit der nur 5 kg schweren Plattform Zephyr 2 sollte der 17 kg schwere Zephyr 3 mit Hilfe eines Ballons auf 40 km Höhe gebracht werden, um von dort aus den Höhenflugrekord des Helios einzustellen [24]. Aufgrund technischer Probleme mit dem Ballon scheiterte allerdings dieser Versuch. Die Entwicklungsarbeiten wurden dennoch fortgesetzt. Mit dem Zephyr 5 wurde vom Ballonstart auf einen manuellen Bodenstart übergegangen. Zephyr 6 konnte dann im Jahr 2008 auf dem Testgelände Yuma Proving Ground in Arizona mit einer Flugdauer von über 82 Stunden einen inoffiziellen Dauerflugrekord für unbemannte und nicht wiederbetankte Luftfahrzeuge aufstellen [25]. Mit Zephyr 7 wurde die Spannweite auf 22.5 m erhöht und die für das Luftfahrzeug markante Flügelform mit den nach unten abgelenkten Flügelspitzen sowie ein T-Leitwerk eingeführt. Am 31. Juli 2010 gelang es nun, mit 336 Stunden und 24 Minuten einen offiziellen Dauerflugrekord für unbemannte und nicht wiederbetankte Luftfahrzeuge aufzustellen [26], [27].

Im Jahr 2013 wurde das Zephyr-Projekt von EADS Astrium, heute Airbus Defence and Space, übernommen. Bei der in Abbildung 4a dargestellten aktuellen Version Zephyr 8/S wurde die Spannweite auf 25 m vergrößert. Zudem wurde mit der Ausstattung mit Multi-Junction-Photovoltaikzellen auf Gallium-Arsenid-Basis sowie mit Lithium-Ionen-Batterien mit Silizium-Anode das Energiesystem grundlegend überarbeitet [28], [29]. Mit dieser Variante wurde am 19. August 2022 mit 64 Tagen, 18 Stunden und 26 Minuten der Dauerflugrekord für allgemeine, auch wiederbetankte Flugzeuge

aufgrund eines technischen Defekts nur knapp verfehlt [30]. Zephyr ist damit in Bezug auf gesammelte Flugstunden das aktuell am weitesten fortgeschrittene Projekt. Zwei vorangegangene Abstürze während Flugversuchen in Australien [31] zeugen allerdings davon, dass die für einen zuverlässigen Dauerbetrieb erforderliche technische Reife noch nicht erreicht ist.

Im Kontext des Verkaufs des Zephyr-Projektes an Astrium im Jahr 2013 verließen einige Mitarbeiter die Firma und gründeten das Unternehmen Prismatic für die Entwicklung des in Abbildung 4b gezeigten Phasa-35 [31]. Dieses Flugzeug unterscheidet sich hinsichtlich seiner Bauweise durch die Verwendung eines Integralflügels anstatt des Holm-Rippen-Konzeptes grundsätzlich von den Zephyr-Modellen. Dadurch wird eine höhere Streckung möglich und durch die bessere Formtreue des Flügelprofils kann die aerodynamische Güte gesteigert werden. Allerdings führt die Bauweise auch zu einem höheren Flächengewicht und damit einer höheren Fluggeschwindigkeit, um den notwendigen Auftrieb zu erzeugen. Im Jahr 2019 wurde das Phasa-35-Projekt von BAE (British Aerospace Electronic) Systems übernommen [32]. Während eines 24 Stunden dauernden Testfluges erreichte der Phasa-35 am 24. Juni 2023 eine Höhe von 66.000 ft ($20,1\text{ km}$) [33].

Weitere nennenswerte Projekte wurden in China und in der Republik Korea durchgeführt. In China wurde von AVIC (Aviation Industry Corporation of China) das solarbetriebene Höhenflugzeug Qimingxing-50 mit einer Spannweite von 50 m entwickelt, welches 2022 seinen Erstflug absolviert hat [34]. Schon im Jahr 2017 gelang der chinesischen Entwicklung Caihong T-4 mit einer Spannweite von 40 m ein erfolgreicher Flug in Höhen von über 60.000 ft ($18,3\text{ km}$) [35]. In der Republik Korea entwickelt das KARI (Korean Aerospace Research Institute) die in Abbildung 5a gezeigte Plattform EAV (Electric Aerial Vehicle) [36]. Die Version EAV-3 hat eine Spannweite von $19,5\text{ m}$ und ein Abfluggewicht von 53 kg . Am 26. August 2020 wurde mit diesem Luftfahrzeug ein 53-stündiger Flugversuch erfolgreich abgeschlossen, während dessen das Luftfahrzeug bis auf 18 km aufstieg [37].

Am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt werden ebenfalls solarelektrische Höhenflugzeuge entwickelt. Ende der 1990er Jahre wurde mit dem in Abbildung 5b gezeigten Luftfahrzeug Solitaire ein Konzept mit schwenkbaren Solarpaneelen entwickelt und zur flugdynamischen Bewertung als skaliertes Modell in niedrigen Flughöhen praktisch erprobt [38]. Die schwenkbaren Solarpaneele sind insbesondere für Flüge bei niedrigen Sonnenständen vorteilhaft und stellten unter Berücksichtigung des Standes der Photovoltaik- und Energiespeichertechnik zur damaligen Zeit einen vielversprechenden Ansatz zur Umsetzung eines ganzjährig über Mitteleuropa betreibbaren solarelektrischen Höhenflugzeuges dar.

Die potenzielle Höhenplattform ELHASPA (ELectric High Altitude Solar Powered Aircraft) wurde Anfang der 2010er Jahre am Robotik- und Mechatronikzentrum des DLR in Oberpfaffenhofen zusammen mit Industriepartnern entwickelt. Sie weist einen Doppelrumpf auf und verfügt über einen annähernd vollflächig mit monokristallinen Silizium-Photovoltaikzellen bedeckten Flügel. Aufgrund



(a)



(b)

Abbildung 4: Airbus Zephyr 8/S und BAE PHASA-35



(a)



(b)

Abbildung 5: KARI EAV-3 und DLR Solitair

eines Problems mit der Flugregelung verunglückte dieses Flugzeug, bevor Höhenflüge durchgeführt werden konnten. Im Jahr 2018 wurde im DLR erneut die Entwicklung eines solarelektrischen Höhenflugzeuges aufgenommen, dessen Erstflug für das Jahr 2025 geplant ist [39]. Dieses als HAP- α bezeichnete Fluggerät dient dabei zunächst zur Durchführung von Flügen in Höhen von ca. 66.000 ft ($20,1\text{ km}$) und soll die Basis für die zukünftige Entwicklung eines dauerhaft solarelektrisch flugfähigen Luftfahrzeugs legen.

Zur Zeit des Entstehens dieser Arbeit hat noch kein Projekt die Reife für eine Kommerzialisierung erreicht. Eine Vielzahl von eingestellten Projekten zeugt davon, dass der Realisierungsaufwand und die damit verbundenen Herausforderungen oft höher sind als ursprünglich angenommen. So hat der damals noch unter dem Namen Facebook firmierende Konzern Meta Incorporated bis 2018 das solarelektrische Höhenflugzeug Aquila entwickelt. Im Jahr 2016 verunglückte ein Prototyp kurz vor der Landung aufgrund strukturellen Versagens [40]. Im Jahr 2018 wurde das Projekt eingestellt, mit der Begründung, später auf Flugzeuge zurückgreifen zu wollen, die zum damaligen Zeitpunkt von anderen Unternehmen entwickelt wurden, anstatt die Eigenentwicklung voranzutreiben [41]. Im Jahr 2019 veröffentlichte der britische Landvermessungsdienst Ordnance Survey die Arbeiten an der Plattform Astigan [42]. Aufgrund hoher Kosten und der vergeblichen Suche nach einem Projektpartner wurde das Vorhaben trotz der Fertigstellung eines Prototyps im Jahr 2021 eingestellt [43]. Das zu Boeing gehörende Unternehmen Aurora Flight Sciences entwickelte das Luftfahrzeug Odysseus, welches Nutzlasten mit einer Masse von bis zu 70 kg mehrere Monate auf über 60.000 ft ($18,3\text{ km}$) fliegen soll [44]. Der für das Jahr 2019 geplante Erstflug wurde allerdings auf ein nicht genanntes Datum verschoben [45]. Seither sind keine Veröffentlichungen über weitere Projektfortschritte bekannt.

1.3 Aktuelle Entwicklungen und Forschungsbedarf für solarelektrische Flugzeuge

Der vorangegangene Abschnitt hat im Rahmen der Entwicklungsgeschichte solarelektrischer Höhenflugzeuge das anhaltende Interesse an dieser Technologie aufgezeigt, jedoch auch anhand stagnierender oder abgebrochener Projekte auf bestehende Herausforderungen und weitergehenden Entwicklungs- und Forschungsbedarf hingewiesen. Für den dauerhaften Flug müssen sehr niedrige Flächenlasten realisiert werden. Da der Flügel in der Regel gleichzeitig als Applikationsfläche für die Solarzellen verwendet wird, wächst die aus der Strahlungsenergie der Sonne umwandelbare elektrische Energie mit der Flügelfläche linear an und kann, bezogen auf die Flügelfläche, als Konstante angesehen werden. Die Antriebsleistung wächst mit der Flächenlast allerdings mit der Potenz $3/2$ und somit überproportional. Für einen möglichst großen Einsatzbereich muss daher die Flächenlast des Luftfahrzeugs möglichst gering gehalten werden und sollte bei aktuell verfügbaren

Solarzellen mit einer Effizienz von 35 % möglichst unter 6 kg/m^2 liegen [39].

Aufgrund des dafür erforderlichen Leichtbaus und der resultierenden niedrigen Fluggeschwindigkeit sind die Luftfahrzeuge durch atmosphärische Turbulenz in hohem Maße in ihrer strukturellen Integrität gefährdet. Weiterhin sind derartige Leichtbaustrukturen weniger steif, womit aeroelastische Phänomene, wie bspw. Flattern, schon bei niedrigen Geschwindigkeiten auftreten können. Analysemethoden für den Entwurf solcher flexiblen, hochgestreckten Flugzeugkonfigurationen erforschen bspw. Voß et al. [46]. Um die erforderlichen Leichtbaukonzepte zu realisieren, ist zudem ein auf die aeroelastischen Eigenschaften abgestimmter Regler erforderlich, der auch durch aktive Lastabminderung die Robustheit des Luftfahrzeugs erhöhen kann [47]. Zukünftiger Forschungsbedarf besteht im Bereich der weiteren Absenkung der Strukturmasse bei gleichzeitiger Erhöhung der Robustheit gegenüber atmosphärischen Turbulenzen. Hierbei kann bspw. eine Erhöhung des Integrationsgrads durch den Einsatz strukturintegrierter Batterien helfen, indem die Batterien als lasttragende Elemente fungieren [48].

Aufgrund wetterbedingter Turbulenz ist insbesondere das Steigen und Sinken durch die Troposphäre für solarelektrische Höhenflugzeuge eine Herausforderung. Basierend auf den aktuell verfolgten Projekten kann der Schluss gezogen werden, dass ein eigenständiges Aufsteigen und Landen der Luftfahrzeuge favorisiert wird. Um dies sicher zu gewährleisten, müssen verlässliche Wettervorhersagen verfügbar sein und Phänomene wie CAT (Clear Air Turbulence) möglichst ausgeschlossen werden. Für den Start und die Landung sind weiterhin sehr geringe Windgeschwindigkeiten erforderlich. Aufgrund des angestrebten lang andauernden Betriebs zeichnet sich aktuell ab, dass Start und Landung dieser Luftfahrzeuge zukünftig an besonders gut geeigneten Orten in der Welt stattfinden werden und die Luftfahrzeuge anschließend zu deren Einsatz in großen Höhen weiträumig verlegt werden.

Aktuell werden unter anderem Regionen in Kanada, Schweden, Italien sowie Spanien für die Entwicklung derartiger Stratoports in Erwägung gezogen [49]. Allerdings wurde bisher kein Projekt erfolgreich realisiert, was einerseits an den zum aktuellen Zeitpunkt noch nicht vorhandenen Plattformen und andererseits aufgrund weitergehendem Forschungsbedarfs bezüglich der Vorhersage des Auftretens lokaler Wetterphänomene, die das Flugzeug gefährden können, vermutet werden kann. So hat Airbus im Jahr 2018 in Australien eine Startbasis für das Zephyr-Projekt eröffnet [50]. Allerdings wurden nach den zwei turbulenzbedingten Abstürzen im Jahr 2019 keine weiteren Flüge von dort durchgeführt.

Eine Vielzahl von Forschungsarbeiten ist im Bereich des Konzeptentwurfs solarelektrischer Höhenflugzeuge entstanden. Im Zentrum steht dabei das Bestreben, wesentliche Entwurfszusammenhänge hinsichtlich der Einsatzbereiche und zu tragender Nutzlasten zu erkennen. Da bis Anfang der 2000er Jahre nur Solarzellen mit vergleichsweise geringer Umwandlungseffizienz der Strahlungsleistung der Sonne in elektrische Leistung zur Verfügung standen, kam es zum Entwurf von Konfigurationen, die eine möglichst optimale Ausrichtung der Solarpaneele zur Sonne anstreben. In einer sehr frühen Publikation zu grundsätzlichen Fragestellungen im Hinblick auf die Entwicklung solarelektrischer Flugzeuge wird bspw. eine Konfiguration mit Kreuzflügel, wie in Abbildung 6a dargestellt, vorgestellt [51].

Wenig später wurde durch Lockheed im Auftrag der NASA eine hochgestreckte Konfiguration mit kurzem Doppelrumpf und verhältnismäßig großen, vertikal stehenden Solarpaneelen sowie klappbaren Außenflügeln, wie in Abbildung 6b ersichtlich, konzipiert [52]. Damit sollte ein ganzjähriger Einsatz in Breitengraden von bis zu 38° erreicht werden. Ebenfalls getrieben durch die Anforderung eines ganzjährigen Fluges, in diesem Fall in Süddeutschland bei 48° n.Br., wurde das bereits erwähnte Konzept des Solitair mit schwenkbaren Solarpaneelen entwickelt [38]. Eine hybride Lösung stellen Konfigurationen mit Z-förmig faltbarem Flügel zur Optimierung der Ausbeute an Strahlungsenergie dar, wie bspw. in [53] beschrieben. Ist der Flügel vollkommen gestreckt, kann mit minimaler Flächenlast sehr langsam und energiesparend geflogen werden. Steht die Sonne sehr tief, wird der Flügel gefaltet, und trotz höherem Leistungsbedarf für den Antrieb wird die

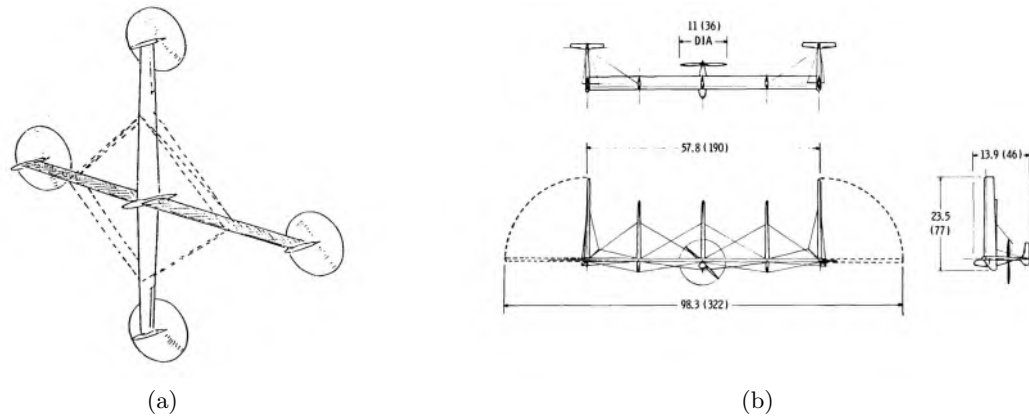


Abbildung 6: Kreuzflügelkonfigurationen (a) sowie Klappflügelkonfigurationen (b) mit vertikalen Solarpaneelen

Energieausbeute optimiert.

Für Boeings Odysseus wurde ursprünglich ebenfalls eine Z-förmig faltbare Konfiguration in Erwägung gezogen [54], allerdings verfügt der zuletzt präsentierte Prototyp über einen festen Flügel. Auch alle übrigen aktuell in fortgeschrittenem Stadium befindlichen aerodynamisch Auftrieb erzeugenden solarelektrischen Höhenflugzeuge haben einen festen Flügel mit darauf aufgetragenen Solarzellen.

Im Rahmen eines Auftrags der italienischen Raumfahrtagentur wurde durch Romeo et al. ein Entwurfsprozess erarbeitet, der in der Konzeption der HELIPLAT-Plattform mündet [55]. Das Flugzeug wurde für einen neunmonatigen Betrieb an Breitengraden von bis zu 38° und eine Nutzlasttragfähigkeit von 100 kg ausgelegt. Dafür verfügt es über eine Spannweite von 73 m und weist eine Gesamtmasse von 800 kg auf. In einem Folgeprojekt wird darauf aufbauend und unter Durchführung umfassender numerischer Analysen der aerodynamischen Eigenschaften ein übergangsloses Flügel-Rumpf-Konzept (engl.: blended wing body) entworfen und optimiert [56]. Auch im DLR wurden Konfigurationsstudien durchgeführt. So wurde bspw. untersucht, für welche Anwendungen aerodynamisch Auftrieb erzeugende Luftfahrzeuge aerostatisch Auftrieb erzeugenden Fluggeräten als Höhenplattform überlegen sind. In diesem Zusammenhang wurde ein Luftfahrzeug für Nutzlasten bis 20 kg für den Sommerbetrieb in bis zu 45° n.Br. vorausgelegt [57]. In der Studie wird für den Betrieb in polaren Regionen weiterhin die Solitair-Konfiguration vorgeschlagen.

Ein grundsätzliches Entwurfsvorgehen für solarelektrische Flugzeuge mit lang andauernden Flugzeiten, aber in niedriger Flughöhe, beschreibt Noth, wobei die Strukturmasse anhand statistischer Daten anderer Leichtbauluftfahrzeuge abgeschätzt wird [58]. Dieses Vorgehen wird für die Vorauslegung solarelektrischer Höhenflugzeuge aufgegriffen und angepasst. Beispielsweise modifiziert Alsahlani den Bereich der Massenabschätzung der Struktur und der Systeme und entwirft damit eine hochfliegende Plattform mit festem Flügel und einer Nutzlasttragfähigkeit von 50 kg für den Betrieb in Breiten bis 31° für bis zu sechs Monate [59]. Mukhachev et al. nutzen das Framework zur Entwurfsoptimierung ihrer initial mit 35 m Spannweite und einer Nutzlasttragfähigkeit von 20 kg ausgelegten Plattform. Li et al. beschreiben eine Entwurfsmethode, die als Entwurfsziel die Minimierung der Antriebsleistung bei gegebener Mission sowie Nutzlastmasse und -leistungsaufnahme verfolgt [60]. Alle genannten Studien führen erwartungsgemäß zu niedrigen Flächenlasten und niedrigen Fluggeschwindigkeiten. Signifikante Einflussgrößen sind jeweils die angenommenen Energiedichten der Energiespeicher, die Effizienz und die Masse der Solarzellen sowie die Abschätzmethode der Strukturmasse. Insbesondere bezüglich dieser Einflussgrößen besteht weitergehender Forschungsbedarf.

Weiterführende Arbeiten wenden Optimierungsalgorithmen an, um automatisiert bestmögliche Lösungen zu erhalten, bspw. [61]. Die grundsätzliche Konfiguration des Luftfahrzeugs wird dabei

weitestgehend vorgegeben, womit diese Vorgehensweise zur Detailverbesserung beiträgt. Die Optimierung des Energiehaushalts mittels dafür angepasster Flugtrajektorien ist insbesondere aufgrund der vom Sonnenstand abhängigen solaren Strahlungsleistung sowie des hohen Gewichts der Energiespeicher ein umfassend untersuchtes Forschungsthema. Dabei wird analysiert, inwiefern unter Einhaltung einer ausreichenden Positionierbarkeit über einem bestimmten Ort die Ausrichtung des Luftfahrzeugs zur Sonne mit dem Ziel einer Ertragsoptimierung durch das Folgen bestimmter Trajektorien angepasst werden kann.

Sachs et al. zeigen bspw., dass mithilfe von Methoden aus dem Bereich der optimalen Regelung Trajektorien für einen Flug über mehrere Tag-Nacht-Zyklen ohne Batterie und durch alleiniges Speichern von Energie durch Aufbauen von Flughöhe gefunden werden können [62]. Dabei wird allerdings nur in niedrigen Höhen geflogen und durch andauerndes Fliegen in östliche Richtung der Tag-Nacht-Zyklus auf unter 23 h verkürzt. Eine Methode zur Trajektorienoptimierung und Ausnutzung der Speicherung von Energieüberschuss in potentielle Energie zusätzlich zur Batterie bei solarelektrischen Höhenflugzeugen stellen Gao et al. vor, wobei im Vergleich zu einer Referenzmission die Batteriemasse um 23,5 % reduziert werden kann [63]. Die Berücksichtigung der Stationierungsrandbedingungen in Form eines virtuellen Zylinders und die Optimierung der innerhalb des Zylinders liegenden Trajektorien werden unter anderem von Hung et al. [64] und Martin et al. [65] beschrieben. Es ergeben sich dort jeweils ovale Flugbahnen innerhalb des eingrenzenden Kreises, wobei jeweils auf einem Segment die Ausrichtung der Solarpaneele zur Sonne mit maximalem Einstrahlwinkel erfolgt. Einen zur Echtzeitberechnung optimaler Trajektorien geeigneten Algorithmus einschließlich eines Zustandsautomaten zur Umsetzung in der Flugsteuerung wird von Marriott et al. beschrieben [66]. Eine wichtige Einflussgröße auf die optimale Trajektorie ist der Wind, da dieser maßgeblich die über Grund zurückgelegte Wegstrecke bestimmt und sich somit signifikant auf die Zeitintervalle optimaler Ausrichtung der Solarpaneele zur Sonne für einen Flug über einem festen Gebiet auswirkt. Xi et al. beschreiben dazu einen Ansatz, der konstante Windfelder berücksichtigt [67]. Da die Geschwindigkeit des Windes einerseits mit der Zeit, andererseits mit der Flughöhe variiert, sind weiterführende Arbeiten zur Trajektorienoptimierung erforderlich. Letztlich sei aber angemerkt, dass die Optimierung der Flugtrajektorien den Einsatzbereich des Luftfahrzeugs zwar erweitern kann, allerdings in einem wesentlichen Teil der möglichen Einsatzzeiten in Bezug auf Breitengrad und Jahreszeit ein solarelektrisches Flugzeug über hinreichend Energieüberschuss verfügen sollte, um mit beliebigen Trajektorien zu fliegen. So zeigen die Trajektorien des Zephyr während des 64-tägigen Rekordfluges beliebige Muster bis hin zu einer Grußbotschaft zum Unabhängigkeitstag am 4. Juli [68].

Die Technologie für die Energiespeicher für den Übernachflug ist von hoher Bedeutung, da deren Massenanteil am Luftfahrzeug aktuell ca. 50 % beträgt [69]. Die in den letzten Jahren stattgefundene Erhöhung der Energiedichte von wiederaufladbaren Batterien hat dazu geführt, dass in allen zum Zeitpunkt des Entstehens dieser Arbeit fortgeschrittenen Projekten für hochfliegende solarelektrische Luftfahrzeuge Batterien als Energiespeicher ausgewählt wurden. Früher angedachte Brennstoffzellen werden in aktuellen Projekten nicht berücksichtigt. In Abbildung 7 ist die Entwicklung der maximal in Laborumgebungen erreichten Energiedichten für Lithium-Ionen-Batterien aufgezeigt. Weiterhin ist die Energiedichte einer im Jahr 2023 kommerziell erhältlichen Zelle dargestellt. Es ist ersichtlich, dass zur Entwicklungszeit des Helios (1998 - 2003) selbst unter Laborbedingungen nur ca. 50 % der heute kommerziell verfügbaren Energiedichte erreicht wurde. Heutige solarelektrische Flugzeuge verwenden zudem Sonderformen der Lithium-Ionen-Batterie. So kommen bspw. für den Zephyr 8 sowie für den PHASA-35 Lithium-Ionen-Batterien mit Silizium-basierter Anode mit einer vom Hersteller angegebenen Energiedichte von 500 Wh/kg auf Zellebene zum Einsatz [70]. Eine fortschreitende Erhöhung der Energiedichte der Batterien wird insbesondere größere Nutzlastmassen ermöglichen und somit den Nutzwert der Luftfahrzeuge steigern. Weiterer Forschungsbedarf liegt im Bereich der Erhöhung der Zyklenfestigkeit sowie der Absenkung des Betriebstemperaturbereichs unter Beibehaltung der Kapazität.

Im Bereich der Solarzellen konnten in den vergangenen Jahren signifikante Fortschritte hinsichtlich der Effizienz erzielt werden. Abbildung 8 zeigt, dass unter Laborbedingungen mit sogenannten Tandem- bzw. Multijunction-Solarzellen Wirkungsgrade von bis zu 47,5 % für die Umsetzung der Strahlungsleistung der Sonne in elektrische Leistung erreicht werden konnten. Für solarelektrische Höhenflugzeuge müssen die Solarzellen einschließlich aller für ihre Aufbringung auf das Flugzeug notwendigen Maßnahmen besonders leicht und dennoch hocheffizient sein. Um das Jahr 2000 verfügte der Helios mit Solarzellen von SunPower mit einem Wirkungsgrad von ca. 21 % und einer Masse von ca. 600 g/m^2 über den damaligen Stand der Technik. Aktuell werden Tandemzellen mit Wirkungsgraden von ca. 35 % und einem Gewicht von 330 g/m^2 verwendet. Die Herstellung dieser leichtgewichtigen Zellen erfolgt durch aufwändiges Abschleifen oder durch spezielle Fertigungsverfahren wie dem Epitaxial-Lift-off-Prozess [72].

Die größte Herausforderung liegt in einer Reduktion der Kosten für die Solarzellen. Verglichen mit den Batterien gibt es hier keine nennenswerten Komplementäranwendungen, die zu kostensenkenden Skaleneffekten führen könnten. Ein vielversprechender Ansatz ist die Verwendung sogenannter Perowskit-Strukturen, mit denen in kostengünstigen Folienapplikationsprozessen dünne, leichtgewichtige und effiziente Solarzellen hergestellt werden können [73]. Hierbei ist aktuell die geringe Beständigkeit dieser Solarzellen gegenüber atmosphärischen Einflüssen [75], bspw. Sauerstoff und Feuchtigkeit, ein noch zu lösendes Problem für zukünftige Anwendungen in solarelektrischen Höhenflugzeugen.

Der Antriebsstrang solarelektrischer Höhenflugzeuge bietet insbesondere aufgrund des Span-Loaded-Designs eine Vielzahl von Möglichkeiten für Forschungs- und Entwicklungsarbeiten. So muss während des Entwurfs die Anzahl der Batterien durch Abwägung zwischen einer möglichst gleichmäßigen Masseverteilung und einer möglichst geringen Anzahl an Batterien aufgrund der fixen Masseinheiten des jeweiligen Batteriemanagementsystems gefunden werden. Kommen sogenannte MPPT für den Solargenerator zur Optimierung der Leistungsausbeute für die vorherrschenden Einstrahlungsbedingungen zum Einsatz ist zudem die Anzahl der Kanäle durch eine Abwägung von Masse und Energieausbeute zu optimieren. Grundsätzlich stellt sich auch die Frage, ob überhaupt MPPTs benötigt werden oder ob deren Einsparung und die damit verbundene Massenreduktion sowie das geringere Ausfallrisiko von Vorteil sind.

Auch der Betrieb der Batterien bietet Optimierungspotenziale, die tiefer gehend untersucht werden können. So müssen die Batterien aufgrund der niedrigen Temperaturen während des Übernachtsflugs thermisch konditioniert, d. h. geheizt, werden. Auch in diesem Bereich sind unterschiedliche Strategien umsetzbar, bspw. die sukzessive Nutzung einer Teilmenge der Batterien für die Ener-

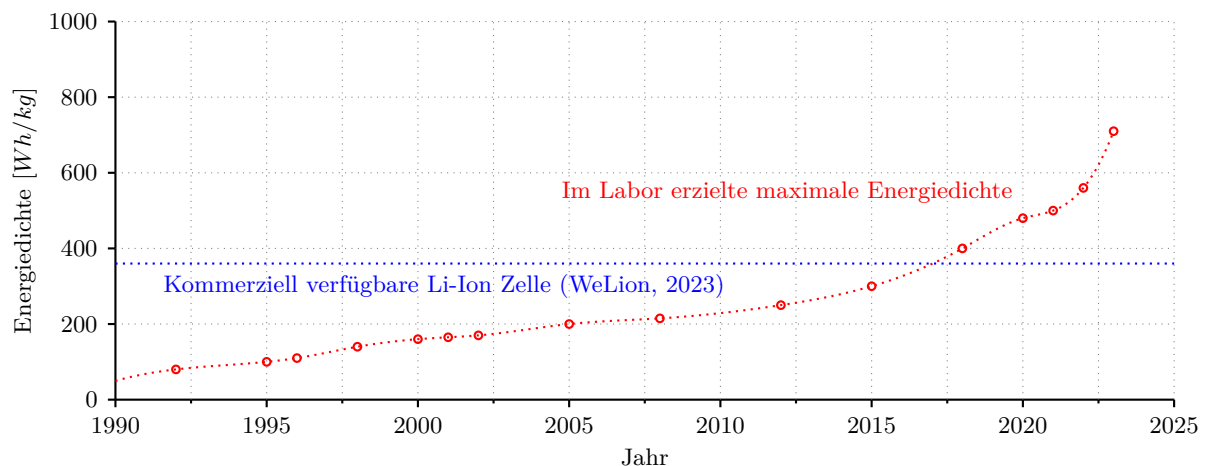


Abbildung 7: Evolution der Energiedichte von Sekundärzellen [71]

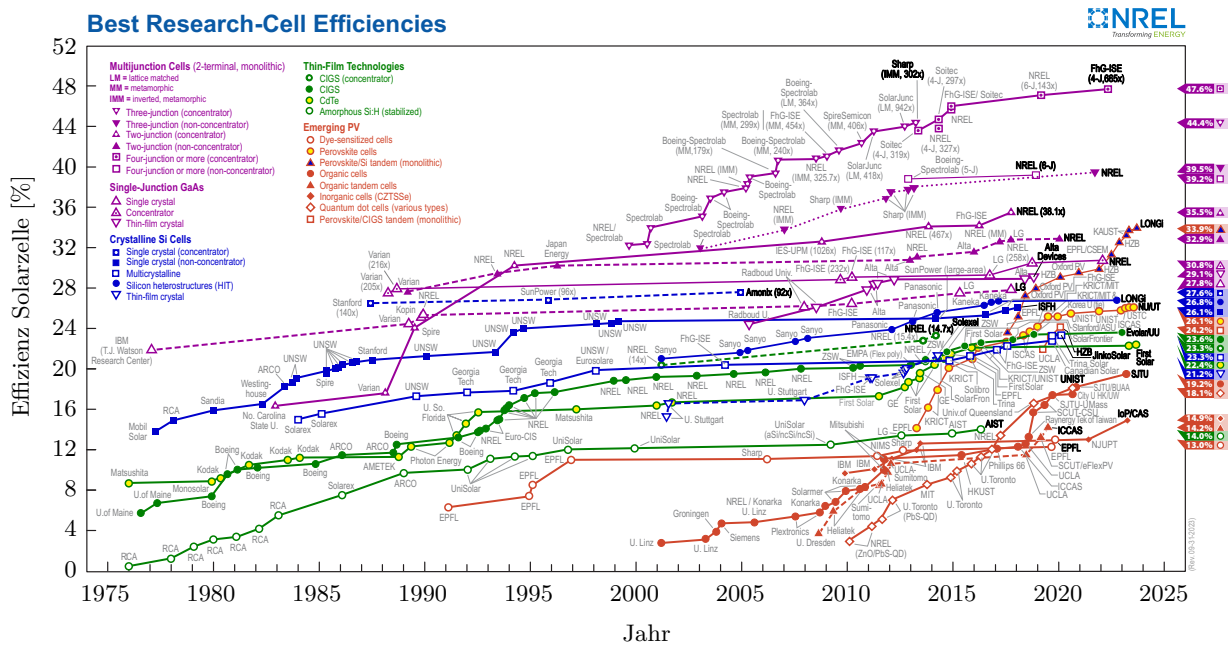


Abbildung 8: Evolution der Effizienz verschiedener Solarzellentechnologien [74]

giebereitstellung, womit voraussichtlich der Heizleistungsbedarf reduziert werden kann. Allerdings müssen dann die Umschaltvorgänge analysiert und bewertet werden, da beim Zusammenschalten von Batterien mit unterschiedlichem Ladezustand hohe Ausgleichsströme fließen können.

Im Bereich der Optimierung verteilter Antriebsstränge sind bisher keine tiefgreifenden Forschungsarbeiten bekannt. Zur Analyse, Bewertung und Optimierung solarelektrischer Höhenflugzeuge ist die simulationsgestützte Untersuchung der Flugmissionen basierend auf dem Zusammenspiel der Flugleistungen, der Energieflüsse im Antriebsstrang sowie der Umgebungsbedingungen erforderlich. Um die Optimierungspotenziale im Antriebsstrang festzustellen, ist dabei auf eine ausreichende Modellierungstiefe zu achten, die insbesondere die Verteilung der Batterien im Luftfahrzeug berücksichtigt. Zur Ermittlung der erforderlichen Heizleistung zur Klimatisierung der Batterien sowie zur Berechnung der Temperaturen von Batterien und Solarpaneelen unter Berücksichtigung der temperaturabhängigen Leistungscharakteristik ist es erforderlich, neben den elektrischen Energieflüssen auch die Wärmeflüsse zu den Batterien und den Solarpaneelen zu modellieren und zu simulieren. Integrierte Simulationsumgebungen, die für solarelektrische Höhenflugzeuge die Flugleistungen sowie die elektrischen und thermischen Energieflüsse für verteilte Antriebsstränge kombinieren, wurden bisher nicht in der Literatur beschrieben und sind auch nicht am Markt verfügbar.

Um die Missionsfähigkeit des zum Zeitpunkt des Entstehens dieser Arbeit im DLR in Entwicklung befindlichen Luftfahrzeugs HAP- α zu analysieren und um den Grundstein zur zukünftigen Optimierung des verteilten Antriebsstrangs zu legen, setzt die vorliegende Arbeit mit dem Ziel der Entwicklung einer Missionssimulationsumgebung zur Untersuchung der Missionsfähigkeit unter Berücksichtigung der elektrischen sowie thermischen Energieflüsse in einem verteilten Antriebsstrang an dieser Lücke an.

1.4 Thesen und wissenschaftliche Fragestellungen der Arbeit

Die Entwicklung einer Simulationsumgebung ist eine ingenieurwissenschaftliche Arbeit, die sich der Methode der Modellbildung und Simulation bedient. Modellbildung und Simulation beschreiben dabei streng genommen zwei Aktivitäten, die sich gegenseitig bedingen. Die Modellbildung

dient der Beschreibung des Verhaltens eines Systems und stellt eine Art Vehikel für die Simulation bereit. Die Simulation nutzt das entwickelte Modell zur Ausführung von Experimenten und zur Generierung weiterverwendbarer Daten.

Im Rahmen dieser Arbeit soll eine Simulationsumgebung für solarelektrische Höhenflugzeuge umgesetzt werden. Da sich zum Entstehungszeitpunkt dieser Arbeit mit HAP- α ein derartiges Luftfahrzeug im DLR im Entwicklungsstadium befindet, wird dieses als begleitendes Beispiel für die Umsetzung der Simulationsumgebung verwendet. Allerdings soll die Simulationsumgebung allgemein für aerodynamisch Auftrieb erzeugende solarelektrische Höhenflugzeuge verwendet werden können. Da bisher keine Flugversuchsdaten vorliegen, erfolgt die Modellierung unter Nutzung ingenieurwissenschaftlich bekannter Abstraktionsmethoden in Kombination mit Teilmodellen, die auf in Bodenversuchen gewonnenen Experimentaldaten beruhen. Dem Aufbau der Simulationsumgebung liegen zunächst folgende Thesen zugrunde:

1. Das erforderliche Wissen für den Aufbau der Simulationsumgebung ist in verfügbarer Literatur beschrieben und muss für die konkrete Anwendung lediglich in geeigneter Weise aufbereitet und kombiniert werden.
2. Es gibt Teilbereiche, in denen allgemein anerkannte und abgesicherte Teilmodelle vorliegen, die in diese Arbeit übernommen werden können.

Die Simulationsumgebung soll zunächst vornehmlich dazu dienen, die Flugmissionen des im DLR in Entwicklung befindlichen Luftfahrzeugs HAP- α zu simulieren und dessen Missionsfähigkeit nachzuweisen. Anhand der geplanten Höhenflugmission soll dieser Nachweis im Rahmen der Arbeit, basierend auf dem zum Entstehungszeitpunkt der Arbeit vorhandenen Entwicklungsstand, erfolgen. Darüber hinaus sollen auch lang andauernde Missionen simuliert werden, wofür allerdings die Masse des Luftfahrzeugs sowie die Energiedichte der Batterien angepasst werden müssen. Dabei wird insbesondere das Betriebsverhalten des verteilten Antriebsstrangs untersucht.

Aufgrund der niedrigen Außentemperaturen in der Einsatzhöhe solarelektrischer Höhenflugzeuge kann zunächst davon ausgegangen werden, dass die Batterien geheizt werden müssen. Allerdings geben die Batterien aufgrund ihres Innenwiderstands beim Entladen Wärme an ihre Umwelt ab, wobei die Wärmekapazität und thermische Isolation der Auskühlung entgegenwirken. Die deutlich geringere Luftdichte im Vergleich zur Meereshöhe wird zudem die Wärmeabfuhr reduzieren. Weiterhin ist zu untersuchen, ob am Tag unter Sonneneinstrahlung ein unzulässig hoher Temperaturanstieg der Batterien droht und ggf. Kühlmaßnahmen erforderlich sind. Die daraus folgende These lautet:

3. Im Übernachtflug ist aufgrund der niedrigen Außentemperaturen eine Klimatisierung der Batterien mit elektrischer Heizleistung notwendig, die die verfügbare Kapazität für den Flugantrieb sowie die Onboard-Systeme deutlich reduziert.

Im Rahmen des Flugzeugentwurfs solarelektrischer Höhenflugzeuge kommt in der Regel die Frage auf, ob die Solarpaneele jeweils mit einem MPPT ausgerüstet werden sollen, um die elektrisch erzeugte Leistung zu maximieren. Ein MPPT wählt den Betriebspunkt des Solarpaneels so, dass unabhängig von der Spannung des durch den MPPT versorgten elektrischen Netzes stets die Spannung des Leistungsmaximums am Solarpaneel anliegt. Auf den MPPT zu verzichten, führt hingegen zu einer Reduktion der Komplexität des elektrischen Netzwerks und reduziert die potenziellen Fehlerquellen. Die Spannung über dem Solarpaneel wird dabei allerdings vom elektrischen Netzwerk vorgegeben und kann von der Spannung der optimalen Leistungsausbeute deutlich abweichen. Dies führt zur letzten These der Arbeit:

4. Der Einsatz von MPPTs führt zu einer deutlichen Steigerung der erzeugten elektrischen Leistung der Solarpaneele und ist daher grundsätzlich sinnvoll.

Aus den Thesen leiten sich die wissenschaftlichen Fragestellungen für die Arbeit ab. Im Rahmen der Entwicklung der Simulationsumgebung wird vor allem folgenden Fragestellungen nachgegangen:

1. Sind in allen erforderlichen ingenieurwissenschaftlichen Teilbereichen geeignete Beschreibungsmethoden verfügbar, und wie können diese in eine ganzheitliche Simulationsumgebung zur Missionsanalyse für solarelektrische Höhenflugzeuge zusammengeführt werden?
2. Wie kann eine Simulationsumgebung für lang andauernde Flugmissionen zur gleichzeitigen Analyse des Betriebs des Antriebsstrangs sowie der Missionsfähigkeit strukturell umgesetzt werden?

Unter Nutzung der Simulationsumgebung wird dann der dritten und vierten These nachgegangen. Dabei soll geklärt werden, in welcher Größenordnung die Heizleistung der Batterien tatsächlich liegt sowie in welchem Ausmaß eine Reduktion der nominalen Kapazität der Batterien zu erwarten ist. Gleichmaßen von Interesse sind die Temperaturen der Batterien am Tag unter Sonneneinstrahlung. Hier müssen Temperaturen oberhalb der für die Zellen gültigen Spezifikation ausgeschlossen werden. Die zugehörigen Fragestellungen lauten:

3. In welcher Größenordnung wird die tatsächliche Heizleistung für die Batterien im Luftfahrzeug liegen, und hat diese einen erheblichen Einfluss auf die verfügbare elektrische Energie für den Übernachtsflug?
4. Mit welchen Temperaturen der Batterie ist am Tag zu rechnen, und müssen ggf. Gegenmaßnahmen ergriffen werden, um eine Überhitzung der Batterien zu verhindern?

Anhand einer Beispielmision soll letztlich bei sonst unveränderter Konfiguration der Energiefluss im elektrischen Netz einmal mit MPPTs sowie einmal ohne MPPTs ermittelt und verglichen werden. Dabei werden insbesondere die minimalen Ladezustände der Batterien sowie die Dauer für die Wiederaufladung analysiert und gegenübergestellt. Damit soll folgender Fragestellung nachgegangen werden:

5. Lässt sich aus den Unterschieden der Energiehaushalte zwischen der Konfiguration mit sowie der Konfiguration ohne MPPTs die Notwendigkeit für den Einsatz dieser Komponenten in solarelektrischen Höhenflugzeugen ableiten und begründen?

Auch wenn die zur Erstellung der Simulationsumgebung zur Anwendung kommenden Modellierungsmethoden für unterschiedliche Flugzeuge und verschiedene Missionen angewandt werden können, erfolgt die konkrete Umsetzung anhand des Luftfahrzeugs HAP- α des DLR. Daher erfolgt die Beantwortung der wissenschaftlichen Fragestellungen auch am konkreten Beispiel dieses Flugzeugs. Die Allgemeingültigkeit bleibt dadurch erhalten, dass grundsätzlich unter Nutzung des im Folgenden beschriebenen Modellierungs-, Simulations- und Analyseverfahrens diese Fragestellungen für andere artverwandte Luftfahrzeuge durch Anpassen der Parameter der Simulationsumgebung beantwortet werden können.

1.5 Aufbau der Arbeit

Zur Beantwortung der wissenschaftlichen Fragestellungen wird die Arbeit in sechs Kapitel gegliedert. Das erste Kapitel gab eine Einführung in die historische Entwicklung sowie den aktuellen Stand der Technik aerodynamisch Auftrieb erzeugender solarelektrischer Höhenflugzeuge. Aufbauend auf dieser Einführung wurde der allgemeine Forschungs- und Entwicklungsbedarf im Bereich dieser spezialisierten Luftfahrzeuge dargelegt sowie die dieser Arbeit zugrunde liegenden Thesen und wissenschaftlichen Fragestellungen abgeleitet.

Das zweite Kapitel gibt einen Überblick über das zum Entstehungszeitpunkt dieser Arbeit im DLR in Entwicklung befindliche Luftfahrzeug HAP- α . Dabei werden die Entwicklungsziele als auch die beabsichtigten Flugmissionen erläutert und die wesentlichen technischen Daten vorgestellt. Zudem

werden der aktuelle Entwicklungsstand beschrieben und die mittelfristige Versuchsplanung unter Nutzung des Luftfahrzeugs diskutiert.

Das dritte Kapitel führt in den Aufbau der Missionssimulationsumgebung ein. Zunächst wird ein Überblick über vergleichbare existierende Simulationsumgebungen gegeben und der Bedarf für eine Neuentwicklung dargelegt. Anschließend erfolgt eine Motivation für den objektorientierten Aufbau der Software einschließlich der Erörterung der Vorteile dieser Vorgehensweise. Der Kern des Kapitels ist die Vorstellung des konkreten Aufbaus der Software, der einzelnen Klassen sowie des grundsätzlichen Ablaufs der Simulationssteuerung. Die Beschreibung der implementierten Teilmodelle in den folgenden Kapiteln orientiert sich an der Beschreibung des Aufbaus der Simulationsumgebung, jedoch ohne weiter auf die Besonderheiten der softwaretechnischen Implementierung in eine objektorientiert entwickelte Software einzugehen.

Im vierten Kapitel wird die Modellierung der Umwelt des Luftfahrzeugs beschrieben. Die Umwelt ist dabei in die Atmosphäre sowie in die von der Sonne und der Erde emittierte elektromagnetische Strahlung unterteilt. Es werden die Anforderungen an diese Modelle dargelegt sowie verschiedene detaillierte Modelle zur Beschreibung der Atmosphäre und der Strahlung diskutiert und jeweils eine für die Arbeit geeignete Modellauswahl getroffen.

Das fünfte Kapitel dient der Beschreibung des Flugverhaltens des Luftfahrzeugs. Unter dem Flugverhalten wird die für die Simulation notwendige Bewegungsbeschreibung des Luftfahrzeugs über der Erde verstanden. Eine Flugmission beschreibt anhand eines Missionsplans eine Abfolge von Wegpunkten oder von an bestimmten Orten der Erde festgelegten Figuren, denen für eine bestimmte Zeit zu folgen ist. Zunächst wird erläutert, aus welchen Missionselementen die Flugmission zusammengestellt werden kann. Darauf aufbauend wird beschrieben, wie die resultierende Trajektorie unter Berücksichtigung von Wind sowie der limitierten Flugleistungen des Luftfahrzeugs berechnet wird. Hierzu ist auch die Beschreibung der aerodynamischen Eigenschaften des Luftfahrzeugs erforderlich, wobei eine geeignete Methode zur Erstellung einer Flugzeugpolare aus der Geometrie des Luftfahrzeugs vorgestellt wird. Das Kapitel schließt mit der Vorstellung von Simulationsdaten einer globalen Beispielmission.

Die Modellierung des verteilten Antriebsstrangs im Luftfahrzeug steht im Fokus des sechsten Kapitels. Zunächst wird der grundsätzliche Aufbau einer für derartige Luftfahrzeuge typischen Klasse elektrischer Netzwerke sowie ein Berechnungsverfahren zur Ermittlung der Ströme und Spannungen zu jedem Simulationsschritt vorgestellt. Dies dient der Berechnung des elektrischen Energieflusses von den Solargeneratoren über die Batterien bis hin zu den Verbrauchern in Form der Antriebe und Onboard-Systeme. Der Lösungsalgorithmus, der für alle im Netzwerk verbundenen elektrischen Komponenten, basierend auf ihrer in der Regel nichtlinearen elektrischen Kennlinie, die momentanen Ströme und Spannungen bestimmt, wird umfassend beschrieben. Anschließend wird die Berechnung der Kennlinien für die verschiedenen Elemente im Netzwerk diskutiert. Die zugrunde liegenden Modelle basieren dabei auf im Versuch ermittelten Daten oder auf Herstellerangaben. Insbesondere die Experimente zur Bestimmung der Batteriekennlinien sowie der Verlustleistung des elektrischen Antriebs werden in diesem Kapitel genauer dargelegt. Neben dem elektrischen Energiefluss wird auch die thermische Modellierung zur Ermittlung der Wärmeflüsse und der daraus resultierenden Komponententemperaturen erörtert.

Im Rahmen des dritten bis sechsten Kapitels werden insbesondere die wissenschaftlichen Fragestellungen zur Umsetzung der Missionssimulationsumgebung beantwortet. Das siebte Kapitel dient schwerpunktmäßig der Beantwortung der Fragestellungen bezüglich der Leistung des elektrischen Antriebsstrangs. Zunächst wird allerdings die Höhenflugmission des DLR-Luftfahrzeugs HAP- α simuliert und analysiert. Den weiteren Untersuchungen liegt ebenfalls die Konfiguration von HAP- α zugrunde, allerdings werden die Flugzeugmasse und die Batteriekapazität so angepasst, dass langandauernde Flugmissionen in großer Höhe simuliert werden können. Anhand einer globalen Beispielmission werden dann charakteristische Daten, bspw. die Trajektorie, die Antriebsleistung sowie die erzeugte elektrische Leistung aus der solaren Einstrahlung und die Ladezustände der Batterien

bestimmt. Die Beispielmission wird jeweils mit und ohne Einsatz von MPPTs simuliert. Die Ergebnisse beider Simulationsläufe werden gegenübergestellt und insbesondere hinsichtlich der Einsatznotwendigkeit von MPPTs diskutiert.

Die Arbeit schließt mit einer Zusammenfassung sowie einem Ausblick ab. Dabei wird vor allem auf den weiteren Validierungsbedarf sowie auf ausgewählte Forschungsfragestellungen für zukünftige Arbeiten eingegangen.

2 Hochfliegende Plattform - Das solarelektrische Experimentalthöhenflugzeug des DLR

2.1 Projektübersicht

Aufgrund zahlreicher internationaler Aktivitäten im Bereich solarelektrischer Höhenflugzeuge startete das DLR im Jahr 2018 eine Konzeptstudie für die Umsetzung eines derartigen Luftfahrzeugs. Nach initialer Feststellung der Machbarkeit wurde im Jahr 2019 entschieden, ein Luftfahrzeug mit mehrwöchiger Flugfähigkeit in großen Höhen umzusetzen. Im weiteren Projektverlauf stellte sich heraus, dass eine direkte Umsetzung dieses Luftfahrzeugs mit lang andauernder Flugfähigkeit ohne Zwischenschritte zu aufwändig sowie zu riskant ist. Daher wird zunächst ein Erprobungsträger entwickelt, der auf 20 km aufsteigen, dort für wenige Stunden verbleiben und anschließend wieder in den Sinkflug bis zur Landung übergehen soll [39].

Die Dimensionen des Luftfahrzeugs entsprechen dabei der ursprünglich angedachten Konfiguration für lang andauernde Flüge. Allerdings wurde zugunsten einer robusteren Struktur sowie der Installation von Querrudern die Batteriemasse reduziert. Die Beibehaltung der Dimensionen ermöglicht eine leichtere Übertragbarkeit der Ergebnisse auf ein später dauerflugfähiges Modell. Weiterhin würde bei einer deutlichen Reduktion der Größe die Reynolds-Zahl, die das Verhältnis von Trägheits- zu Zähigkeitskräften im umströmenden Medium beschreibt, in einen Bereich absinken, in dem aufgrund der langen laminaren Lauflänge am Flügelprofil der Reibungswiderstand stark ansteigen würde [76], wodurch das Erreichen der Zielflughöhe nicht möglich wäre. Diese erste Variante wird HAP- α genannt und ist als gerenderte Darstellung, basierend auf dem aktuellen digitalen Geometriemodell, in Abbildung 9 dargestellt.

Mit HAP- α soll im Rahmen diverser Höhenflugkampagnen ein vertieftes Verständnis für die Umweltbedingungen und das Flugverhalten des Luftfahrzeugs entwickelt werden. Insbesondere der Auf- und Abstieg vom Boden bis in die Stratosphäre stellt für artverwandte Luftfahrzeuge eine Herausforderung dar, da aufgrund wetterbedingter Turbulenzen hohe strukturelle Lasten auftreten können. Ein sehr gutes Verständnis der atmosphärischen Bedingungen während des Fluges, insbe-



Abbildung 9: Das Luftfahrzeug HAP- α

sondere durch die Troposphäre, auch bei vermeintlich sehr gutem Flugwetter, ist von grundlegender Bedeutung für die zukünftige Auslegung leichter, dauerflugfähiger solarelektrischer Höhenflugzeuge mit einem ausreichend hohen Anteil an Batteriemasse. Die Höhenflüge sollen weiterhin dazu genutzt werden, die Leistungsfähigkeit und den Betrieb von Sensornutzlasten unter Stratosphärenbedingungen zu erproben.

Das Luftfahrzeug HAP- α ist in einer klassischen Drachenkonfiguration ausgeführt und verfügt über ein konventionelles Leitwerk. Zur Giersteuerung ist ein dediziertes Seitenruder vorhanden, für die Nicksteuerung wird hingegen das komplette Höhenleitwerk geschwenkt. Das Flugzeug ist mit zwei Propellern ausgestattet, die jeweils von einem elektrischen Motor angetrieben werden. Zu jedem Propellerantrieb ist in der jeweiligen Flügelhälfte ein dazugehöriger Antriebsstrang, bestehend aus fünf Batterien sowie fünf Solarpaneelen, integriert. Beide Antriebsstränge versorgen unabhängig voneinander die Systeme des Flugzeugs, sodass im Falle des Ausfalls eines Antriebsstrangs das Flugzeug weiterhin steuerbar bleibt. Die Batterien wurden im Flügel im Sinne eines Span-Loaded-Designs verteilt [77], womit das Flugzeug über den für diese Flugzeugklasse typischen verteilten Antriebsstrang verfügt. In Abbildung 10 ist das Entwurfsmodell des Luftfahrzeugs zu sehen, wobei für die rechte Flügelhälfte die Lage der Batterien sowie die Solarpaneele gekennzeichnet sind.

Eine nennenswerte Besonderheit des Projekts ist die simultane Entwicklung des Luftfahrzeugs und der vom Luftfahrzeug zu tragenden Sensornutzlasten mit einer maximalen Masse von 5 kg . So wird einerseits eine hochauflösende Kamera und andererseits ein Radar mit synthetischer Apertur umgesetzt. Die Kamera ist ein Derivat der Modular Airborne Camera System (MACS)-Familie [78] des DLR. Die Kamera wird in einer Höhe von 20 km eine Auflösung von ca. 15 cm von Objekten in Höhe des Meeresspiegels realisieren und verfügt über ein eigenes Bewegungssystem, um unabhängig von der Flugbewegung des Luftfahrzeugs bestimmte Stellen am Boden dauerhaft beobachten zu können [79].

Die Entwicklung eines Radars mit synthetischer Apertur zur Integration in ein solarelektrisches Höhenflugzeug stellt eine besondere Herausforderung dar, da neben der Einhaltung der geringen Masse auch der Betrieb mit der begrenzt zur Verfügung stehenden elektrischen Energie sowie das Thermalmanagement an der Grenze der technischen Machbarkeit liegen. Ein Radar mit synthetischer Apertur hat gegenüber einer optischen Kamera den Vorteil, dass einerseits aufgrund der aktiven Zielbeleuchtung ein Betrieb auch in der Nacht und andererseits aufgrund der Durchlässigkeit der Wolken für die elektromagnetischen Strahlen des Radars auch bei geschlossener Wolkendecke möglich ist. Das Radar liefert allerdings, anstatt auf dem Reflexionsvermögen des Sonnenlichts der

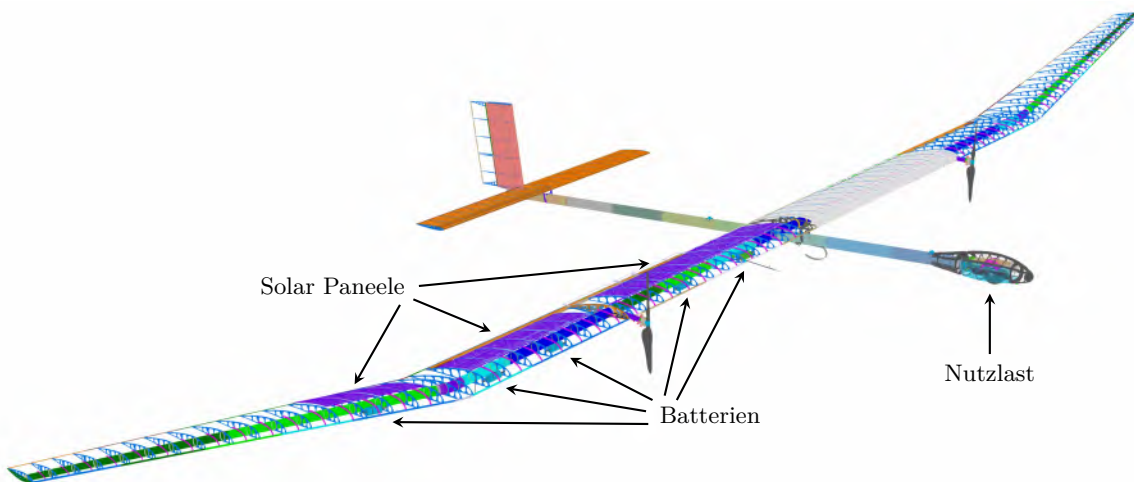


Abbildung 10: Entwurfsmodell des Luftfahrzeugs HAP- α

beobachteten Oberflächen basierende optische Bildeindrücke, topografische Daten der beobachteten Oberfläche. Das im Rahmen des Projekts entstehende Radar wird eine Auflösung von ca. 70 cm von Objekten in Höhe des Meeresspiegels haben [80].

Für das Projekt wurde von Beginn der Entwicklung an besonderer Wert auf ein systematisches Vorgehen gelegt. Hierfür wurde ein auf das Projekt zugeschnittener modellgestützter Entwicklungsprozess definiert, der vom Vorentwurf bis zum Abschluss der Integration alle notwendigen Entwurfs-, Test- und Nachweisführungsaktivitäten umfasst und durch Nutzung des Systems Modeling Language (SysML)-basierten Entwurfsmodells jederzeit auf einem konsistenten Informationsstand beruht [81].

Im Rahmen der Entwicklung des Luftfahrzeugs stellte sich mit jeder Änderung, insbesondere der Masse, der verfügbaren Batteriekapazität oder der Gesamtfläche der Solarpaneele, die Frage, welche Missionen mit dem aktuellen Entwurfsstand durchführbar sind. Initial wurde hierfür eine an den Vorentwurf gekoppelte Simulationsumgebung umgesetzt und genutzt. Allerdings war dabei der Detaillierungsgrad des Antriebsstrangs noch verhältnismäßig grob, und tiefergehende Fragestellungen, wie bspw. nach der erforderlichen Heizleistung der Batterien und deren Auswirkung auf die Missionsfähigkeit, konnten nicht beantwortet werden. Weiterhin war unter anderem aufgrund der Zusammensetzung der Simulationssoftware aus Code unterschiedlicher Herkunft und ursprünglichem Verwendungszweck im Verlauf der Zeit die Wartbarkeit der Software sehr aufwändig geworden. Aus diesem Grund wurde die im Rahmen dieser Arbeit entstandene Neuentwicklung initiiert und insbesondere im Bereich der Modellierung der Umwelt sowie des Antriebsstrangs des Luftfahrzeugs wesentlich detaillierter ausgeführt.

Zum Zeitpunkt des Entstehens dieser Arbeit wurden der Entwurf des Luftfahrzeugs abgeschlossen sowie wesentliche Systeme qualifiziert. In Abbildung 11 ist zur Illustration der Größe des Flugzeugs das Versuchsmodell des Flügels für statische Lasttests zu sehen. Die Integration des Luftfahrzeugs ist für die erste Hälfte des Kalenderjahres 2025 geplant.



Abbildung 11: Die Teststruktur des Versuchsflügels des Luftfahrzeugs HAP- α

2.2 Technische Beschreibung des Luftfahrzeugs

Da es sich bei dem Flugzeug um ein unbemanntes Luftfahrzeug handelt, ist dieses in ein Gesamtsystem, bestehend aus dem Flugzeug, einer Bodenstation sowie Bodendienstgerät, eingebettet. Die Bodenstation hat die Aufgabe, den Arbeitsplatz für einen Fernpiloten bereitzustellen sowie die Überwachung des Luftfahrzeugs im Flug zu ermöglichen. Weiterhin wird die Bedienung und die Datenaufzeichnung der Sensornutzlasten ermöglicht. Zum Bodendienstgerät gehören neben Transport- und Instandhaltungsausrüstung insbesondere die Startvorrichtung für das Flugzeug. Diese ist in Form eines Kraftfahrzeuganhängers mit in Grenzen frei beweglicher Aufnahme für das Luftfahrzeug realisiert [82]. Das Kraftfahrzeug beschleunigt beim Startlauf das auf dem Anhänger befindliche Luftfahrzeug. Bei Erreichen der Abhebegeschwindigkeit wird das Luftfahrzeug durch Betätigen des Höhenruders rotiert und verlässt durch eigens erzeugten Auftrieb den Startwagen. Für die Landung ist das Flugzeug mit einer unter dem Rumpf befindlichen Landekufe sowie in der Nähe des jeweiligen Flügelknicks installierten Stützkufen ausgerüstet. Die Propeller werden zur Landung quergestellt und durch die Motorregler aktiv in dieser Position gehalten.

Die Dimensionen des Luftfahrzeugs sind in Abbildung 12 als Dreiseitenriss dargestellt, und die technischen Daten sind in Tabelle 1 gelistet. Die Spannweite beträgt $27,25\text{ m}$ bei einer Länge von $12,1\text{ m}$. Die Struktur des Flugzeugs wird weitgehend aus Kohlefaserverbundwerkstoff hergestellt. Der Flügel weist dabei eine Holm-Rippen-Bauweise auf und wird mit einer Bespannfolie aus einem Polyvinylfluorid-Material, Tedlar® TW, bezogen [83]. Die äußeren Teile des Flügels weisen zur Erhöhung der Richtungsstabilität eine V-Stellung von 12° sowie zur Optimierung der Auftriebsverteilung eine Zuspitzung auf, die als Verhältnis der Tiefe von Außenflügel zu Innenflügel definiert ist [76], und beträgt $0,47$.

Die Antriebsstränge in jeder Flügelhälfte verbinden die Batterien mit dem sogenannten Power-Bus. Dabei sind alle Batterien fest mit einer entlang des Flügelholms verlaufenden Gleichspannungsleitung verbunden und weisen aus Gewichtsgründen keine separaten Laderegler auf. Ladungsunterschiede zwischen den Batterien werden durch Ausgleichsströme abgebaut. Durch die feste Verbindung der Batterien treten allerdings im Flug keine signifikanten Ladungsunterschiede auf, sodass

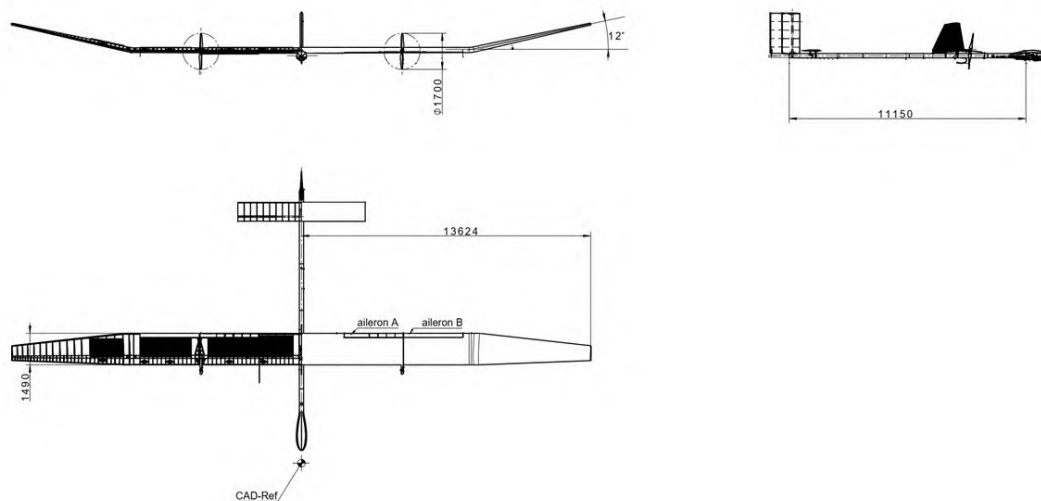


Abbildung 12: Dreiseitenriss des Luftfahrzeugs HAP- α

diese Ausgleichsströme gering sind. Beim Einbau der Batterien muss hingegen auf einen annähernd gleichen Ladezustand geachtet werden.

Jede Batterie ist mit einem Battery Management System (BMS) ausgestattet, welches für einen ausgeglichenen Ladezustand der einzelnen Zellen der Batterie sorgt und beim Laden und Entladen ein Überschreiten zulässiger Ladezustandsgrenzen verhindert. Das BMS teilt sich die Leiterplatte sowie die Kommunikationsinterfaces mit einem MPPT. Dadurch wird Masse gespart, und beim Ausbau der Batterien aus dem Flugzeug, bspw. für die Lagerung oder den Transport, wird gleichzeitig eine galvanische Trennung der Solarpaneele vom Power-Bus sichergestellt.

Zur Bodenstation weist das Luftfahrzeug drei Datenverbindungen auf. Für die Flugsteuerung kommt ein S-Band-Datenlink [84] mit einer Übertragungsrate von 1 *MBit/s* zum Einsatz, und für die Sensornutzlasten steht ein X-Band-Datenlink [84] mit einer Datenrate von 100 *MBit/s* zur Verfügung. Weiterhin wird im Ultra High Frequency (UHF)-Band ein analoges Tonsignal zur Kommandierung des Flugabbruchs im Fehlerfall übertragen. Das im Flugzeug befindliche Flugabbruchsystem trennt dann pyrotechnisch den Tragflügel vom Rumpf.

Tabelle 1: Technische Daten des Luftfahrzeugs HAP- α

Gruppe	Parameter	Wert
Konfiguration	Spannweite	27,25 <i>m</i>
	Länge	12,10 <i>m</i>
	Höhe	2,36 <i>m</i>
	Projizierte Flügeloberfläche	35,9 <i>m</i> ²
	Zuspitzung Hauptflügel	0,47
	Anzahl Propeller	2
	Anzahl Blätter pro Propeller	2
	Propellerdurchmesser	1,70 <i>m</i>
	Anzahl Höhenruder	1
	Anzahl Querruder	4
	Anzahl Seitenruder	1
	Gesamtmasse	138 <i>kg</i>
Antriebsstrang	Antriebstechnologie	Permanentmagnetenerregte Synchronmaschine
	Polzahl Motor	42
	Masse Motor	2,2 <i>kg</i>
	Batteriezellentechnologie	Lithium-Ionen
	Formfaktor Batteriezelle	217000
	Typenbezeichnung Batteriezelle	Samsung 50E INR21700
	Konfiguration Batterie	3P18S
	Masse Batterie	4,3 <i>kg</i>
	Nennkapazität einer Batterie	960,5 <i>Wh</i>
	Wärmekapazität einer Batterie	919,2 <i>J/K</i>
	Anzahl Batterien im Flugzeug	10
	Batteriemasse gesamt	43,0 <i>kg</i>
	Solarzellentechnologie	GaInP/GaAs/GaInAs
	Konfiguration Solarpaneele	2x 24S28P und 8x 24S24P
	Anzahl Solarpaneele im Flugzeug	10
	Gesamtfläche Solarpaneele	12,0 <i>m</i> ²

2.3 Höhenflugmission

Die Höhenflugkampagnen sollen von dem Testgelände ESRANGE aus durchgeführt werden. ESRANGE ist eine östlich der Stadt Kiruna gelegene Einrichtung in Schweden, die als Startplatz für Höhenforschungsballons, Höhenforschungs- und orbitale Trägerraketen sowie unbemannte Luftfahrzeuge dient. Zu diesem Zweck verfügt ESRANGE über ein großräumiges Luft- und Bodensperrgebiet, welches eine Fläche von ca. 6.100 km^2 abdeckt [85]. Das gesamte Luftsperrgebiet wird als ES R01 bezeichnet und enthält als Teil das Luftsperrgebiet ES R01A, welches unter anderem für den Test unbemannter Luftfahrzeuge allein aktiviert wird, sofern das gesamte Gebiet nicht benötigt wird.

Die Entscheidung für ESRANGE fiel insbesondere aufgrund der Verfügbarkeit des in Abbildung 13 gezeigten Luft- und Bodensperrgebiets sowie des verhältnismäßig geringen Transportaufwands der Ausrüstung von Deutschland zum Versuchsgelände. Weiterhin war die niedrige Windgeschwindigkeit in Bodennähe im Sommer ausschlaggebend. Ein großer Vorteil ist zudem die Verfügbarkeit von Tageslicht ohne Unterbrechung, womit Start und Landung jederzeit durch einen Sicherheitspiloten begleitet werden können. Der ganztägige Sonnenschein ist zudem für die Energieversorgung des Luftfahrzeugs vorteilhaft, jedoch müssen aufgrund des niedrigen Sonnenstandes und des damit verbundenen kleinen Einfallswinkels der Sonnenstrahlen auf die Solarpaneele Ertragseinschränkungen in Kauf genommen werden.

Ziel der Höhenflugmission ist es, eine Experimentierzeit von mindestens zwei Stunden für die Sensornutzlasten in der Einsatzflughöhe von 20 km bereitzustellen. Zur Gewährleistung der erforderlichen niedrigen Windgeschwindigkeit sowie eines möglichst hohen Sonnenstandes beim Flug in der Einsatzflughöhe beginnt der Flug um 4:00 Universal Time Coordinated (UTC). So kann die Experimentierphase aufgrund der Aufstiegsdauer von ca. 8 h auf die Tagesmitte gelegt werden. Für den ab ca. 14:30 UTC beginnenden Sinkflug werden wiederum ca. 8 h benötigt, sodass die Landung gegen Mitternacht erfolgen kann. Hier ist das ganztägig verfügbare Tageslicht ein großer Vorteil, da auch um Mitternacht ausreichend Sicht für den Sicherheitspiloten besteht und die Landung grundsätzlich visuell verfolgt werden kann.

Das Höhenprofil der Flugmission ist in Abbildung 14 dargestellt. Während des Aufstiegs sowie während des Abstiegs sind jeweils Unterbrechungen des Steig- bzw. Sinkfluges vorgesehen. Diese

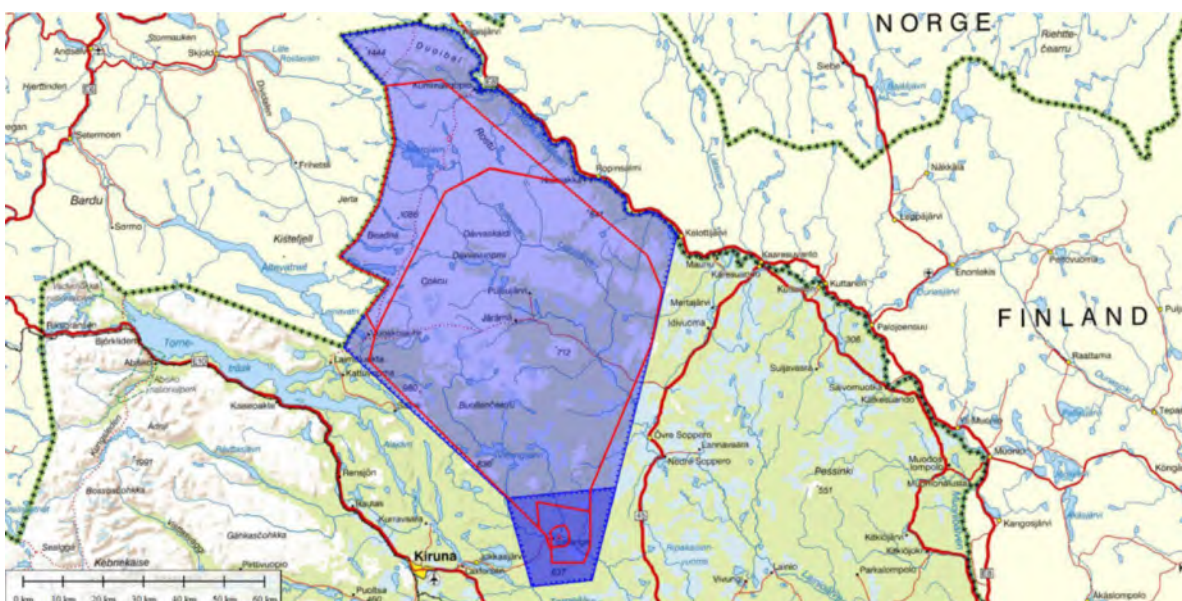


Abbildung 13: Die Luftsperrgebiete ES R01 (hellblau) sowie ES R01A (dunkelblau) von ESRANGE [85]

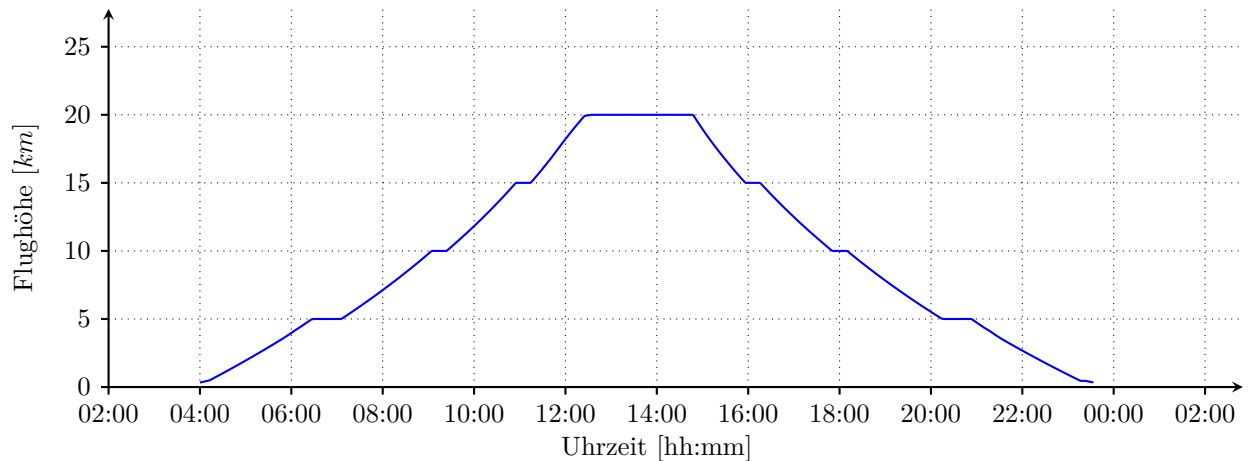


Abbildung 14: Flughöhe der Höhenflugmission von HAP- α über ESRANGE

sind aktuell als Platzhalter zu verstehen und können je nach Bedarf während der realen Mission auch in anderen Höhen liegen. Diese Unterbrechungen dienen bspw. dem Check von Systemen oder der Entscheidungsfindung bei kurzfristigen Wetteränderungen. Die Beispieltrajektorie der Höhenflugmission ist in Abbildung 15 illustriert. Zunächst wird in westliche Richtung gegen den Wind gestartet, gefolgt von einem Steigflug auf einer Kreisbahn, um nicht zu weit vom Landegebiet abzukommen.

Aufgrund der Größe des möglichen Sperrgebiets in ESRANGE wäre auch ein Steigflug in nördliche Richtung denkbar, um dabei auf den Kreisflug zu verzichten. Dadurch würde sich ein etwas günstigerer Einfallswinkel der Sonnenstrahlen auf die Solarpaneele ergeben. Aus energetischer Sicht sollte das Flugzeug dennoch in der Lage sein, die hier beispielhaft gezeigte Trajektorie zu fliegen, um die Mission sicher erfüllen zu können. Auf der Zielhöhe angelangt, wird in Abhängigkeit vom Experimentierbedarf einem Wegpunktmuster gefolgt. Der Abstieg erfolgt wiederum auf einer Kreisbahn, gefolgt von einer Landung in westliche Richtung.

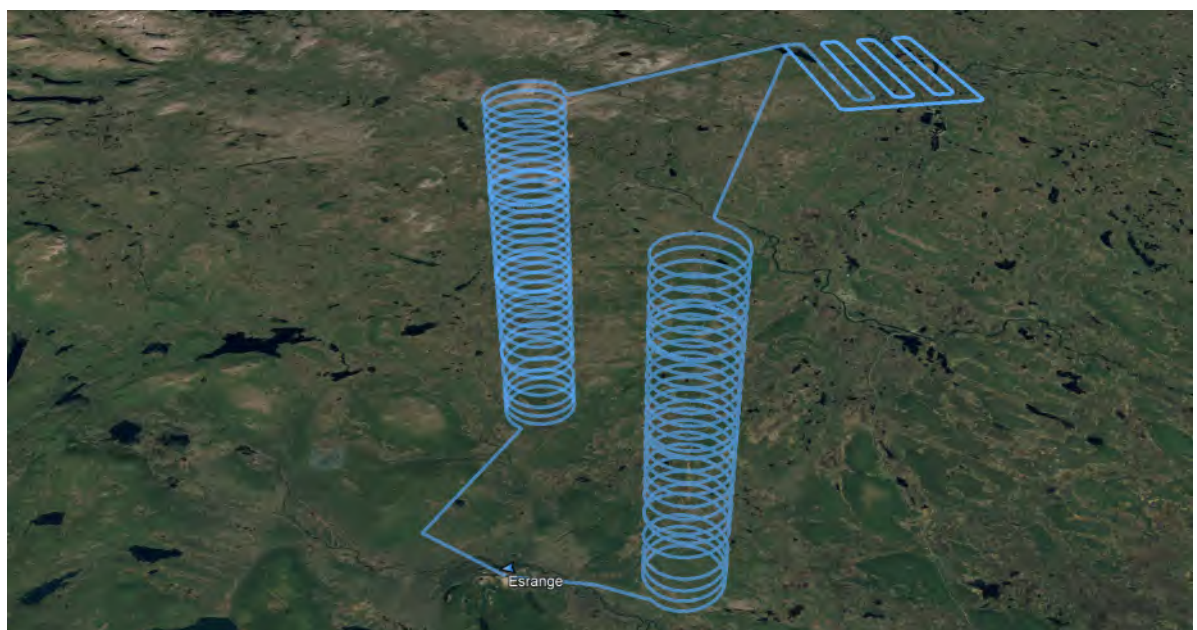


Abbildung 15: Höhenflugmission von HAP- α illustriert mit Google Earth Pro [86]

3 Beschreibung der Simulationsumgebung

3.1 Übersicht zur simulativen Bewertung der Missionsfähigkeit von Luftfahrzeugen

Die Analyse der Leistungsfähigkeit von Flugzeugentwürfen erfolgt heute oft durch Simulation von Referenzmissionen. Die Simulation kann dabei als computergestütztes Hilfsmittel für das Verständnis der Realität aufgefasst werden [87]. Zu diesem Zweck erfolgt zunächst die als formale Beschreibung der statischen und dynamischen, d.h. zeitabhängigen, Zusammenhänge des Systems verstandene Modellierung. Die Simulation im eigentlichen Sinne ermittelt unter Zugrundelegung des dadurch erhaltenen Simulationsmodells für gegebene Anfangsbedingungen die zeitliche Veränderung der Zustandsgrößen des Modells und liefert damit eine im Rahmen der Genauigkeit des Simulationsmodells mögliche Vorhersage für das reale Systemverhalten.

Simulationsmodelle für Flugzeuge werden zu verschiedensten Zwecken erstellt. Ein weit verbreiteter Einsatzbereich ist die Flugdynamik-Simulation, die die dynamischen Bewegungsgleichungen des Luftfahrzeugs im Fokus hat und die Grundlage für die simulationsgestützte Ausbildung von Piloten bildet [88]. Weiterhin sind diese Modelle die Grundlage der Parameteridentifikation [89] und spielen eine zentrale Rolle für die frühzeitige Flugeigenschaftsbewertung und die Auslegung und Validierung von Flugregelungsalgorithmen [90]. So kommen Flugdynamik-Simulationen im Bereich der solarelektrischen Höhenflugzeuge für die Analyse der Flugeigenschaften sowie zum Training der Fernpiloten [91] sowie für kurzzeitige Missionssimulationen, bspw. eines Tageszyklus, zum Einsatz [92]. Auch wenn komplexe Flugdynamikmodelle mit der heute verfügbaren Rechenleistung problemlos in Echtzeit ausgeführt werden können, so sind diese Modelle für die Missionssimulation nur eingeschränkt geeignet. Aufgrund der vergleichsweise hohen Eigenfrequenzen der Flugdynamik sind sehr kleine Schrittweiten, oft im Bereich von wenigen Millisekunden, erforderlich, was zu hohen Rechenzeiten für die Analyse von Missionen mehrwöchiger Dauer führt.

Einfache Missionssimulationen kommen insbesondere im Bereich des Vorentwurfs zum Einsatz. Für solarelektrische Höhenflugzeuge steht hier anstatt der Analyse der Flugeigenschaften oft die Erfüllbarkeit bestimmter Missionen mit einem potentiellen Flugzeugentwurf im Fokus der Fragestellung. Wie bspw. in [93] umgesetzt, werden dabei die Systeme oft mit hohem Abstraktionsgrad modelliert, u.a. die Batterien als einfacher Integrator des elektrischen Leistungsüberschusses und die Solarpaneele als am optimalen Arbeitspunkt betriebene Umwandler der solaren Strahlungsleistung in elektrische Leistung durch einfache Multiplikation der Strahlungsleistung mit konstantem Wirkungsgrad. Ähnlich abstrakte Ansätze wählen auch Noth [58] und Keidel für die Analyse ihrer Flugzeugentwürfe, wobei Keidel anstatt Batterien eine Wasserstoff-Sauerstoff betriebene Brennstoffzelle voraussetzt [38] und den temperaturabhängigen Wirkungsgrad der Photovoltaikzellen berücksichtigt [94]. Die Flugeleistungen werden mit Hilfe der Widerstandspolaren des Luftfahrzeugs ermittelt, wobei nur getrimmte Flugzustände betrachtet werden.

Für die simulationsbasierte Optimierung der Betriebsführung von Antriebssträngen mit verteilten Energiespeichern und Solarpaneelen muss für den Antriebsstrang ein höherer Detailgrad der Modellierung zugrunde gelegt werden. Hierfür sind die wesentlichen Elemente, bspw. die einzelnen Batterien, die einzelnen Solarpaneele und Antriebe als eigenständige Komponenten zu modellieren und der Energiefluss zwischen den Komponenten in der Simulationsumgebung zu berücksichtigen. Um niedrige Laufzeiten der Simulation zu ermöglichen, darf der Modellierungsansatz keine Reduktion der Schrittweite erfordern. Dafür ist die Vernachlässigung hoher Dynamik in dem elektrischen System erforderlich und wie im Bereich der Flugdynamik die Betrachtung auf stabile Arbeitspunkte zu reduzieren. Aus der Literatur sind im Bereich solarelektrischer Höhenflugzeuge keine Anwendungen bekannt, die weder auf diese noch auf eine alternative Weise die Antriebsstränge mit verteilten Energiequellen und -speichern betrachten. Daher muss zum Zweck der simulationsbasierten Optimierung der Betriebsführung des Antriebsstranges entweder eine bestehende Simulationsumgebung auf den vorliegenden Anwendungsfall hin angepasst oder grundsätzlich neu entwickelt werden.

Luftfahrtspezifische Simulationsumgebungen, die für den vorliegenden Zweck erweitert werden können, sind bspw. SUAVE der Stanford University oder PACELab® des Unternehmens TXT Group. SUAVE ist eine in der Programmiersprache Python entwickelte Flugzeugvorentwurfs- und Analyseumgebung, die zur numerischen Simulation von Flugmissionen einen auf der Gauß-Pseudospektralmethode basierenden Lösungsalgorithmus für die Bewegungsgleichungen beinhaltet [95]. Auch für solarelektrische Höhenflugzeuge wurde SUAVE beispielhaft für den Airbus Zephyr 7 verwendet, allerdings ohne das verteilte Antriebssystem detailliert zu modellieren. Um den Antriebsstrang in der für die vorliegende Arbeit notwendigen Detailtiefe zu modellieren, ist daher von einem signifikantem Entwicklungsaufwand auszugehen und es wird daher von dieser Lösung abgesehen. An dieser Stelle sei aber angemerkt, dass alle später beschriebenen Modellierungskonzepte prinzipiell auch in SUAVE integrierbar wären. PACELab® wurde insbesondere für den Vorentwurf und die Analyse von Luftfahrzeugen auf Flugzeugebene, mit dem Anspruch insbesondere neue Systemarchitekturen zu untersuchen, entwickelt. Für den Entwurf der Flugzeugsysteme steht die Erweiterung SysArc® zur Verfügung [96]. Auch PACELab® scheint grundsätzlich für die im Rahmen dieser Arbeit angestrebten Analysen geeignet, bietet allerdings nur rudimentäre Missionssimulationsmöglichkeiten und erfordert ebenfalls weiterreichenden Entwicklungsaufwand, insbesondere im Bereich der Atmosphären-, Sonnen- sowie Flugbahnmodellierung.

Unter Berücksichtigung des auch für bestehende Simulationsumgebungen notwendigen Entwicklungsaufwandes wurde für die Umsetzung der Simulationsumgebung im Rahmen der vorliegenden Arbeit die Software MATrix LABoratory (MATLAB®) des Unternehmens The MathWorks®, Inc. gewählt. Die Wahl wird mit der weiten Verbreitung dieser Software in Wissenschaft und Industrie begründet. MATLAB® bietet als integrierte Entwicklungsumgebung eine proprietäre objektorientierte Interpretersprache einschließlich des Interpreters an [97]. Weiterhin stellt MATLAB® eine Vielzahl vorgefertigter und erprobter Funktionen zur Verfügung, deren Nutzung eine schnelle Umsetzung ermöglichen. Für den im weiteren Verlauf beschriebenen objektorientierten Aufbau der Simulationsumgebung sind über MATLAB® hinaus grundsätzlich alle geläufigen objektorientierten Interpretersprachen, wie bspw. Python, geeignet, womit die Wahl der Software MATLAB® keine Einschränkung darstellt.

3.2 Objektorientierter Aufbau der Simulationsumgebung

Die Software der Simulationsumgebung wurde nach dem Paradigma der objektorientierten Programmierung entwickelt. Der objektorientierten Programmierung wird zugeschrieben, die Implementierung und Wartung komplexer Softwaresysteme durch Modularität zu erleichtern, eine einfache Erweiterbarkeit zu ermöglichen und die Wiederverwendbarkeit von Code zu unterstützen [98]. Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Simulationsumgebung kommt zunächst insbesondere für die Analyse des HAP- α Flugzeugs zur Anwendung. Da die Plattform aktuell noch entwickelt wird, findet eine kontinuierliche Detaillierung sowie Aktualisierung der Komponentenmodelle statt, wobei die Objektorientierung aufgrund der Modularisierung der Software vorteilhaft ist.

Die wesentlichen Prinzipien der Objektorientierung in Form von Klassen, Vererbung und Polymorphie werden von MATLAB® seit dem Release 2008 umfassend unterstützt [99]. Klassen können als Beschreibung von Objekten gleichen Typs angesehen werden. Klassen umfassen neben den als Properties bezeichneten Datentypen auch das Verhalten in Form von sogenannten Methoden für den Datenaustausch und die Manipulation der Properties. Das Prinzip der Vererbung bezeichnet die Weitergabe von Eigenschaften einer Klasse an eine abgeleitete Klasse. Damit wird ein Ordnungsprinzip erzeugt. Im Rahmen der Softwareentwicklung müssen für abgeleitete Klassen lediglich die für diese Klasse speziellen Eigenschaften und das Verhalten implementiert werden. Ein großer Vorteil dieses Prinzips ist die Abwärtskompatibilität in der Klassenhierarchie. Wird ein Objekt der vererbenden Klasse von einer Methode erwartet, so werden alle Objekte akzeptiert, deren Klasse von dieser Klasse abgeleitet wurde.

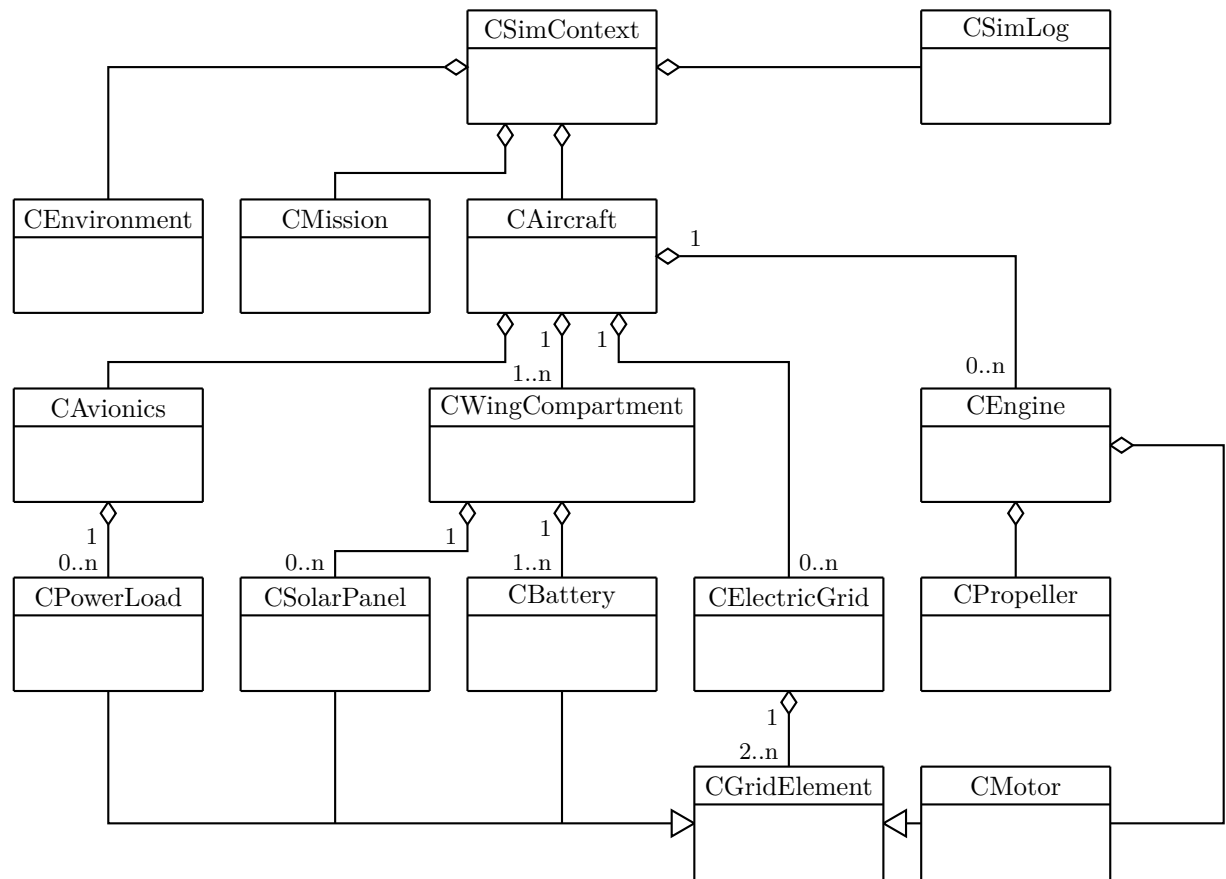


Abbildung 16: Klassendiagramm der Simulationsumgebung

Die Polymorphie stellt als wichtiges Konzept das Überschreiben von geerbten Methoden zur Verfügung. Dabei können in der erbbenden Klasse den Methoden unter Beibehaltung der in MATLAB® als Signatur bezeichneten Deklaration ein anderes Verhalten zugewiesen werden. Es ist zudem möglich, abstrakte Klassen zu definieren, die als Vorlage für die davon abgeleiteten Klassen fungieren, aus denen jedoch keine Objekte instanziiert werden können. Derartige Klassen dienen als Prototyp für die Übergabe an Methoden. Darüber hinaus können auch Methoden abstrakter Klassen wiederum abstrakt sein, indem sie nur die Signatur der Methode mit leerem Methodenrumpf definieren. Der Aufbau der im Rahmen dieser Arbeit entwickelten Simulationsumgebung basiert auf den beschriebenen Paradigmen der objektorientierten Programmierung. Abbildung 16 zeigt ein Klassendiagramm der Software in der Notation der Unified Modeling Language (UML) [100]. Die einzelnen Klassen werden kurz in Tabelle 2 erläutert. Die Simulationsumgebung verfügt neben dem Flugzeugobjekt über ein Umgebungsobjekt sowie einen Missionsplan und ein Datenaufzeichnungsobjekt. Anhand der Flugklasse **CAircraft** ist die Nutzung der zuvor beschriebenen Konzepte der Objektorientierung gut ersichtlich. So verfügt ein Flugzeug der Klasse **CAircraft** über mindestens einen Antriebsstrang. Der Antriebsstrang wiederum verfügt neben den Solarpaneelen, den Batterien und den Flugantrieben über ein elektrisches Netzwerk der Klasse **CElectricGrid**, das die verschiedenen elektrischen Quellen und Senken miteinander verbindet. Die verschiedenen elektrischen Komponenten erben dabei die für die Leistungsflussberechnung notwendigen Eigenschaften von der abstrakten Klasse **CGridElement**, wobei das elektrische Netzwerk nur die abstrakten Methoden sowie Attribute dieser Klasse verwendet. Dadurch wird ein sehr einfacher modularer Aufbau sowie eine flexible Erweiterbarkeit des Netzwerks für die Analyse unterschiedlicher Netzwerktopologien ermöglicht.

Tabelle 2: Klassenbeschreibung der Simulationsumgebung

Klassenname	Klassenbeschreibung
CSimContext	Die übergeordnete Klasse der Simulationsumgebung. Die Klasse hat als Attribute die Missionsbeschreibung der Klasse CMission, das Flugzeug der Klasse CAircraft, die Umgebung der Klasse CEnvironment sowie das Loggingmodul der Klasse CSimLog. Neben den Attributen enthält CSimContext als Methoden die Ablaufsteuerung der Simulation einschließlich der Berechnung der Trajektorie.
CMission	Diese Klasse beinhaltet den Flugplan für die Mission. Zu diesem Zweck hat die Klasse Missionselemente, die im einfachsten Fall Wegpunkte, aber auch kompliziertere Figuren, wie Kreise, Ovale und Achten sowie Wegpunktmuster beinhalten. Abgesehen von den Wegpunkten werden zudem Zeitintervalle für die Flugmuster hinterlegt und durch Aneinanderreihen der Missionselemente ergibt sich der Flugplan.
CEnvironment	Die Umgebungsklasse umfasst das Atmosphären- und das Sonnenmodell, um für die Simulation insbesondere die Luftdichte, Atmosphärentemperatur sowie die Intensität der solaren Einstrahlung und die Position der Sonne bereitzustellen.
CSimLog	Diese Klasse stellt den Speicher sowie die Funktionalität zur Aufzeichnung der zeitlichen Verläufe von ausgewählten Parametern zur Verfügung. Hierzu können in allen anderen Klassen der Simulationsumgebung die zu speichernden Parameter spezifiziert werden. Die Objekte werden im Rahmen der Initialisierung der Simulation auf zu speichernde Daten geprüft und anschließend wird das Logging zu jedem Simulationsschritt durchgeführt.
CAircraft	Die Flugzeugklasse beinhaltet alle relevanten Parameter auf Flugzeugebene sowie die Systeme des Flugzeugs. Zu Parametern auf Flugzeugebene zählen bspw. die Masse, die Flügelfläche, die tabellierten aerodynamischen Beiwerte sowie die aktuelle Lage des Flugzeugs im Raum und die Position. Als wichtigste Methode stellt die Flugzeugklasse die Funktionalität zur Berechnung eines stabilen Flugzustandes im Einklang mit den Umweltparametern sowie der Flugmission bereit.
CWingCompartment	Ein Flugzeug der Klasse CAircraft kann mehrere Flügelkompartimente dieser Klasse haben. Diese Elemente umfassen die Solarpaneele an einer bestimmten Position in Spannweitenrichtung des Flügels und können eine Batterie beinhalten. Das Flügelkompartiment stellt die Funktionalität zur Berechnung des Thermalhaushaltes an der entsprechenden Flügelposition bereit, da dafür das Flügelprofil, die Solarpaneele sowie die Batterie miteinander interagieren.
CEngine	Die Klasse der Antriebseinheit umfasst jeweils einen Propeller der Klasse CPropeller und einen elektrischen Motor der Klasse CMotor. Als wesentliche Funktion stellt die Methode die Einstellung eines abgestimmten Arbeitspunktes für den Antrieb gem. dem angeforderten Schub der Flugzeugklasse und unter Berücksichtigung der Limitierungen von Motor und Propeller bereit.
CPropeller	Die Propellerklasse stellt die Kennlinie des Propellers für die Schub- und Leistungsberechnung der Antriebseinheit bereit.

Tabelle 2: Fortsetzung der vorherigen Seite

Klassenname	Klassenbeschreibung
CMotor	Die Motorklasse beinhaltet das Verhalten des elektrischen Antriebs. Dabei sind insbesondere die Begrenzung hinsichtlich Drehzahl sowie Drehmoment für die Schubberechnung hinterlegt. Für die Energieflussberechnung wird diese Klasse von CGridElement abgeleitet und verfügt damit durch Vererbung über die notwendigen Eigenschaften.
CAvionics	Diese Klasse umfasst die Attribute von elektronischen Systemen, die nicht dem Antriebsstrang zugeordnet sind. In Abhängigkeit der Missionsanforderungen sowie des Flugzeugzustandes kann das Flugzeug bei nicht essentiellen elektronischen Systemen, bspw. von Nutzlastsystemen, diese aktivieren und deaktivieren und darüber über deren Leistungsaufnahme bestimmen. Ein Avioniksystem kann mehrere Verbraucher der Klasse CPowerLoad umfassen, die zudem unterschiedlichen Antriebssträngen zugeordnet sein können, bspw. bei redundanter Versorgung.
CPowerLoad	Bei dieser Klasse handelt es sich um die einfachste Form eines elektrischen Verbrauchers. Die Klasse erbt ihre grundsätzlichen Eigenschaften von der Klasse CGridElement. Es kann die elektrische Leistungsaufnahme vorgegeben werden und es wird die entsprechende Konstantleistungskennlinie für die Berechnung des elektrischen Netzwerks hinterlegt.
CSolarPanel	Die Klasse der Solarpaneele beinhaltet jeweils ein komplettes Solarpanel einschließlich des Anschlusses an das elektrische Netzwerk. Basierend auf der solaren Einstrahlung sowie der Eigenschaften der verwendeten Solarzellen wird die aktuelle Strom-Spannungskennlinie ermittelt. Es kann zudem festgelegt werden, ob das Solarpanel direkt oder über einen MPPT an das elektrische Netzwerk angeschlossen ist. Für die Energieflussberechnung des elektrischen Netzwerks erbt diese Klasse die notwendigen Eigenschaften von CGridElement.
CBattery	Diese Klasse repräsentiert eine Batterie eines Antriebsstranges. Die für die Energieflussberechnung notwendigen Eigenschaften erbt die Klasse von CGridElement. Weiterhin wird das Speicherverhalten der Batterie insbesondere in Abhängigkeit der Temperatur modelliert sowie die Leistungsaufnahme zur Klimatisierung der Batterie berücksichtigt.
CElectricGrid	Die Klasse des elektrischen Netzwerks stellt als Methode den Lösungsalgorithmus für das elektrische Netzwerk bereit. Hierfür werden dem elektrischen Netz alle zum Antriebsstrang zugehörigen elektrischen Komponenten zugeordnet. Die Komponenten werden im elektrischen Netzwerk positioniert und die elektrischen Widerstände der Verbindungen zwischen den Elementen werden hinterlegt.
CGridElement	Dabei handelt es sich um eine abstrakte Klasse, um dem Elektrischen Netz der Klasse CElectricGrid unterschiedliche elektrische Quellen und Senken zuordnen zu können und die zur Lösung des Netzes notwendigen Funktionen bereitzustellen.

3.3 Ablauf des Simulationsprozesses

Der grundsätzliche Ablauf des Simulationsprozesses ist in Abbildung 17 dargestellt. Es können die drei Phasen Initialisierung, die eigentliche Simulationsschleife sowie der Abschluss der Simulation unterschieden werden. Während der Initialisierung werden die Objekte der Simulationsumgebung angelegt. Das Logging-Objekt der Klasse CSimLog scannt alle anderen Objekte hinsichtlich aufzuzeichnender Daten und legt die notwendigen Arrays für das Datenlogging an. Die Simulationsschleife wird mit einer Schrittweite von $\Delta t = 10 \text{ s}$ so lange durchlaufen, bis alle Missionselemente des Missionsobjekts abgearbeitet sind.

Zunächst werden, basierend auf der aktuellen Position sowie der Simulationszeit für das Umgebungsobjekt, die Atmosphärendaten, der Sonnenstand sowie die Sonneneinstrahlung aktualisiert. Anschließend wird, basierend auf dem aktuellen Missionselement, der erforderliche Flugpfad unter Berücksichtigung der minimalen Kurvenradien sowie des erforderlichen Windkorrekturwinkels berechnet. Mit dem daraus folgenden Kurvenradius und Bahnwinkel sowie der vorgegebenen Fluggeschwindigkeit oder des Auftriebsbeiwerts wird im nächsten Schritt der tatsächlich erreichbare Flugzustand berechnet. Dieser kann von den geforderten Daten abweichen, wenn Limitierungen, bspw. aufgrund beschränkter Antriebsleistung, aktiv werden. Mit den tatsächlich erreichbaren Werten werden anschließend die neue Position und Lage des Luftfahrzeugs berechnet.

Abschließend wird in der Simulationsschleife der Energiefluss berechnet und der Stand der Energiespeicher aktualisiert. Hierfür werden die Lösungen der elektrischen Netzwerke, basierend auf den aktuellen Leistungsaufnahmen und -einspeisungen, bestimmt. Dabei werden für jedes Element der fließende Strom und die Anschlussspannung berechnet. Nach Abarbeiten des letzten Missionselements wird der Simulationslauf abgeschlossen.

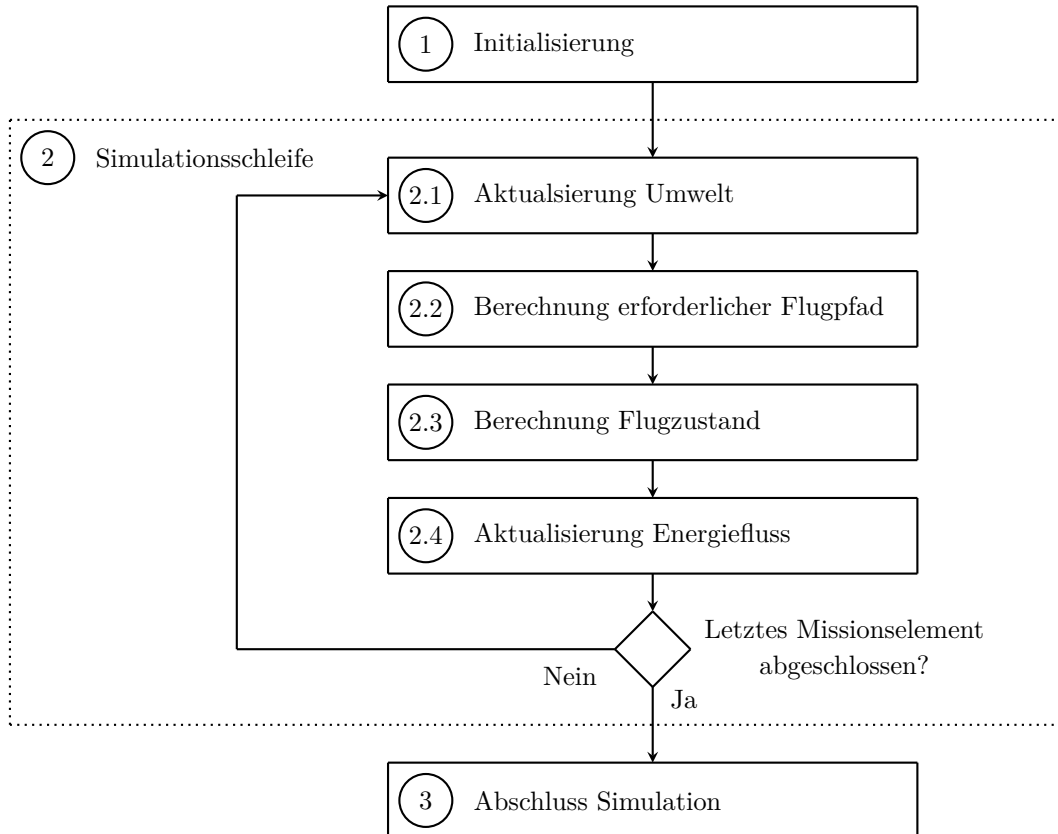


Abbildung 17: Ablaufplan des Simulationsprozesses

3.4 Koordinatensysteme und -konventionen

Diese Arbeit verwendet an verschiedenen Stellen Vektoren als gerichtete Größen, die in unterschiedlichen Koordinatensystemen ausgedrückt werden. Soll eine Größe in Form ihrer vektoriellen Komponenten ausgedrückt werden, so wird das Formelzeichen in eckigen Klammern mit Angabe des Bezugskordinatensystems dargestellt. So stellt $[\mathbf{V}]^G$ die drei Komponenten des Geschwindigkeitsvektors \mathbf{V} im geodätischen Koordinatensystem G dar, wohingegen V den Betrag der Geschwindigkeit bezeichnet. Für die Darstellung der Vektoren kommen in dieser Arbeit das sonnenfeste Koordinatensystem S , das erdfeste Koordinatensystem E , das geodätische Koordinatensystem G , das flugzeugfeste Koordinatensystem A sowie das solarpaneelfeste Koordinatensystem P zur Anwendung. Die Koordinatensysteme und deren Lagewinkel zur Bestimmung der gegenseitigen Orientierung sind in Abbildung 18 dargestellt.

Das sonnenfeste Koordinatensystem S kann als quasi-inertiales Koordinatensystem angesehen werden. Da für diese Arbeit die Annahme getroffen wird, dass das sonnenfeste Koordinatensystem mit der x-Achse auf den Erdmittelpunkt zeigt, dreht es sich praktisch mit dem Umlauf der Erde um die Sonne innerhalb eines Jahres mit. Da die Berechnung des Flugzustandes auf zeitliche Ableitungen verzichtet, resultiert daraus kein unmittelbarer Fehler. Das Erd feste Koordinatensystem E ist fest mit der Erde verbunden, wobei dessen x-Achse durch den Schnittpunkt des Äquators mit dem Nullmeridian und die z-Achse durch den geografischen Nordpol verläuft. Um einen im sonnenfesten Koordinatensystem gegebenen Vektor im erdfesten Koordinatensystem darzustellen, erfolgt zunächst eine Drehung des sonnenfesten Koordinatensystems um die y-Achse um δ_E und anschließend eine Drehung um die mit der Rotationsachse der Erde identischen neuen z-Achse um

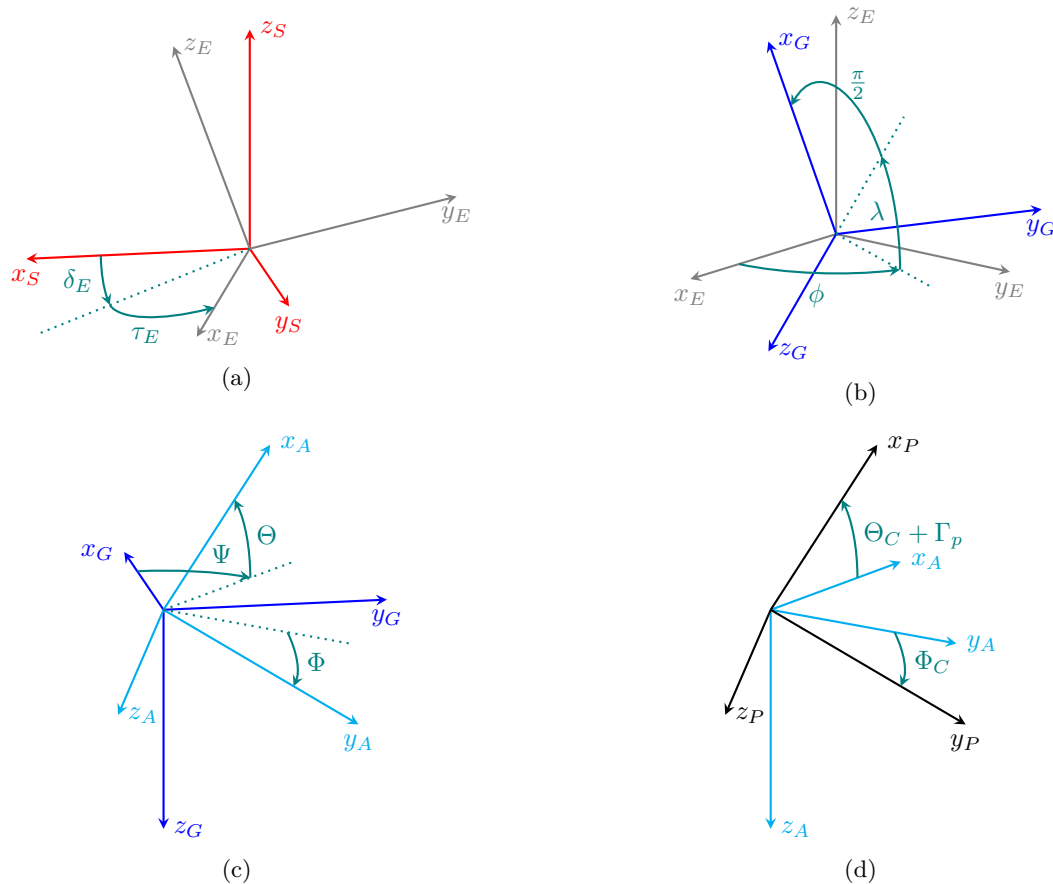


Abbildung 18: Verwendete Koordinatensysteme und deren Lagewinkel

den Rotationswinkel der Erde τ_E . Die Umrechnung für einen beliebigen Vektor \mathbf{X} erfolgt durch:

$$[\mathbf{X}]^E = \underline{\underline{\mathbf{R}}}^{ES} \cdot [\mathbf{X}]^S = \begin{bmatrix} \cos(\delta_E) \cos(\tau_E) & \sin(\tau_E) & -\sin(\delta_E) \cos(\tau_E) \\ -\cos(\delta_E) \sin(\tau_E) & \cos(\tau_E) & \sin(\delta_E) \sin(\tau_E) \\ \sin(\delta_E) & 0 & \cos(\delta_E) \end{bmatrix} \cdot [\mathbf{X}]^S \quad (1)$$

Das geodätische Koordinatensystem ist an der geografischen Position des Flugzeugs derart ausgerichtet, dass die x-Achse zum geografischen Nordpol zeigt, die y-Achse nach Osten und die z-Achse zum Erdmittelpunkt. Vom erdfesten ins geodätische Koordinatensystem erfolgt die Drehung zunächst um die z-Achse mit der geografischen Länge ϕ und anschließend in negativer Richtung um die neue y-Achse mit der geografischen Breite λ plus weitere 90° . Für die Umrechnung eines beliebigen Vektors \mathbf{X} gilt:

$$[\mathbf{X}]^G = \underline{\underline{\mathbf{R}}}^{GE} \cdot [\mathbf{X}]^E = \begin{bmatrix} -\cos(\phi) \sin(\lambda) & -\sin(\phi) \sin(\lambda) & \cos(\lambda) \\ -\sin(\phi) & \cos(\phi) & 0 \\ -\cos(\phi) \cos(\lambda) & -\sin(\phi) \cos(\lambda) & -\sin(\lambda) \end{bmatrix} \cdot [\mathbf{X}]^E \quad (2)$$

Das flugzeugfeste Koordinatensystem ist fest mit dem Flugzeug verbunden. Aufgrund der Flexibilität des Flugzeugs wird dafür eine Linie in Längsrichtung des Rumpfes definiert, die mit der x-Achse dieses Koordinatensystems zusammenfällt. Weiterhin fällt diese Achse mit der senkrechten Symmetrieebene des Flugzeugs zusammen, wobei die z-Achse des flugzeugfesten Koordinatensystems in der Symmetrieebene liegt und nach unten zeigt. Die y-Achse wird zur Bildung eines rechtshändigen orthogonalen Koordinatensystems ergänzt und zeigt damit in Richtung der rechten Flügelspitze. Die Drehung vom geodätischen ins flugzeugfeste Koordinatensystem erfolgt zunächst um die z-Achse mit dem Steuerkurs Ψ anschließend um die neue y-Achse mit dem Nickwinkel des Flugzeugs Θ und schließlich um die mit der Flugzeug x-Achse identische neue x-Achse mit dem Rollwinkel ϕ . Die Umrechnung eines beliebigen Vektors \mathbf{X} erfolgt durch:

$$[\mathbf{X}]^A = \underline{\underline{\mathbf{R}}}^{AG} \cdot [\mathbf{X}]^G = \begin{bmatrix} \cos(\Theta) \cos(\Psi) \\ \sin(\Theta) \sin(\Phi) \cos(\Psi) - \cos(\Phi) \sin(\Psi) \\ \sin(\Theta) \cos(\Phi) \cos(\Psi) + \sin(\Phi) \sin(\Psi) \\ \cos(\Theta) \sin(\Psi) & -\sin(\Theta) \\ \sin(\Theta) \sin(\Phi) \sin(\Psi) + \cos(\Phi) \cos(\Psi) & \cos(\Theta) \sin(\Phi) \\ \sin(\Theta) \cos(\Phi) \sin(\Psi) - \sin(\Phi) \cos(\Psi) & \cos(\Theta) \cos(\Phi) \end{bmatrix} \cdot [\mathbf{X}]^G \quad (3)$$

Das solarpaneelfeste Koordinatensystem ist fest mit dem betrachteten Solarmodul verbunden. Die x-y-Ebene entspricht der Oberflächenebene der Solarzellen. Da für die Berechnung der eingestrahelten Leistung der Winkel zwischen der Flächennormalen des Solarmoduls und der Einstrahlung der Sonne, aber nicht die Orientierung der Paneelfläche um deren Normale herum relevant ist, sind zwei Drehungen ausreichend um die Lage des Solarmoduls in Relation zum flugzeugfesten Koordinatensystem zu beschreiben. Die Solarpaneele sind jeweils einem Kompartiment zugeordnet. Zunächst wird das flugzeugfeste Koordinatensystem um die x-Achse mit dem zusätzlichen Rollwinkel des Kompartiments Φ_C rotiert. Anschließend erfolgt eine Drehung mit dem zusätzlichen Pitchwinkel des Kompartiments Θ_C um zunächst in das Koordinatensystem des Kompartiments zu gelangen. Für die Umrechnung eines beliebigen Vektors aus dem flugzeugfesten Koordinatensystem in Kompartimentkoordinatensystem gilt:

$$[\mathbf{X}]^C = \underline{\underline{\mathbf{R}}}^{CA} \cdot [\mathbf{X}]^A = \begin{bmatrix} \cos(\Theta_C) & \sin(\Theta_C) \sin(\Phi_C) & -\sin(\Theta_C) \cos(\Phi_C) \\ 0 & \cos(\Phi_C) & \sin(\Phi_C) \\ \sin(\Theta_C) & -\cos(\Theta_C) \sin(\Phi_C) & \cos(\Theta_C) \cos(\Phi_C) \end{bmatrix} \cdot [\mathbf{X}]^A \quad (4)$$

Um schließlich in das Koordinatensystem des Panels zu gelangen, wird eine weitere Drehung mit dem zum Kompartiment relativen Neigungswinkel des Panels Γ_{ap} um die y-Achse vollzogen. Für die Umrechnung eines beliebigen Vektors \mathbf{X} gilt:

$$[\mathbf{X}]^P = \underline{\underline{\mathbf{R}}}^{PC} \cdot [\mathbf{X}]^C = \begin{bmatrix} \cos(\Gamma_{ap}) & 0 & -\sin(\Gamma_{ap}) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\Gamma_{ap}) & 0 & \cos(\Gamma_{ap}) \end{bmatrix} \cdot [\mathbf{X}]^C \quad (5)$$

Da das Koordinatensystem P den allgemeinen Fall des Koordinatensystems C darstellt und lediglich durch eine zusätzliche Drehung um die y-Achse erreicht wird, wird in Abbildung 18 auf eine separate Darstellung des Koordinatensystems C verzichtet.

Damit sind alle relevanten Koordinatensysteme für diese Arbeit beschrieben und können in den folgenden Kapiteln angewendet werden.

4 Modellierung der Umwelt

4.1 Modellierung der Atmosphäre

Für die Missionssimulation von solarelektrischen Höhenflugzeugen ist es erforderlich, ein geeignetes Modell der das Luftfahrzeug umgebenden Atmosphäre zu implementieren. Das Atmosphärenmodell muss den Luftdruck p_a , die Luftdichte ρ und die dynamische Zähigkeit μ_a für die Berechnung von dynamischem Druck, Auftrieb und Widerstand sowie die Atmosphärentemperatur T_a für Thermalanalysen des Flugzeugs bereitstellen. Zudem sind aufgrund der niedrigen Fluggeschwindigkeiten ein geeignetes globales Windmodell sowie zur Strahlungsberechnung der Erde der Partialdruck des in der Atmosphäre enthaltenen Wasserdampfes p_w erforderlich.

Als Atmosphärenmodell kommen verschiedene Standardatmosphärenmodelle in Betracht, die über bestimmte Zeiträume und geografische Bereiche gemittelte Daten bereitstellen. Als einfache Atmosphärenmodelle stehen u. a. die International Organization for Standardization (ISO)-Atmosphäre und die United States (U.S.)-Standardatmosphäre zur Verfügung. Weiterhin sind als wesentlich komplexere Varianten das Earth-Global Reference Atmospheric Model (GRAM)-Modell der National Aeronautics and Space Administration (NASA) sowie die International Reference Atmosphere des Committee on Space Research (COSPAR) verbreitet [101]. In der Luftfahrt wird heute üblicherweise – und im Bereich der Ermittlung der Druckhöhe zwingend – die auf der ISO-Atmosphäre basierende ICAO Standard Atmosphäre (ISA) verwendet. Die ISA-Atmosphäre stellt für diskrete geopotenzielle Höhen Standardwerte für Druck, Luftdichte und Temperatur bereit. Durch die verpflichtende Anwendung dieses Modells zur Ermittlung der Druckhöhe werden die von Flugzeugen luftdruckbasiert ermittelten Höhen auf ein vergleichbares Maß skaliert. Auch für einfache Simulationsanwendungen für Höhenflugzeuge kommt dieses Modell zum Einsatz, bspw. in [38].

Für die realitätsnahe Simulation weltweiter Flugmissionen sind die komplexeren Atmosphärenmodelle, die die Zustandsdaten des atmosphärischen Gases sowie repräsentative Winddaten in Abhängigkeit von Ort, Zeit und Höhe bereitstellen, besser geeignet. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurde zu diesem Zweck das NASA Earth-GRAM-Modell, Version 2007, gewählt. Das GRAM-Modell stellt alle erforderlichen Daten außer der dynamischen Viskosität der Luft μ_a zur Verfügung. Die dynamische Viskosität wird hier stattdessen mittels der Sutherland-Formel berechnet [102]:

$$\mu_a = \mu_{a0} \frac{T_0 + C}{T + C} \left(\frac{T_a}{T_0} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (6)$$

Dabei sind T_a die Temperatur der Atmosphäre, μ_{a0} die Referenzviskosität bei der Referenztemperatur T_0 und C die Sutherland Konstante. Für einen Temperaturbereich von $170\text{ K} - 1900\text{ K}$ können für Luft $\mu_{a0} = 1,716 \cdot 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s}/\text{m}^2$, $T_0 = 273\text{ K}$ sowie $C = 111\text{ K}$ gesetzt werden, womit Approximationsfehler kleiner 2 % erreicht werden [103].

Aufgrund der hohen Rechendauer des Earth-GRAM pro Simulationsschritt, werden die Atmosphärendaten in einer Lookup-Tabelle mit der in Tabelle 3 angegebenen Diskretisierung abgelegt.

Tabelle 3: Diskretisierung der Lookup Tabelle des Atmosphärenmodells

Variable	Wertebereich	Schrittweite
h_a	0..30.000 m	1.000 m
λ	−90..90°	1°
ϕ	−179..180°	1°
t_y	0..8.766 h	730,5 h (1 Monat)

Das GRAM-Modell stellt monatlich gemittelte zonale Daten zur Verfügung, die durch ein Störungsmodell überlagert werden können [104]. Das Störungsmodell dient der Berücksichtigung der temporären Schwankungen der Daten und ermöglicht eine der Realität besser entsprechende Umsetzung des Atmosphärenmodells. Die gewonnene Lookup-Tabelle beinhaltet zunächst die störungsfreien Mittelwerte der Daten, da bei Nutzung des GRAM-inhärenten Störungsmodells die Lookup-Tabelle lediglich einen störungsbehafteten Datensatz umfassen oder eine inakzeptable Größe annehmen würde, falls mehrere störungsbehaftete Datensätze vorgehalten werden. Soll ein Störungsmodell genutzt werden, so ist es erforderlich, dieses in der Simulationsumgebung zu implementieren und die aus der Lookup-Tabelle entnommenen Daten während der Laufzeit mit Stördaten zu überlagern. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit kommt zwar kein Störungsmodell zur Anwendung, für zukünftige Arbeiten kann dies allerdings sinnvoll sein, um im Rahmen der Missionsanalysen sogenannte "Worst-Cases" und "Best-Cases" zu finden und bspw. die Wahrscheinlichkeit der Durchführbarkeit einer Mission zu beurteilen. Zu diesem Zweck wurde der Datensatz auf die Nutzung des GRAM-Störungsmodells vorbereitet. Dafür werden die Grundzüge des Modells hier kurz erläutert.

Das Störungsmodell von GRAM ist in [105] beschrieben. Es setzt sich aus einem Modell für kleine und einem Modell für große geografische Bereiche zusammen. Das Modell für kleine geografische Bereiche beschreibt dabei lokal zufällig auftretende atmosphärische Störungen. Dabei berücksichtigt das Modell die lokale Korrelation der Störungen. Die stochastischen Parameter des Prozesses werden in Abhängigkeit der zu berücksichtigenden lokalen Bedingungen individuell festgelegt.

Das Störungsmodell für große geografische Ausbreitung berücksichtigt den periodischen Charakter atmosphärischer Störungen. Diese Phänomene werden als atmosphärische Wellen bezeichnet, wobei [106] einen umfassenden Überblick über die physikalischen Zusammenhänge gibt. Das GRAM-Störungsmodell beschreibt dafür die Standardabweichung für die Zustandsdaten der Atmosphäre als trigonometrische Funktion in Abhängigkeit von Ort und Zeit. Die zudem erforderlichen Parameter wurden in die Lookup-Tabelle der Atmosphäre aufgenommen, sodass eine Implementierung des Modells mit wenig Aufwand erfolgen kann.

Zur Illustration des Atmosphärendatensatzes werden ausgewählte Daten vorgestellt. In Abbildung 19 sind die globalen Mittelwerte der Windgeschwindigkeit und in Abbildung 20 die Mittelwerte der Atmosphärentemperatur in Abhängigkeit von Jahreszeit und geografischer Position für eine Höhe von 20 km über dem mittleren Meeresspiegel dargestellt. Im Bereich des Äquators bis zu Breitengraden von ca. $\lambda = 45^\circ$ wird eine mittlere Windgeschwindigkeit von 20 m/s nicht überschritten. Ausgehend von Fluggeschwindigkeiten von ca. 30 m/s ist in diesen Bereichen eine ganzjährige Stationierung des Luftfahrzeugs nicht durch den Wind ausgeschlossen. Beachtenswert sind allerdings die während der Übergangs- und Wintermonate auftretenden, als Polarwirbel bezeichneten starken Winde um die Pole, deren Ursache in den jahreszeitbedingten Temperaturschwankungen der niedrigen Stratosphäre in den subtropischen Breiten vermutet wird [107]. Der Südpolarwirbel kann dabei mittlere Windgeschwindigkeiten von über 40 m/s erreichen, womit das Luftfahrzeug nicht mehr in der Lage wäre, gegen den Wind anzufliegen, und abdriften würde. Im Zeitraum des Auftretens starker Polarwirbel sind diese Bereiche unter Berücksichtigung verfügbarer Technologie allerdings ohnehin für hochfliegende Solarflugzeuge nicht zugänglich, da die Energieausbeute von der Sonne in dieser Jahreszeit unzureichend ist.

Die dargestellten Temperaturen zeigen im Vergleich zur ISA-Atmosphäre, die in 20 km Höhe eine Temperatur von $-56,5^\circ\text{C}$ angibt, deutliche Schwankungen. Um den Äquator liegen die mittleren Temperaturen ganzjährig bei ca. -70°C , wohingegen um die Pole in den Sommermonaten Temperaturen ca. -40°C erzielt werden können. Zusammenfassend begründen die Abbildungen aufgrund der signifikanten zeitlichen und räumlichen Schwankungen der Daten den Bedarf für ein komplexes Atmosphärenmodell zur weltweiten Simulation von Flugmissionen.

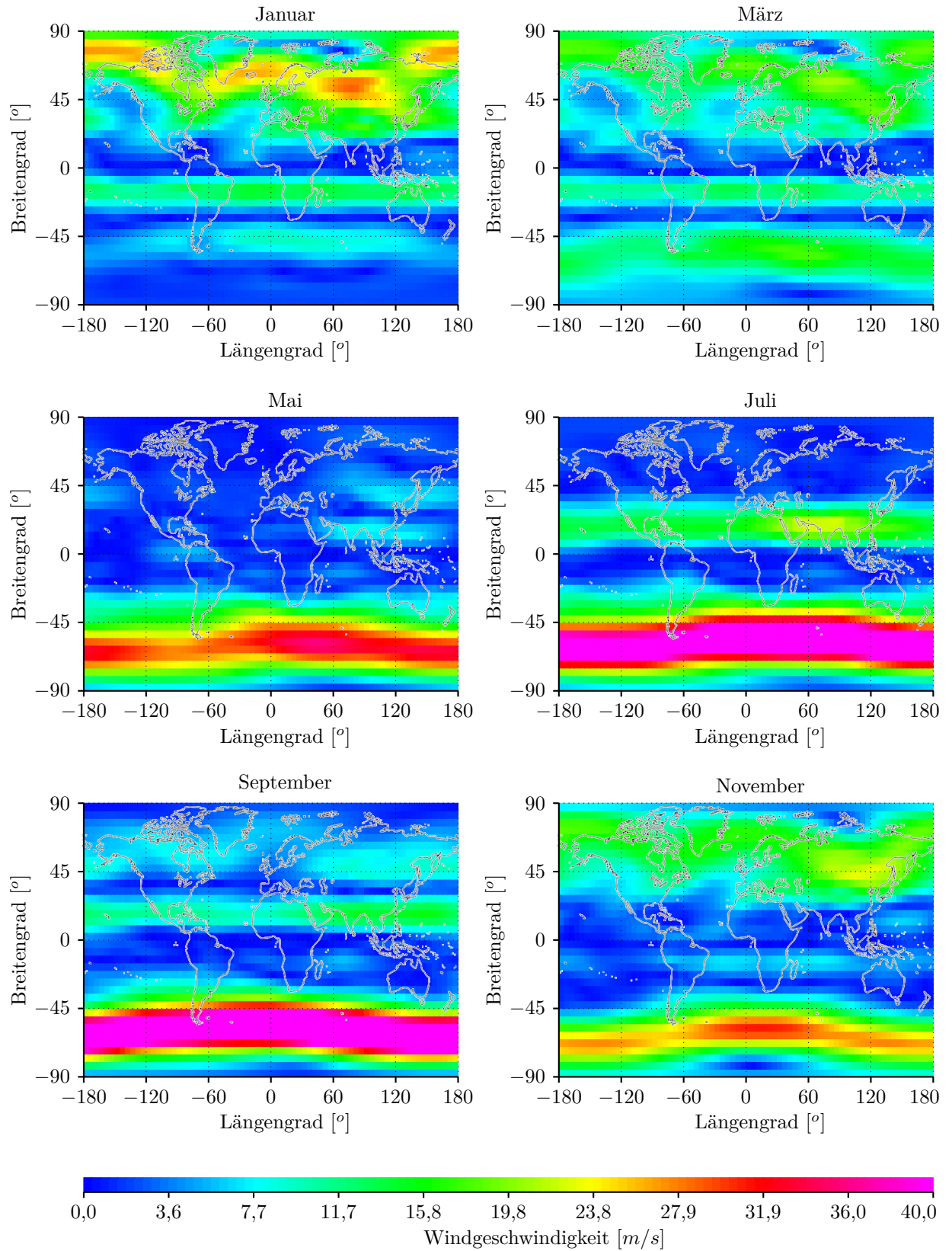


Abbildung 19: Charakteristische Windgeschwindigkeiten von NASA Earth-GRAM 2007

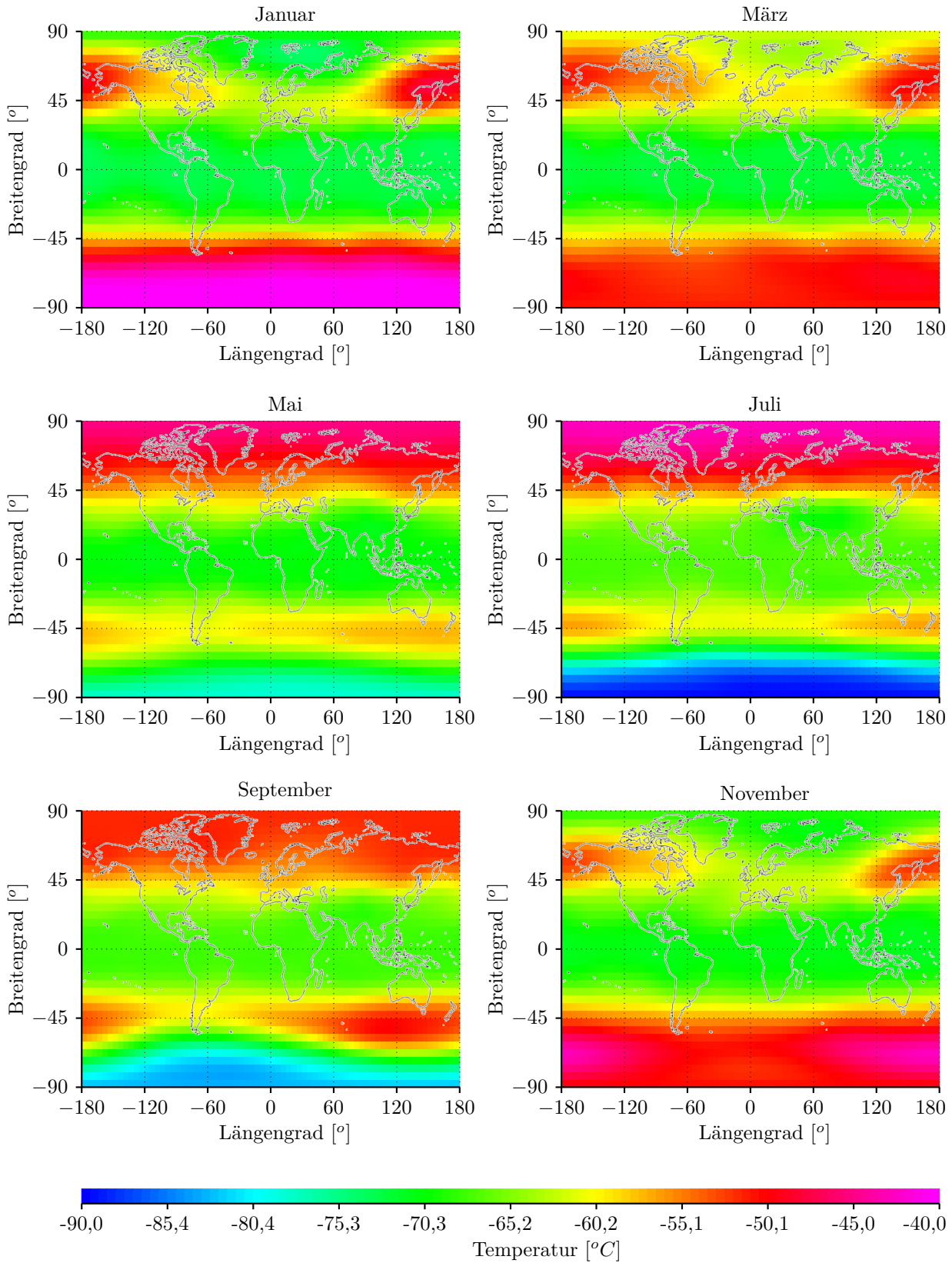


Abbildung 20: Charakteristische Temperaturen von NASA Earth-GRAM 2007

4.2 Modellierung der Strahlungsleistung der Sonne

4.2.1 Berechnung des Sonnenstandes

Aufgrund der großen Flughöhe sowie des für den Start und die Landung hochfliegender Solarflugzeuge erforderlichen exzellenten Flugwetters kann ausnahmslos von einem wolkenlosen Himmel ausgegangen werden. Dann wird die Leistungsdichte der auf eine Empfangsfläche treffenden Sonnenstrahlung von der Flughöhe, der Ausrichtung der Fläche zur Sonne sowie vom Sonnenstand bestimmt. Der Sonnenstand für einen bestimmten geografischen Ort wird durch den Zenitwinkel Z_s , also den Winkel zwischen dem Lot auf der Erdoberfläche und dem Sonnenstrahl, sowie den Azimut Ψ_s der Sonne beschrieben. Zenitwinkel und Azimut sind in Abbildung 26 dargestellt. Zur Berechnung dieser Größen wird gemäß Abbildung 21 die Erde als Kugel angenommen. Mit dem Betrag der Leistungsdichte der direkten Sonnenstrahlung E_{bn} wird deren Einheitsvektor \mathbf{e}_{Ebn} im geodätischen Koordinatensystem an der Position des Luftfahrzeugs gebildet:

$$[\mathbf{e}_{Ebn}]^G = \begin{pmatrix} -\sin(\delta_E) \cdot \cos(\lambda) - \cos(\delta_E) \cdot \cos(\phi + \tau_E) \cdot \sin(\lambda) \\ -\cos(\delta_E) \cdot \sin(\phi + \tau_E) \\ \sin(\delta_E) \cdot \sin(\lambda) - \cos(\delta_E) \cdot \cos(\phi + \tau_E) \cdot \cos(\lambda) \end{pmatrix} = \underline{\underline{\mathbf{R}}}^{ES} \cdot \underline{\underline{\mathbf{R}}}^{ES} \cdot \frac{[\mathbf{E}_{bn}]^S}{E_{bn}} \quad (7)$$

Weiterhin bezeichnet δ_E die Neigung der Erde in Relation zur Sonne und τ_E den Zeitwinkel aufgrund der Erdrotation. Die Erde bewegt sich auf einer elliptischen Bahn um die Sonne, wobei sie ihre

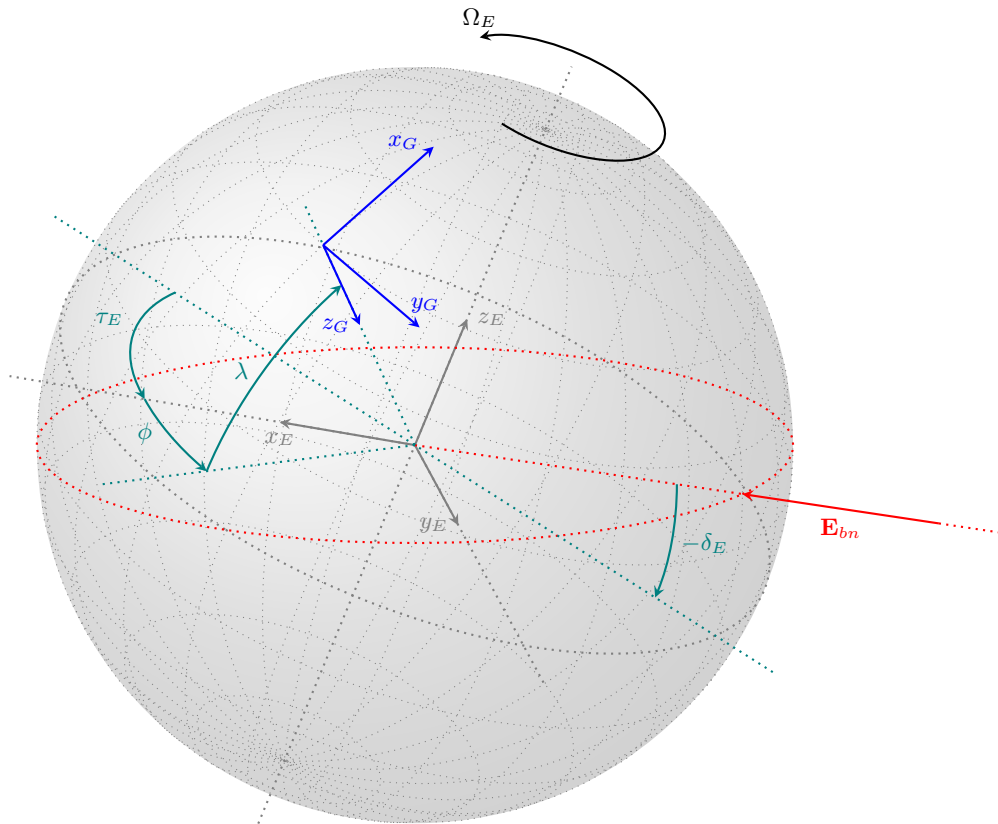


Abbildung 21: Erforderliche Winkel zur Berechnung des Sonnenstandes unter Annahme einer kugelförmigen Erde

Neigung im Raum beibehält. In Relation zur Sonne variiert die Neigung dadurch im Verlauf eines Jahres wie folgt:

$$\delta_E = -0,4102 \cdot \cos \left(\frac{2\pi}{31.536.000 \text{ s}} \cdot (t_y + 864.000 \text{ s}) \right) \quad (8)$$

Der Zeitwinkel τ_E ist der Winkel zwischen der, der Sonnenstrahlung gegenüberliegenden, vom Erdmittelpunkt auf den Äquator projizierten Achse und der x_G -Achse des erdfesten Koordinatensystems, durch die der Nullmeridian $\lambda = 0^\circ$ verläuft. Aufgrund der Drehung der Erde mit der Drehrate Ω_E in mathematisch positiver Richtung berechnet sich der Winkel in Abhängigkeit der kumulierten Tageszeit t_d für den Nullmeridian über:

$$\tau_E = 2\pi \cdot \Omega_E \cdot t_d \quad (9)$$

Aus dem in Gleichung 7 angegebenen Vektor folgt für den geometrischen Zenitwinkel $Z_{s,g}$ der Sonnenstrahlung:

$$\begin{aligned} Z_{s,g} &= \arctan \frac{-[\mathbf{e}_{Ebn}]_z^G}{\sqrt{([\mathbf{e}_{Ebn}]_x^G)^2 + ([\mathbf{e}_{Ebn}]_y^G)^2}} \\ &= \arccos(\sin(\delta_E) \cdot \sin(\lambda) + \cos(\delta_E) \cdot \cos(\phi + \tau_E) \cdot \cos(\lambda)) \end{aligned} \quad (10)$$

Für den Azimut der Sonne folgt weiterhin:

$$\begin{aligned} \Psi_s &= \arctan \frac{[\mathbf{e}_{Ebn}]_y^G}{[\mathbf{e}_{Ebn}]_x^G} + \pi \\ &= \arctan \left(\frac{\sin(\phi + \tau_s)}{\cos(\phi + \tau_s) \sin(\lambda) - \tan(\delta_E) \cos(\lambda)} \right) + \pi \end{aligned} \quad (11)$$

Aufgrund ihrer optischen Eigenschaften bricht die Erdatmosphäre das eingestrahlte Sonnenlicht. Dieser als Refraktion bezeichnete Effekt tritt insbesondere bei hohen Zenitwinkeln in Erscheinung. Zur Berechnung der Refraktion wird hier die aus [108] entnommene Saemundsson-Formel in Kombination mit der Druck- und Temperaturkorrektur nach [109] angewendet:

$$\Delta Z_s = \frac{p_a}{p_0} \cdot \frac{283 \text{ K}}{T_a} \frac{0,00029671}{\tan \left(\left(\frac{\pi}{2} - Z_s \right) + \frac{1}{318,91 \cdot \left(\frac{\pi}{2} - Z_s \right) + 28,4254} \right)} \quad (12)$$

Darin sind p_a der Luftdruck und T_a die Temperatur in der Flughöhe h_a sowie p_0 die Referenzdruckdichte auf Höhe des Meeresspiegel. Der Zenitwinkel der Sonne kann damit korrigiert werden zu:

$$Z_s = Z_{s,g} - \Delta Z_s \quad (13)$$

Für den Ort Braunschweig und eine Flughöhe von $h_a = 20 \text{ km}$ ist in Abbildung 22 ein mit den angegebenen Formeln erzeugtes Sonnenstandsdiagramm dargestellt. Die blauen Linien stellen den Zenitwinkel über dem Azimut dar, während die roten Linien jeweils eine bestimmte lokale Uhrzeit markieren. Am 21. Juni erreicht die Sonne einen Zenitwinkel von $Z_s = 29,2^\circ$, während sie am 21. Dezember lediglich einen Zenitwinkel von $Z_s = 75,3^\circ$ erreicht. Aufgrund der Flughöhe taucht die Sonne erst bei einem Zenitwinkel von $Z_s = 94,5^\circ$ unter den Horizont.

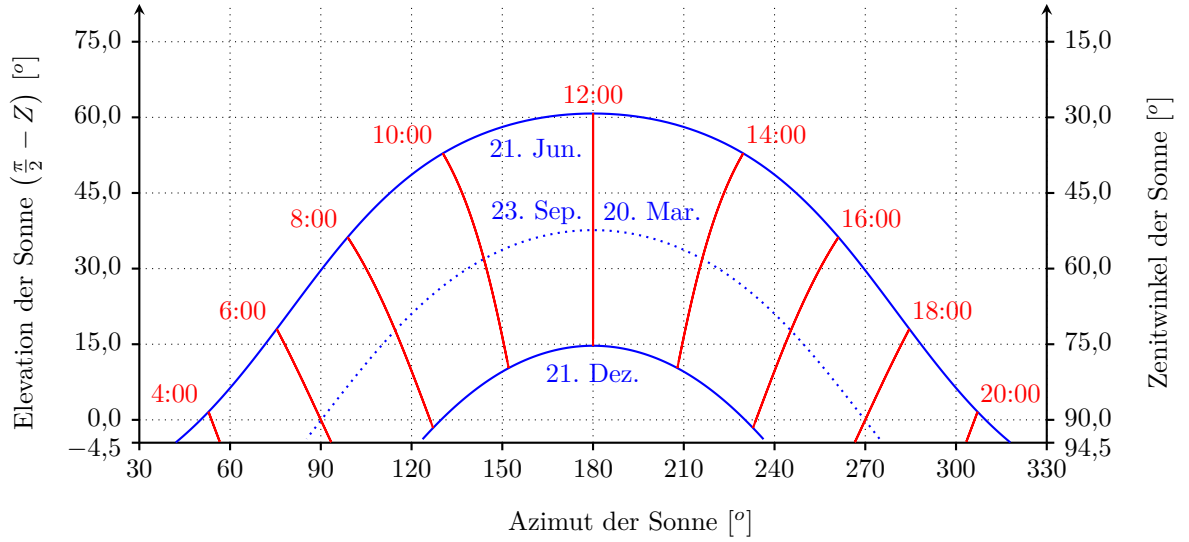


Abbildung 22: Sonnenstandsdiagramm für $\phi = 52^\circ 16' N$ (Braunschweig) und $h_a = 20 \text{ km}$

4.2.2 Strahlungsmodell der Sonne

4.2.2.1 Grundlegende Betrachtungen

Zur Berechnung der Strahlungsintensität auf eine Empfängerfläche ist neben dem Sonnenstand ein Strahlungsmodell der Sonne erforderlich. Dieses Modell beschreibt die Leistungsdichte der solaren Strahlung in Abhängigkeit von der Jahreszeit und der optischen Lauflänge des Sonnenstrahls durch die Atmosphäre. In diesem Abschnitt erfolgen zunächst grundlegende Erörterungen zur solaren Einstrahlung, gefolgt von der Vorstellung einer konkreten Implementierung eines Strahlungsmodells. Die Sonnenstrahlung besitzt ein breitbandiges Spektrum, dessen Intensitätsmaximum bei einer Wellenlänge von etwa $\lambda_s = 500 \text{ nm}$ liegt. Im Bereich von etwa $\lambda_s = 140 \text{ nm}$ bis $\lambda_s = 100.000 \text{ nm}$ ähnelt das kontinuierliche Strahlungsspektrum dem eines schwarzen Körpers mit einer Temperatur von 5.500°C . Sowohl das extraterrestrische Strahlungsspektrum als auch das eines idealen schwarzen Körpers sind, unter Berücksichtigung eines Sonnendurchmessers von $1.392.700 \text{ km}$ und einer mittleren Entfernung zwischen Sonne und Erde von $149.597.870 \text{ km}$, in Abbildung 23 dargestellt. Die Intensität der Sonnenstrahlung nimmt mit zunehmendem Weg durch die Erdatmosphäre ab, wobei die spektralen Anteile unterschiedlich stark abgeschwächt werden. Aus Abbildung 23 ist anhand des Spektrums für die Luftmasse $AM = 1,5$ ersichtlich, dass die Dämpfung des Strahlungsspektrums der Sonne für verschiedene Wellenlängen deutlich variiert. Die Luftmasse AM ist das Verhältnis zwischen der tatsächlichen optischen Lauflänge des betrachteten Sonnenstrahls durch die Atmosphäre und der Lauflänge für den Fall einer im Zenit (d.h. senkrecht) stehenden Sonne über einer in Meereshöhe befindlichen Empfängerfläche. Für vergleichende Aufgaben im Photovoltaikbereich wird üblicherweise das Spektrum für $AM = 1,5$ zugrunde gelegt, da es für mittlere Breitengrade als besonders charakteristisch gilt [110]. Die Luftmasse kann für Zenitwinkel der Sonne Z_s im Bereich von 0 bis 90° wie folgt abgeschätzt werden [111]:

$$AM = \frac{p_a}{p_0} \left(\cos Z_s + 8,5944 \cdot (1,6386 - Z_s)^{-1,253} \right) \quad (14)$$

Die Dämpfung des Spektrums der Sonne aufgrund der Durchdringung der Atmosphäre hat unterschiedliche Ursachen. Trifft die Strahlung der Sonne auf Teilchen der Atmosphäre, wird sie durch Streuungs- und Absorptionsprozesse abgeschwächt. Diese Prozesse werden durch Luftmoleküle,

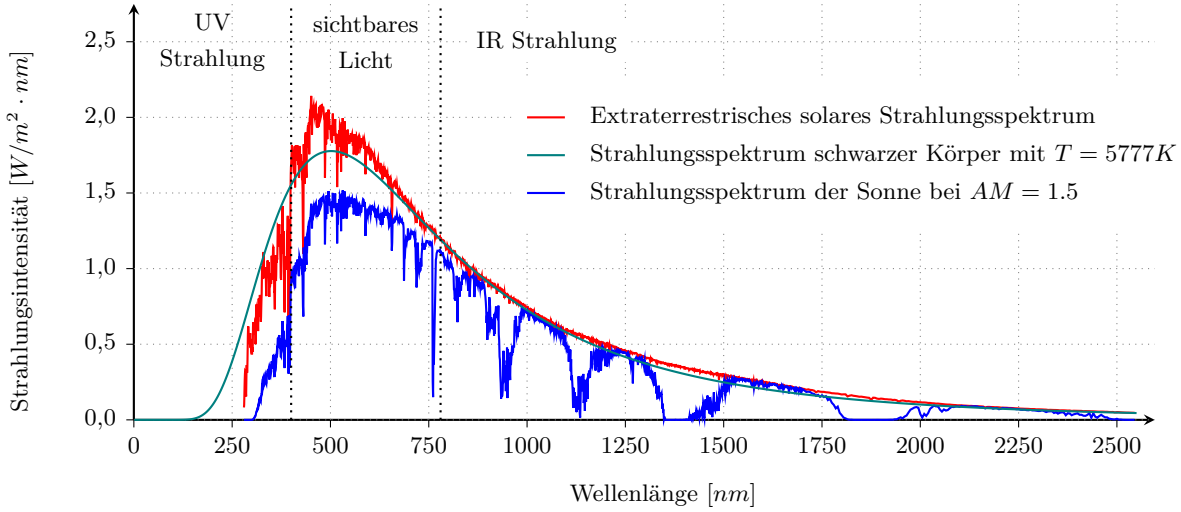


Abbildung 23: Spektrum der Sonnenstrahlung für $AM = 0$ und $AM = 1,5$ sowie das Spektrum der Strahlung eines sonnenäquivalenten schwarzen Körpers

Wasserdampf und durch Aerosole – kleine feste oder flüssige Schwebeteilchen – verursacht [111]. In Abbildung 24 sind die für die modellhafte Berechnung der solaren Einstrahlung zu unterscheidenden Strahlungsarten dargestellt. Darin bezeichnet E_{bn} die durch die Atmosphäre gedämpfte und direkt auf die Empfangsfläche fallende Leistungsdichte der solaren Einstrahlung. Die Streuprozesse an den Teilchen der Atmosphäre führen zusätzlich zu einem gestreuten Anteil der Strahlungsleistungsdichte E_s . Zudem wird ein von der Reflexivität der Erdoberfläche abhängiger Anteil der Strahlung E_r an die Empfangsfläche zurückgeworfen. Die senkrecht in die betrachtete Empfangsfläche einfallenden Anteile werden als E_{pbn} für den direkten, E_{ps} für den gestreuten und E_{pr} für den reflektierten Anteil bezeichnet und können additiv überlagert werden [112].

$$E_p = E_{pbn} + E_{ps} + E_{pr} \quad (15)$$

Neben der Dämpfung des solaren Spektrums durch die Atmosphäre variiert die Leistungsdichte des auf die Erde treffenden extraterrestrischen Spektrums E_{0bn} im Verlauf eines Jahres. Die Erde umrundet die Sonne auf einer elliptischen Bahn. Die jahreszeitabhängige Leistungsdichte der extraterrestrischen wird basierend auf der abgelaufenen Zeit des Jahres t_y wie folgt berechnet:

$$E_{0bn}(t_y) = \bar{E}_{0bn} \left(1 + 0,033 \cdot \cos \left(\frac{2\pi}{31.536.000 \text{ s}} \cdot (t_y + 864.000 \text{ s}) \right) \right) \quad (16)$$

Die Leistungsdichte der solaren Strahlungsintensität \bar{E}_{0bn} gilt dabei für den mittleren Sonnenabstand von $149.597.870 \text{ km}$.

Zur Berechnung der einzelnen Komponenten E_{bn} , E_s und E_r wurden in den vergangenen Jahrzehnten verschiedene Modelle entwickelt. Dabei kann zunächst zwischen Breitband- und Spektralmodellen unterschieden werden. Breitbandmodelle verzichten auf die spektrale Betrachtung der Sonnenstrahlung und stellen direkt die Leistungsdichte zur Verfügung. Aufgrund ihres geringen Berechnungsaufwands eignen sie sich besonders gut für ingenieurmäßige Abschätzungen sowie für einfache Simulationsanwendungen. Auf Messwerten beruhende empirische Breitbandmodelle, wie bspw. in [113] angegeben, sind dabei die einfachsten Varianten. Ein derartiges Modell wurde u. a. von Keidel für die Simulation der hochfliegenden Solarplattform Solitair verwendet [38]. Leistungsfähigere Breitbandmodelle basieren auf einer physikalisch motivierten Beschreibung der, der Dämpfung zugrunde liegenden, Streuungs- und Auslöschungsvorgänge in der Atmosphäre. Jeder

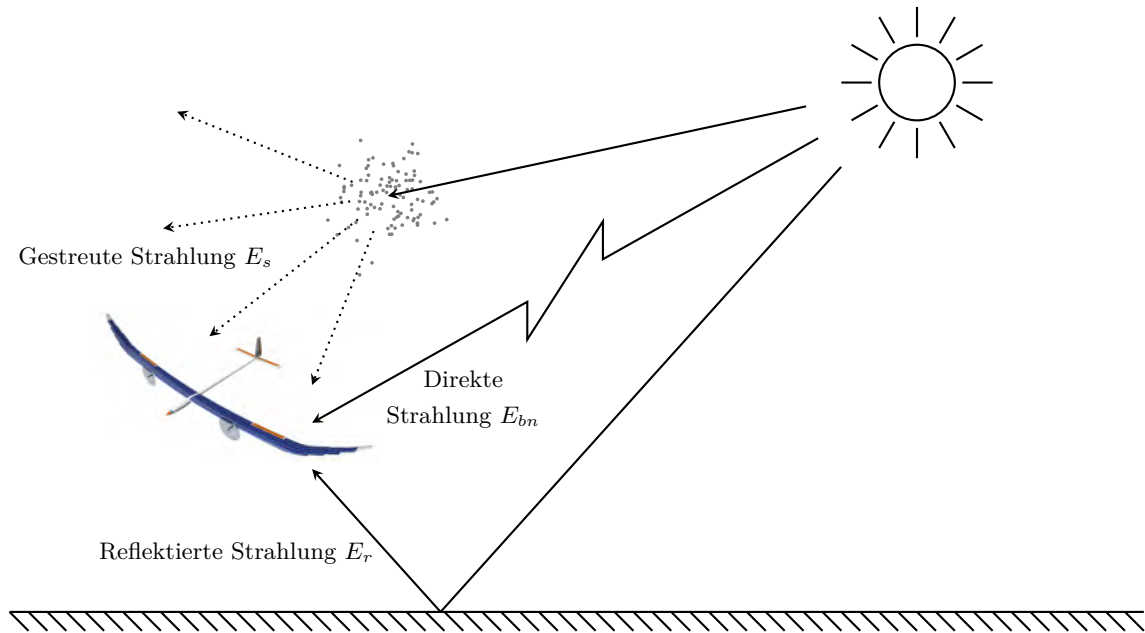


Abbildung 24: Direkte und diffuse Strahlung der Sonne

Dämpfungsbeitrag wird dabei über das gesamte Spektrum und in Abhängigkeit der relevanten atmosphärischen Parameter in einem Abschwächungsfaktor zusammengefasst [111]. Ein Vorteil dieser Modelle ist ihre Adaptierbarkeit auf die gewünschten atmosphärischen Bedingungen durch entsprechende Anpassung der Parameter der Abschwächungsfaktoren.

Zur Umsetzung des durch die Strahlungsintensität verursachten Photonenstroms in frei bewegliche elektrische Ladungsträger werden Photovoltaikzellen verwendet. Deren Umsetzungsvermögen hängt von der Wellenlänge der auftreffenden Strahlung ab. Aufgrund der in Abbildung 23 dargestellten wellenlängenabhängigen Dämpfung der Strahlungsintensität ist das Verhältnis des maximal erzeugbaren Stroms freier elektrischer Ladungsträger zur Photonenmenge durch Photovoltaikzellen von der Stärke der spektralen Anteile der solaren Strahlungsintensität abhängig. Damit hängt diese sogenannte Effizienz der Photovoltaikzellen von der Höhe über dem Meeresspiegel und vom Sonnenstand ab. Für die später in der Simulationsanwendung dieser Arbeit verwendeten Photovoltaikzellen ist dieser Zusammenhang in Abbildung 25 dargestellt. Der dargestellte Effizienzverlauf basiert auf der in Kapitel 6.3 beschriebenen Berechnung der erzeugten elektrischen Leistung sowie den für HAP- α ausgewählten Photovoltaikzellen. Dazu wird jeweils die maximal generierbare elektrische Leistung durch die, über die gesamte Bandbreite der Sonnenstrahlung verfügbare, Leistungsdichte der Strahlungsintensität geteilt.

Zur Gewährleistung der Vergleichbarkeit der Daten fällt die Sonneneinstrahlung dabei immer senkrecht in die Solarzelle. In Abbildung 25 (links) ist ersichtlich, dass die Solarzelle, bezogen auf die gesamte spektrale Leistungsdichte, mit zunehmender Höhe einen geringeren Anteil in elektrische Leistung umsetzen kann. Der Hintergrund ist die überproportionale atmosphärische Dämpfung größerer Wellenlängen des Strahlungsspektrums in Bereichen geringer Sensitivität der Photovoltaikzelle. Weiterhin ist aus Abbildung 25 (rechts) ersichtlich, dass die Effizienz auch mit zunehmendem Zenitwinkel der Sonne abnimmt, was auf die stärkere Dämpfung der kürzeren Wellenlängen des Strahlungsspektrums mit zunehmender Lauflänge durch die Atmosphäre zurückzuführen ist. Um diese Effekte in der Simulation zu berücksichtigen, kann entweder der Wirkungsgrad der Photovoltaikzelle in Abhängigkeit der Flughöhe und des Zenitwinkels approximiert oder ein Spektralmodell für die solare Einstrahlung verwendet und die umgesetzte elektrische Leistung wellenlängenabhängig berechnet werden.

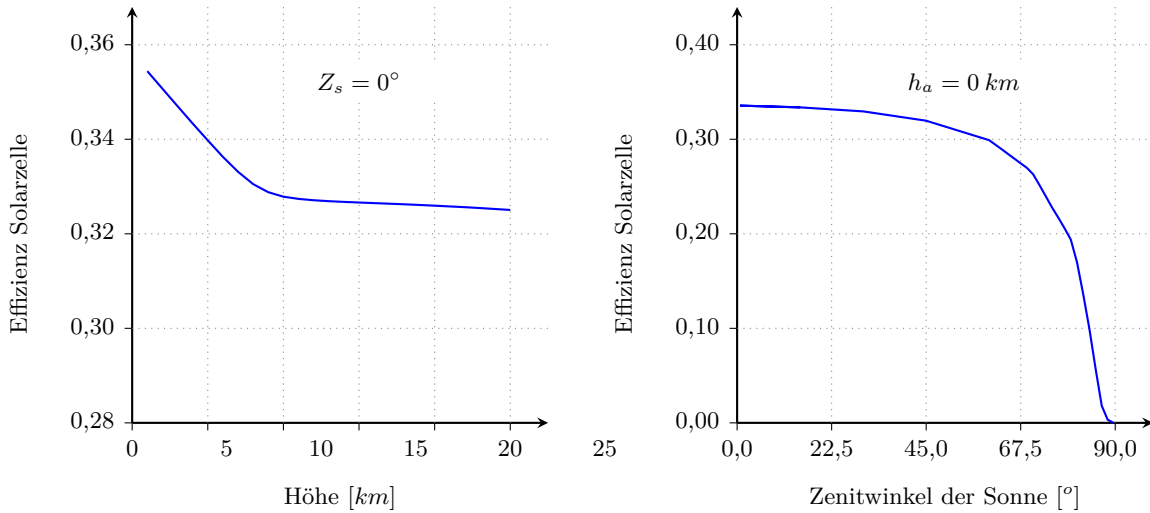


Abbildung 25: Effizienz der MicroLink Triple Junction Solarzelle in Abhängigkeit der Höhe der Empfängerfläche (links) und in Abhängigkeit des Zenitwinkels der Sonne (rechts)

Für die vorliegende Arbeit wird der Weg des Spektralmodells gewählt, da damit eine Entkopplung zwischen den physikalischen Eigenschaften der Photovoltaikzelle, wie bspw. deren spektraler Sensitivität, und den Eigenschaften des zur Umwelt gehörenden Sonnenmodells gewährleistet werden kann. In der Literatur sind verschiedene Spektralmodelle beschrieben, die sich im Wesentlichen durch die Berechnung der Dämpfungsfaktoren unterscheiden. Bird hat bspw. ein einfaches und schnell zu berechnendes Spektralmodell für Anwendungen in Bodennähe entwickelt. Für Anwendungen in der Stratosphäre ist dieses Modell – wie viele andere auch – weniger geeignet, da hier lediglich die breitbandige Rayleigh-Streuung durch die Luftdruckkorrektur auf die Flughöhe angepasst wird. Andere wirksame Effekte, wie bspw. die Abnahme der Stärke der Ozonschicht mit zunehmender Flughöhe, werden nicht berücksichtigt [114].

Explizit für Anwendungen in großen Höhen ist das Spektralmodell Simple Model of the Atmospheric Radiative Transfer of Sunshine, Version 2 (SMARTS2) geeignet [115]. Da dieses Modell zudem im Rahmen der Entwicklung hochfliegender Plattformen als Referenz für den Abgleich einfacher ingenieurmäßiger Strahlungsmodelle angesehen wird [116] und im Rahmen des Entwurfs solarelektrischer Höhenflugzeuge verwendet wurde, bspw. in [117], wird es auch für die vorliegende Arbeit gewählt.

4.2.2.2 Das SMARTS2 Strahlungsmodell

Das SMARTS2-Modell kann als kompilierter FORMula TRANslation (FORTRAN)-Code bezogen werden und wird über die Kommandozeile aufgerufen. Die Konfigurationsparameter werden mithilfe einer Textdatei übergeben, und die Ergebnisse werden ebenfalls in eine Textdatei geschrieben. Für die Anwendung in einer Simulationsumgebung bedeutet dies jedoch einen unverhältnismäßig großen Aufwand. Ein Weg diesen Aufwand zu reduzieren, ist – ähnlich zum Atmosphärenmodell – die Erzeugung eines Datensatzes in Form einer Lookup-Tabelle, aus der das solare Spektrum während der Simulationszeit durch Interpolation erzeugt wird. Dieses Verfahren wurde bspw. von Limpinsel zur Analyse von Photovoltaikzellen für hochfliegende Plattformen umgesetzt [118]. Eine umfangreiche Beschreibung des SMARTS2-Modells kann den Publikationen [119], [120] sowie [121] entnommen werden. Um den Aufbau der Lookup-Tabelle nachvollziehen zu können, werden hier lediglich die wichtigsten Formeln des Modells angegeben. Im Fall von solarelektrischen Höhenflugzeugen ist in Bezug auf die Solarpaneele davon auszugehen, dass deren Ausrichtung zur Sonne

variabel ist. Die Grundgleichung des Modells für geneigte Empfangsflächen lautet [120]:

$$E_{p\lambda} = E_{bn\lambda} \cdot \cos(\vartheta_{sp}) + R_s \cdot E_{s\lambda} + \varrho'_{g\lambda} \cdot R_r \cdot E_{\lambda} \quad (17)$$

Das λ im Index deutet darauf hin, dass hier anstelle der spektralen Leistungsdichte die spektrale Intensität der solaren Einstrahlung bezeichnet wird. Die direkte Strahlung $E_{bn\lambda}$ tritt in die Oberfläche des Solarpaneels unter dem Winkel ϑ_{sp} ein, der mit den in Abbildung 26 dargestellten Größen wie folgt berechnet wird:

$$\cos \vartheta_{sp} = \cos(Z_s) \cdot \cos(\Theta_p) + \sin(Z_s) \cdot \sin(\Theta_p) \cdot \cos(\Psi_p - \Psi_s) \quad (18)$$

Daraus wird ersichtlich, dass die im Paneel wirksame spektrale Strahlungsintensität grundsätzlich vom Zenitwinkel der Sonne Z_s , dem Anstellwinkel der Empfangsfläche Θ_p sowie der Differenz des Azimuts der Empfangsfläche und des Azimuts der Sonne abhängt. Für die Azimutdifferenz gilt:

$$\Delta\Psi_{ps} = \Psi_p - \Psi_s \quad (19)$$

Die auftreffende diffuse Strahlung, die durch den zweiten Term in Gleichung 17 beschrieben wird, ist ebenfalls vom Anstellwinkel der Empfangsfläche Θ_p abhängig, der im wellenlängenabhängigen Faktor R_s Berücksichtigung findet. Der dritte Term gibt die auf das Paneel treffende reflektierte Strahlung an, wobei R_r auch von Θ_p abhängt und $\varrho'_{g\lambda}$ den Reflexionsgrad der Erde in der Umgebung des Paneels in Abhängigkeit von der Wellenlänge beschreibt.

Die direkte Strahlung wird im SMARTS2-Modell wie folgt berechnet:

$$E_{bn\lambda} = E_{0bn\lambda} \cdot \tau_{R\lambda} \cdot \tau_{o\lambda} \cdot \tau_{n\lambda} \cdot \tau_{g\lambda} \cdot \tau_{w\lambda} \cdot \tau_{a\lambda} \quad (20)$$

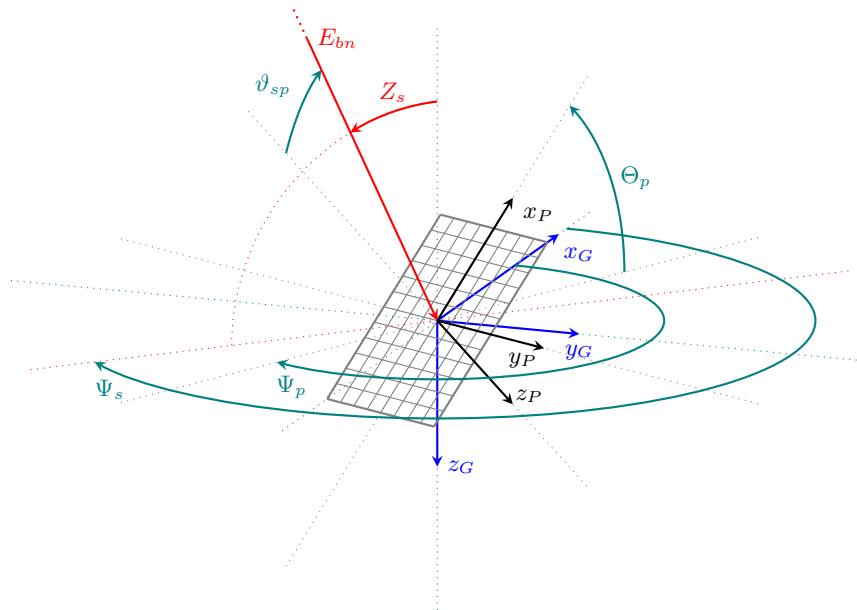


Abbildung 26: Ausrichtung eines Solarpaneels zur Sonne

Neben dem extraterrestrischen Strahlungsspektrum $E_{0bn\lambda}$ bezeichnen:

- $\tau_{R\lambda}$ die Dämpfung aufgrund der Rayleigh-Streuung,
- $\tau_{o\lambda}$ die ozonbedingte Dämpfung,
- $\tau_{n\lambda}$ die durch NO_2 verursachte Dämpfung,
- $\tau_{g\lambda}$ die durch das Gasgemisch bedingte Dämpfung,
- $\tau_{w\lambda}$ die Wasserdampfabsorption, sowie
- $\tau_{a\lambda}$ die Aerosoldämpfung.

Die Dämpfungsfaktoren beschreiben die Abschwächung der Strahlung basierend auf dem Lambert-Beerschen Gesetz gemäß:

$$\tau_{x\lambda} = \exp(-m_x \alpha_{x\lambda}) \quad (21)$$

Die im Exponenten enthaltenen Faktoren sind jeweils die von der Flughöhe h_a und damit von der atmosphärischen Zusammensetzung abhängige sowie für den Dämpfungsprozess spezifische Luftmasse m_x und die wellenlängenabhängige optisch wirksame Strecke $\alpha_{x\lambda}$. Die spezifische Luftmasse hängt somit von der Flughöhe der Empfängerfläche sowie vom Zenitwinkel der Sonne ab. Die optisch wirksame Strecke wird häufig durch empirisch gewonnene Funktionen beschrieben und vom Modell basierend auf der Flughöhe berechnet.

Zusammenfassend lassen sich für den direkten Strahlungsanteil die folgenden unabhängigen Größen für das Strahlungsmodell ableiten:

- Anstellwinkel des Solarpaneels Θ_p ,
- Azimutdifferenz $\Delta\Psi_{ps}$,
- Zenitwinkel der Sonne Z_s ,
- Flughöhe h_a .

Für die Konfiguration des SMARTS2-Modells sind zudem weitere Parameter erforderlich. Die physikalischen atmosphärischen Größen, wie bspw. Luftdruck und Temperatur, werden vom SMARTS2-Programm mittels des US-Standard-Atmosphären-Modells ermittelt. Grundsätzlich können diese Größen auch separat vorgegeben werden. Die dadurch erwartbare geringfügige Modellverbesserung im Vergleich zur Verwendung der im SMARTS2 implementierten ort- und zeitunabhängigen U.S. Standardatmosphäre steht jedoch in einem Missverhältnis zum Aufwand, der mit einer deutlichen Erhöhung des Parameterraums der Lookup-Tabelle einhergehen würde.

Als Aerosol-Modell wird ein Modell für ländliche Umgebung gewählt, da davon ausgegangen wird, dass Flüge in niedrigen Höhen lediglich über dünn besiedelten Gebieten stattfinden. In großen Höhen schätzt SMARTS2 die Aerosoldämpfung unabhängig vom gewählten Modell basierend auf einer empirischen Standardformel. Da im Wesentlichen Flüge in großen Höhen mit der Missions-simulationsumgebung analysiert werden sollen, ist die Relevanz des Aerosol-Modells in niedrigen Flughöhen für die vorliegende Arbeit somit gering einzuschätzen.

Für die Reflexivität des Bodens kann aus einer Vielzahl von Daten gewählt werden. Für diese Arbeit werden für Simulationen über Land zunächst leichter Boden und für Simulationen über dem Meer Seewasser gewählt. Je nach Position des Luftfahrzeugs wird zwischen den jeweils gültigen Strahlungsdatensätzen umgeschaltet. In der Praxis wird das Flugzeug über verschiedenen Untergründen sowie über geschlossenen Wolkendecken mit jeweils unterschiedlichem Reflexionsvermögen operieren, wobei insbesondere das Vorhandensein von Wolken praktisch nicht vorhersagbar ist. Durch die Umschaltbarkeit der Datensätze ist es jedoch möglich, verschiedene Szenarien zu simulieren und deren Auswirkungen zu analysieren.

4.2.2.3 Relevante Limitierungen des SMARTS2 Strahlungsmodells und deren Berücksichtigung

Die zum SMARTS2-Modell zur Verfügung gestellte Software weist für diese Arbeit zwei relevante Limitierungen auf. Die erste Limitierung bezieht sich auf die Paneelneigung. Das Modell kann Daten lediglich für Paneelneigungen $\Theta_p \leq 90^\circ$ bereitstellen. Auch wenn auf stärker geneigte Paneele in der Regel keine direkte Sonnenstrahlung trifft, kann für solarelektrische Höhenflugzeuge die gestreute Strahlung und insbesondere die an der Erdoberfläche reflektierte Strahlung einen relevanten Beitrag zum elektrischen Energiehaushalt liefern – insbesondere, sofern auch Solarpaneele unter dem Flugzeug angebracht sind. Zudem leistet dieser Strahlungsanteil einen nennenswerten Beitrag zum Thermalhaushalt des Luftfahrzeugs und ist somit für die Berechnung der Temperatur von Onboardsystemen während der Simulationszeit zu berücksichtigen.

Die zweite Limitierung des SMARTS2-Modells ist die Beschränkung des Zenitwinkels der Sonne auf $Z_s \leq 90^\circ$. Für Anwendungen auf Meereshöhe stellt dies keine Einschränkung dar, allerdings können in für solarelektrische Höhenflugzeuge relevanten Flughöhen auch größere Zenitwinkel auftreten. Bei Missionen nahe der Pole steht die Sonne für lange Zeit sehr tief am Himmel, sodass dort die Strahlung bei Sonnenständen mit Zenitwinkeln $Z_s > 90^\circ$ einen relevanten Beitrag zum elektrischen Energiehaushalt liefern kann.

Zunächst wird die Erweiterung des Datensatzes für Paneelneigungen $\Theta_p > 90^\circ$ erläutert. Hierfür wird Gleichung 17 herangezogen. Der diffuse Anteil $E_{d\lambda}$ des Leistungsdichtespektrums wird von der SMARTS2-Software als Summe des gestreuten und reflektierten Anteils getrennt vom Spektrum der direkten Einstrahlung bereitgestellt. Dies ermöglicht die separate Bestimmung aller drei Anteile des Leistungsdichtespektrums. Der reflektierte Anteil $\varrho'_{g\lambda} \cdot E_\lambda$ wird dadurch bestimmt, dass zunächst der diffuse Anteil mit einer Bodenreflexivität von $\varrho'_{g\lambda} = 0$ für alle Wellenlängen berechnet wird und anschließend die Rechnung für die gewünschte Bodenreflexivität wiederholt wird. Der Faktor R_r in Gleichung 17 gibt an, welcher Anteil des reflektierten Leistungsdichtespektrums wirksam auf das Paneel trifft. Nach [120] wird dieser Faktor aus dem Neigungswinkel des Paneels berechnet:

$$R_r = 1 - \frac{1 + \cos(\Theta_p)}{2} \quad (22)$$

Um einen möglichst großen reflektierten Anteil im diffusen Leistungsdichtespektrum zu erhalten, wird die Paneelneigung für diesen Berechnungsschritt auf $\Theta_p = 90^\circ$ festgelegt. Dadurch kann $\varrho'_{g\lambda} E_\lambda$ berechnet werden als:

$$\varrho'_{g\lambda} \cdot E_\lambda = 2 \cdot \left(E_{d\lambda} \left(\varrho'_{g\lambda,a} \right) - E_{d\lambda} \left(\varrho'_{g\lambda} = 0 \right) \right) \quad (23)$$

Die Größe $\varrho'_{g\lambda,a}$ stellt dabei die am Ort des Flugzeugs vorhandene Reflexivität dar. Mit Gleichung 22 kann daraus der wirksam auf das Paneel treffende Anteil für $\Theta_p > 90^\circ$ berechnet werden.

Die Berechnung des diffusen Anteils des Leistungsdichtespektrums bei Paneelneigungen $\Theta_p > 90^\circ$ gestaltet sich jedoch aufwändiger. Dies liegt daran, dass der Faktor R_s für eine gegebene Azimutdifferenz $\Delta\Psi_{ps}$ weiterhin in nicht zugänglicher Form vom Neigungswinkel und zusätzlich von der Wellenlänge abhängt. Da zudem nicht alle zur Berechnung von R_s erforderlichen Formeln publiziert sind, ist eine direkte Bestimmung dieses Faktors nicht möglich. Um dennoch den gestreuten Anteil des Leistungsdichtespektrums abzuschätzen, kann eine Extrapolation berechenbarer Werte erwogen werden. Dies führt allerdings zu einer Unstetigkeit bei einer Neigung des Paneels von $\Theta_p = 180^\circ$, da der gestreute Anteil des Leistungsdichtespektrums richtungsabhängig ist. Aus diesem Grund wird anstatt der Extrapolation eine Interpolation der Werte vorgenommen. Das Prinzip ist in Abbildung 27 exemplarisch dargestellt.

Die Berechnung durch Interpolation ist möglich, da sich die auf das Paneel treffende Strahlung mit einer Periode der Paneelneigung von 360° wiederholt. Nun kann mit berechenbaren Werten für die

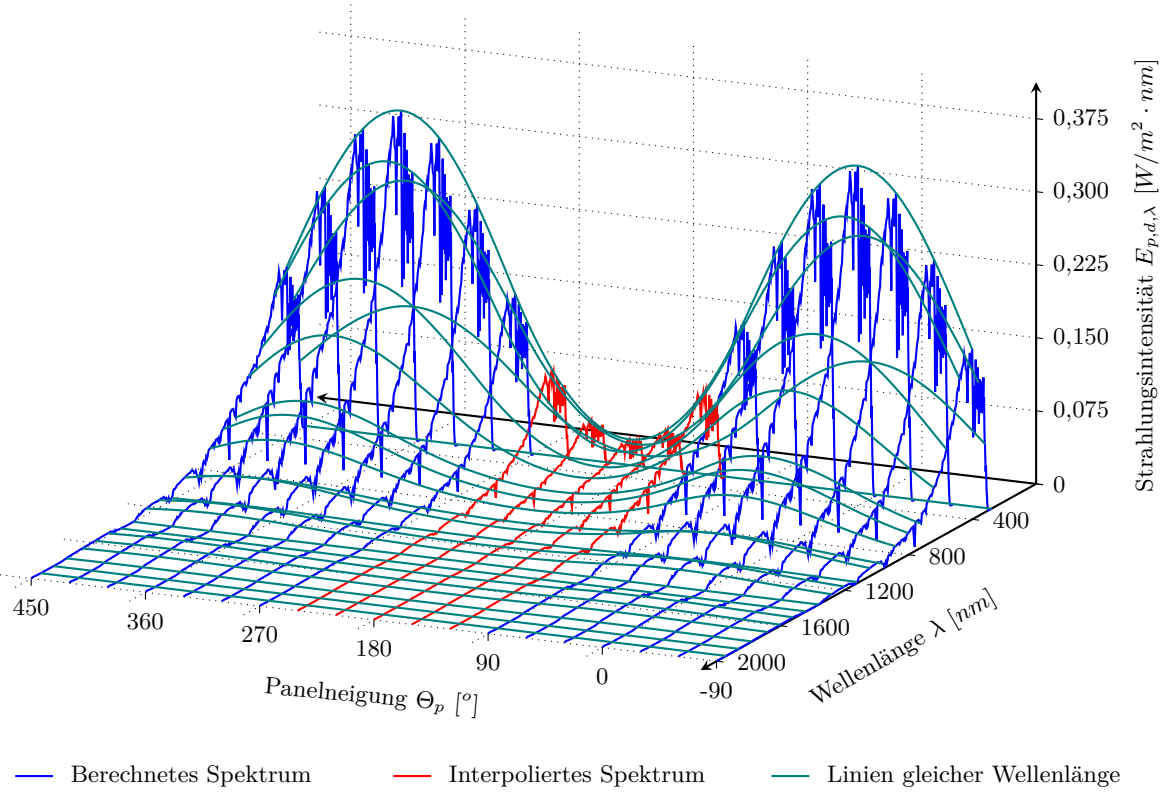


Abbildung 27: Interpolation des gestreuten Leistungsdichtespektrums für große Paneelneigungen

gestreute Strahlung ein Paneelneigungsbereich von $\Theta_p \geq -90^\circ \dots \Theta_p \leq 450^\circ$ aufgespannt werden. Lediglich die Werte für $\Theta_p \geq 90^\circ \dots \Theta_p \leq 270^\circ$ können dabei nicht direkt berechnet werden und werden daher durch Interpolation ermittelt.

Damit wurde die erste Einschränkung aufgebrochen und es schließt sich nun die Erweiterung auf Zenitwinkel $Z_s > 90^\circ$ an. Diese Sonnenstände treten bei Höhen $h_a > 0m$ auf und können bei Höhenflügen relevante Größen annehmen. Sofern das Luftfahrzeug mit Photovoltaikzellen an senkrechten Flächen oder mit schwenkbaren Solarpaneelen ausgerüstet ist, können diese niedrigen Sonnenstände insbesondere bei großen Breitengraden einen wesentlichen Einfluss haben. Die Berechnung des direkten Leistungsdichtespektrums unter Nutzung der vom SMARTS2-Programm ermittelbaren Daten ist in Abbildung 28 schematisch dargestellt. Ziel ist die Berechnung der Dämpfung durch die Atmosphäre durch Ermittlung der Dämpfungseigenschaften einzelner Teilstrecken.

Die atmosphärische Laufstrecke der Strahlung bei Zenitwinkeln $Z_s > 90^\circ$ setzt sich aus einem Anteil für einen Zenitwinkel $Z_s = 90^\circ$ an der dazugehörigen Zwischenhöhe h'_a und dem Anteil zwischen dieser Zwischenhöhe bis zum Luftfahrzeug zusammen. Die erforderliche Zwischenhöhe h'_a wird unter Nutzung des mittleren Erdradius \bar{R}_E wie folgt berechnet:

$$h'_a = (\bar{R}_E + h_a) \cdot \cos(Z_s - 90^\circ) - \bar{R}_E \quad (24)$$

Für h'_a kann nun das direkt gestrahlte Leistungsdichtespektrum $E_{bn\lambda}(h'_a, 90^\circ)$ ermittelt werden. An erster Stelle steht in der Klammer die Flughöhe, an zweiter Stelle der Zenitwinkel für den dargestellten Wert von $E_{bn\lambda}$. Weiterhin wird das direkt gestrahlte Leistungsdichtespektrum für den Fall berechnet, dass der Sonnenstrahl aus der entgegengesetzten Richtung mit $Z_s = 180^\circ - Z_{s,a}$ auf das Flugzeug, das sich in der Höhe h_a befindet, trifft. Mit diesen beiden Spektren kann nun

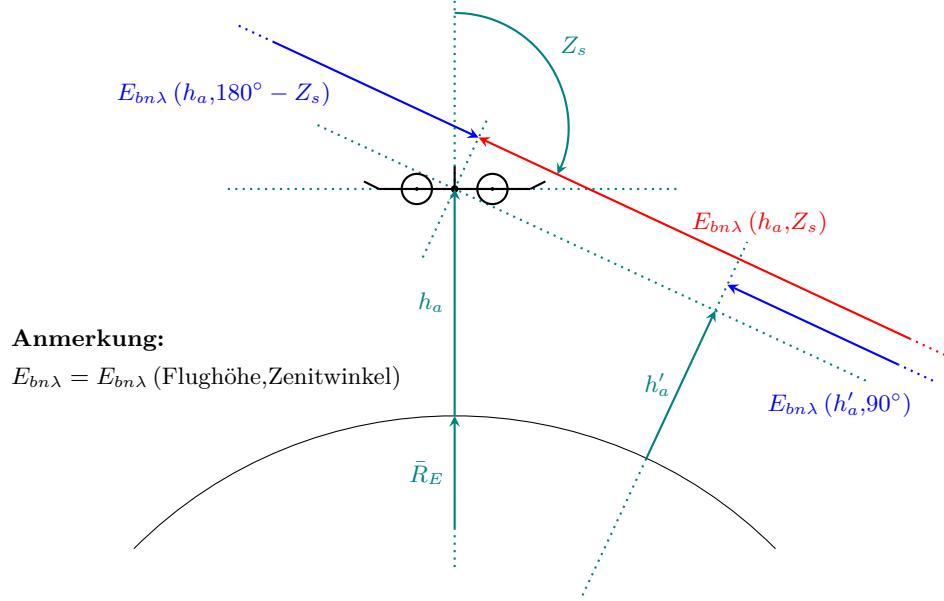


Abbildung 28: Negative Elevation der Sonne bei Höhenflügen

das resultierende Spektrum für den Zenitwinkel $Z_s > 90^\circ$ ermittelt werden:

$$E_{bn\lambda}(h_a, Z_s) = \frac{E_{bn\lambda}(h'_a, 90^\circ) \cdot E_{bn\lambda}(h'_a, 90^\circ)}{E_{bn\lambda}(h_a, 180^\circ - Z_{s,a})} \quad (25)$$

Um diese Gleichung herzuleiten, wurde die multiplikative Zerlegbarkeit der Dämpfungsfaktoren für einzelne Streckenabschnitte genutzt. Es wird angenommen, dass die atmosphärische Dämpfung isotropisch ist. Somit kann bei bekannten $E_{bn\lambda}(h'_a, 90^\circ)$ und $E_{bn\lambda}(h_a, Z_s)$ die Dämpfung für das Teilstück zwischen h_a und h'_a ermittelt und mit $E_{bn\lambda}(h'_a, 90^\circ)$ multipliziert werden.

Die Ermittlung der diffusen Strahlung für negative Zenitwinkel gestaltet sich deutlich aufwändiger. Da bei Zenitwinkeln $Z_s > 90^\circ$ keine direkte Strahlung mehr die Erdoberfläche erreicht, gibt es praktisch keine nennenswerte reflektierte Strahlung. Weiterhin beträgt die Leistungsdichte der gestreuten Strahlung für Zenitwinkel knapp über dem horizontalen Horizont nur wenige Prozent der Leistungsdichte der ohnehin relativ schwachen direkten Strahlung. Für Zenitwinkel $Z_s = 90^\circ$ verschwindet die vom SMARTS2-Programm ermittelte Leistungsdichte der gestreuten Strahlung. Daher wird im Rahmen dieser Arbeit für Zenitwinkel $Z_s > 90^\circ$ von verschwindender diffuser Strahlung ausgegangen.

4.2.2.4 Integration des Strahlungsmodells in die Simulationsumgebung

Die Speicherung der durch das SMARTS2-Programm ermittelten Werte erfolgt mit den in Tabelle 4 angegebenen Diskretisierungsschrittweiten. Dabei ist ersichtlich, dass für die Wellenlänge des Strahlungsspektrums sowie für den Zenitwinkel der Sonne die Schrittweiten in verschiedenen Intervallen unterschiedlich groß gewählt wurden. Beim Strahlungsspektrum wurde die Schrittweite am Anfang sehr engmaschig gewählt, da je nach atmosphärischer Dämpfung die Werte für kürzere Wellenlängen verschwinden und somit möglichst genau die kleinste Wellenlänge mit nicht verschwindender spektraler Leistungsdichte als Interpolationsstützstelle bereitsteht. Für große Wellenlängen wurde die Schrittweite vergrößert, da aktuell für Solarflugzeuge relevante Photovoltaikzellen in diesem Bereich keine nennenswerte Sensitivität aufweisen. Der Zenitwinkel der Sonne wird für große Winkel feiner aufgelöst, da dort die Strahlungsintensität einen vergleichsweise großen Gradienten aufweist.

In der Lookup-Tabelle sind die Daten für die direkte Einstrahlung $E_{bn\lambda}$, die auf das Paneel fallende gestreute Einstrahlung $R_s \cdot E_{s\lambda}$ sowie die reflektierte Einstrahlung $\varrho'_{g\lambda} E_\lambda$ getrennt abgelegt. Hintergrund ist die teilweise nicht vorhandene Abhängigkeiten dieser Strahlungsanteile von den Stützstellenparametern. Lediglich die reflektierte Einstrahlung hängt von allen Parametern ab, sodass sie für alle Wertepaare der Stützstellen tabelliert werden muss. Die direkte Einstrahlung hängt nicht von der Ausrichtung des Paneels ab und kann unter Nutzung des Einfallswinkels auf das Paneel einfach auf dieses umgerechnet werden.

Die reflektierte Einstrahlung wurde ebenfalls unabhängig von der Ausrichtung des Paneels tabelliert und kann anschließend mit Hilfe des Faktors R_r , der gemäß Gleichung 22 bestimmt wird, auf das Paneel umgerechnet werden. Der Vorteil dieser Vorgehensweise ist die verhältnismäßig geringe Datenmenge für die reflektierte Strahlung. Dies ermöglicht ein einfaches Umschalten zwischen Datensätzen verschiedener Bodenreflexivität, ohne jeweils den kompletten Datensatz aus dem Arbeitsspeicher löschen zu müssen, um einen vollständig neuen Datensatz zu laden. Das in der Simulation verwendete Strahlungsspektrum wird schließlich berechnet durch:

$$E_{p\lambda} = E_{bn\lambda}(\lambda_s, h_a, Z_s) \cdot \cos(\vartheta_{sp}) + (R_s E_{s\lambda})(\lambda_s, h_a, Z_s, \Theta_p, \Delta\Psi_{ps}) + (\varrho'_{g\lambda} E_\lambda)(\lambda_s, h_a, Z_s) \cdot R_r \quad (26)$$

Neben den spektralen Leistungsdichten sind im Modell die über das Spektrum integrierten Leistungsdichten E_{bn} , E_{ps} und E_r enthalten. Die Leistungsdichten werden jeweils ermittelt durch:

$$E_{bn} = \int_0^\infty E_{bn\lambda}(\lambda_s, h_a, Z_s) \cdot d\lambda_s \quad (27)$$

$$E_{ps} = \int_0^\infty (R_s E_{s\lambda})(\lambda_s, h_a, Z_s, \Theta_p, \Delta\Psi_{ps}) \cdot d\lambda_s \quad (28)$$

$$E_r = \int_0^\infty (\varrho'_{g\lambda} E_\lambda)(\lambda_s, h_a, Z_s) \cdot d\lambda_s \quad (29)$$

Die Einstrahlung auf eine im Raum ausgerichtete Empfangsfläche kann nun gemäß Gleichung 15 ermittelt werden als:

$$E_p = E_{bn} \cos(\vartheta_{sp}) + E_{ps} + R_r \cdot E_r \quad (30)$$

Die ermittelten Leistungsdichten werden später für die Berechnung des Thermalhaushalts genutzt und können auch zur überschlagsmäßigen Berechnung der elektrischen Erträge des Luftfahrzeugs verwendet werden, sofern keine Daten zur spektralen Sensitivität der Photovoltaik vorliegen.

Tabelle 4: Diskretisierung der Lookup Tabelle des Sonnenmodells

Variable	Wertebereich	Schrittweite
λ_s	280..400 nm	2 nm
	400..1700 nm	5 nm
	1700..2000 nm	10 nm
h_a	0..30.000 m	1.000 m
Z_s	0..80°	5°
	80..100°	5°
Θ_p	0..180°	5°
$\Delta\Psi_{ps}$	0..360°	15°

4.2.3 Ausgewählte Daten des Sonnenmodells

Abschließend werden exemplarisch mit Hilfe der Lookup-Tabelle erzeugte Daten vorgestellt. In Abbildung 29 sind jeweils auf der linken Seite ausgewählte, gemäß Gleichung 26 ermittelte spektrale Leistungsdichten und auf der rechten Seite die dazugehörigen, gemäß Gleichung 30 ermittelten Leistungsdichten für die angegebenen Parameter dargestellt. Die oberen Diagramme zeigen den Leistungsdichteverlauf in Abhängigkeit von der Azimutdifferenz. Die Leistungsdichte im rechten Diagramm weist dabei den zu erwartenden sinusförmigen Verlauf auf. Im Bereich des Maximums der Leistungsdichte fällt die Sonnenstrahlung fast senkrecht auf die Empfangsfläche, womit die Leistungsdichte annähernd der des extraterrestrischen Spektrums entspricht. Die Abnahme der Leistungsdichte auf unter $E_p < 100 \text{ Wh/m}^2$ für eine Empfangsfläche mit einer Azimutdifferenz von $\Delta\Psi_{ps} = 180^\circ$ zeigt hingegen die geringe Intensität der diffusen Strahlung in dieser Höhe auf, da dort keine direkte Strahlung mehr auf die Fläche trifft. Aufgrund des Neigungswinkels des Paneels von $\Theta_p = 45^\circ$ fällt zudem ein Teil reflektierter Strahlung auf das Paneel, sodass klar wird, dass der gestreute Anteil der diffusen Strahlung in großen Höhen nur eine geringe Bedeutung hat. Dieser Strahlungsanteil wird dennoch in der Lookup-Tabelle gespeichert, da für Flüge in niedrigerer Höhe, bspw. bei Auf- und Abstieg des Flugzeugs, die gestreute Strahlung signifikant höher ausfällt.

Die mittleren Diagramme zeigen den Verlauf der Leistungsdichte für veränderliche Zenitwinkel. Das Maximum liegt bei einem Zenitwinkel von $Z_s = 45^\circ$, da auch hier mit einer um $\Theta_p = 45^\circ$ angestellten Empfangsfläche gerechnet wurde. Zudem ist im rechten Diagramm die Erweiterung des Datensatzes für Zenitwinkel $Z_s > 90^\circ$ ersichtlich. Aufgrund der Flughöhe verschwindet die Sonne erst bei einem Sonnenstand von $Z_s = 94,5^\circ$. Bemerkenswert ist dabei die noch vorhandene Leistungsdichte bei Sonnenständen jenseits $Z_s = 90^\circ$. Bei großen Breitengraden verändert die Sonne ihren Zenitwinkel verhältnismäßig langsam und steht zudem oft tief am Horizont. Insbesondere dort ist die vorgenommene Modellerweiterung, wie aus dem Diagramm ersichtlich, von Relevanz.

Die unteren Diagramme in Abbildung 29 zeigen die Veränderung der Leistungsdichte mit der Höhe auf. Dabei ist ersichtlich, dass insbesondere im unteren Teil der Atmosphäre die solare Leistung stark gedämpft und in Teilen ausgelöscht wird. Weiterhin ist zu erkennen, dass die Dämpfung der Einstrahlung insbesondere unter 10 km Höhe deutlich zunimmt. Dies liegt daran, dass dort neben der zunehmenden Dichte der Atmosphäre weitere Effekte, wie bspw. Wasserdampf- und Aerosoldämpfung, auftreten und die Einstrahlung zusätzlich abschwächen.

Die Abbildungen 30 und 31 zeigen über das Jahr und den Breitengrad die jeweils über einen Tag verfügbare solare Energiedichte auf. Die Energiedichte wird dabei durch zeitliche Integration über jeweils 24 h gewonnen:

$$W_{s,d} = \int_{t=0}^{t=24 \text{ h}} E_p \cdot dt \quad (31)$$

In Abbildung 30 ist die Empfangsfläche ständig senkrecht zur Sonne ausgerichtet, wohingegen in Abbildung 31 eine horizontal ausgerichtete Empfangsfläche vorliegt. Bei großen Breitengraden sticht für die Sommermonate der jeweiligen Hemisphäre im Fall einer kontinuierlich zur Sonne ausgerichteten Empfangsfläche eine hohe verfügbare Energie von bis zu 35 kWh/m^2 pro Tag hervor. Weiterhin fällt insbesondere dort der große Unterschied zu horizontalen Empfangsflächen auf. Die Energieausbeute für horizontale Empfangsflächen weist eine deutlich geringere Inhomogenität auf. Dies liegt daran, dass bei großen Breitengraden der niedrige Sonnenstand und der damit verbundene geringe Einfallswinkel der Strahlung auf die Empfangsfläche durch die lange Sonnenscheindauer kompensiert wird.

Für die Konfigurationen solarelektrischer Stratosphärenflugzeuge lassen sich aus den Abbildungen 30 und 31 nennenswerte Schlüsse ziehen. So darf der solare Energiebedarf eines Luftfahrzeugs mit horizontal aufgetragenen Photovoltaikzellen für einen ganzjährigen Betrieb in einer Höhe von

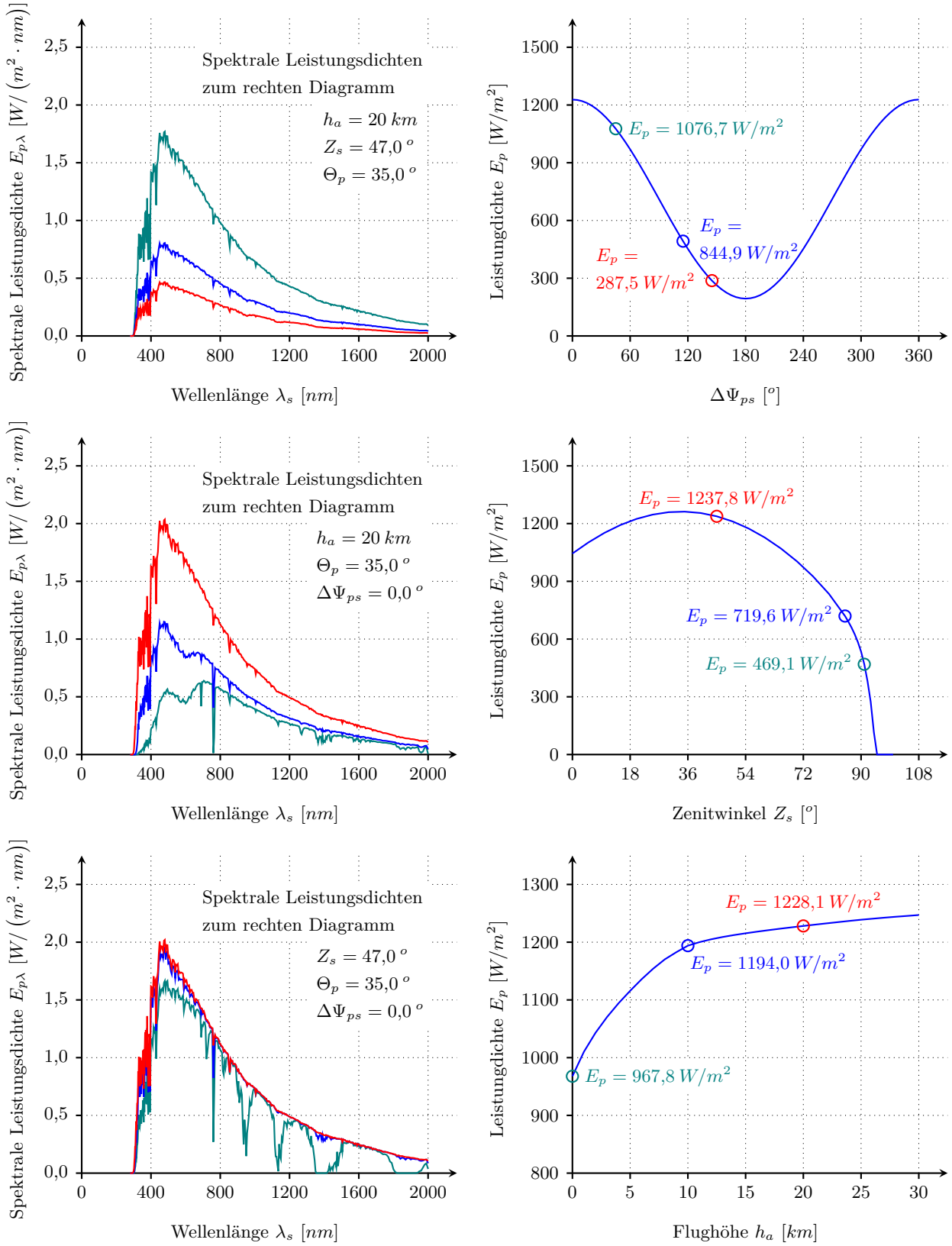


Abbildung 29: Spektrum und Leistungsdichte der solaren Strahlung für verschiedene Bedingungen

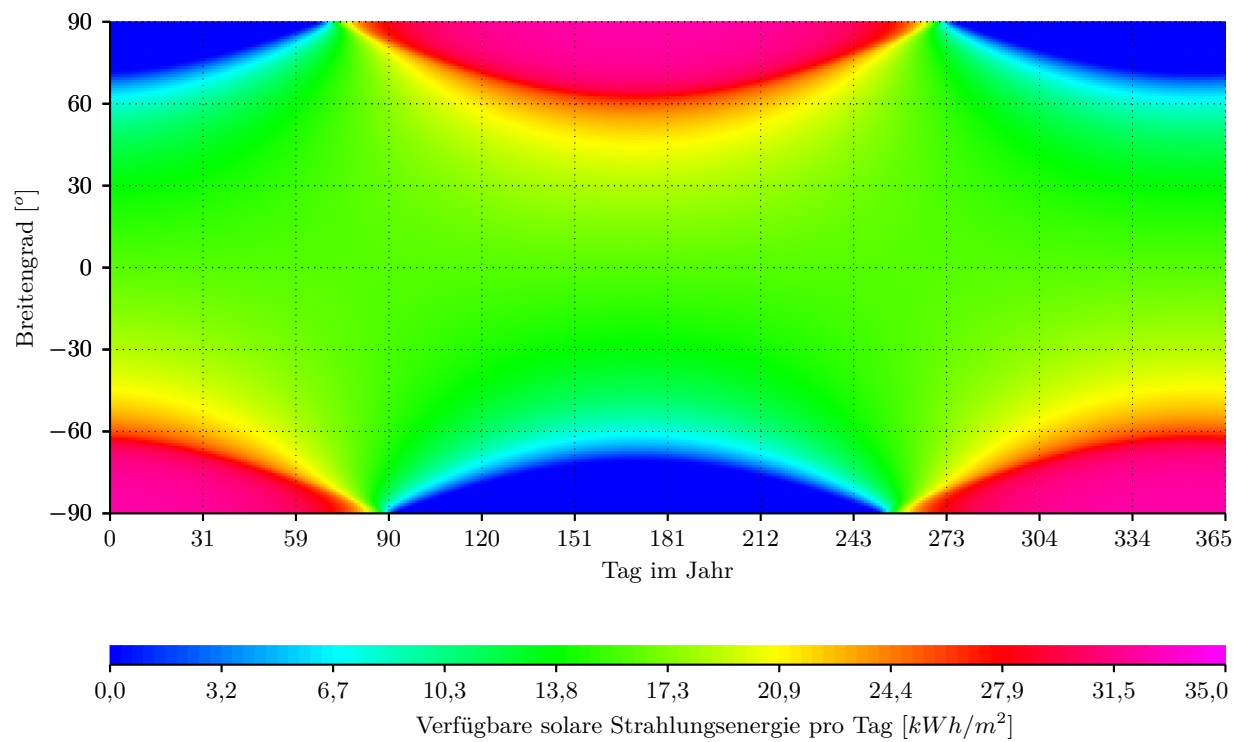


Abbildung 30: Täglich verfügbare Strahlungsenergie der Sonne bei vollständiger Nachführung der Empfängerfläche

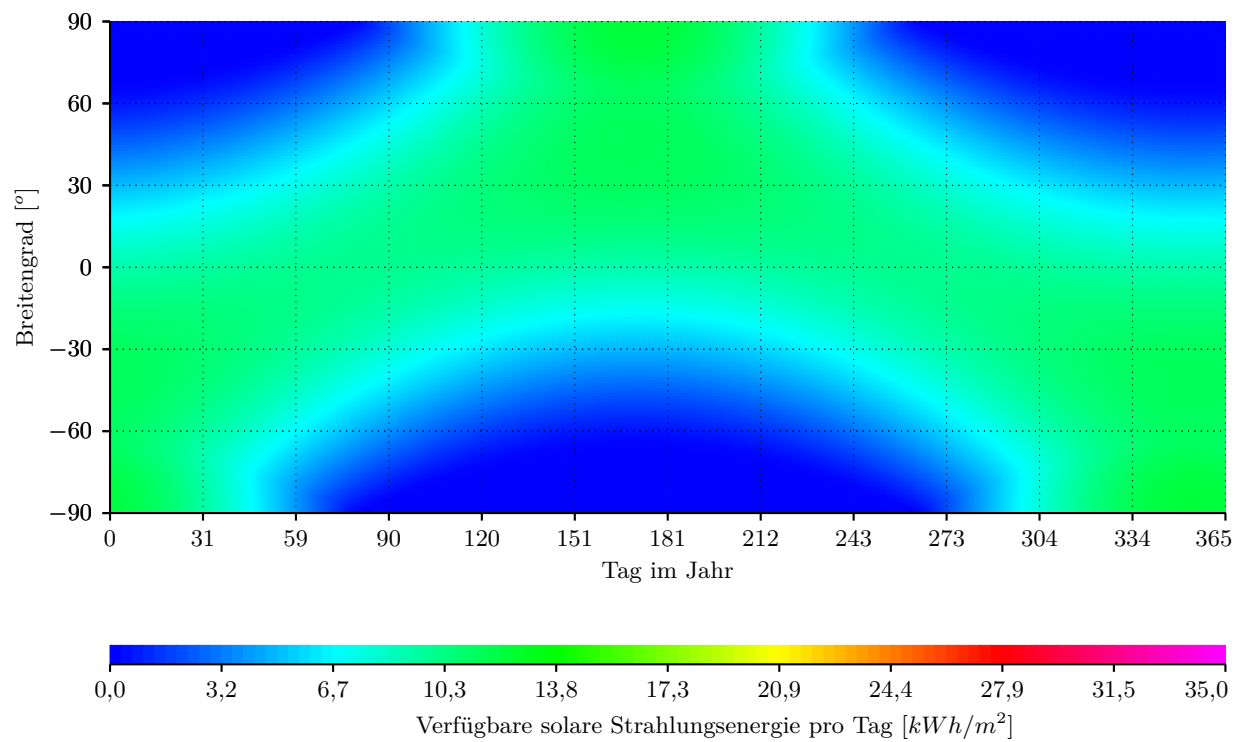


Abbildung 31: Täglich verfügbare Strahlungsenergie der Sonne für eine horizontal ausgerichtete Empfängerfläche

$h_a = 20\text{ km}$ den Wert von 10 kWh pro Tag und pro m^2 Photovoltaikzellenfläche nicht überschreiten. Die kritische Phase ist dabei der Wechsel der Hemisphäre im Bereich des Äquators, aufgrund der dort langen Nächte. Auch für hohe Breitengrade im hemisphärischen Sommer liegt der zulässige solare Energiebedarf mit maximal 16 kWh/m^2 nicht deutlich höher. Für Flugzeuge, die ganzjährig betrieben werden sollen, wäre ein erhöhter Energiebedarf nur zu bestimmten Jahreszeiten für den Betrieb spezieller Nutzlasten möglich.

Wird eine Möglichkeit zur Ausrichtung der Photovoltaikzellen zur Sonne vorgesehen, so kann das Luftfahrzeug theoretisch mit einem Energiebedarf von ca. 16 kWh pro Tag und pro m^2 Photovoltaikzellenfläche ganzjährig in einer Höhe von $h_a = 20\text{ km}$ fliegen. Soll das Flugzeug nur saisonal bei größeren Breitengraden eingesetzt werden, sind zudem deutlich höhere Energiebedarfe realisierbar. Da eine Nachführeinrichtung für Photovoltaikzellen in der Regel mit zusätzlichem Gewicht sowie zusätzlichem Reibungswiderstand verbunden ist und zudem meist weniger Photovoltaikfläche kontinuierlich zur Sonne ausgerichtet werden kann, als Flügelfläche vorhanden ist, kann die zusätzlich gewonnene Energie schnell durch diese konstruktiven Nachteile aufgewogen werden. Weiterhin führt ein erhöhter Energiebedarf zum Fliegen auch zu einem größeren Energiespeicher für den Nachtflug. Für saisonal begrenzte Einsätze können Flugzeuge mit Nachführeinrichtungen für Photovoltaikzellen allerdings sinnvoll sein, da im Sommer die Nächte bei hohen Breitengraden kurz bis verschwindend sind und die zusätzlich gewonnene Energie bspw. für leistungsstärkere Nutzlasten verwendet werden kann.

4.3 Modellierung der emittierten Strahlung von Erde und Atmosphäre

Für die Berechnung der Temperaturen kritischer Bauteile des Flugzeugs ist neben dem Modell der Zusammensetzung und des Zustands der Atmosphäre sowie dem Modell der solaren Einstrahlung auch die von Körpern in der Nähe des Luftfahrzeugs emittierte Strahlung zu berücksichtigen. Nach [122] trägt die planetare langwellige Ausstrahlung, die sich aus der Strahlung der Erde selbst, der Strahlung der Wolken sowie der Strahlung der Atmosphäre zusammensetzt, bei einem Höhenballon in einer Höhe von 33.000 m über einen gesamten Tag bis zu 49% zur zugeführten Wärme bei und kann daher nicht vernachlässigt werden.

Die Spektren der kurzwelligen Sonnenstrahlung und der von der Erde abgestrahlten langwelligen

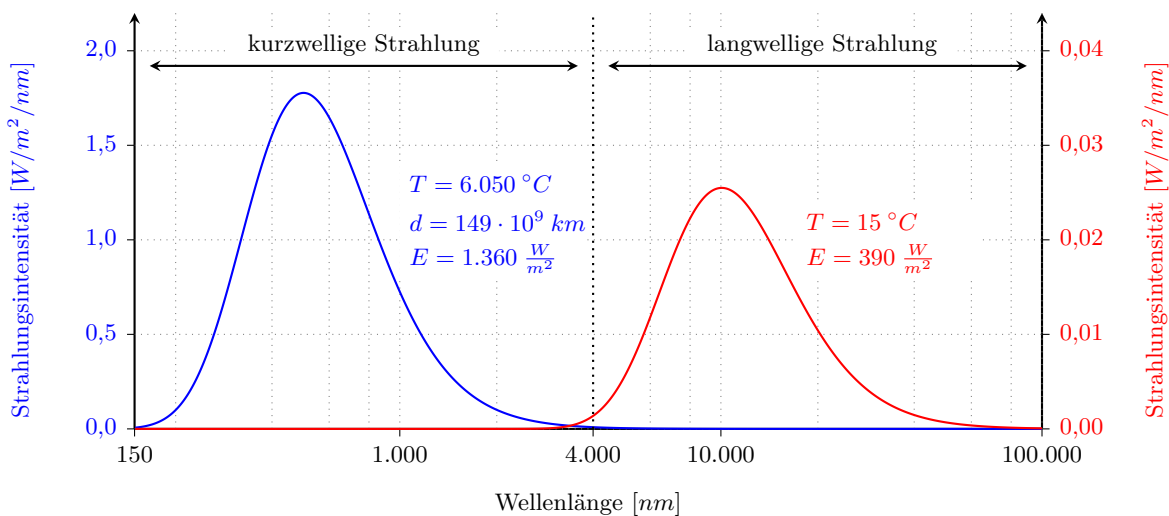


Abbildung 32: Approximation des kurzwelligen extraterrestrischen Sonnenspektrums sowie der langwelligen Abstrahlung der Erde, jeweils unter der Annahme schwarzer Strahler

Strahlung sind weitgehend separiert. In Abbildung 32 ist die Approximation des extraterrestrischen solaren Spektrums sowie das Strahlungsspektrum eines schwarzen Körpers mit einer Temperatur $T = 15^\circ\text{C}$ dargestellt, welches repräsentativ für die langwellige Ausstrahlung der Erde ist. Dabei ist die unterschiedliche Skalierung der Ordinaten rechts und links zu beachten. Eine Wellenlänge von $\lambda = 4.000\text{ nm}$ grenzt die energiereichen Anteile beider Spektren ab. Es ist ersichtlich, dass die Strahlung der Erde trotz geringerer spektraler Leistungsdichte aufgrund der Breite des Spektrums sowie der größeren Wellenlänge mit einer Leistungsdichte von $E = 390\text{ W/m}^2$ eine beachtliche Größenordnung aufweist. Da die Erde am Tag und Nacht Wärme abstrahlt, erklärt sich auch der genannte hohe Anteil der zugeführten Wärme durch die Erde bei Höhenballonen.

Das Thermalmodell des Antriebsstrangs in dieser Arbeit verwendet die Leistungsdichten der Strahlung und erfordert daher ein Breitbandmodell. Oft stehen, wenn überhaupt, die erforderlichen Materialkenngrößen nur als gemittelte Größen für bestimmte Wellenlängenbereiche zur Verfügung, sodass der Mehrwert der Verwendung eines Spektralmodells den deutlich höheren Rechenaufwand nicht rechtfertigt.

Ein Überblick zu Breitbandmodellen der atmosphärischen langwelligen Ausstrahlung kann [123] entnommen werden. Die angegebenen Modelle hängen dabei vom Partialdruck des in der Atmosphäre enthaltenen Wasserdampfs p_w sowie der Atmosphärentemperatur T_a ab. Da die bis dato beschriebenen Modelle für die Anwendung in niedrigen Höhen vorgesehen sind, wird in [124] ein erweitertes Modell für große Höhen vorgeschlagen, das zudem den Luftdruck p_a als zusätzlichen Parameter verwendet. Dieses Modell wird auch im Rahmen dieser Arbeit angewendet. Die Leistungsdichte wird mit der Stefan-Boltzmann-Konstante σ dabei wie folgt berechnet:

$$E_{lw,a} = \varepsilon_{lw,a} \cdot \sigma \cdot T_a^4 \quad (32)$$

Darin ist $\varepsilon_{lw,a}$ das Emissionsvermögen der Atmosphäre in der Höhe des Luftdruckes p_a :

$$\varepsilon_{lw,a} = \left(0,48 + 0,17 \cdot p_w^{0,22}\right) \cdot \left(\frac{p_a}{p_0}\right)^{0,45} \quad (33)$$

Die langwellige Ausstrahlung der Erde hängt von der Temperatur der Erde und der Emissivität der Erdoberfläche ab. Zudem durchläuft die Strahlung die Atmosphäre, bis sie auf das Luftfahrzeug in der Höhe h_a trifft, und unterliegt dabei – wie auch die solare Einstrahlung – der atmosphärischen Dämpfung. Für die Leistungsdichte der langwelligen Ausstrahlung der Erde gilt:

$$E_{lw,e} = \tau_{lw,a}(h_a) \cdot \varepsilon_{lw,e} \cdot \sigma \cdot T_e^4 \quad (34)$$

Die Berechnung der atmosphärischen Dämpfung in dieser Arbeit basiert auf der in [125] angegebenen Luftmassenabschätzung, die in [122] zur Dämpfungsberechnung der langwelligen Strahlung genutzt wird. Damit wird $\tau_{lw,a}$ wie folgt ermittelt:

$$\tau_{lw,a} = 1,716 - 0,5 \cdot \left(e^{-0,65 \frac{p_a}{p_0}} + e^{-0,095 \frac{p_a}{p_0}}\right) \quad (35)$$

Die Emissivität der Erde wird in dieser Arbeit als Konstante ohne geografische Abhängigkeit angenommen. In der aus [126] entnommenen Abbildung 33 ist ersichtlich, dass die globalen Werte deutlich über 0,9 liegen und offenbar für trockene Regionen etwas geringer ausfallen. Um die Wärmezufuhr zum Luftfahrzeug während der Nacht konservativ zu berechnen, wird $\varepsilon_{lw,e} = 0,94$ gewählt. Als Bodentemperatur wird für $h_a = 0\text{ m}$ vom Atmosphärenmodell bereitgestellt.

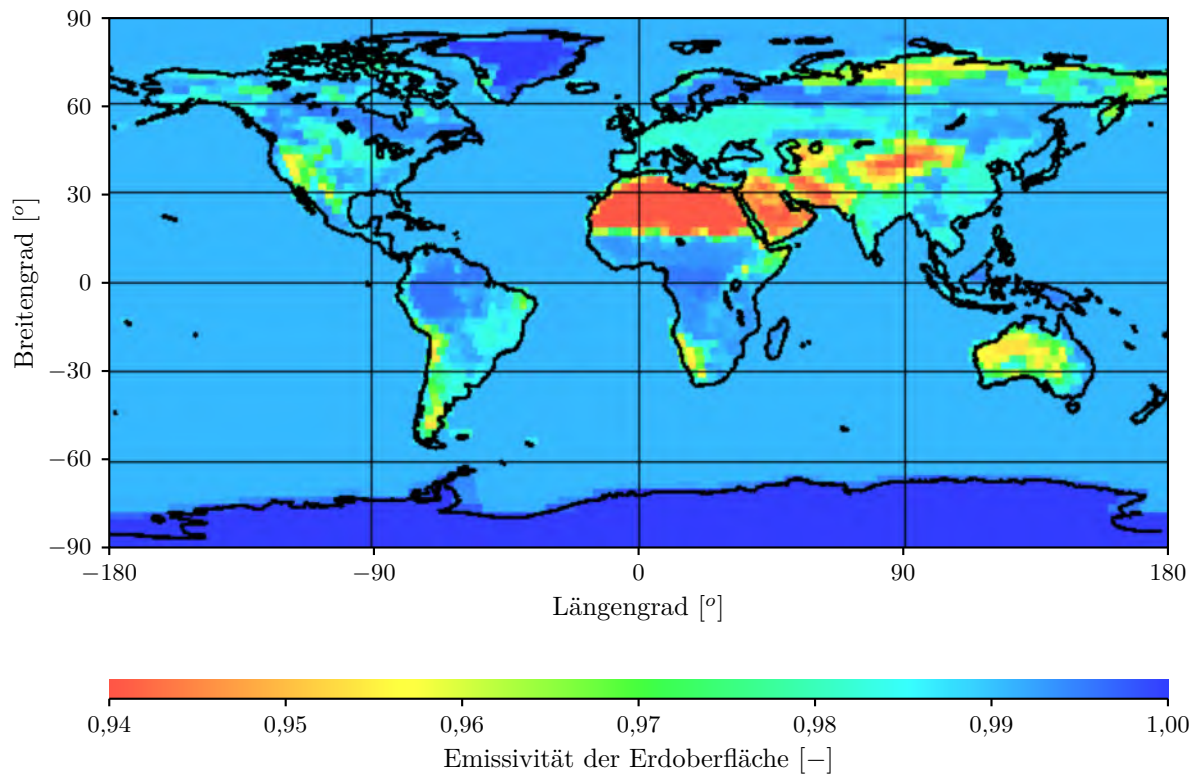


Abbildung 33: Emissivität der Erdoberfläche nach [126]

5 Modellierung der Flugleistung

5.1 Modellierung der Flugbahngeometrie

5.1.1 Ablauf der Flugbahnberechnung

Die Flugbahnberechnung hat die Funktionen, die Lage des Luftfahrzeugs im Raum sowie die inkrementelle Veränderung der Position des Luftfahrzeugs zu jedem Simulationsschritt zu bestimmen. Da globale Flugmissionen simulierbar sein sollen, wird die Position des Luftfahrzeugs grundsätzlich in globalen Polarkoordinaten, d.h. Längengrad ϕ und Breitengrad λ , sowie der Höhe h_a über dem mittleren Meeresspiegel beschrieben. Die Berechnung des inkrementellen Flugwegs erfolgt jedoch im geodätischen Koordinatensystem, dessen Ursprung im Bezugspunkt des Flugzeugs liegt. Aufgrund der im Vergleich zum Erdradius sehr kleinen inkrementellen Wegstrecken pro Simulationsschritt kann angenommen werden, dass die Abweichung der realen Erdoberfläche von der Tangentialebene vernachlässigt werden kann.

Um eine möglichst kurze Simulationszeit langandauernder Flugmissionen zu erzielen, wird auf eine detaillierte Modellierung der Flugdynamik zugunsten einer großen Simulationsschrittweite verzichtet. Entsprechend werden keine atmosphärischen Störungen in Form von Böen berücksichtigt, und es wird vorausgesetzt, dass das Luftfahrzeug in jedem Simulationsschritt einen stabilen und eingeschwungenen Flugzustand einnimmt. Die Lagewinkel sowie die Position des Flugzeugs im Raum müssen jedoch in jedem Simulationsschritt neu berechnet werden, da insbesondere der elektrische Ertrag der Solarpaneele von diesen Größen abhängt. Zudem muss eine Anpassung des Flugpfades während der Simulationszeit möglich sein, um bspw. ertrags- oder speicheroptimierte Trajektorien zu realisieren. Dies umfasst unter anderem das bewusste Aufbauen zusätzlicher Flughöhe bei temporärem Leistungsüberschuss. Zu diesem Zweck wird in dieser Arbeit ein quasistationäres Verfahren zur Flugbahnberechnung gewählt, das sowohl die Anpassbarkeit des Flugpfades als auch die Möglichkeit kurzer Simulationszeiten sicherstellt.

Der Prozess der Trajektorien- bzw. Flugpfadberechnung ist in Abbildung 34 dargestellt. Zu Beginn wird zunächst das aktive Flugbahnelement, bspw. ein anzufliegender Wegpunkt oder ein Kreis, in das geodätische Koordinatensystem des Luftfahrzeugs transformiert. Anschließend wird basierend auf dem Anflugverfahren ein Trackpunkt berechnet, um das Flugzeug auf der gewünschten Bahn zu führen. Dies ist insbesondere beim Flug auf den zusammengesetzten Figuren „Oval“ und „Acht“, aber auch für den Kreisflug sowie den Anflug von Wegpunkten auf einem Radial erforderlich. Ist die Anflugrichtung eines Wegpunkts nicht vorgegeben, wird der Wegpunkt selbst als Trackpunkt gesetzt und frei angefliegen.

Nach Bestimmung des Trackpunkts erfolgt die Berechnung des Anflugpfades unter Berücksichtigung des limitierten Wenderadius sowie des Windes. Dazu wird zunächst eine Windkorrektur des Trackpunkts vorgenommen. Anschließend werden die möglichen Flugpfade über den negativen sowie positiven Wendekreis berechnet. Aus diesen beiden Flugpfadkandidaten wird schließlich der kürzere Weg gewählt. In Kombination mit der Überlagerung der Windgeschwindigkeit wird der inkrementelle Flugweg über Grund innerhalb der Simulationsschrittweite bestimmt.

Basierend auf der inkrementellen Positionsveränderung wird abschließend die neue globale Position in polaren Koordinaten ermittelt. Zudem werden unter Verwendung der Wenderate sowie der Flughöhe die Lagewinkel, der Kurs über Grund sowie der Windvorhaltewinkel des Luftfahrzeugs berechnet. In den folgenden Abschnitten wird zunächst die Transformation von globalen Koordinaten in das geodätische Koordinatensystem und zurück hergeleitet. Anschließend wird die Bestimmung der Trackpunkte für den Anflug von Wegpunkten und den Folgeflug auf Kreisbögen erklärt. Darauf aufbauend wird die Konstruktion komplexerer Flugbahnelemente in Form von Ovalen und Achten erläutert. Weiterhin werden die Windkompensation, die Berücksichtigung minimaler Kurvenradien sowie die Ermittlung globaler Flugpfade beschrieben.

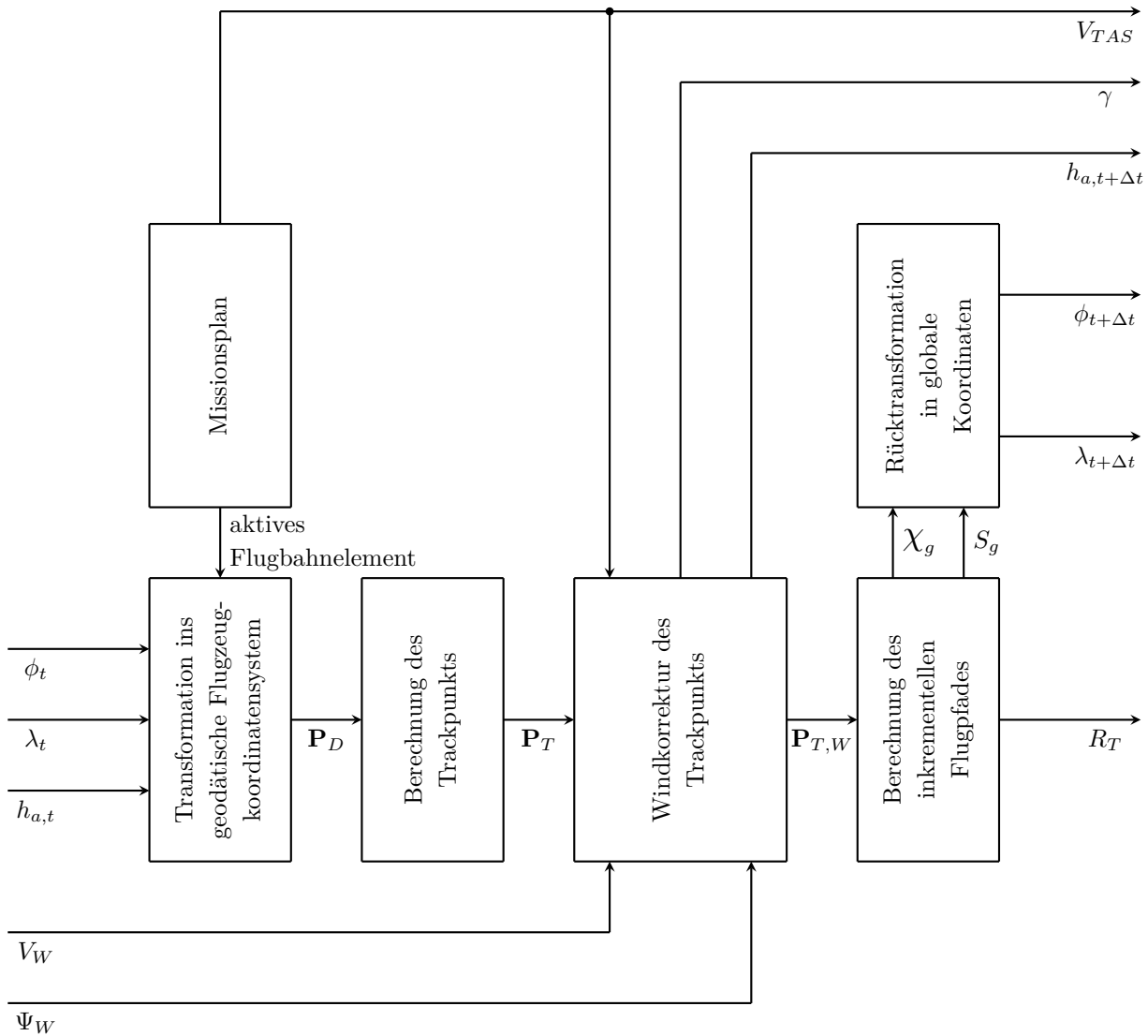


Abbildung 34: Ablauf der Berechnung der Flugbahn

5.1.2 Flugbahnelemente

Der Flugpfad wird als Missionsplan in Form einer Abfolge von Flugbahnelementen vorgegeben. Das einfachste Flugbahnelement ist dabei der Wegpunkt. Darüber hinaus werden in dieser Arbeit Kreise, Ovale und Achten als komplexere Flugbahnelemente verwendet. Die Beschreibung der Flugbahnelemente erfolgt im geodätischen Koordinatensystem, wobei die Position des Ursprungs des geodätischen Koordinatensystems für das Flugbahnelement durch einen Referenzpunkt in globalen polaren Koordinaten festgelegt wird. Mithilfe des Referenzpunkts wird die Transformation des Flugbahnelements in das geodätische Koordinatensystem des Flugzeugs ermöglicht.

Der Wegpunkt wird durch den Referenzpunkt in polaren Koordinaten sowie seine relative Lage zum Referenzpunkt definiert. Der Anflug auf den Wegpunkt kann im Missionsplan entweder frei oder über einen bestimmten Kurs festgelegt werden, ähnlich dem Anflug eines Funkfeuers über eine Standlinie in der klassischen Luftfahrt [127]. Als Erweiterung des einfachen Wegpunkts können Wegpunktcluster definiert werden, wie in Abbildung 35 beispielhaft für drei Wegpunkte dargestellt. Der Referenzpunkt definiert dabei den Ursprung des geodätischen Koordinatensystems, das zum Wegpunktcluster gehört. Wegpunktcluster sind unter anderem erforderlich, um Suchpfade,

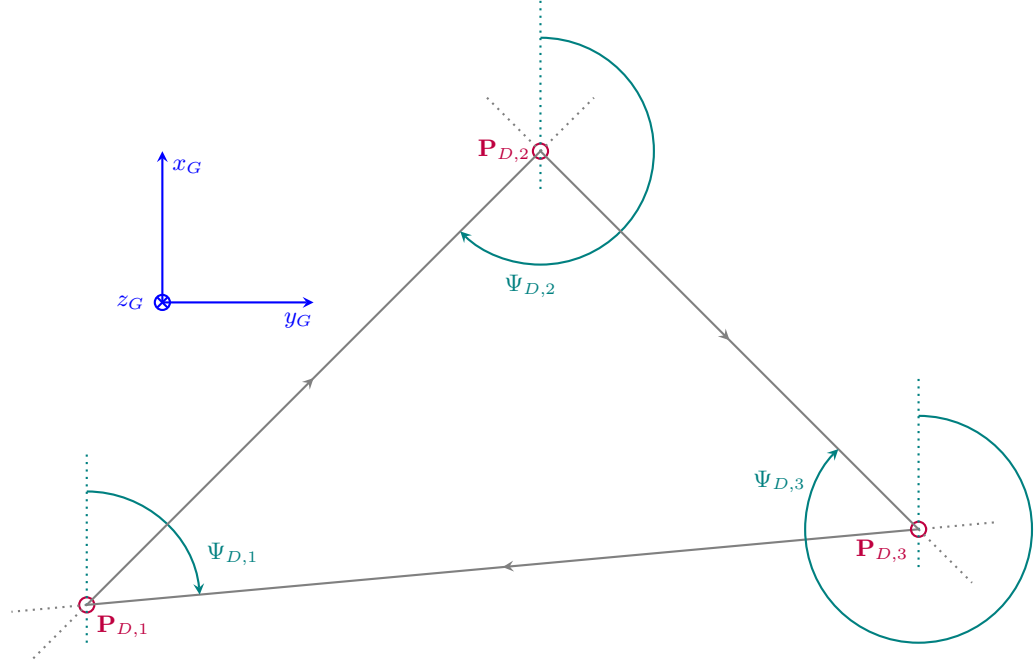


Abbildung 35: Beispiel für Wegpunktmuster mit drei Wegpunkten und vorgegebenen Anflugkursen

wie in [128] beschrieben, abzufliegen. In dieser Arbeit wird das Wegpunktmuster auch für einzelne Wegpunkte verwendet, da es eine Verallgemeinerung des einfachen Wegpunkts darstellt. Dem Wegpunktmuster kann entweder eine bestimmte Anzahl von Umläufen oder eine festgelegte Zeit, die das Luftfahrzeug dem Muster folgen soll, vorgegeben werden. Die Angabe eines Anflugkurses ist für jeden Wegpunkt des Musters optional.

Das zweite grundlegende Flugbahnelement ist der Kreis. Kreise werden durch die Position des Mittelpunkts sowie den Radius definiert. Der Mittelpunkt fungiert dabei als Referenzpunkt und wird in polaren Koordinaten angegeben. Wie im Fall der Wegpunktmuster kann auch hier eine bestimmte Flugdauer für den Kreisflug festgelegt werden.

Aus Wegpunkten mit gerichtetem Anflug und Kreisbögen können komplexere Flugfiguren generiert werden. Im Rahmen dieser Arbeit werden der Flug auf einem Oval sowie auf einer Acht erläutert. Beide Figuren sind durch die Vorgabe der Kreise A und B vollständig spezifiziert, wobei deren Mittelpunkte und Radien die geometrische Struktur der Figur bestimmen. Die jeweiligen Tangentenpunkte an den Kreisen für die geraden Verbindungsstrecken können unter Berücksichtigung der Abbildungen 36 und 37 berechnet werden. Hierzu wird zunächst der Richtungswinkel von Mittelpunkt A zu Mittelpunkt B bestimmt:

$$\sigma_M = \arctan2 \left([\mathbf{M}_B]_y^G - [\mathbf{M}_A]_y^G, [\mathbf{M}_B]_x^G - [\mathbf{M}_A]_x^G \right) \quad (36)$$

Weiterhin wird der Abstand der Kreismittelpunkte berechnet:

$$L_M = \sqrt{\left(([\mathbf{M}_B]_x^G - [\mathbf{M}_A]_x^G)^2 + ([\mathbf{M}_B]_y^G - [\mathbf{M}_A]_y^G)^2 \right)} \quad (37)$$

Nun können die Tangentenpunkte bestimmt werden. Für den Fall eines ovalen Flugpfadelements gilt für den Kreis A :

$$\begin{aligned}\sigma_{T,p} &= \sigma_M - \frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{R_A - R_B}{L_M}\right) \\ \sigma_{T,n} &= \sigma_M + \frac{\pi}{2} - \arcsin\left(\frac{R_A - R_B}{L_M}\right)\end{aligned}\quad (38)$$

und für den Kreis B :

$$\begin{aligned}\sigma_{T,p} &= \sigma_M + \frac{\pi}{2} - \arcsin\left(\frac{R_A - R_B}{L_M}\right) \\ \sigma_{T,n} &= \sigma_M - \frac{\pi}{2} + \arcsin\left(\frac{R_A - R_B}{L_M}\right)\end{aligned}\quad (39)$$

Für den Fall eines achtförmigen Flugpfadelements werden die Tangentenpunkte in ähnlicher Weise berechnet. Für den Kreis A gilt:

$$\begin{aligned}\sigma_{T,p} &= \sigma_M - \arccos\left(\frac{R_A + R_B}{L_M}\right) \\ \sigma_{T,n} &= \sigma_M + \arccos\left(\frac{R_A + R_B}{L_M}\right)\end{aligned}\quad (40)$$

Für den Kreis B können die Tangentenpunkte wie folgt ermittelt werden:

$$\begin{aligned}\sigma_{T,p} &= \sigma_M + \pi - \arccos\left(\frac{R_A + R_B}{L_M}\right) \\ \sigma_{T,n} &= \sigma_M + \pi + \arccos\left(\frac{R_A + R_B}{L_M}\right)\end{aligned}\quad (41)$$

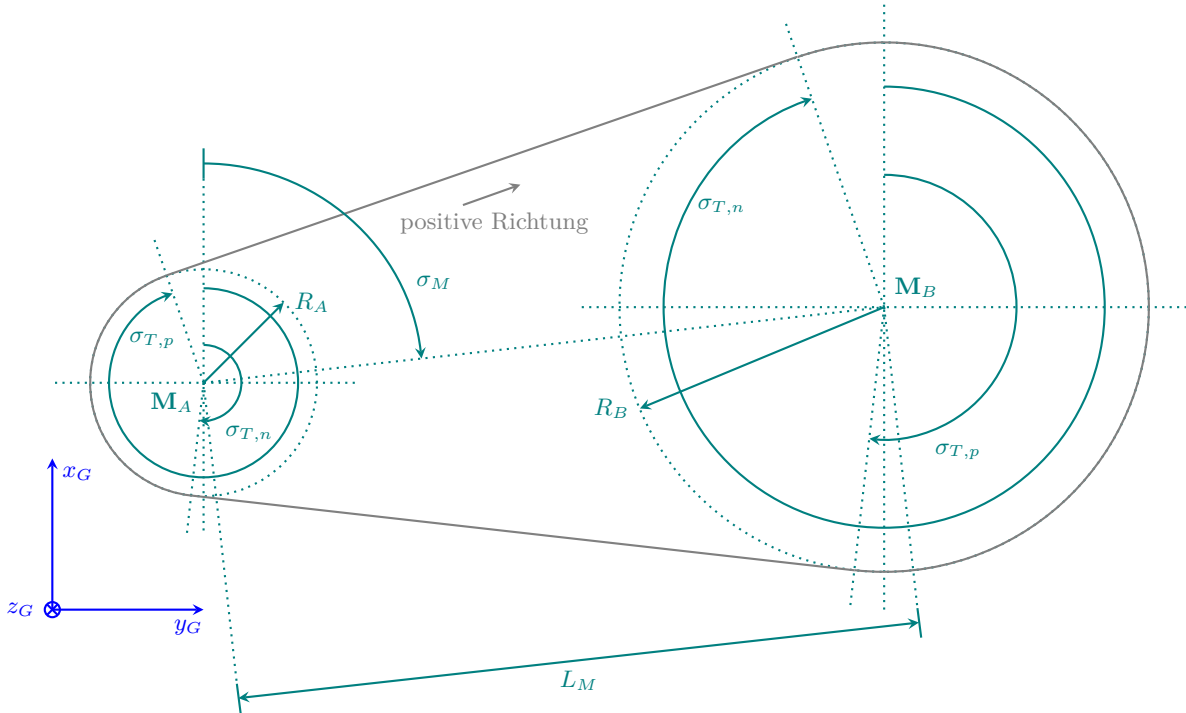


Abbildung 36: Konstruktion eines ovalen Flugbahnelementes

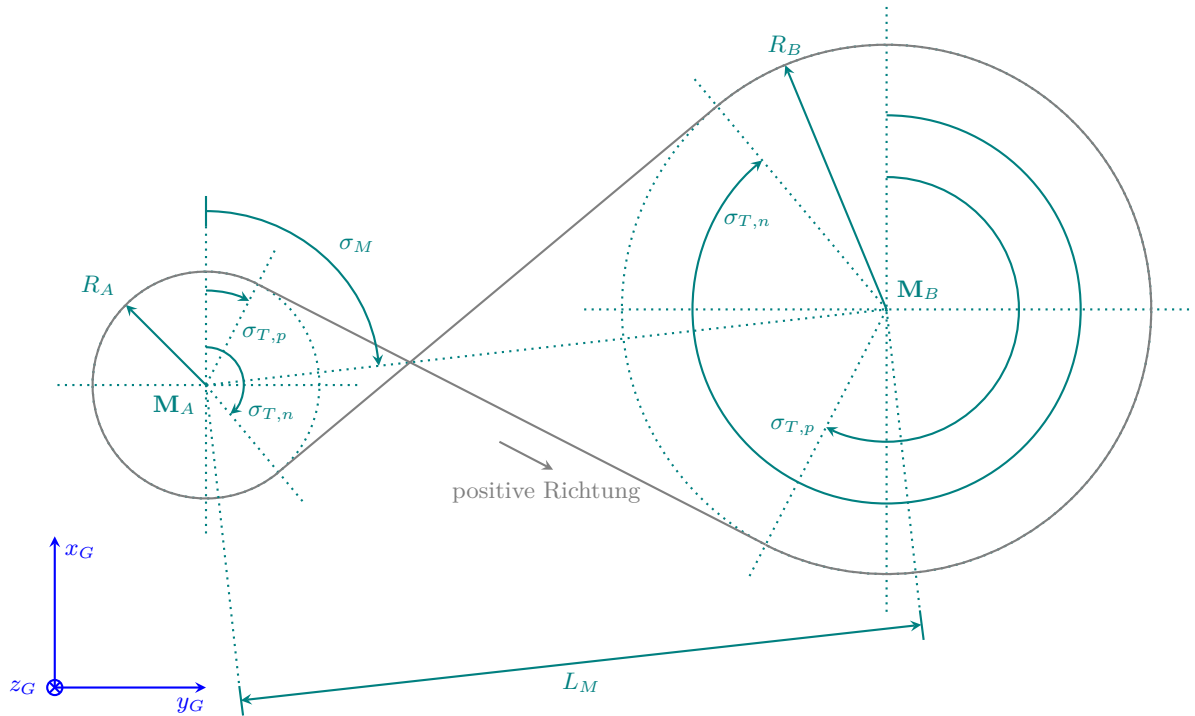


Abbildung 37: Konstruktion eines achtförmigen Flugbahnelementes

Die Anflugkurse auf die Tangentenpunkte werden bei positivem Umlaufsinn des angeflogenen Kreises durch Subtraktion von $\pi/2$ (90°) und bei negativem Umlaufsinn durch Addition von $\pi/2$ (90°) ermittelt.

5.1.3 Inkrementelle Flugbahnberechnung unter Windeinfluss

5.1.3.1 Optimale Flugbahnen

Aufgrund von Flugleistungsbeschränkungen kann das Flugzeug den Flugpfad nur innerhalb bestimmter Grenzen beeinflussen. Die Antriebsleistung sowie die Belastbarkeitsgrenze der Struktur limitieren insbesondere die Fähigkeit zur Änderung des Kurses. Solarelektrische Stratosphärenflugzeuge sind von diesen Einschränkungen besonders betroffen, da die für einen dauerhaften Flug erforderlichen Leichtbaustrukturen nur sehr geringe Manöverlasten zulassen. Daraus resultieren große Wenderadien, die bei der Berechnung des Flugpfades zu berücksichtigen sind.

Um die in Abschnitt 5.1.2 vorgestellten Flugbahnelemente anzufliegen, besteht die Aufgabe in der Regel darin, einen Zielpunkt mit einem bestimmten Kurs über Grund zu durchfliegen. Beim Wegpunktmuster wird dieser Kurs durch die Anflugradiale vorgegeben, während er sich bei Kreisen aus dem Tangentenkurs am Kreisbogen ergibt. Zudem besitzt das Luftfahrzeug an der aktuellen Position einen Steuerkurs sowie einen Kurs über Grund und ist durch den minimal möglichen Wenderadius limitiert.

Für festgelegte Kurse am Anfangs- sowie am Endpunkt ist der kürzeste Pfad eine Kombination aus Bögen mit minimalem Kurvenradius und geraden Segmenten. Werden mit P Bögen in mathematisch positiver Richtung, N Bögen in mathematisch negativer Richtung sowie mit S gerade Segmente bezeichnet, so lässt sich zeigen, dass der kürzeste Weg eine der in Abbildung 38 dargestellten sechs Kombinationen aufeinanderfolgender Segmente NSP, PSN, NSN, PSP, NPN oder PNP ist. Den zugrunde liegenden Beweis hat Dubins in der allgemeineren Form erbracht, dass

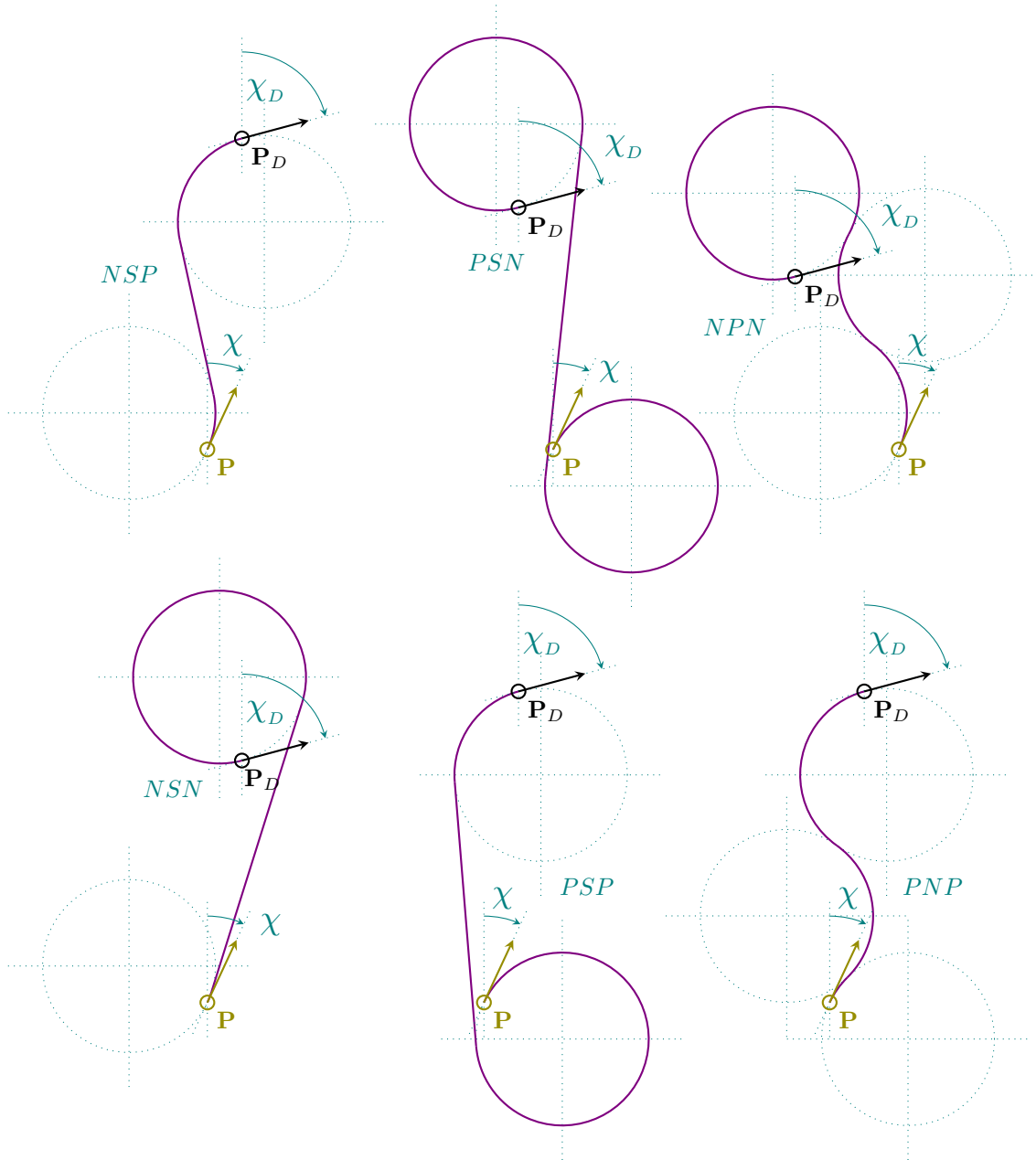


Abbildung 38: Optimale Pfade unter Berücksichtigung minimaler Kurvenradien für festgelegte Kurse am Anfangs- und Endpunkt nach Dubins

unter den genannten Randbedingungen die kürzeste Verbindung zwischen zwei Punkten aus maximal drei Segmenten besteht – entweder aus einer Kurve, einer Geraden und einer weiteren Kurve oder aus drei aufeinanderfolgenden Kurven [129]. Dementsprechend werden derartige Pfade auch als Dubins-Pfade bezeichnet. Der Einsatz von Dubins-Pfaden im Bereich der Flugbahnplanung von unbemannten Luftfahrzeugen wird bspw. von Lugo-Cardenas [130] sowie McLain [131] diskutiert. Die Dubins-Pfade für einen Flug mit konstanter Geschwindigkeit in ruhender Atmosphäre können ohne großen Aufwand ermittelt werden, wobei in der Regel alle Pfade berechnet werden, um anschließend den kürzesten zu bestimmen. Liegt die Windgeschwindigkeit in der Größenordnung der Fluggeschwindigkeit, so muss dieser Effekt entsprechend in die Berechnung der Dubins-Pfade einbezogen werden, was die Lösung deutlich anspruchsvoller macht. Ein Kreisflug in einem hori-

zontalen Windfeld mit konstanter Geschwindigkeit beschreibt über Grund eine Trochoide [132]. Werden die Kreisbögen der Dubins-Pfade durch Trochoiden ersetzt, so sind nur die Dubins-Pfade mit Anfangs- und Endtrochoiden gleichen Umlaufsinn analytisch eindeutig berechenbar [133]. Die zeitoptimalen Pfade mit unterschiedlichem Richtungssinn der Anfangs- und Endtrochoide müssen numerisch-iterativ bestimmt werden, da die Lösungsfunktion für die Verbindung von Start- und Endpunkt mit Trochoiden unterschiedlichen Umlaufsinn in der Regel mehrere Nullstellen aufweist, die nicht analytisch bestimmt werden können. Abhängig von der geometrischen Ausrichtung und der Positionierung des Flugzeugs zum Zielpunkt können vorab die möglichen Kombinationen, die den zeitoptimalen Pfad enthalten, identifiziert und damit der Berechnungsaufwand reduziert werden [134]. Eine numerisch-iterative Lösung bleibt jedoch weiterhin notwendig.

Aufgrund des hohen Berechnungsaufwandes wird für die Missionssimulation ein vereinfachter Ansatz gewählt, bei dem auf die Festlegung eines festen Kurses über Grund für den Endpunkt des Flugpfades verzichtet wird. Unter Berücksichtigung minimaler Kurvenradien haben Boissonnat und Bui gezeigt, dass in diesem Fall der zeitoptimale Pfad ein verkürzter Dubins-Pfad, bestehend aus maximal zwei Segmenten, ist [135]. Auf diesen, auch als Relaxed Dubins Path bezeichneten, Pfaden basiert die Flugfadberechnung der vorliegenden Arbeit.

5.1.3.2 Berechnung von Trackpunkten

Bei einem gerichteten Anflug eines Wegpunkts sowie beim Folgen eines Kreisbogens besteht die Grundidee darin, in jedem Simulationsschritt einen Trackpunkt \mathbf{P}_T zu berechnen, der als Zielpunkt angefliegen wird. Durch die sukzessive Anpassung des Trackpunkts, dem das Flugzeug jeweils auf einem verkürzten Dubins-Pfad folgt, wird es auf die gewünschte Bahn und somit auf den gewünschten Kurs gelenkt. Da sich zu jedem Simulationsschritt relevante Flugpfadparameter, wie bspw. Windrichtung und -geschwindigkeit oder die Horizontalgeschwindigkeit des Flugzeugs in der Atmosphäre, ändern können, ist eine Neuberechnung des Flugpfades grundsätzlich in jedem Simulationsschritt erforderlich. Dadurch lässt sich das Trackpunkt-Verfahren ohne nennenswerten Mehraufwand implementieren.

Die geometrischen Größen für den Anflug eines Wegpunkts sind in Abbildung 39 dargestellt. Darin bezeichnet \mathbf{P} die aktuelle Position des Luftfahrzeugs und \mathbf{P}_D den anzufliegenden Wegpunkt. Aufgrund der geringen Steigleistung solarelektrischer Höhenflugzeuge erfolgt die Berechnung der Flug-

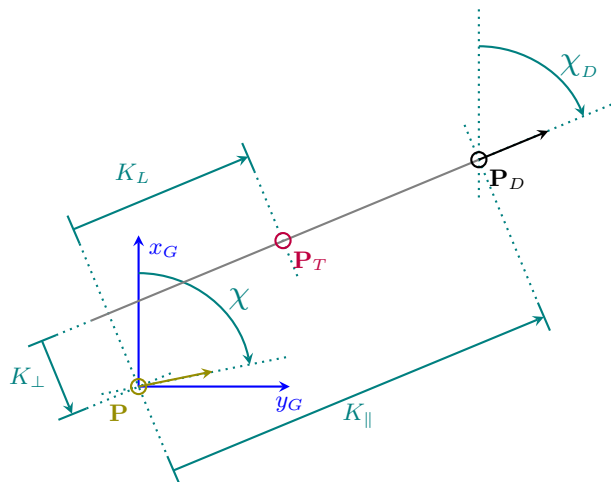


Abbildung 39: Geometrische Größen zur Berechnung des Track-Punktes \mathbf{P}_T beim Anflug eines Wegpunkts auf einem Radial mit dem Kurs χ_D

bahn mit minimalen Kurvenradien eingebettet in der Horizontalebene. Diese Entscheidung wird durch die Tatsache bestärkt, dass einerseits das Earth-GRAM aufgrund dessen Dominanz nur horizontalen Wind bereitstellt und andererseits das Luftfahrzeug aufgrund der niedrigen Steigleistung praktisch in der Horizontalebene fliegt. Damit wird eine entkoppelte Betrachtung der limitierten Steigleistung für die vertikale Bewegung ermöglicht und eine signifikante Vereinfachung der durch minimale Wenderadien eingeschränkten Flugbahnberechnung erreicht. Der minimale Kurvenradius wird zu Beginn der Flugbahnberechnung innerhalb eines Simulationsschrittes gemäß den in Kapitel 5.2.5 angegebenen Gleichungen für den aktuellen Flugzustand neu bestimmt und für die Berechnung des inkrementellen Wegstückes, wie im Folgenden beschrieben, verwendet.

Der Trackpunkt wird ebenfalls in jedem Simulationsschritt, basierend auf der aktuellen Position des Luftfahrzeugs \mathbf{P} und dem Kurs über Grund χ_g , aktualisiert. Zunächst wird der Trackpunkt ohne Berücksichtigung des Windeinflusses bestimmt, wobei die Berechnungen für den gerichteten Anflug eines Wegpunkts und das Folgen eines Kreisbogens Unterschiede im Detail aufweisen. Die folgende Windkorrektur ist für beide Fälle identisch.

Für die Berechnung werden die Punkte vektoriell im geodätischen Koordinatensystem dargestellt, wobei bspw. $[\mathbf{P}_D]^G$ der Notation für den Punkt \mathbf{P}_D entspricht. Der obere Index der eckigen Klammer bezeichnet dabei das Koordinatensystem, in dem der Vektor dargestellt wird, ein unterer Index konkretisiert die Darstellung nach Bedarf, bspw. wenn nur ein Wert des Vektors gemeint ist. Zunächst werden die zum Anflugradial parallele Strecke K_{\parallel} sowie der vertikale Versatz K_{\perp} berechnet nach:

$$K_{\parallel} = [\mathbf{P}_D]_x^G \cdot \cos(\chi_D) + [\mathbf{P}_D]_y^G \cdot \sin(\chi_D) \quad (42)$$

und:

$$K_{\perp} = [\mathbf{P}_D]_y^G \cdot \cos(\chi_D) - [\mathbf{P}_D]_x^G \cdot \sin(\chi_D) \quad (43)$$

Weiterhin wird die Abweichung des aktuellen Kurses über Grund des Luftfahrzeugs vom gewünschten Anflugkurs über Grund ermittelt:

$$\Delta\chi = |\chi_D - \chi_g| \quad (44)$$

Mit den ermittelten Werten kann nun der Trackpunkt bestimmt werden. Hierfür wurde eine Vorschrift entwickelt, die bei hoher Ablage vom Radial zunächst das Flugzeug senkrecht zum Radial anfliegen lässt. Je näher das Luftfahrzeug am Radial fliegt und je größer die Kursabweichung $\Delta\chi$, desto weiter wird der Trackpunkt nach vorne gelegt. Die Berechnungsvorschrift lautet:

$$K_L = K_{L,0} \cdot (1 + k_{\Delta\chi} \cdot \Delta\chi) \cdot e^{\left(-\frac{K_{\parallel}}{R_{T,min}}\right)} \quad (45)$$

Der Faktor $K_{L,0}$ entspricht dem Vorhalt, der gewählt wird, wenn die Ablage sowie die Kursabweichung den Wert Null annehmen. Um stets einen ausreichend hohen Vorhalt zur Folge des Radials zu gewährleisten, wird der Wert im Rahmen dieser Arbeit empirisch auf:

$$K_{L,0} = \max(2 \cdot V_{TAS} \cdot \Delta t, 2 \cdot R_{T,min}) \quad (46)$$

gesetzt. Der Faktor $k_{\Delta\chi}$ gewichtet die Kursabweichung und wird ebenfalls empirisch auf:

$$k_{\Delta\chi} = \frac{5}{\pi} \quad (47)$$

festgelegt.

Basierend auf der Berechnung des Vorhalts wird nun der Trackpunkt bestimmt. Da der Anflug

über ein Radial richtungsgebunden ist, findet dieser nur dann über das Radial statt, wenn die Peilung des Flugzeugs zum Wegpunkt um nicht mehr als 90° vom Radial abweicht bzw. sich das Flugzeug im Sinne des Radials noch vor dem Wegpunkt befindet. Dies ist dann der Fall, wenn K_{\parallel} positiv ist. Befindet sich das Flugzeug hinter dem Wegpunkt, so wird anstatt eines Trackpunkts direkt der Wegpunkt angeflogen. Ist der berechnete Vorhalt größer als der parallele Abstand zum Wegpunkt, so wird ebenfalls der Wegpunkt selbst anstelle des dann hinter dem Wegpunkt liegenden Trackpunkts angeflogen. Die Berechnung des Trackpunkts erfolgt demnach nach:

$$[\mathbf{P}_T]^G = \begin{cases} [\mathbf{P}_D]^G - (K_{\parallel} - K_L) \cdot \begin{bmatrix} \cos(\chi_D) \\ \sin(\chi_D) \\ 0 \end{bmatrix} & \text{für } K_{\parallel} \geq K_L \\ [\mathbf{P}_D]^G & \text{für } K_{\parallel} < K_L \end{cases} \quad (48)$$

Der Wegpunkt gilt als erreicht, wenn der Abstand zwischen dem Flugzeug und dem Wegpunkt kleiner ist als die innerhalb eines Simulationsschritts zurücklegbare Strecke. Das Kriterium lautet somit:

$$\sqrt{\left([\mathbf{P}_D]_x^G - [\mathbf{P}]_x^G\right)^2 + \left([\mathbf{P}_D]_y^G - [\mathbf{P}]_y^G\right)^2} \leq V_h \cdot \Delta t \quad (49)$$

Dabei ist V_h die horizontale Komponente von V_{TAS} , die mit Hilfe des Bahnwinkels γ berechnet wird:

$$V_h = V_{TAS} \cdot \cos(\gamma) \quad (50)$$

Für die vertikale Komponente V_v gilt analog:

$$V_v = V_{TAS} \cdot \sin(\gamma) \quad (51)$$

Das Folgen eines Kreisbogens mit dem Radius R erfolgt in gleicher Weise wie der gerichtete Anflug eines Wegpunkts. Abbildung 40 zeigt die dabei verwendeten geometrischen Größen. Hier wird zunächst der Positionswinkel des Flugzeugs auf dem Kreisbogen bestimmt:

$$\sigma_P = \arctan 2 \left(-[\mathbf{M}]_y^G, -[\mathbf{M}]_x^G \right) \quad (52)$$

Für den Sollkurs folgt:

$$\chi_C = \sigma_P \pm \frac{\pi}{2} \quad (53)$$

Dabei werden bei positivem Umlaufsinn des Kreises $\pi/2$ (90°) addiert, bei negativem Umlaufsinn subtrahiert. Für die Kursabweichung gilt analog zu Gleichung 44:

$$\Delta\chi = \left| \chi_C - \chi_g \right| \quad (54)$$

Des Weiteren wird auch hier der senkrechte Versatz K_{\perp} berechnet, der sich aus der Differenz zwischen Kreisradius und Abstand des Flugzeugs vom Kreismittelpunkt ergibt:

$$K_{\perp} = \sqrt{\left([\mathbf{M}]_x^G\right)^2 + \left([\mathbf{M}]_y^G\right)^2} - R \quad (55)$$

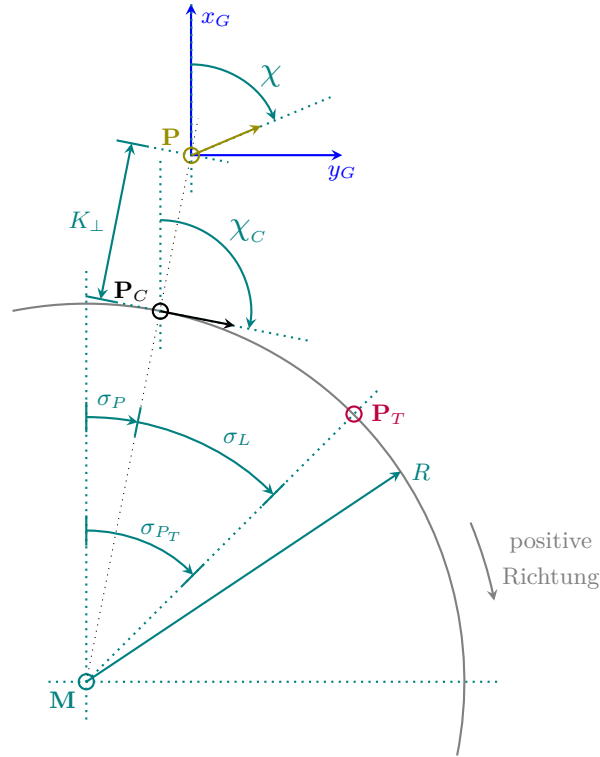


Abbildung 40: Geometrische Größen zur Berechnung des Track-Punktes \mathbf{P}_T beim Flug auf einem Kreis

Der Vorhalt K_L wird nun mit Gleichung 45 ermittelt und für die Berechnung des Vorhaltewinkels σ_L verwendet:

$$\sigma_L = \frac{K_L}{R} \quad (56)$$

Nun wird der Positionswinkel des Trackpunkts bestimmt:

$$\sigma_T = \sigma_P \pm \sigma_L \quad (57)$$

Bei positivem Umlaufsinn wird der Vorhaltewinkel addiert, bei negativem Umlaufsinn subtrahiert. Schließlich kann nun der Trackpunkt für den Flug auf einem Kreisbogen ermittelt werden zu:

$$[\mathbf{P}_T]^G = [\mathbf{M}]^G + \begin{bmatrix} R \cdot \cos(\sigma_T) \\ R \cdot \sin(\sigma_T) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (58)$$

5.1.3.3 Windkompensation und Bahnwinkelberechnung

Der Anflug der bisher berechneten Trackpunkte führt nur in einer ruhenden Atmosphäre zur gewünschten Flugbahn. Da für die langsam fliegenden solarelektrischen Höhenflugzeuge der Wind einen besonders hohen Einfluss hat, muss dieser bei der Vorgabe der Trackpunkte berücksichtigt werden. Die Windkorrektur des Trackpunktes \mathbf{P}_T erfolgt dabei ohne Berücksichtigung der Beschränkung des Wenderadius des Flugzeugs. Dies wird als zulässige Vereinfachung betrachtet, da die Windkorrektur in jedem Simulationsschritt erneut durchgeführt wird und sich die Flugbahn mit

zunehmender Ausrichtung auf den Trackpunkt einer Bahn ohne Beschränkung des Wenderadius annähert. Die Berechnung des windkorrigierten Trackpunkts ist in Abbildung 41 dargestellt. Im Rahmen der Windkorrektur werden auch der Bahnwinkel und damit die Horizontal- und Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeugs in der bewegten Atmosphäre bestimmt. In der Simulationsumgebung sind zwei Methoden zur Höhenänderung implementiert. Einerseits kann mit dem maximalen bzw. minimalen Bahnwinkel gestiegen oder gesunken werden. Andererseits ist ein quasi-linearer Übergang von der aktuellen Höhe des Flugzeugs zur Zielhöhe des Flugbahnelementes möglich. Im Fall des maximalen bzw. minimalen Bahnwinkels ist die Berechnung der Windkompensation insofern entkoppelt, als dass erst die Horizontalgeschwindigkeit V_h bestimmt wird und anschließend die Berechnung des windkorrigierten Trackpunkts erfolgt. Dazu wird zunächst die Höhendifferenz berechnet:

$$\Delta h = h_D - h_a \quad (59)$$

Der Bahnwinkel wird nun durch Fallunterscheidung bestimmt:

$$\begin{aligned} \text{Wenn } \frac{\Delta h}{V_{TAS} \cdot \Delta t} &\geq \sin(\gamma_{max}): \gamma = \gamma_{max} \\ \text{Wenn } \frac{\Delta h}{V_{TAS} \cdot \Delta t} &\leq \sin(\gamma_{min}): \gamma = \gamma_{min} \\ \text{Sonst: } \gamma &= \arcsin\left(\frac{\Delta h}{V_{TAS} \cdot \Delta t}\right) \end{aligned} \quad (60)$$

Die Berechnung der für die Windkorrektur notwendigen Horizontalgeschwindigkeit V_h erfolgt nach Gleichung 50. Das Prinzip der Windkorrektur beruht darauf, den Trackpunkt so weit gegen die Windrichtung zu verschieben, dass ein direkter Anflug des Trackpunkts mit der Geschwindigkeit V_h genau so lange dauert wie die Verschiebung des Trackpunkts aufgrund der Windgeschwindigkeit.

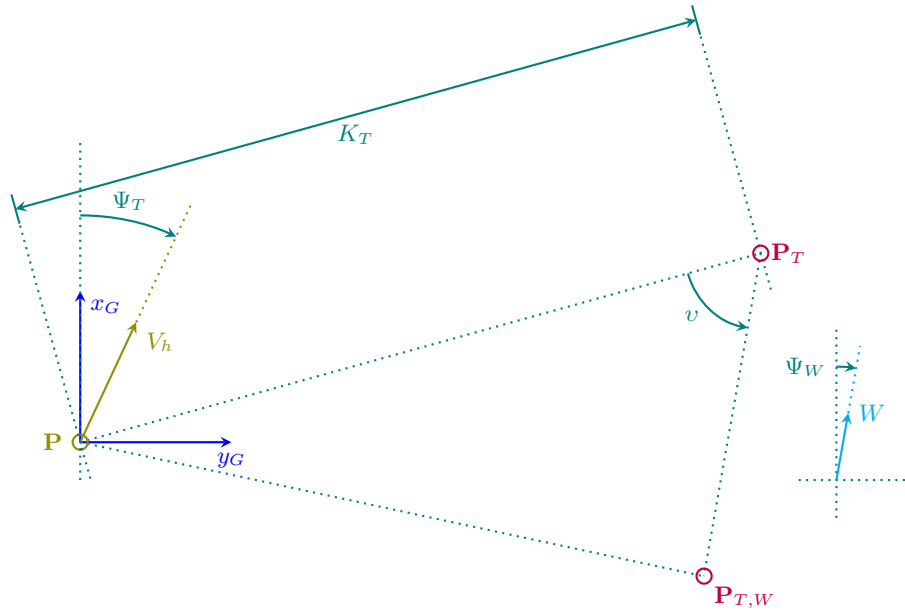


Abbildung 41: Windkorrektur des anvisierten Trackpunkts über einen modifizierten Relaxed Dubins Path

Zunächst werden die Strecke K_T und der Hilfswinkel v berechnet mittels:

$$K_T = \sqrt{([\mathbf{P}_T]_x^G)^2 + ([\mathbf{P}_T]_y^G)^2} \quad (61)$$

und

$$v = \arctan 2([\mathbf{P}_T]_y^G, [\mathbf{P}_T]_x^G) - \Psi_W \quad (62)$$

Die Zeitäquivalenz für den Flug zum windkorrigierten Trackpunkt $\mathbf{P}_{T,W}$ sowie für die Verschiebung von $\mathbf{P}_{T,W}$ nach \mathbf{P}_T mit der Windgeschwindigkeit führt bei vorab berechneter Horizontalgeschwindigkeit zur quadratischen Gleichung:

$$0 = t^2 + \frac{2 \cdot V_W \cdot K_T \cdot \cos(v)}{V_h^2 - V_W^2} \cdot t - \frac{K_T^2}{V_h^2 - V_W^2} \quad (63)$$

Bei einem quasi-linearen Übergang kann die Horizontalgeschwindigkeit nicht vorausberechnet werden, da γ hier von der Verschiebung des Trackpunkts abhängt. Allerdings kann die Horizontalgeschwindigkeit über die Beziehung:

$$V_h^2 \cdot t^2 = V_{TAS}^2 \cdot t^2 - \Delta h^2 \quad (64)$$

dargestellt werden. Dies führt zur quadratischen Gleichung:

$$0 = t^2 + \frac{2 \cdot V_W \cdot K_T \cdot \cos(v)}{V_{TAS}^2 - V_W^2} \cdot t - \frac{K_T^2 + \Delta h^2}{V_{TAS}^2 - V_W^2} \quad (65)$$

Mit Hilfe der Lösungsformel für quadratische Gleichungen in Normalform wird nun je nach Höhenänderungsmodus für Gleichung 63 oder Gleichung 65 die positive Lösung für t ermittelt. Damit kann nun der windkorrigierte Trackpunkt bestimmt werden:

$$[\mathbf{P}_{T,W}]^G = [\mathbf{P}_T]^G - \begin{bmatrix} V_W \cdot t \cdot \cos(\Psi_W) \\ V_W \cdot t \cdot \sin(\Psi_W) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (66)$$

5.1.3.4 Berechnung des inkrementellen Wegsegmentes

Mit der Festlegung des windkorrigierten Trackpunkts kann nun der Anflugpfad berechnet werden. Dieser basiert auf den in Abschnitt 5.1.3.1 erwähnten verkürzten Dubins-Pfaden. In Abbildung 42 sind die geometrischen Zusammenhänge der Pfadberechnung dargestellt. Der Ursprung des lokalen geodätischen Koordinatensystems liegt weiterhin im Referenzpunkt des Luftfahrzeugs. Hier wird anstelle des Kurses über Grund der Steuerkurs über Grund Ψ_T des Luftfahrzeugs verwendet, da dieser die aktuelle Richtung der horizontalen Geschwindigkeit in der Atmosphäre angibt. Die Berechnung des Anflugpfades erfolgt in der bewegten Atmosphäre. Sofern der Zielpunkt außerhalb der durch den minimalen Wenderadius aufgespannten Wendekreise liegt, existieren zwei mögliche Anflugpfade, die beide ermittelt werden. Anschließend wird der kürzere der beiden Pfade gewählt und entlang dieses Pfades das innerhalb der Simulationsschrittweite zurückgelegte Pfadinkrement bestimmt. Liegt der Trackpunkt innerhalb eines Wendekreises, wird nur der Anflugpfad über den alternativen Wendekreis berechnet. Die Berechnung beginnt mit der Bestimmung der Mittelpunkte

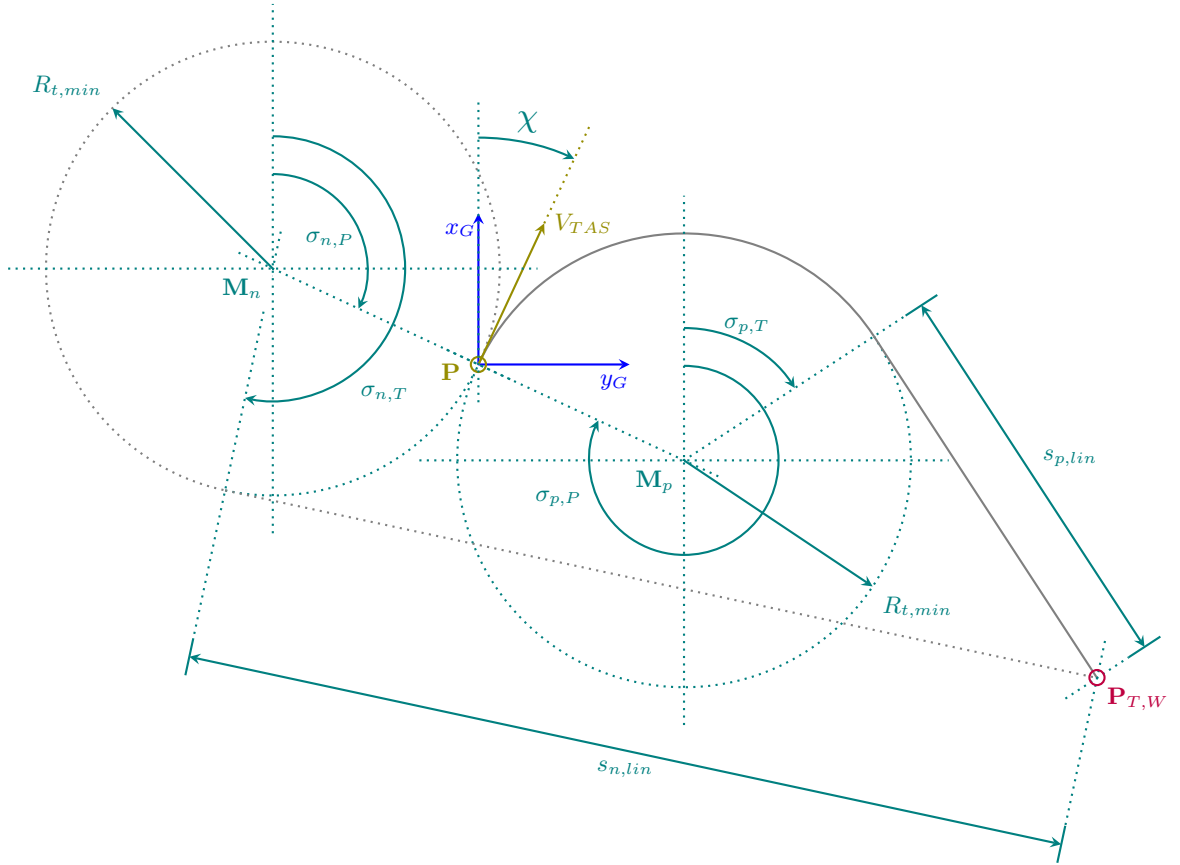


Abbildung 42: Anflug des windkorrigierten Trackpunkts

der Wendekreise wie folgt:

$$\begin{aligned} [\mathbf{M}_p]^G &= \begin{bmatrix} R_{T,min} \cdot \cos(\Psi_T + \frac{\pi}{2}) \\ R_{T,min} \cdot \sin(\Psi_T + \frac{\pi}{2}) \\ 0 \end{bmatrix} \\ [\mathbf{M}_n]^G &= \begin{bmatrix} R_{T,min} \cdot \cos(\Psi_T - \frac{\pi}{2}) \\ R_{T,min} \cdot \sin(\Psi_T - \frac{\pi}{2}) \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (67)$$

Für die Positionswinkel auf den Wendekreisen gilt:

$$\begin{aligned} \sigma_{P,p} &= \Psi_T - \frac{\pi}{2} \\ \sigma_{P,n} &= \Psi_T + \frac{\pi}{2} \end{aligned} \quad (68)$$

Liegt der Trackpunkt auf oder außerhalb des Wendekreises, muss folgende Bedingung erfüllt sein:

$$\sqrt{\left([\mathbf{P}_{T,W}]_x^G - [\mathbf{M}_{p/n}]_x^G\right)^2 + \left([\mathbf{P}_{T,W}]_y^G - [\mathbf{M}_{p/n}]_y^G\right)^2} \geq R_{T,min} \quad (69)$$

Die weiteren Berechnungen berücksichtigen beide möglichen Pfade. Sollte nur ein Pfad realisierbar sein, so wird die Berechnung für den aktuellen Simulationsschritt auf diesen Pfad beschränkt, wobei die folgenden Formeln uneingeschränkt gelten. Die Pfadberechnung wird mit der Bestimmung der

Tangentenwinkel der Wendekreise wie folgt fortgesetzt:

$$\begin{aligned}
\sigma_{T,p} &= \arctan 2 \left([\mathbf{P}_{T,W}]_y^G - [\mathbf{M}_p]_y^G, [\mathbf{P}_{T,W}]_x^G - [\mathbf{M}_p]_x^G \right) + \dots \\
&\dots - \arccos \left(\frac{R_{T,min}}{\sqrt{\left([\mathbf{P}_{T,W}]_x^G - [\mathbf{M}_p]_x^G\right)^2 + \left([\mathbf{P}_{T,W}]_y^G - [\mathbf{M}_p]_y^G\right)^2}} \right) \\
\sigma_{T,n} &= \arctan 2 \left([\mathbf{P}_{T,W}]_y^G - [\mathbf{M}_n]_y^G, [\mathbf{P}_{T,W}]_x^G - [\mathbf{M}_n]_x^G \right) + \dots \\
&\dots + \arccos \left(\frac{R_{T,min}}{\sqrt{\left([\mathbf{P}_{T,W}]_x^G - [\mathbf{M}_n]_x^G\right)^2 + \left([\mathbf{P}_{T,W}]_y^G - [\mathbf{M}_n]_y^G\right)^2}} \right)
\end{aligned} \tag{70}$$

Nun können die Wegstrecken über die Bögen bestimmt werden:

$$\begin{aligned}
S_{A,p} &= R_{T,min} \cdot |\Delta\sigma_p| \\
S_{A,n} &= R_{T,min} \cdot |\Delta\sigma_n|
\end{aligned} \tag{71}$$

Dabei sind $\Delta\sigma_p$ und $\Delta\sigma_n$ die Bogenwinkel der Pfade auf den Wendekreisen, die berechnet werden nach:

$$\begin{aligned}
\Delta\sigma_p &= \sigma_{T,p} - \sigma_{P,p} \\
\Delta\sigma_n &= \sigma_{P,n} - \sigma_{T,n}
\end{aligned} \tag{72}$$

Der Bogenwinkel auf dem negativen Wendekreis ist aufgrund der Richtung negativ und damit der Grund für die Betragsbildung in den Gleichungen 71. Für die linearen Wegstrecken gilt:

$$\begin{aligned}
S_{L,p} &= \sqrt{\left([\mathbf{P}_{T,W}]_x^G - \left([\mathbf{M}_p]_x^G + R_{T,min} \cdot \cos(\sigma_{T,p})\right)\right)^2 + \dots} \\
&\dots + \left([\mathbf{P}_{T,W}]_y^G - \left([\mathbf{M}_p]_y^G + R_{T,min} \cdot \sin(\sigma_{T,p})\right)\right)^2 \\
S_{L,n} &= \sqrt{\left([\mathbf{P}_{T,W}]_x^G - \left([\mathbf{M}_n]_x^G + R_{T,min} \cdot \cos(\sigma_{T,n})\right)\right)^2 + \dots} \\
&\dots + \left([\mathbf{P}_{T,W}]_y^G - \left([\mathbf{M}_n]_y^G + R_{T,min} \cdot \sin(\sigma_{T,n})\right)\right)^2
\end{aligned} \tag{73}$$

Schließlich kann die Berechnung der Pfadlängen erfolgen:

$$\begin{aligned}
S_p &= S_{A,p} + S_{L,p} \\
S_n &= S_{A,n} + S_{L,n}
\end{aligned} \tag{74}$$

Nach Auswahl des kürzeren Pfades kann nun der inkrementelle Weg zur neuen Position für den folgenden Simulationsschritt im geodätischen Koordinatensystem bestimmt werden. Die Länge des inkrementellen Weges innerhalb der bewegten Atmosphäre beträgt grundsätzlich horizontal $V_h \cdot \Delta t$ und vertikal $V_v \cdot \Delta t$. Für den horizontalen Weg muss zudem unterschieden werden, ob die gesamte Strecke auf dem Bogen oder anteilig auf dem Bogen und dem linearen Anteil des Anflugspfades liegt.

Ist der Weg über den positiven Wendekreis der kürzere Pfad, so gilt für die Berechnung:

Wenn $S_{A,p} \geq V_h \cdot \Delta t$:

$$\begin{aligned}\Psi_{T,t+\Delta t} &= \Psi_{T,t} + \frac{V_h \cdot \Delta t}{R_{T,min}} \\ [\mathbf{P}]_{t+\Delta t}^G &= [\mathbf{M}_p]^G + \begin{bmatrix} R_{T,min} \cdot \cos\left(\sigma_{P,p} + \frac{V_h \cdot \Delta t}{R_{T,min}}\right) \\ R_{T,min} \cdot \sin\left(\sigma_{P,p} + \frac{V_h \cdot \Delta t}{R_{T,min}}\right) \\ V_v \cdot \Delta t \end{bmatrix} + V_W \cdot \Delta t \cdot \begin{bmatrix} \cos(\Psi_W) \\ \sin(\Psi_W) \\ 0 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (75)$$

Wenn $S_{A,p} < V_h \cdot \Delta t$:

$$\begin{aligned}\Psi_{T,t+\Delta t} &= \Psi_{T,t} + \Delta\sigma_p \\ [\mathbf{P}]_{t+\Delta t}^G &= [\mathbf{M}_p]^G + \begin{bmatrix} R_{T,min} \cdot \cos(\sigma_{T,p}) \\ R_{T,min} \cdot \sin(\sigma_{T,p}) \\ V_v \cdot \Delta t \end{bmatrix} + \dots \\ &\dots + \begin{bmatrix} V_h \cdot \Delta t - R_{T,min} \cdot |\Delta\sigma_p| \cdot \cos(\Psi_{T,t+\Delta t}) \\ V_h \cdot \Delta t - R_{T,min} \cdot |\Delta\sigma_p| \cdot \sin(\Psi_{T,t+\Delta t}) \\ 0 \end{bmatrix} + V_W \cdot \Delta t \cdot \begin{bmatrix} \cos(\Psi_W) \\ \sin(\Psi_W) \\ 0 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (76)$$

Wird der Weg über den negativen Wendekreis als kürzerer Pfad bestimmt, so gilt für die Berechnung der neuen Position:

Wenn $S_{A,n} \geq V_h \cdot \Delta t$:

$$\begin{aligned}\Psi_{T,t+\Delta t} &= \Psi_{T,t} - \frac{V_h \cdot \Delta t}{R_{T,min}} \\ [\mathbf{P}]_{t+\Delta t}^G &= [\mathbf{M}_p]^G + \begin{bmatrix} R_{T,min} \cdot \cos\left(\sigma_{P,n} - \frac{V_h \cdot \Delta t}{R_{T,min}}\right) \\ R_{T,min} \cdot \sin\left(\sigma_{P,n} - \frac{V_h \cdot \Delta t}{R_{T,min}}\right) \\ V_v \cdot \Delta t \end{bmatrix} + V_W \cdot \Delta t \cdot \begin{bmatrix} \cos(\Psi_W) \\ \sin(\Psi_W) \\ 0 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (77)$$

Wenn $S_{A,n} < V_h \cdot \Delta t$:

$$\begin{aligned}\Psi_{T,t+\Delta t} &= \Psi_{T,t} + \Delta\sigma_n \\ [\mathbf{P}]_{t+\Delta t}^G &= [\mathbf{M}_p]^G + \begin{bmatrix} R_{T,min} \cdot \cos(\sigma_{T,n}) \\ R_{T,min} \cdot \sin(\sigma_{T,n}) \\ V_v \cdot \Delta t \end{bmatrix} + \dots \\ &\dots + \begin{bmatrix} V_h \cdot \Delta t - R_{T,min} \cdot |\Delta\sigma_n| \cdot \cos(\Psi_{T,t+\Delta t}) \\ V_h \cdot \Delta t - R_{T,min} \cdot |\Delta\sigma_n| \cdot \sin(\Psi_{T,t+\Delta t}) \\ 0 \end{bmatrix} + V_W \cdot \Delta t \cdot \begin{bmatrix} \cos(\Psi_W) \\ \sin(\Psi_W) \\ 0 \end{bmatrix}\end{aligned}\quad (78)$$

Abschließend werden der neue Kurs über Grund χ_g , die über Grund zurückgelegte Strecke S_g sowie

die Geschwindigkeit über Grund ermittelt. Für den Kurs über Grund gilt:

$$\chi_g = \arctan 2 \left([\mathbf{P}]_{y,t+\Delta t}^G - [\mathbf{P}]_{y,t}^G, [\mathbf{P}]_{x,t+\Delta t}^G - [\mathbf{P}]_{x,t}^G \right) \quad (79)$$

Die Strecke über Grund wird über den Abstand der neuen zur alten Position ermittelt:

$$S_g = \sqrt{\left([\mathbf{P}]_{y,t+\Delta t}^G - [\mathbf{P}]_{y,t}^G \right)^2 + \left([\mathbf{P}]_{x,t+\Delta t}^G - [\mathbf{P}]_{x,t}^G \right)^2} \quad (80)$$

Die Geschwindigkeit über Grund folgt aus S_g :

$$V_g = \frac{S_g}{\Delta t} \quad (81)$$

Der Wenderadius des Luftfahrzeugs wird über den Simulationsschritt gemittelt berechnet zu:

$$R_T = \frac{V_h \cdot \Delta t}{\Psi_{T,t+\Delta t} - \Psi_{T,t}} \quad (82)$$

5.1.4 Globale Flugbahnen

Im globale Flugmissionen zu simulieren, muss die Form der Erde berücksichtigt werden. Dabei wird, analog zur Berechnung des Sonnenstandes, eine Annäherung des Erdellipsoids als Kugel mit dem mittleren Erdradius \bar{R}_E vorgenommen. Die daraus resultierende Abweichung manifestiert sich in geringfügigen Unterschieden der Flugbahnlänge, die für den Simulationszweck akzeptabel sind¹. Die in Abschnitt 5.1.2 beschriebenen Flugbahnelemente sind jeweils in einem geodätischen Koordinatensystem definiert, dessen Ursprung gleichzeitig der globale Referenzpunkt ist. Um die Flugbahnberechnung im geodätischen Koordinatensystem des Flugzeugs auszuführen, wird die Verbindung zwischen dem Flugzeug und dem Referenzpunkt des Flugbahnelements als Großkreis beschrieben. Großkreise, auch Orthodromen genannt, sind mittelpunktgleiche Kreise auf Kugeloberflächen und stellen die kürzeste Verbindung zwischen zwei Oberflächenpunkten dar [137]. Im Vergleich zu kursgleichen Verbindungen, den sogenannten Loxodromen, muss der Kurs bei Orthodromen im Allgemeinen stetig angepasst werden. Daher wird in der Luftfahrt für kurze Strecken in der Regel die kursgleiche Verbindung bevorzugt. Da die Kursnachführung in einer Softwaresimulation jedoch keine Hürde darstellt, wird hier grundsätzlich die Orthodrome als verbindendes Element gewählt. In Abbildung 43 ist beispielhaft die Verbindung zwischen Panama City (geografische Koordinaten: 9°02'N, 79°30'W) und Berlin (geografische Koordinaten: 52°31'N, 13°24'E) sowohl als Orthodrome als auch als Loxodrome dargestellt. Es ist ersichtlich, dass die Orthodrome als kürzeste Verbindungslinie zwischen den gewählten Punkten um 354 km bzw. bezogen auf die Loxodrome um 3,62 % kürzer ausfällt. Je weiter der Abstand zum Äquator, desto größer werden die Unterschiede. Für die Transformation des Flugbahnelements in das geodätische Koordinatensystem des Flugzeugs wird zunächst der Bogen der Orthodrome bestimmt:

$$\xi_O = \arccos(\sin(\lambda) \cdot \sin(\lambda_D) + \cos(\lambda) \cdot \cos(\lambda_D) \cdot \cos(\phi_D - \phi)) \quad (83)$$

Unter Nutzung des mittleren Erdradius wird die Länge der Orthodrome ermittelt:

$$S_O = \xi_O \cdot \bar{R}_E \quad (84)$$

¹Der verwendete mittlere Erdradius \bar{R}_E entspricht dem Radius der zum World Geodetic System - 1984 (WGS-84) [136] Ellipsoiden volumengleichen Kugel. Die Oberfläche der resultierenden Kugel ist im Vergleich zum Ellipsoiden um 0.22 % größer, der Umfang der Kugel am Äquator um 0.0021 % kleiner und der Umfang eines Kreises, der die geografischen Nord- und Südpol durchläuft, um 0.1654 % größer.

Weiterhin wird der Kurs über Grund der Orthodrome an der Position des Flugzeugs bestimmt:

$$\chi_O = \arccos \left(\frac{\cos(\lambda) \cdot \sin(\lambda_D) - \cos(\phi - \phi_D) \cdot \cos(\lambda_D) \cdot \sin(\lambda)}{\sqrt{1 - (\cos(\phi - \phi_D) \cdot \cos(\lambda) \cdot \cos(\lambda_D) + \sin(\lambda) \cdot \sin(\lambda_D))^2}} \right) \quad (85)$$

Der Referenzpunkt \mathbf{P}_D im geodätischen Koordinatensystem kann nun berechnet werden als:

$$[\mathbf{P}_D]^G = \begin{bmatrix} S_O \cdot \cos(\chi_O) \\ S_O \cdot \sin(\chi_O) \\ h_D \end{bmatrix} \quad (86)$$

Da bei komplexeren Flugbahnelementen alle Positionen relativ zum Referenzpunkt in dessen geodätischem Koordinatensystem beschrieben sind, können diese Größen nun einfach additiv in das geodätische Koordinatensystem des Flugzeugs überführt werden, sodass die Flugbahnberechnung wie in Abschnitt 5.1.3 beschrieben erfolgen kann.

Die Berechnung der neuen Position des Luftfahrzeugs nach Ermittlung des inkrementellen Wegstücks innerhalb eines Simulationsschritts ist in Abbildung 44 illustriert. Mit dem inkrementellen Wegstück S_g kann der Bogenwinkel der Orthodrome von P_t nach $P_{t+\Delta t}$ berechnet werden:

$$\xi_g = \frac{S_g}{R_E} \quad (87)$$

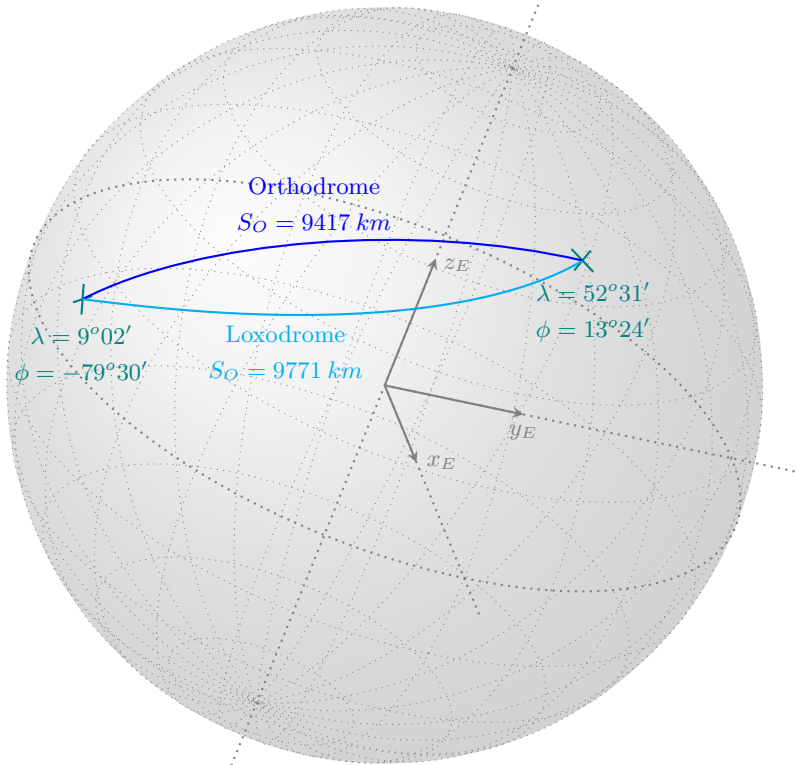


Abbildung 43: Orthodrome und Loxodrome als Verbindung von zwei Punkten auf der Erdoberfläche

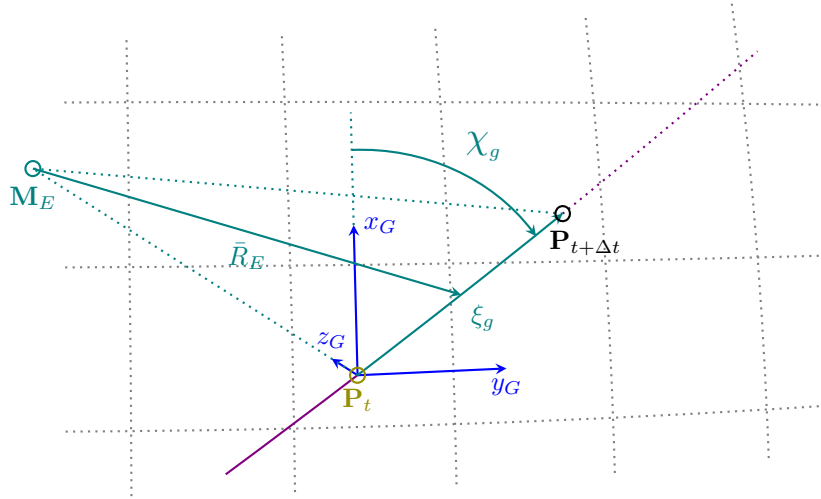


Abbildung 44: Berechnung der neuen Position über der runden Erde

Die globalen polaren Koordinaten der neuen Position können nun berechnet werden als:

$$\begin{aligned}\phi_{t+\Delta t} &= \arctan \left(\frac{\sin(\xi_g) \cdot \sin(\chi_g)}{\cos(\xi_g) \cdot \cos(\lambda_t) - \cos(\chi_g) \cdot \sin(\xi_g) \cdot \sin(\lambda_t)} \right) + \phi_t \\ \lambda_{t+\Delta t} &= \arcsin \left(\cos(\xi_g) \cdot \sin(\lambda_t) + \cos(\chi_g) \cdot \sin(\xi_g) \cdot \cos(\lambda_t) \right)\end{aligned}\quad (88)$$

5.2 Modellierung der Flugleistung des Luftfahrzeugs

5.2.1 Prozess der Flugzustandsberechnung

An die Flugbahnberechnung schließt sich die Flugzustandsberechnung an, mit dem Ziel, die aktuelle Antriebsleistung sowie die Lagewinkel des Luftfahrzeugs im geodätischen Koordinatensystem zu bestimmen. Die elektrischen Antriebe sind die Hauptverbraucher des Flugzeugs und stellen damit die wichtigsten Konsumenten elektrischer Leistung in der Bilanzierung des Energieflusses dar.

Um der Umsetzung einer performanten Simulationsumgebung für langandauernde Flugmissionen Rechnung zu tragen, wird auf die Modellierung der Eigenbewegungen des Luftfahrzeugs verzichtet und vorausgesetzt, dass das Luftfahrzeug zu jedem Simulationsschritt einen eingeschwungenen und stabil getrimmten Flugzustand einnimmt. Die zeitlichen Ableitungen der linearen und rotatorischen Geschwindigkeiten des Luftfahrzeugs nehmen in diesem Fall den Wert Null an. Die Flexibilität des Flugzeugs kann, soweit verfügbar, durch die statische Durchbiegung und Torsion des Flügels in Abhängigkeit des Gesamtauftriebsbeiwerts sowie der Reynolds-Zahl berücksichtigt werden.

Aufgrund der wissenschaftlichen Fragestellung dieser Arbeit werden ausschließlich solarelektrische Flugzeuge mit Batteriespeicher betrachtet. Bei diesen Flugzeugen bleibt die Masse während des Fluges in Regel konstant. Weiterhin werden nur schiebewinkelfreie Flugzustände berücksichtigt. Dies wird dadurch gerechtfertigt, dass auch beim Kurvenflug, unabhängig davon, ob dieser über die Querruder oder durch differentiellen Schub eingeleitet wird, zur Widerstandsreduktion eine entsprechende Schiebewinkelkompensation durch das Seitenruder erfolgen kann. Dieser sogenannte koordinierte Kurvenflug kann durch den Einsatz eines entsprechend ausgelegten Flugreglers grundsätzlich vorausgesetzt werden [138].

Der Prozess der Berechnung der Antriebsleistung ist in Abbildung 45 dargestellt. Aus der Vorausberechnung der Flugbahn werden V_{TAS} , R_T sowie der erforderliche Bahnwinkel γ als Eingangsgrößen

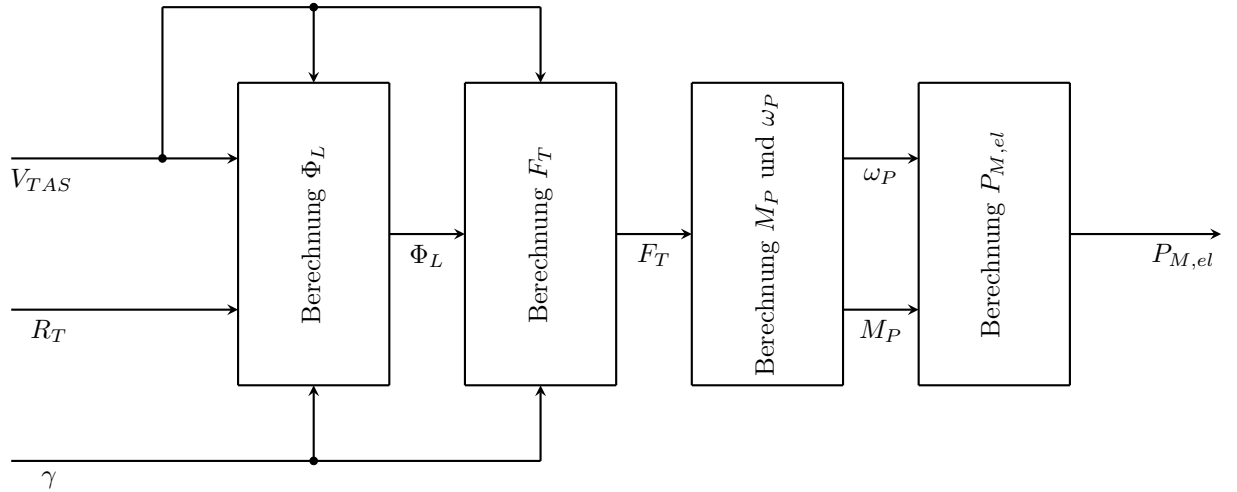


Abbildung 45: Ablauf der Berechnung der Antriebsleistung

übernommen. Zunächst erfolgt die Berechnung des Schwenkwinkels des Auftriebsvektors Φ_L , gefolgt von der Bestimmung des benötigten Schubs F_T . Ein Propellermodell liefert das Wellenmoment und die Propellerdrehzahl. Darauf aufbauend wird ein Motormodell für die Berechnung der elektrischen Leistungsaufnahme verwendet. Durch die vorab bestimmte Limitierung von γ in Abhängigkeit von h_a und V_{EAS} wird in der Flugbahnberechnung der Bahnwinkel auf einen realisierbaren Bereich begrenzt. Um eventuellen Ungenauigkeiten bei der Interpolation der tabellierten Bahnwinkelgrenzen zu begegnen, wird zur Laufzeit überprüft, ob der Wert erreichbar ist, indem der bereitgestellte Schub mit dem notwendigen Schub abgeglichen wird. Bei nennenswerten Abweichungen wird der Bahnwinkel iterativ angepasst, bis die Grenze hinreichend genau erreicht ist.

Da diese Iterationsschleife neben der Flugleistungsrechnung auch die gesamte Flugbahnberechnung umfasst, sollte die iterative Bestimmung der Bahnwinkelgrenzen während der Laufzeit möglichst vermieden werden. Dies kann durch ein engmaschiges Netz von Stützstellen sowie eines kleinen Zusatzabstandes zu den Grenzwerten (hier 0,5 %) bei der Erstellung der Limitierungs-Lookup-Tabelle erreicht werden. Die Vorabberechnung der Bahnwinkellimitierung erfolgt hingegen durch sukzessives Durchlaufen der Iterationsschleife zur Bahnwinkelbegrenzung.

5.2.2 Steig- und Kurvenflug

Zur Berechnung der Lage des Luftfahrzeugs im Raum sowie zur Bestimmung der Antriebsleistung müssen Steigflug und Kurvenflug betrachtet werden. Sink- und Geradeausflug können dem Steigflug als Sonderformen mit negativem bzw. den auf Null reduzierten Bahnwinkel zugerechnet werden. Die auf das Flugzeug wirkenden Kräfte sind in Abbildung 46 dargestellt. Für die Zentrifugalkraft F_C gilt beim Kurvenflug mit Kurvenradius R_T und Flugzeugmasse m_a :

$$F_C = \frac{m_a}{R_T} \cdot V_{TAS}^2 \quad (89)$$

Daraus folgt unter Berücksichtigung des Bahnwinkels γ und der Erdbeschleunigung g für den erforderlichen Schwenkwinkel Φ_L des Auftriebsvektors:

$$\Phi_L = \arctan \left(\frac{V_{TAS}^2}{g \cdot R_T \cdot \cos(\gamma)} \right) \quad (90)$$

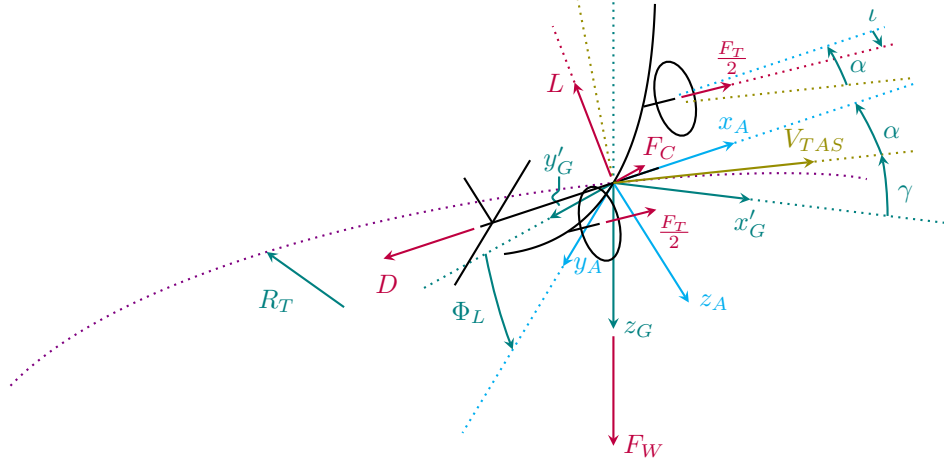


Abbildung 46: Auf das Flugzeug wirkende Kräfte beim kombinierten Steig- und Kurvenflug

Dieser Winkel entspricht im Allgemeinen nur annähernd dem Rollwinkel des Flugzeugs Φ , wobei die Abweichung mit zunehmendem Anstellwinkel α sowie mit kleiner werdendem Kurvenradius R_T zunimmt. Der Hintergrund dieser Abweichung liegt in der in der Luftfahrt üblichen Eulerwinkel-Konvention. Dabei erfolgt die Transformation vom geodätischen in das flugzeugfeste Koordinatensystem zunächst durch eine Rotation um die Gierachse um den Gierwinkel Ψ , gefolgt von einer Nickrotation um den Winkel Θ , und abschließend durch eine Rotation um die Rollachse mit Φ . Dabei setzt sich der Nickwinkel näherungsweise aus der Summe des Bahnwinkels γ und des Anstellwinkels α zusammen. Da der Vektor des Auftriebs L senkrecht auf dem Vektor der Flugeschwindigkeit steht, liegt der Rechnung zunächst eine Nickbewegung um γ zugrunde, gefolgt von einer Rotation um Φ_L und abschließend einer zweiten Nickbewegung um α .

Zur Ermittlung des Anstellwinkels und des Schubs F_T kann folgendes Gleichungssystem aufgestellt werden:

$$\begin{aligned} 0 &= F_T \cdot \cos(\iota + \alpha) - D - F_W \cdot \sin(\gamma) \\ 0 &= -F_C \cdot \cos(\Phi_L) + F_W \cdot \cos(\gamma) \cdot \sin(\Phi_L) \\ 0 &= -F_T \cdot \sin(\iota + \alpha) - L + F_C \cdot \sin(\Phi_L) + F_W \cdot \cos(\gamma) \cdot \cos(\Phi_L) \end{aligned} \quad (91)$$

Der Auftrieb und der Widerstand werden jeweils in Abhängigkeit vom dynamischen Druck \bar{q} sowie den dimensionslosen aerodynamischen Beiwerten und ihrer Referenzfläche ausgedrückt:

$$\begin{aligned} L &= \bar{q} \cdot C_L(\alpha, Re) \cdot S_{ref} \\ D &= \bar{q} \cdot C_D(\alpha, Re) \cdot S_{ref} \end{aligned} \quad (92)$$

Der dynamische Druck ist definiert als:

$$\bar{q} = \frac{\rho}{2} \cdot V_{TAS}^2 \quad (93)$$

Die aerodynamischen Beiwerte C_L und C_D hängen sowohl vom Anstellwinkel α als auch von der Reynolds-Zahl Re ab. Die Reynolds-Zahl ist definiert als:

$$Re = \frac{\rho \cdot V_{TAS} \cdot L_{ref}}{\mu_a} \quad (94)$$

wobei als Referenzlänge L_{ref} in der Regel die Flügelprofilltiefe gewählt wird. Die Luftdichte ϱ und die dynamische Viskosität μ_a werden vom Atmosphärenmodell bereitgestellt. Die Abhängigkeit von der Reynolds-Zahl ist insbesondere für langsam fliegende Flugzeuge, wie solarelektrische Höhenflugzeuge, von Bedeutung. Aufgrund der großen Dimension von L_{ref} ist die Reynolds-Zahl in niedrigen Höhen in der Regel ausreichend groß. Mit zunehmender Höhe kann sie jedoch aufgrund der abnehmenden Luftdichte sowie der sinkenden Temperatur und der dadurch steigenden dynamischen Viskosität auf problematische Größenordnungen von 10^5 und kleiner absinken. In diesem Bereich können laminare Ablöseblasen mit großer Ausdehnung entlang der Profiltiefe auftreten, wodurch die Fähigkeit des Flügels, Auftrieb zu erzeugen, deutlich reduziert wird. Mit steigender Reynolds-Zahl nimmt die Ausdehnung der Ablöseblase ab, und die Strömung haftet – mit einer turbulenten Grenzschicht – kurz hinter der Blase wieder am Profil an [139]. Diese Effekte führen dazu, dass die Auftriebskapazität des Flügelprofils von der Reynolds-Zahl abhängt und der Widerstand bei kleinen Reynolds-Zahlen überproportional ansteigt. Daher muss die Abhängigkeit von der Reynolds-Zahl berücksichtigt werden.

Die Gewichtskraft wird mit der Flugzeugmasse m_a berechnet zu:

$$F_W = m_a \cdot g \quad (95)$$

Werden nun die zweite und die dritte Gleichung des Gleichungssystems 91 ineinander eingesetzt, ergibt sich – zusammen mit dem Schubeinstellwinkel ι – ein gekoppeltes nichtlineares Gleichungssystem mit den unabhängigen Größen α und F_T :

$$\begin{aligned} 0 &= F_T \cdot \cos(\iota + \alpha) - F_W \cdot \sin(\gamma) - \bar{q} \cdot C_D(\alpha, Re) \cdot S_{ref} \\ 0 &= -F_T \cdot \sin(\iota + \alpha) + F_W \cdot \frac{\cos(\gamma)}{\cos(\Phi_L)} - \bar{q} \cdot C_L(\alpha, Re) \cdot S_{ref} \end{aligned} \quad (96)$$

Dieses Gleichungssystem kann in der Regel nur numerisch gelöst werden. Ist die Summe $\iota + \alpha$ jedoch sehr klein – was bei einem negativen Schubeinstellwinkel und einem positiven Anstellwinkel näherungsweise der Fall ist – können signifikante Vereinfachungen vorgenommen werden. Der Auftriebsbeiwert kann in diesem Fall analytisch bestimmt werden zu:

$$C_L = \frac{1}{\bar{q} \cdot S_{ref}} \cdot F_W \cdot \frac{\cos(\gamma)}{\cos(\Phi_L)} \quad (97)$$

Die Werte für C_L und C_D liegen in der Regel tabelliert in Abhängigkeit von α und Re vor, sodass α bei bekanntem C_L durch Interpolation bestimmt werden kann. Anschließend kann C_D mittels des berechneten α aus der Interpolationstabelle ermittelt werden. Der erforderliche Schub wird darauf basierend berechnet zu:

$$F_T = \bar{q} \cdot S_{ref} \cdot (C_D(\alpha, Re) + C_L(\alpha, Re) \cdot \cos(\Phi_L) \cdot \tan(\gamma)) \quad (98)$$

Der Fehler der Berechnung des Auftriebsbeiwerts sowie des erforderlichen Schubs ist beispielhaft in Abbildung 47 dargestellt. Dabei wurde anstatt eines tabellierten Datensatzes für die aerodynamischen Beiwerte eine quadratische Widerstandspolare gemäß:

$$C_D = C_{D,0} + K_D \cdot C_L^2 \quad (99)$$

Mit einem für Flugzeuge mit hochgestrecktem Flügel repräsentativen Faktor $K_D = 0,019$ und einer Flughöhe von $h_a = 20 \text{ km}$ wurde nun für jede Summe $\iota + \alpha$ der Bahnwinkel γ sowie der Schwenkwinkel des Auftriebs Φ_L im Bereich $-10^\circ \dots +10^\circ$ variiert. Anschließend wurde die maximale Abweichung zwischen den numerisch bestimmten Werten und den nach dem vereinfachten Verfahren berechneten Werten ermittelt. Für die vorliegende Arbeit ist insbesondere der Schub von

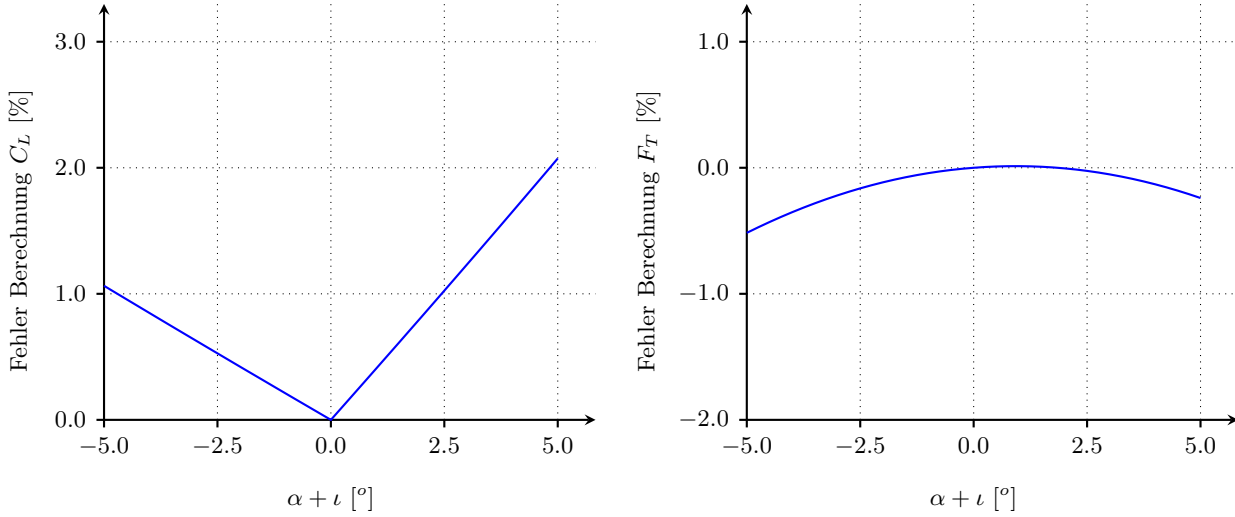


Abbildung 47: Fehler der Berechnung von Auftriebsbeiwert und Schub bei kleinen Schubanstellwinkeln

hoher Bedeutung, da dieser letztlich die elektrische Leistungsaufnahme bestimmt. Es ist ersichtlich, dass die Abweichungen des Schubes für die gewählten Werte unter 1 % liegen, womit die Wahl des vereinfachten Berechnungsverfahrens für Auftrieb und Schub als gerechtfertigt angesehen wird. Falls erforderlich, kann in der Simulationsumgebung die iterative Berechnungsmethode gewählt werden.

Nachdem Φ_L , α , γ und Ψ bestimmt wurden, können nun die Euler-Winkel des Luftfahrzeugs berechnet werden:

$$\begin{aligned}\Theta &= \arcsin(\cos(\alpha) \cdot \sin(\gamma) + \sin(\alpha) \cdot \cos(\Phi_L) \cdot \cos(\gamma)) \\ \Phi &= \arcsin\left(\frac{\sin(\Phi_L) \cdot \cos(\gamma)}{\cos(\Theta)}\right) \\ \Psi &= \Psi_T + \arcsin\left(\frac{\sin(\Phi_L) \cdot \sin(\alpha)}{\cos(\Theta)}\right)\end{aligned}\quad (100)$$

Dabei ist ersichtlich, dass für $\Phi_L = 0^\circ$ der Nickwinkel zur Summe aus α und γ übergeht, Φ Null und Ψ gleich Ψ_T wird.

5.2.3 Bereitstellung der aerodynamischen Beiwerte

Die zur Berechnung von Auftrieb und Widerstand notwendigen aerodynamischen Beiwerte C_L und C_D werden in der Regel während des Entwurfs des Luftfahrzeugs erstellt und können in tabellierter Form in der Simulationsumgebung verwendet werden. Hierfür kommen oft numerische Berechnungsmethoden der Fluidodynamik, auch Computational Fluid Dynamics (CFD) genannt, zum Einsatz. Ein Beispiel ist die aerodynamische Analyse des Entwurfs der hochfliegenden Plattform HELIPLAT der Universität Turin, für die die CFD-Software VSAERO [140] verwendet wurde [141]. Aufgrund der in der Regel hohen Elastizität solarelektrischer Höhenflugzeuge werden heute auch gekoppelte aerodynamische und strukturmechanische Analysen zur Berechnung der Beiwerte für verschiedene Flugzustände genutzt [142]. Wird das Luftfahrzeug bereits betrieben, können mittels Methoden der Parameteridentifikation die aerodynamischen Beiwerte aus Flugversuchsdaten bestimmt werden [143]. Mit diesen Daten werden die im Vorfeld numerisch berechneten Beiwerte oft verfeinert

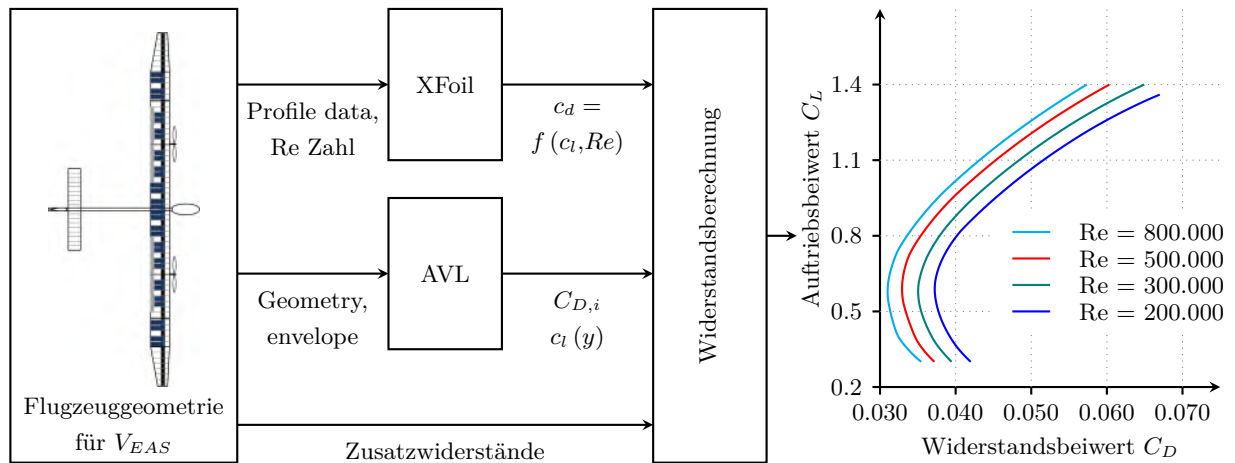


Abbildung 48: Berechnungsprozess der aerodynamischen Beiwerte

bzw. korrigiert, wodurch die Qualität der aerodynamischen Beiwerte erhöht wird. Liegen zum Zeitpunkt der ersten Missionssimulationen für einen neuen Entwurf noch keine aerodynamischen Daten vor, so können Vorentwurfsmethoden zur Erzeugung des Datensatzes basierend auf der Geometrie des Flugzeugs genutzt werden. Auch im Rahmen dieser Arbeit war es erforderlich, einen vorläufigen aerodynamischen Datensatz zu erstellen. Der dabei angewandte Prozess wird anhand des Entwurfs von HAP- α , der selbst nicht Gegenstand dieser Arbeit ist, erläutert und ist in Abbildung 48 dargestellt. Hierfür wird zunächst in einer MATLAB®-Datenstruktur die für die Beiwertberechnung relevante Geometrie für verschiedene äquivalente Fluggeschwindigkeiten zusammengestellt. Die Geometrie-Datenstruktur beschreibt unterschiedliche Komponenten des Flugzeugs, wie bspw. den Flügel sowie das Höhen- und Seitenruder, durch die Vorgabe von Profildaten und deren Position. Mit der Software XFOil werden für die Profile in Abhängigkeit von der Reynoldszahl die Polaren erzeugt. Die Software AVL wird verwendet, um für verschiedene äquivalente Fluggeschwindigkeiten und Anstellwinkel die Auftriebsverteilung über die aerodynamisch wirksamen Komponenten zu bestimmen und den auftriebsabhängigen induzierten Widerstand $C_{D,i}$ zu berechnen. Anschließend wird mit Hilfe der Auftriebsverteilung der Druck- und Reibungswiderstand aus den Profildaten für das Flugzeug ermittelt und mit dem induzierten Widerstand sowie den Zusatzwiderständen der Anbauteile zum Gesamtwiderstandsbeiwert C_D zusammengeführt. Als Ende der 1980er Jahre am Massachusetts Institute of Technology das muskelkraftbetriebene Flugzeug Daedalus entwickelt wurde, wurden Flügelprofile auf ihre Einsatzeignung für Reynoldszahlen deutlich kleiner als 100.000 untersucht und optimiert [144]. Ein Ergebnis dieser Arbeiten war die Entwicklung der Software XFOil zur Berechnung von Strömungsverhältnissen für zweidimensionale Profile unter Berücksichtigung der Viskosität des strömenden Fluids [145]. Aufgrund der weiten Verbreitung im Vorentwurf von Flugzeugen sowie der hohen Ergebnisgüte, die bspw. in [146] aufgezeigt wird, wurde XFOil für die Berechnung der Profilpolaren im Rahmen dieser Arbeit gewählt. Die Profilpolaren stellen den sogenannten Profilwiderstand, der als Summe aus Reibungs- und Druckwiderstand zusammengefasst wird, als Funktion des Auftriebs dar. Für den inneren Bereich des Flügels des Flugzeugs HAP- α wurde als Niedrig-Reynoldszahl-Profil das vom DLR entworfene Profil MH139R² ausgewählt. Dieses Profil weist eine deutliche Wölbung auf und kann hohe Auftriebsbeiwerte erzielen. An den Flügelspitzen werden keine derart hohen Auftriebsbeiwerte benötigt, sodass mit dem ebenfalls vom DLR entworfenen Profil MH139T ein Profil mit geringerer Wölbung und entsprechend geringerem Nullauftriebsmoment gewählt werden konnte. Für die Profile des Seitenleitwerks sowie des Höhenleitwerks, das als Ganzes als Höhenruder genutzt wird,

²Der Suffix „MH“ weist das Profil als einen Entwurf des DLR-Aerodynamikers Martin Hepperle aus

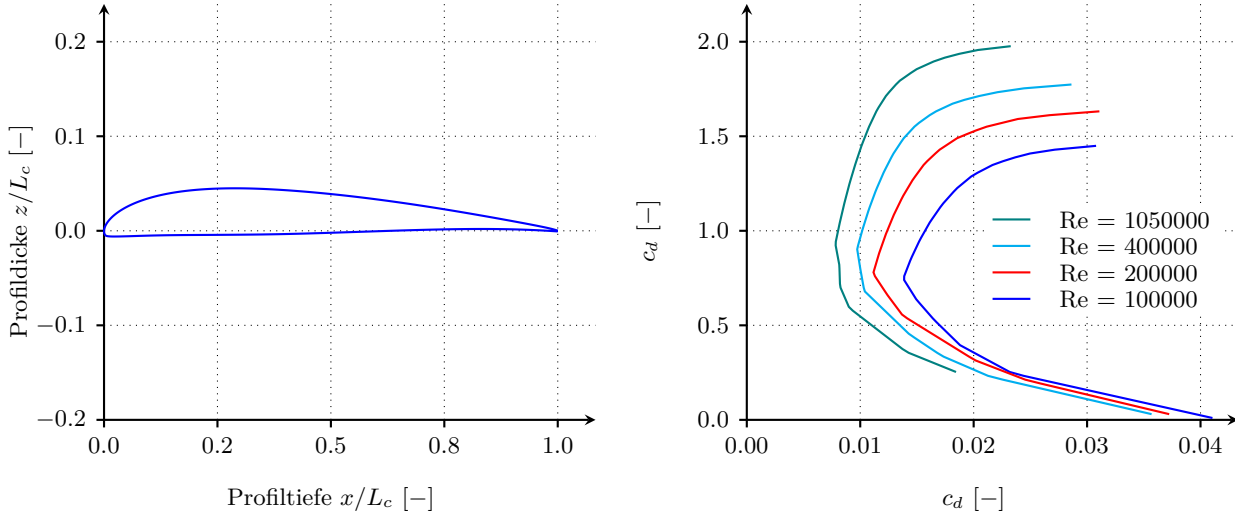


Abbildung 49: Profilgeometrie und -polaren für unterschiedliche Reynolds Zahlen für das MH139R2

wurde mit dem NACA0009 ein symmetrisches Profil ausgewählt. Für das MH139R sind in Abbildung 49 die Profilgeometrie und die mit XFOIL berechneten Profilpolaren dargestellt. Dabei ist die deutliche Zunahme des Widerstandsbeiwerts sowie die Abnahme des maximalen Auftriebsbeiwerts mit abnehmender Reynolds-Zahl ersichtlich.

Die Software AVL, die hier zur Berechnung des induzierten Widerstands $C_{D,i}$, der lokalen Auftriebsbeiwerte sowie der Trimmung verwendet wird, basiert auf dem Panelverfahren Vortex Lattice Methode (VLM) [147]. VLM zählt zu den einfachsten Methoden der dreidimensionalen Strömungsanalyse und geht von der Annahme aus, dass das Strömungsfeld um eine auftriebserzeugende Fläche in Form von hufeisenförmigen Wirbellinien modelliert werden kann. Die auftriebserzeugenden Flächen werden dabei in eine Vielzahl kleiner Flächen diskretisiert, die jeweils Ursprung eines der Wirbel sind. Die Wirbelstärke wird unter der Annahme bestimmt, dass die Strömungsgeschwindigkeit senkrecht zur Fläche verschwindet. Aus der Wirbelstärke werden die Auftriebsverteilung und der induzierte Widerstand berechnet [148]. Je nach Flexibilität des Flugzeugs kann für ausreichend steife Konstruktionen die Auslegungsgeometrie für den Reiseflug verwendet werden. Aufgrund der ausgeprägten Flexibilität des Flugzeugs HAP- α wird bei der Berechnung des Auftriebs die von der äquivalenten Fluggeschwindigkeit abhängige Durchbiegung und Torsion des Flügels berücksichtigt. Diese Daten wurden durch die aeroelastische Analyse des Flugzeugs mittels eines gekoppelten Aerodynamik-Strukturmechanik-Modells bereitgestellt [149].

Das für die Auftriebsberechnung mit AVL verwendete Geometriemodell ist in Abbildung 50 für verschiedene Auftriebsbeiwerte, bzw. verschiedene äquivalente Fluggeschwindigkeiten für den Horizontalflug, illustriert. Die äquivalente Fluggeschwindigkeit berechnet sich nach:

$$V_{EAS} = V_{TAS} \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \quad (101)$$

Sowohl AVL als auch die für die aeroelastische Analyse eingesetzten Panelverfahren betrachten die Strömung als reibungsfrei. Zur Berechnung der für die Strukturauslegung maßgeblichen Auftriebskräfte ist diese Vernachlässigung in der Regel akzeptabel. Eine ausreichend genaue Abschätzung des Widerstands zur Berechnung der notwendigen Antriebsleistung für eine Missionssimulation ist damit allerdings nicht möglich, weshalb die hier vorgenommene Ergänzung mit den Formwiderständen erforderlich ist. Für eine äquivalente Fluggeschwindigkeit von $V_{EAS} = 11 \text{ m/s}$ und einen getrimmten Auftriebsbeiwert von $C_L = 0,508$, welcher bei dieser Geschwindigkeit dem Horizontalflug entspricht, ist die berechnete Auftriebsverteilung für Flügel und Höhenleitwerk in Abbildung

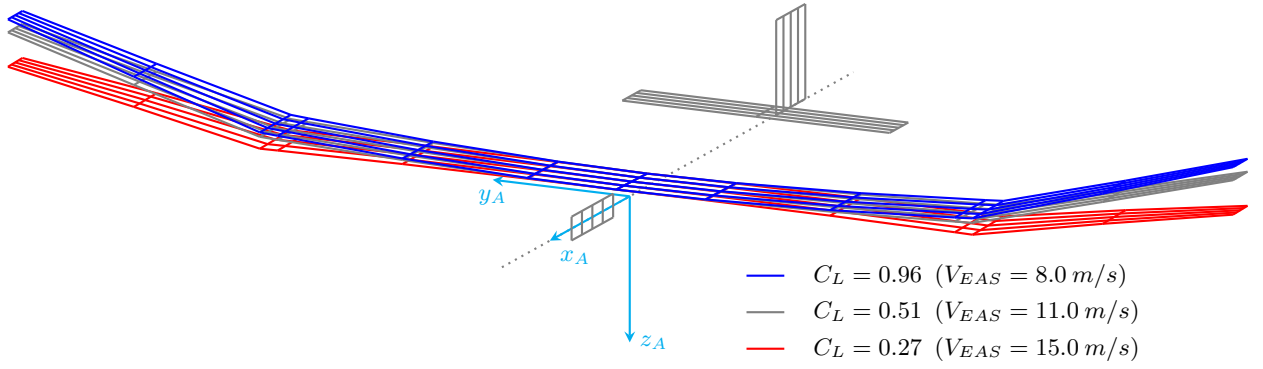


Abbildung 50: Illustration des AVL Modells für verschiedene V_{EAS}

51 dargestellt.

Die Berechnung des Gesamtwiderstands wird gemäß dem in [150] beschriebenen Vorgehen durchgeführt. Mit AVL werden an $N_{A,j}$ diskreten Stellen der j auftriebserzeugenden Komponenten die lokalen Auftriebsbeiwerte $c_{l,i}$ ermittelt. Der Flügel des Flugzeugs HAP- α wurde hierzu in 40 Elemente diskretisiert. Mittels der mittleren Profillehnenlänge c_i des Elements i wird jeweils die lokale Reynolds-Zahl bestimmt nach:

$$Re_i = Re \cdot \frac{c_i}{L_{ref}} \quad (102)$$

Anhand des lokalen Auftriebsbeiwerts und der lokalen Reynolds-Zahl können nun die Formwiderstandsbeiwerte $c_{d,i}$ aus den Xfoil-Polaren entnommen werden. Der Formwiderstandsbeiwert für die auftriebserzeugenden Komponenten wird nun durch Summation der mit der Größe des Flächenelements gewichteten lokalen Formwiderstandsbeiwerte gebildet [151]:

$$C_{D,pf} = \sum_{j=1}^{j=N_A} \sum_{i=1}^{i=N_{A,j}} c_{d,i} \cdot c_i \cdot \Delta y \quad (103)$$

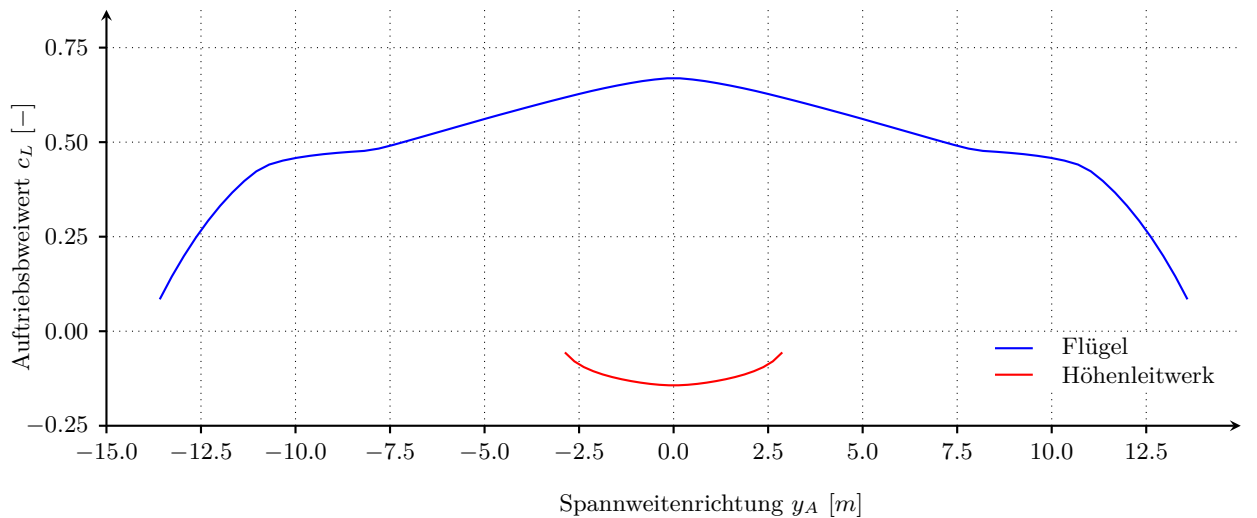


Abbildung 51: Mit AVL berechnete Auftriebsverteilung für $V_{EAS} = 11 \text{ m/s}$ und $C_L = 0,508$

Neben dem Flügel und den Leitwerken erzeugen weitere Anbauteile aerodynamischen Widerstand. Hierzu zählen in erster Linie die Nutzlastverkleidung, der Rumpf, das Fahrwerk und die Motoren. Weitere kleine Beiträge werden bspw. von den Antennen verursacht. Die Nutzlastverkleidung wird beim Flugzeug HAP- α wie ein Seitenleitwerk betrachtet. Die Form entspricht dabei einem NACA0009-Profil. Die Berechnung des Widerstands erfolgt hier analog zum Flügel und den Leitwerken des Flugzeugs mithilfe des Profilwiderstands.

Bei der Berechnung des Rumpfwiderstands wird davon ausgegangen, dass der erzeugte Auftrieb des Rumpfs und der daraus resultierende induzierte Widerstand vernachlässigbar sind. Der vom Rumpf erzeugte Widerstand setzt sich daher ausschließlich aus Reibungs- und Druckwiderstand zusammen. Der zusammengesetzte Widerstand kann basierend auf dem Reynolds-Zahl-abhängigen Reibungswiderstand einer flachen Platte C_f und einem den Druckwiderstand berücksichtigenden Formfaktor K_{FF} berechnet werden [152]. Es gilt:

$$C_{D,fus} = C_f \cdot K_{FF} \cdot \frac{S_{wet}}{S_{ref}} \quad (104)$$

Der Reibungswiderstand wird unter der Annahme einer vollständig turbulenten Umströmung wie folgt berechnet [153]:

$$C_f = \frac{0,072}{Re_{fus}^{0,2}} \quad (105)$$

Die Reynolds-Zahl des Rumpfes wird mit der Rumpflänge l_{fus} bestimmt zu:

$$Re_{fus} = Re \cdot \frac{l_{fus}}{L_{ref}} \quad (106)$$

Der Formfaktor des Rumpfes wird nach [154] abgeschätzt zu:

$$K_{FF} = 1 + 1.5 \cdot \left(\frac{d_{fus}}{l_{fus}} \right)^{\frac{3}{2}} + 7 \cdot \left(\frac{d_{fus}}{l_{fus}} \right)^3 \quad (107)$$

Dabei gibt d_{fus} den Durchmesser des Rumpfes an. Für alle weiteren aerodynamisch relevanten Anbauteile werden die im Rahmen des aerodynamischen Entwurfs vom Entwicklungsteam von HAP- α abgeschätzten Widerstandsbeiwerte für diese Arbeit übernommen. Die Widerstandsbeiwerte dieser Bauteile sind in Tabelle 5 aufgeführt. Zudem ist die Umrechnung auf die Referenzfläche des Flugzeugs angegeben sowie die Gesamtsumme des Zusatzwiderstandsbeiwerts $C_{D,add}$.

Nun kann für vorgegebene Reynolds-Zahl eine Flugzeugpolare ermittelt werden, indem zu jedem C_L der Widerstandsbeiwert aus den einzeln ermittelten Komponenten zusammengefasst wird:

$$C_D = C_{D,i} + C_{D,pf} + C_{D,fus} + C_{D,add} \quad (108)$$

Diese Methode ermöglicht auf einfache Weise, basierend auf der dreidimensionalen Geometrie, eine erste Abschätzung der Flugleistung neuer Entwürfe vorzunehmen. Aufgrund verschiedener Unsicherheiten muss dieser Datensatz jedoch im späteren Projektverlauf mithilfe von Flugversuchsdaten verfeinert werden, um die Simulationsumgebung bspw. als Missionsplanungswerkzeug oder für Analysen höherer Güte nutzen zu können.

Tabelle 5: Zusatzwiderstände durch Anbauteile an HAP- α

Anbauteil	$C_{D,n}$	S_n	$C_{D,n} \cdot S_n / S_{ref}$
Landekufe Flügel rechts	0,243	0,0032	0,000022
Landekufe Flügel links	0,243	0,0032	0,000022
Landekufe Rumpf	1,1	0,0104	0,000318
Antriebsmotor rechts	0,5	0,018	0,000246
Antriebsmotor links	0,5	0,018	0,000246
Flügel-Rumpf-Verbindung	1,0	0,02	0,000557
Nutzlastverkleidung	-	-	0,0076
Lufteinlass	0,5	0,01	0,000139
Antennen	-	-	0,000028
Summe			0,0092

Einige dieser Vereinfachungen sind:

- Das Verfahren berücksichtigt keine Interferenzwiderstände, z. B. zwischen Flügel und Rumpf oder zwischen Propeller und Flügel.
- Die Form des folienbespannten Flügels wird idealisiert und als profiltreu angenommen.
- Die Solarzellen werden lediglich durch eine Anpassung des forcierten Umschlagpunktes von laminarer zu turbulenter Umströmung auf die Vorderkante der Photovoltaikzellenbelegung des Flügelprofils berücksichtigt.
- Die Rückwirkung des Propellers auf das Leitwerk wird nicht einbezogen.

Der im Rahmen dieser Arbeit verwendete Aerodynamikdatensatz repräsentiert den Kenntnisstand der Entwicklung von HAP- α zum Zeitpunkt des Entstehens dieser Arbeit. Basierend auf den zukünftig stattfindenden ersten Flugversuchen in niedriger Höhe wird dieser Datensatz sukzessive verbessert um die später im Rahmen der Arbeit getroffenen Aussagen zur Fähigkeit des Flugzeuges die beabsichtigte Höhenflugmission durchzuführen zu validieren oder anzupassen. Auf die grundsätzliche Vorgehensweise und die im Rahmen dieser Arbeit vorgestellten Simulationemethode hat eine zukünftige Verbesserung des Aerodynamikdatensatzes allerdings keine Auswirkung.

5.2.4 Modellierung des Propellers

Das Propellermodell setzt den erforderlichen Schub in die mechanische Antriebsleistung um. Bei solarelektrischen Höhenflugzeugen wird der Propeller auf den Reiseflug in der Einsatzhöhe ausgelegt. Eine besondere Herausforderung stellt der Steigflug in niedriger Höhe dar, da die Luftdichte hier wesentlich höher ist als in der Stratosphäre. Um unterschiedlichen Luftdichten und Fluggeschwindigkeiten gerecht zu werden, verfügen propellergetriebene Flugzeuge oft über Propellerblätter mit einstellbarem Einstellwinkel. Da ein Verstellmechanismus jedoch zusätzliches Gewicht und ein erhöhtes Ausfallrisiko mit sich bringt, werden Propeller für die im Rahmen dieser Arbeit betrachtete Flugzeugklasse in der Regel ohne Verstellmechanismus ausgeführt. Daher wird auch in dieser Arbeit von Propellern mit fester Blatteinstellung ausgegangen.

Das Ziel des Propellerentwurfs ist es, durch Minimierung des induzierten Widerstands die Effizienz des Propellers η_P zu maximieren. Diese Optimierung gelingt bei einem Propeller mit fester Blatteinstellung in der Regel nur für einen bestimmten Arbeitspunkt. Eine besondere Herausforderung beim Propellerentwurf sind die bereits bei der aerodynamischen Auslegung angeführten niedrigen Reynolds-Zahlen [155]. Ein Optimierungsalgorithmus für Propeller hochfliegender Solarflugzeuge

mit expliziter Berücksichtigung der geringen Reynolds-Zahlen wird bspw. in [156] beschrieben. Der Entwurf des Propellers für HAP- α erfolgte außerhalb dieser Arbeit. Dabei kam eine inverse Entwurfsmethode zum Einsatz, die unter Vorgabe von Blattanzahl, Propellerdurchmesser, aerodynamischem Profil und der über die Blattlänge verteilten Profiltiefe die optimale Auftriebsverteilung sowie die entsprechenden lokalen Einstellwinkel für das Blatt ermittelt [157].

Der Propellerentwurf liefert die für die Simulationsumgebung notwendigen Größen Schubbeiwert c_T und Leistungsbeiwert c_P , jeweils als Funktion des Fortschrittsgrades J . Der Fortschrittsgrad ergibt sich aus dem Verhältnis der axialen Strömungsgeschwindigkeit, die im vorliegenden Fall annähernd V_{TAS} beträgt, zur Umfangsgeschwindigkeit des Propellers und wird bestimmt zu:

$$J = \frac{V_{TAS}}{n_{pr} \cdot D_{pr}} \quad (109)$$

Dabei sind n_{pr} die Drehzahl des Propellers und D_{pr} der Propellerdurchmesser. Das Produkt $n_{pr} \cdot D_{pr}$ wird auch als gekürzte Umfangsgeschwindigkeit bezeichnet, da die tatsächliche Umfangsgeschwindigkeit der Blattspitze um den Faktor π größer ist. Der Schub des Propellers kann mittels des Schubbeiwerts bestimmt werden zu:

$$F_{T,p} = \varrho \cdot n_{pr}^2 \cdot D_{pr}^4 \cdot c_T \quad (110)$$

Für die mechanische Leistungsaufnahme gilt:

$$P_{pr} = \varrho \cdot n_{pr}^3 \cdot D_{pr}^5 \cdot c_P \quad (111)$$

Die Effizienz des Propellers wird in Abhängigkeit des Fortschrittsgrades berechnet zu:

$$\eta_{pr} = J \cdot \frac{c_T(J)}{c_P(J)} \quad (112)$$

Für den Propeller des Flugzeugs HAP- α sind die Effizienz sowie die Schub- und Leistungsbeiwertverläufe in Abbildung 52 dargestellt. Die maximale Effizienz tritt bei einem Fortschrittsgrad von ca. 0,75 auf, was zu einem Verhältnis von ca. 0,23 zwischen Fluggeschwindigkeit und Umfangsgeschwindigkeit des Propellers führt. Bei einer Geschwindigkeit V_{EAS} von 10 m/s, was auf einer

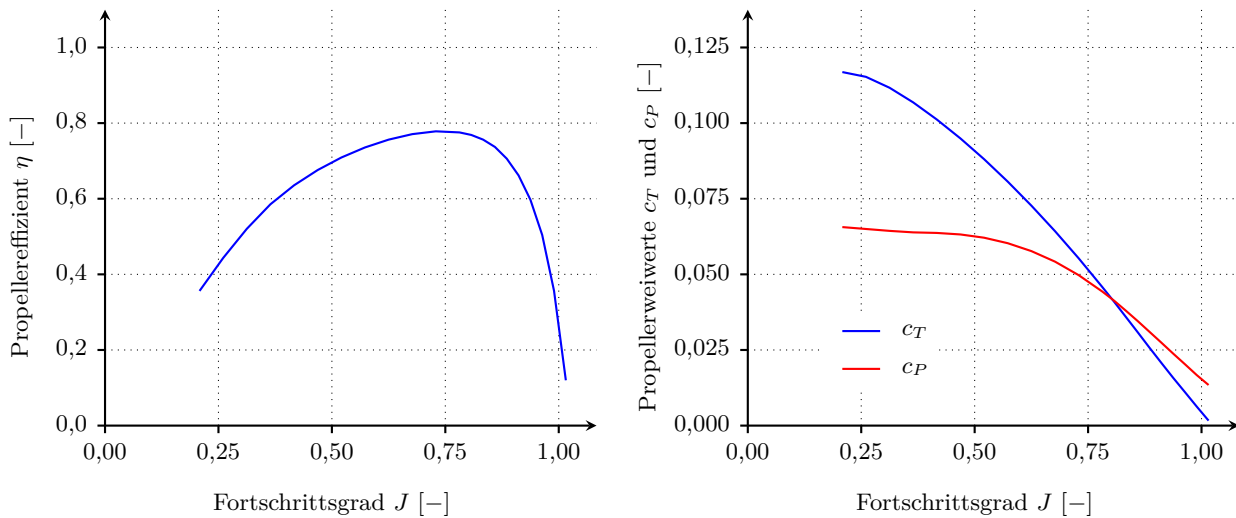


Abbildung 52: Effizienz (links) und Schub sowie Leistungsbeiwert (rechts) eines Propellers des Flugzeugs HAP- α

Flughöhe von 20 km einer Mach-Zahl von ca. 0,3 entspricht, ist ersichtlich, dass die Blattspitzen bei maximaler Effizienz eine Mach-Zahl von 0,77 erreichen und damit hinreichend weit von der Schallgeschwindigkeit entfernt sind.

In der Simulationsumgebung besteht die Aufgabe darin, zu einem erforderlichen Schub die mechanische Leistungsaufnahme sowie daraus die Drehzahl und das Drehmoment der Antriebswelle zu bestimmen. Da die Fluggeschwindigkeit V_{TAS} ebenfalls vorgegeben ist, können die zu den tabellierten Fortschrittsgradwerten korrespondierenden Drehzahlwerte n_{pr} aus Gleichung 109 berechnet werden. Die für J tabellierten Werte für c_T werden anschließend in Abhängigkeit von der Drehzahl dargestellt, indem die ermittelten Drehzahlwerte in die Gleichungen 110 eingesetzt werden.

Die Drehzahl des Propellers wird nun durch numerisches Lösen dieser Gleichung für den erforderlichen Schub bestimmt. Die Leistung und die Effizienz des Propellers können anschließend mit Hilfe der Gleichungen 111 und 112 berechnet werden. Das Wellenmoment des Propellers ergibt sich abschließend zu:

$$M_{pr} = \frac{P_{pr}}{2\pi \cdot n_{pr}} \quad (113)$$

Damit liegen alle notwendigen Zusammenhänge zur Bestimmung der mechanischen Leistungsdaten in jedem Simulationsschritt vor.

5.2.5 Berücksichtigung von Limitierungen

Das Luftfahrzeug unterliegt verschiedenen sicherheits- bzw. bauartbedingten Limitierungen. Für einen sicheren Flug ist es erforderlich in einem bestimmten Geschwindigkeitsbereich zu fliegen. In Abbildung 53 sind die für das Flugzeug HAP- α im Entwurf definierten Geschwindigkeitsgrenzen in Abhängigkeit von der ISA-Druckhöhe dargestellt [149]. Als Untergrenze gilt dabei die Stallgeschwindigkeit V_s , die bei maximalem Auftriebsbeiwert $C_{L,max}$ erreicht wird. Da ein Unterschreiten der Stallgeschwindigkeit zum Strömungsabriss und in der Folge zum Verlust des Flugzeugs führt, liegt die minimale Geschwindigkeit des sicheren Betriebsbereiches $V_{o,min}$ mit ausreichendem Abstand über V_s . In großen Höhen werden keine, die Relativgeschwindigkeit des Flugzeugs zur Atmosphäre

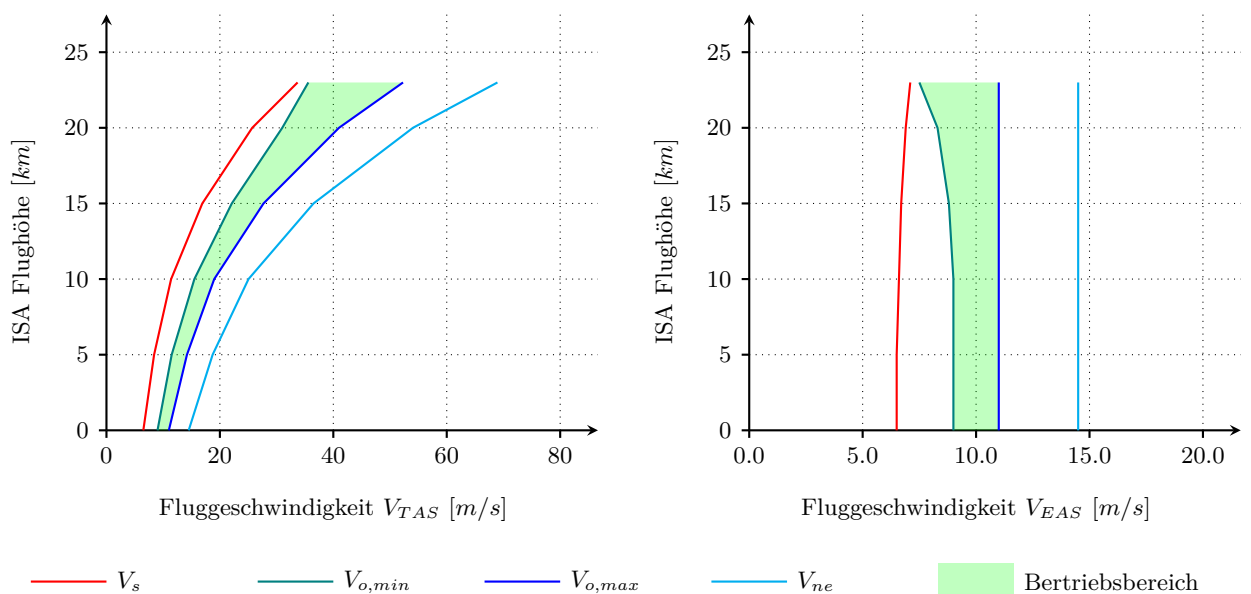


Abbildung 53: Zulässiger Geschwindigkeitsbereich des DLR Luftfahrzeugs HAP- α

wesentlich beeinträchtigenden, atmosphärische Störungen erwartet, sodass dort die minimale Betriebsgeschwindigkeit näher an V_s herangezogen werden kann. Bei der Geschwindigkeit V_{ne} werden die strukturellen Auslegungslasten des Flugzeugs erreicht. Um auch hier über ausreichend Sicherheitsabstand zu verfügen, wurde die maximale Betriebsgeschwindigkeit $V_{o,max}$ festgelegt.

Aufgrund der Leistungsgrenzen der Flugantriebe sind die erreichbaren Steigraten bzw. Bahnwinkel limitiert. Für HAP- α sind die erreichbaren Bahnwinkel γ für die minimale sowie die maximale Fluggeschwindigkeit in Abbildung 54 angegeben. Die obere Grenze der Bahnwinkelbeschränkung wird in niedrigen Flughöhen zunächst durch die Drehmomentgrenze und in größeren Höhen ab ca. 11 km durch die Leistungsgrenze vorgegeben. Die untere Grenze ist hier durch den Propeller-Leerlauf bestimmt. Grundsätzlich kann mit den Antrieben auch ein Bremsmoment erzeugt und durch die Propeller ein negativer Schub aufgebaut werden. Diese Möglichkeit ist durch die Modellierung der Antriebe auch grundsätzlich im Modell vorhanden, wird aber zunächst im Rahmen dieser Arbeit nicht betrachtet. Der Hintergrund ist, dass es kurzzeitig durchaus sinnvoll sein kann, mit den Propellern zu bremsen, bspw. um im Landeanflug einen bestimmten Gleitpfad einzuhalten oder während des Abstiegs ein Gebiet mit unruhiger Atmosphäre schneller vertikal zu durchfliegen. Eine lang andauernde Nutzung der Bremsfunktion steht jedoch nur so lange zur Verfügung, wie die erzeugte Energie in die Batterien zurückgespeist werden kann oder so gering ist, dass sie von Avionik und Nutzlast konsumiert wird. Optimierte Abstiegsprofile unter Nutzung der Bremsfunktion sollen später mit Hilfe der Simulationsumgebung ermittelt werden, gehen aber über den Rahmen dieser Arbeit hinaus.

Weiterhin stellt der erzielbare Kurvenradius bei hochfliegenden Solarflugzeugen eine nennenswerte Einschränkung dar. Für das hier gewählte Beispiel HAP- α wird im Bereich niedriger Flughöhen, im Fall von $V_{o,max}$ bis ca. 5 km Flughöhe sowie im Fall von $V_{o,min}$ bis ca. 12 km Flughöhe, der Kurvenradius durch die Gefahr des Strömungsabrisses an der Flügelspitze limitiert. Werden konstruktive Maßnahmen, wie eine Schränkung des Flügelprofils, vernachlässigt, so kann der minimale Kurvenradius, unter Berücksichtigung eines Sicherheitsabstandes zur Stallgeschwindigkeit von 10% der Anströmgeschwindigkeit an der Flügelspitze, berechnet werden zu:

$$R_{T,min} = \frac{b}{2 \cdot \left(1 - \frac{1,1 \cdot V_s}{V_{TAS}}\right)} \quad (114)$$

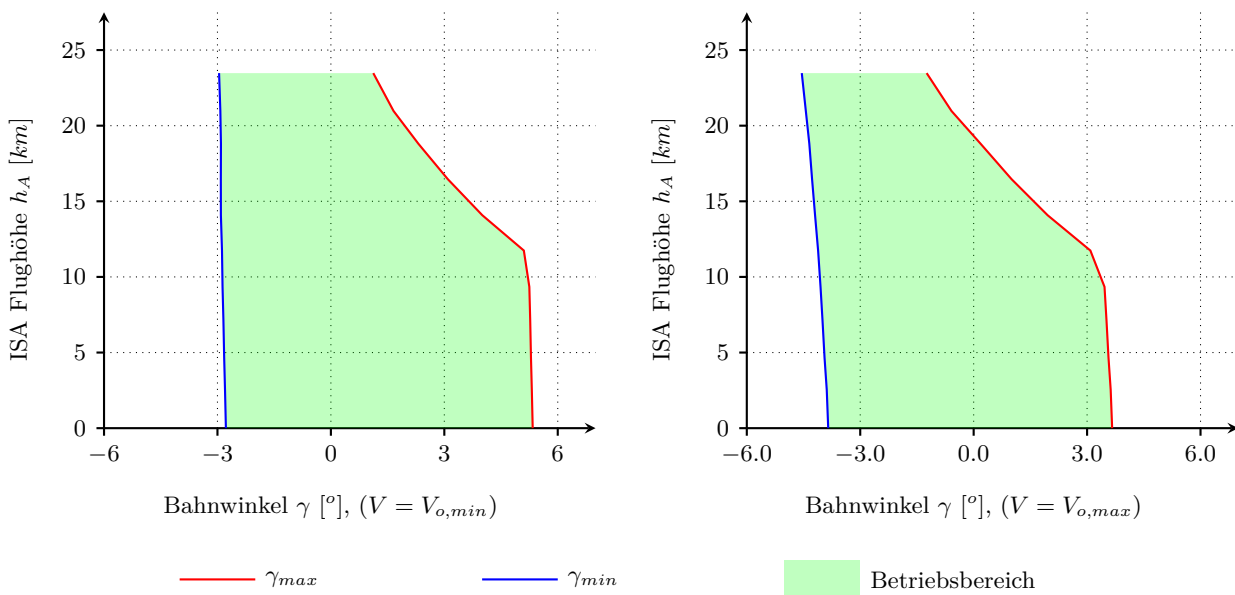


Abbildung 54: Erreichbarer Bereich von Flugfadwinkeln des DLR Luftfahrzeugs HAP- α

In dieser Formel ist b die Flügelspannweite und der Faktor 1,1 berücksichtigt die 10 % Erhöhung von V_s .

In größeren Höhen stellt hingegen die für den Kurvenflug notwendige Auftriebserhöhung das begrenzende Element dar. Daher wird unter Nutzung des maximalen Lastvielfachen $n_{g,max}$ für den Kurvenflug der zugehörige Kurvenradius berechnet:

$$R_{T,min} = \sqrt{\frac{1}{n_{g,max}^2 - 1}} \cdot \frac{V_{TAS}^2}{g \cdot \cos(\max(|\gamma_{max}|, |\gamma_{min}|))} \quad (115)$$

Für HAP- α wird das Lastvielfache auf $n_{g,max} = 1,1$ begrenzt. Aus beiden Berechnungen wird der größere Kurvenradius als minimaler Kurvenradius gewählt.

In Gleichung 115 fließt anstatt des aktuellen Bahnwinkels γ der Betrag des maximalen bzw. minimalen Bahnwinkels ein. Der Hintergrund ist, dass zur Berechnung des minimal möglichen Wenderadius in Abhängigkeit des aktuellen Bahnwinkels, beide Größen über Gleichung 98 iteriert werden müssten. Dies würde die Simulationszeit einer Mission signifikant erhöhen. Andererseits weichen die minimalen Wenderadien selbst bei Annahme eines vom Luftfahrzeug HAP- α nicht erreichbaren maximalen Bahnwinkels von 15° zu einem tatsächlichen Bahnwinkel von 0° lediglich um ca. 3,5 % ab.

In Abbildung 55 sind die minimalen Kurvenradien und maximalen Wenderaten für einen Bahnwinkel von $\gamma = 0^\circ$ jeweils für $V_{o,min}$ und $V_{o,max}$ dargestellt.

Mit der in diesem Abschnitt aufgezeigten Methode zur Berechnung des Flugzustandes, hier bestehend aus Antriebsleistung und Lagewinkeln des Luftfahrzeugs, können die erforderlichen Größen zur Bestimmung der Ausrichtung der Solarpaneele zur Sonne sowie zur elektrischen Leistungsaufnahme der Flugantriebe ermittelt werden. Damit ist die Grundlage für die Berechnung des elektrischen Energieflusses sowie der Wärmeströme im nächsten Abschnitt gelegt.

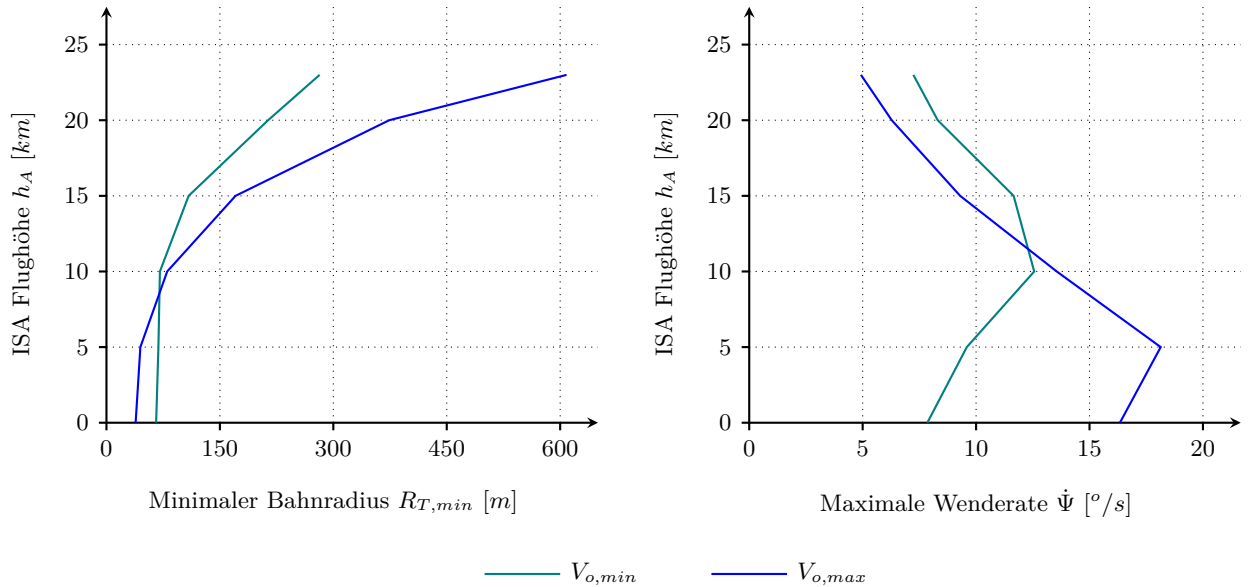


Abbildung 55: Minimale Kurvenradien und maximale Wenderaten für ein maximales Lastvielfaches von $n_{g,max} = 1,1$

6 Modellierung des Antriebsstrangs

6.1 Umfang des Antriebsstranges

Der Antriebsstrang ist für den Energiehaushalt das wichtigste System des Luftfahrzeugs. Die Hauptfunktion des Antriebsstrangs ist die Bereitstellung des notwendigen Schubs zur Durchführung des Fluges. Aufgrund des sehr engen Zusammenwirkens werden in der vorliegenden Arbeit neben den elektrischen Flugantrieben auch die Energiebereitstellung und -speicherung zum Antriebsstrang gezählt. Das Luftfahrzeug HAP- α verfügt über zwei Antriebsstränge, jeweils einen in jeder Flügelhälfte. Beide Antriebsstränge sind unabhängig in der Lage, die flugkritische Avionik des Luftfahrzeugs zu versorgen. Zur Avionik zählen neben den Rechnersystemen und der Kommunikationsausrüstung auch die Sensornutzlasten sowie die Steuerflächenaktuatoren. Bei einem Ausfall eines der beiden Antriebsstränge ist es daher weiterhin möglich, das Flugzeug während des nicht angetriebenen Sinkflugs zu steuern und ggf. eine reguläre Landung durchzuführen.

Im Folgenden wird zunächst die allgemeine Berechnung des elektrischen Netzwerks erläutert, das alle Komponenten eines Antriebsstrangs miteinander verbindet. Anschließend werden die Modellierung der Solarpaneele, der elektrischen Flugantriebe sowie der Batterien beschrieben. Abschließend wird das Thermalmodell vorgestellt, das für die Berechnung der Temperaturen von Batterien und Solarpaneele dient. Auch beim Thermalmodell müssen verschiedene Komponenten miteinander vernetzt werden, da – ähnlich den elektrischen Energieflüssen – die Wärmeflüsse das Ergebnis verschiedener interagierender Komponenten sind.

6.2 Modellierung der Leistungsflüsse

Die Solarpaneele, die Energiespeicher und die Energieverbraucher sind über ein elektrisches Netzwerk miteinander verbunden. Zur simulationsbasierten Bewertung eines solarelektrischen Höhenflugzeugs und dessen verteiltem Antriebsstrang ist es erforderlich, die Energieflüsse in diesem Netzwerk zu bestimmen. Bei der Berechnung des elektrischen Energieflusses wird angenommen, dass hochfrequente dynamische Vorgänge, die bspw. durch Leitungsinduktivitäten verursacht werden können, zu jedem Simulationsschritt abgeklungen sind und ein quasi-statischer Zustand vorliegt. Der Begriff „quasi-statisch“ wird gewählt, da das System aufgrund des Speichervermögens der Batterien weiterhin ein dynamisches System ist, jedoch mit großen Zeitkonstanten.

Zur Berechnung des elektrischen Netzwerks kommen verschiedene Methoden in Betracht. Sofern das Verhalten der Netzwerkelemente analytisch beschrieben werden kann, stehen eine Vielzahl von Lösungsverfahren zur Verfügung. In einfachen Fällen kann die Lösung mithilfe der Kirchhoff'schen Regeln, zu denen der Maschen- und Knotensatz zählen, direkt berechnet werden [158]. Sind jedoch nichtlineare Elemente im Netzwerk vorhanden, ist dies im Allgemeinen nicht mehr möglich, sodass numerische Näherungsverfahren angewendet werden müssen. In [159] wird bspw. ein Verfahren beschrieben, bei dem die Kennlinien der elektrischen Elemente ausgehend von Startwerten jeweils mittels einer Taylorreihenentwicklung linearisiert und das Netzwerk iterativ gelöst wird. Ein analytischer Lösungsansatz wird in [160] vorgestellt, wobei die nichtlinearen Kennlinien der elektrischen Elemente durch stückweise lineare Funktionen approximiert werden.

Im Rahmen dieser Arbeit werden die Kennlinien der Netzwerkelemente durch diskrete Wertepaare dargestellt, die einer gegebenen Menge an Spannungswerten U die zugehörigen Stromwerte I der Kennlinie zuweisen. Dadurch können beliebig nichtlineare Kennlinienverläufe abgebildet werden. Allerdings setzt der im Folgenden beschriebene und in [161] in Grundzügen vorgestellte Lösungsalgorithmus voraus, dass der Kennlinienverlauf monoton ist, sodass eine bijektive Abbildung der Wertepaare gewährleistet wird. Der im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Lösungsalgorithmus ist

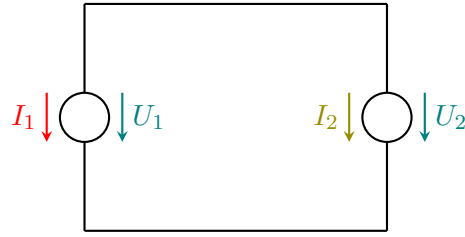


Abbildung 56: Einfache elektrische Masche

in der Lage, für eine bestimmte, für solarelektrische Höhenflüge relevante Klasse elektrischer Netzwerke den fließenden Strom und die Spannung jedes Elements basierend auf einzelnen nichtlinearen Kennlinien der Komponenten zu bestimmen. Abbildung 56 zeigt eine einfache elektrische Masche mit einem Erzeuger (links) und einem Verbraucher (rechts). Im Allgemeinen hängt der Strom nichtlinear von der Spannung ab, was insbesondere bei Photovoltaikzellen und elektrischen Antrieben der Fall ist. Der Zusammenhang zwischen Strom und Spannung wird üblicherweise durch eine Kennlinie beschrieben. Liegen die Kennlinien vor, wird der stationäre Arbeitspunkt der Schaltung durch die Bestimmung des Schnittpunkts der Stromkennlinien ermittelt. In Ausnahmefällen sind die Stromkennlinien als analytische Funktionen der Spannung gegeben, sodass unter Umständen eine geschlossene Lösung möglich ist. Da die Kennlinien für die Simulation aus Messdaten oder Datenblättern entnommen und als Datenreihe vorliegen, kann dies nicht vorausgesetzt werden, sodass ein numerisches Verfahren zu wählen ist.

Eine Lösung durch Schnittpunktermittlung der Kennlinien ist bei einer Masche mit zwei Elementen einfach zu erhalten, da die Spannung über beiden Elementen gleich ist. Liegen die Kennlinien allerdings für unterschiedliche diskrete Spannungswerte vor, so muss zunächst die zweite Kennlinie auf die gegebenen Spannungswerte der ersten Kennlinie umgerechnet werden. Das grundsätzliche Vorgehen ist in Abbildung 57 illustriert. Dabei liegen die Ströme I_1 und I_2 jeweils an unterschiedlichen diskreten Punkten vor. Die ausführliche Notation, die für eine Größe angibt, dass sie aus

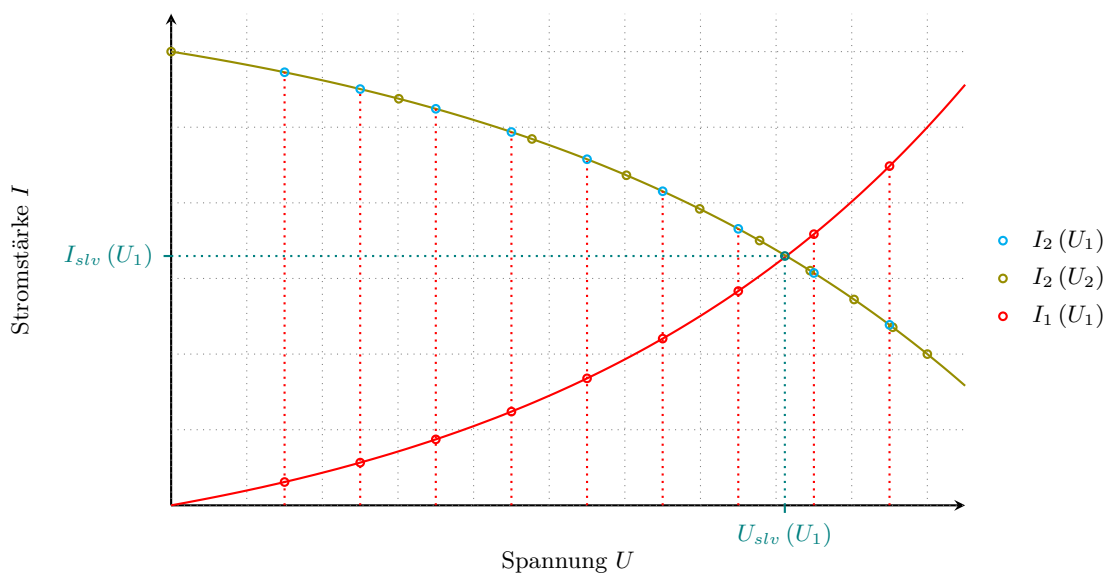


Abbildung 57: Ermittlung des fließenden Stromes der einfachen Masche

mehreren diskreten Werten zusammengesetzt ist, lautet für I_1 :

$$\{I_{1,i}\}_{i=1}^n = \{I_{1,i}(U_1)\}_{i=1}^n = I_1(\{U_{1,i}\}_{i=1}^n) \quad (116)$$

Die Notation für die Darstellung von I_1 in Abhängigkeit von U_1 ist ebenfalls mit angegeben. Da die Strom-Spannungs-Kurven hier grundsätzlich für diskrete Spannungswerte vorliegen, wird im Folgenden die verkürzte Schreibweise:

$$\{I_{1,i}(U_1)\}_{i=1}^n = I_1(U_1) \quad (117)$$

verwendet.

Für die Umrechnung der diskreten Stromwerte $I_2(U_2)$ auf die Spannungswerte U_1 wird der Interpolationsoperator \mathcal{I} eingeführt. Dieser bezeichnet hier die lineare Interpolation und Extrapolation von Zwischenwerten. Für $I_2(U_1)$ gilt damit:

$$I_2(U_1) = \mathcal{I}(U_2, I_2(U_2), U_1) \quad (118)$$

Die Lösung für die einfache Masche wird ebenfalls durch Interpolation berechnet:

$$U_{slv} = \mathcal{I}(I_1(U_1) - I_2(U_1), U_1, 0) \quad (119)$$

Der zugehörige Strom I_{slv} kann schließlich durch Interpolation einer der beiden Stromkurven an der Stelle der Lösungsspannung U_{slv} gewonnen werden.

Enthält die Masche mehr als zwei Elemente, so wird die Lösungsermittlung etwas komplizierter, da zunächst die Kennlinien aller Elemente über der gleichen Referenzspannung darzustellen sind, um die diskreten Werte für die Ströme sinnvoll addieren zu können. Die Referenzspannung kann beliebig gewählt werden, jedoch ist es praktikabel, den Spannungsverlauf über einem Element des Netzwerks zu wählen. Weiterhin wird das Lösungsverfahren hier nur für eine bestimmte Klasse von Netzen entwickelt, deren grundsätzlicher Aufbau in Abbildung 58 dargestellt ist. Alle Elemente werden dabei im Verbraucher-Zählpfeil-System modelliert, d.h. fließt bei positiver Spannung ein Strom in das Element, so ist dieser positiv, fließt er aus dem Element, ist dieser negativ. Die Kreise stellen hier abstrakte, elektrisch wirksame Elemente mit diskreten Strom-Spannungs-Kennlinien dar. Bei der betrachteten Netzklasse sind die Maschen im unteren Bereich von links nach rechts verlaufend in Reihe hintereinander geschaltet. Dies entspricht der Verbindung mehrerer Batterien, Antriebsmotoren sowie leistungskonsumierender Avionikkomponenten durch einen im Flügel verlaufenden elektrischen Bus. Über jede Masche können beliebig viele weitere Maschen parallel geschaltet werden, was im Grunde den Solarpaneelen entspricht.

Zur Lösung des Netzwerks wird mit der unteren linken Masche begonnen. Im ersten Schritt ist die Maschenquerspannung U_{M1} zu bestimmen, für die gilt:

$$U_{M1}(U_{111}) = U_{111} - U_{112}(U_{111}) \quad (120)$$

Dazu ist $U_{112}(U_{111})$ zu ermitteln. Die Berechnung ist in Abbildung 59 dargestellt, wobei die Stromgleichheit in Element 111 und Element 112 genutzt wird. Es gilt:

$$I_{111}(U_{111}) = -I_{112}(U_{111}) \quad (121)$$

Und somit folgt:

$$U_{112}(U_{111}) = \mathcal{I}(-I_{112}(U_{112}), U_{112}, I_{111}(U_{111})) \quad (122)$$

Die Spannung U_{M1} weist dasselbe elektrische Potential wie die Spannung U_{113} auf und wird hier als Hilfsgröße eingeführt, da sie später auch für die Transformation der Stromkennlinien der par-

allel geschalteten Maschen genutzt wird. Unter Nutzung von $U_{M1}(U_{111})$ können nun die Ströme I_{111} und I_{112} in Abhängigkeit von U_{113} dargestellt werden. Der Transformationsprozess zur Ermittlung von $I_{111}(U_{113})$ ist in Abbildung 60 illustriert. Ausgehend vom oben links dargestellten Verlauf von $I_{111}(U_{111})$ wird jeder diskrete Spannungswert über die unten links dargestellte Abbildung $U_{1M}(U_{111})$ auf einen zugehörigen Wert für U_{113} transformiert. Der resultierende Verlauf von $I_{111}(U_{113})$ ist oben rechts dargestellt. Formal ausgedrückt lauten die Gleichungen für die Transformationsbeziehung:

$$U_{111}(U_{113}) = \mathcal{I}(U_{1M}(U_{111}), U_{111}, U_{113}) \quad (123)$$

sowie

$$I_{111}(U_{113}) = \mathcal{I}(U_{111}, I_{111}(U_{111}), U_{111}(U_{1M})) \quad (124)$$

Für $I_{112}(U_{113})$ gilt nun:

$$U_{112}(U_{113}) = U_{111}(U_{113}) - U_{113} \quad (125)$$

und für $U_{112}(U_{113})$ folgt:

$$I_{112}(U_{113}) = \mathcal{I}(U_{112}, I_{111}(U_{113}), U_{112}(U_{113})) \quad (126)$$

Die Berechnung für die parallel geschalteten Maschen wird anhand der Masche mit den Elementen 121 und 122 erklärt. Zunächst wird für diese Masche die Spannung U_{M1} in Abhängigkeit von U_{121} bestimmt:

$$U_{M1}(U_{121}) = U_{121} - U_{122}(U_{121}) \quad (127)$$

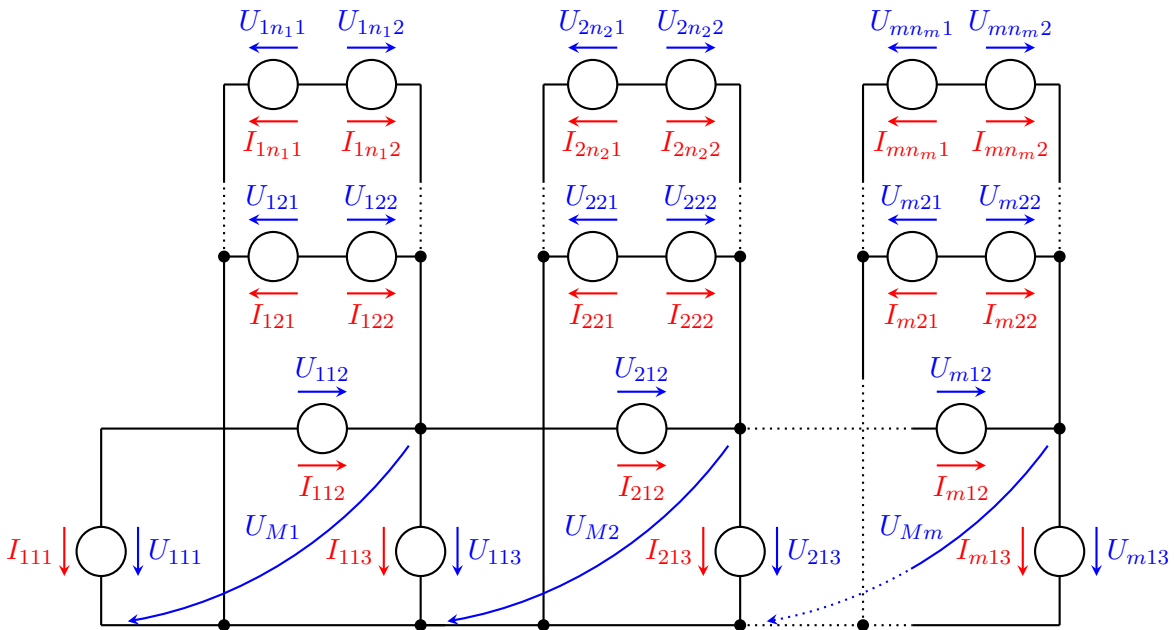


Abbildung 58: Typische Netzwerkstruktur des elektrischen Energiesystems eines solarelektrischen Höhenflugzeuges

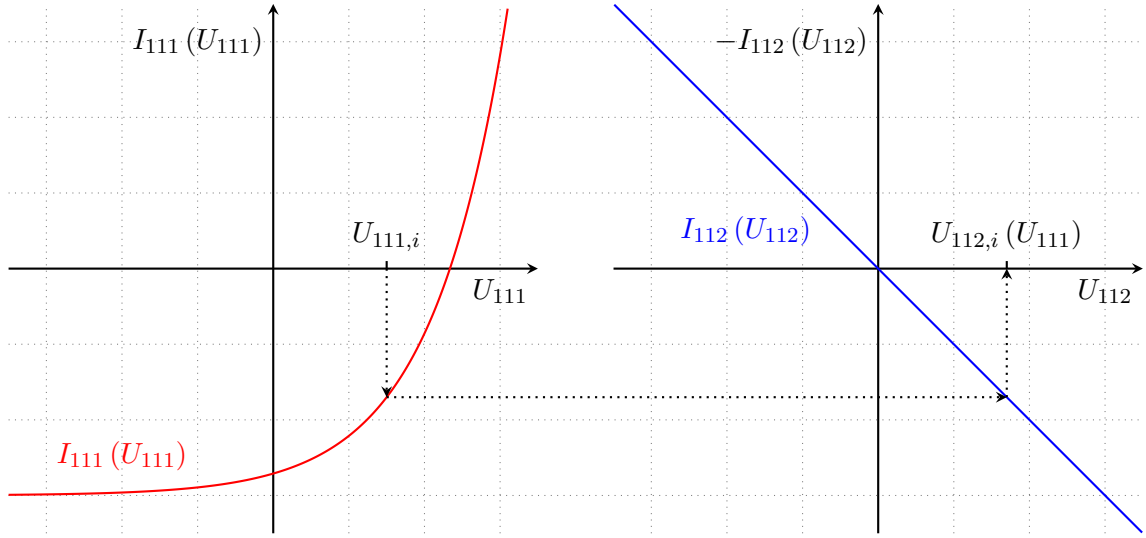


Abbildung 59: Spannungsanpassung über der Masche

Da weiterhin U_{M1} das gleiche elektrische Potential wie U_{113} aufweist, können die Kennlinien $I_{121}(U_{113})$ und $I_{122}(U_{113})$ analog zur ersten Masche ermittelt werden nach:

$$\begin{aligned}
 U_{121}(U_{113}) &= \mathcal{I}(U_{1M}(U_{121}), U_{121}, U_{113}) \\
 I_{121}(U_{113}) &= \mathcal{I}(U_{121}, I_{121}(U_{121}), U_{121}(U_{113})) \\
 U_{122}(U_{113}) &= U_{121}(U_{113}) - U_{113} \\
 I_{122}(U_{113}) &= \mathcal{I}(U_{122}, I_{122}(U_{122}), U_{122}(U_{113}))
 \end{aligned} \tag{128}$$

Der nach rechts in Reihe anschließende Teil des Netzes, wird mit jeder unteren Masche beginnend analog zum linken Teil berechnet. Der Unterschied besteht allerdings darin, dass im Allgemeinen $I_{113}(U_{113}) \neq -I_{212}(U_{113})$ (und sinngemäß für die folgenden Maschen) gilt. Vielmehr ist hier der Knotensatz auf die Stromkennlinien anzuwenden. Es gilt daher:

$$I_{212}(U_{113}) = -I_{113}(U_{113}) + \sum_{n=2}^{n_1} (I_{1n2}(U_{113})) \tag{129}$$

Das Verfahren wird bis zur Masche m fortgesetzt. Da nun an den Knoten über dem Element $m13$ keine weitere Masche anschließt, kann durch Schnittpunktbestimmung für die Ströme in diesem Knoten, analog zur einfachen Masche aus Abbildung 56, durch Schnittpunktbildung der Summenkennlinie aller in den Knoten einfließenden Ströme sowie des Stromes I_{m13} die Lösung des Netzwerks herbeigeführt werden. Es gilt:

$$U_{m13,slv} = \mathcal{I}\left(-I_{m13}(U_{m13}) + \sum_{n=2}^{n_1} (I_{mn2}(U_{m13})), U_{m13,0}\right) \tag{130}$$

Der Strom wird berechnet mit:

$$I_{m13,slv} = \mathcal{I}(U_{m13}, I_{m13}(U_{m13}), U_{m13,slv}) \tag{131}$$

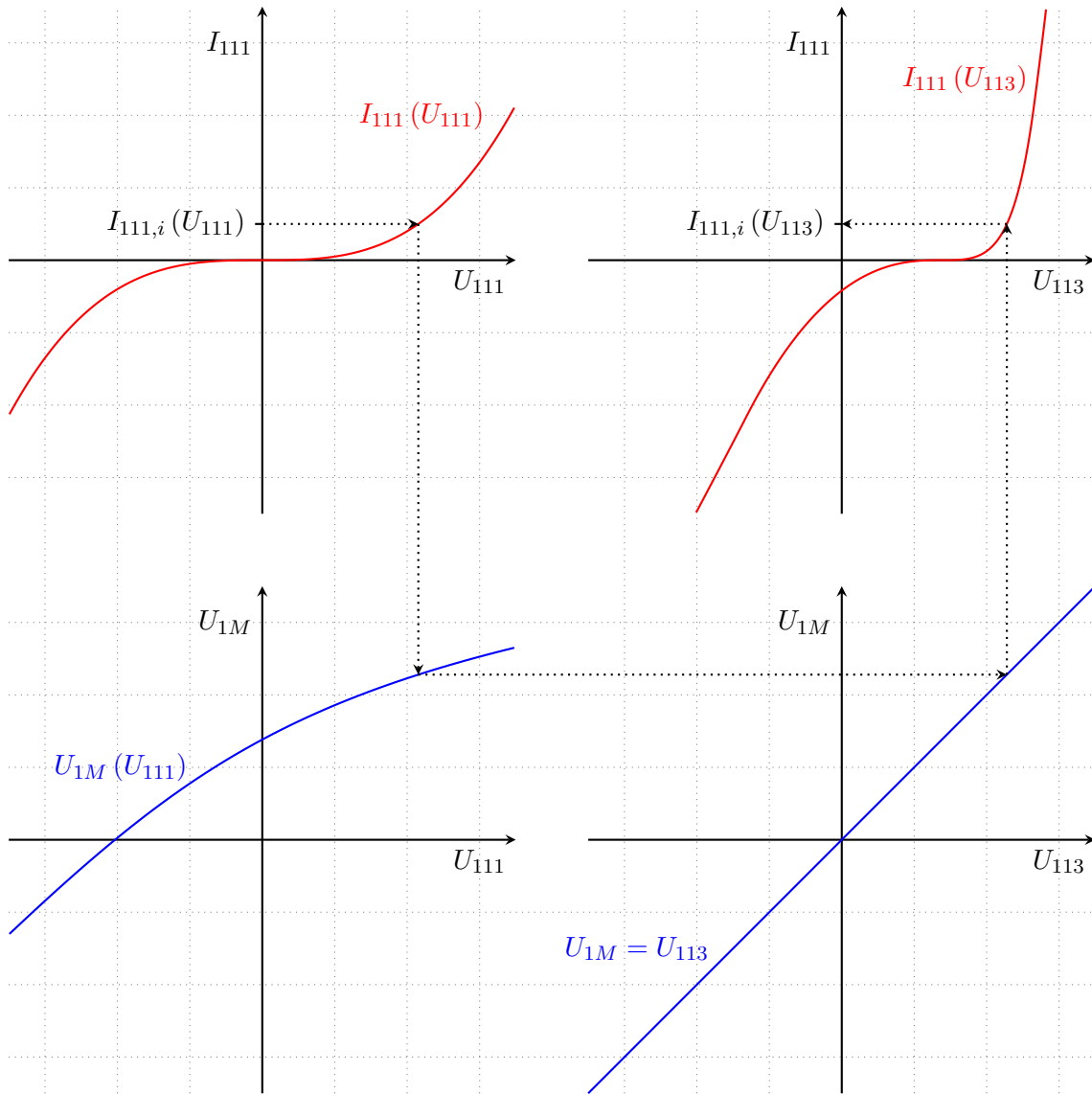


Abbildung 60: Transformation der Spannungsbasis einer Kennlinie

Nun wird das Netzwerk von rechts nach links durchlaufen und für jedes Element werden Spannung und Strom durch Interpolation berechnet. So gelten bspw.:

$$U_{(m-1)13,slv} = \mathcal{I} \left(U_{m13}, U_{(m-1)13}(U_{113}), U_{m13,slv} \right) \quad (132)$$

$$I_{(m-1)13,slv} = \mathcal{I} \left(U_{m13}, I_{(m-1)13}(U_{m13}), U_{m13,slv} \right) \quad (133)$$

Abschließend wird die Konsistenz der Lösung mit dem Maschen- sowie dem Knotensatz überprüft. Für jede geschlossene Masche n muss gelten:

$$0 \approx \varepsilon_{slv} \cdot 1 \text{ V} \geq U_{m13} + \sum_{i=1}^2 (U_{mni}) \quad (134)$$

Die Summe der Ströme in einem Knoten muss ebenfalls 0 sein. So muss für jeden Knoten der unteren Masche zwischen dem zweiten und dritten Element gelten:

$$0 \approx \varepsilon_{slv} \cdot 1 A \geq I_{m13} + \sum_{n=1}^{n_m} (I_{mn2}) \quad (135)$$

Aufgrund des genutzten linearen Interpolationsverfahrens und der damit verbundenen geringfügigen Ungenauigkeiten ist davon auszugehen, dass der Maschen- und Knotensatz im Allgemeinen nicht exakt 0 V bzw. 0 A ergeben. Daher wird eine maximale erlaubte Abweichung definiert, die in der vorliegenden Arbeit zu $\varepsilon_{slv} = 0,01$ gewählt wurde.

Mit der beschriebenen Berechnungsmethode ist es nun möglich, für alle Elemente im Netzwerk zu jedem Simulationsschritt den Strom und die Spannung zu ermitteln. Die Ableitung der erforderlichen Kennlinien für die verschiedenen Elemente im Netz wird in den folgenden Abschnitten beschrieben.

6.3 Modellierung der Solarpaneele

6.3.1 Modellierung der Solarpaneele ohne Leistungsmaximierung

Die Solarpaneele wandeln die eingestrahlte solare Leistung in einen korrespondierenden elektrischen Strom um. Basierend auf dem in Abschnitt 4.2 beschriebenen Strahlungsmodell der Sonne wird unter Berücksichtigung der physikalischen Eigenschaften der Photovoltaikzellen hier das Modell für die Leistungsumwandlung vorgestellt. Die folgenden Betrachtungen werden am Beispiel der für das Luftfahrzeug HAP- α selektierten Photovoltaikzellen ausgeführt. Dadurch wird jedoch die allgemeine Gültigkeit des Modellierungskonzepts nicht eingeschränkt, da das Vorgehen grundsätzlich unabhängig von der konkreten Technologie der Photovoltaikzellen ist.

HAP- α verwendet sogenannte Triple-Junction-Photovoltaikzellen des Unternehmens MicroLink Devices, Inc.. Triple-Junction bedeutet, dass drei photoelektrisch unterschiedlich sensitive Materialien in Reihe geschaltet sind und dadurch eine Tandem-Photovoltaikzelle formen. Diese Photovoltaikzellen integrieren jeweils eine Schicht aus Galliumindiumarsenid (GaInAs), Galliumarsenid (GaAs) sowie Galliumindiumphosphid (GaInP) und konnten unter Laborbedingungen für $AM = 1,5$ eine Umwandlungseffizienz von 31,75 % bei einer Temperatur von $T_p = 20^\circ C$ erreichen [162]. Für HAP- α werden jeweils zwei mal zwölf dieser Zellen zu einem Strang seriell miteinander verbunden. Jeder Strang besteht aus zwei Halbsträngen, da diese dem Flügelrippenabstand entsprechen. Ein Halbstrang ist in Abbildung 61 dargestellt.

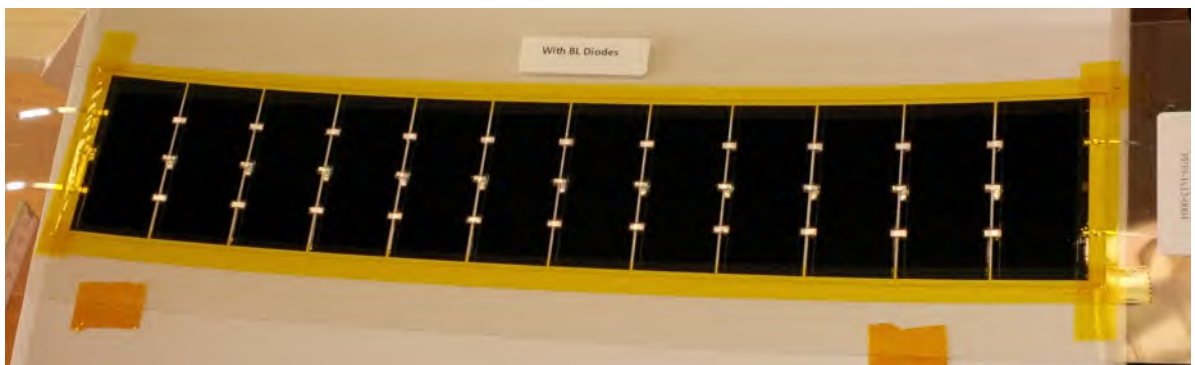


Abbildung 61: Halbstrang eines Photovoltaikzellen-Stranges mit 12 Tandem-Zellen des Herstellers MircoLink Devices, Inc.

Zur Beschreibung der Modellierung eines Solarpaneels wird zunächst bei einer einzelnen Photovoltaikzelle begonnen. Am weitesten verbreitet sind Ein-Dioden- und Zwei-Dioden-Modelle zur Approximation des Verhaltens von Photovoltaikzellen [163]. Das Ein-Dioden-Modell wurde erstmals von Shockley und Queisser im Jahr 1961 vorgestellt [164] und ist für die folgenden Ausführungen an dieser Stelle ausreichend. Das Ersatzschaltbild des Ein-Dioden-Modells ist in Abbildung 62 dargestellt. Die zugehörige Kennlinie kann im Erzeuger-Zählpfeil-System analytisch wie folgt beschrieben werden [163]:

$$I_{pc} = -I_{ph} + I_0 \cdot \left(e^{\frac{U_{pc} + R_{pc,s} \cdot I_{pc}}{U_T}} - 1 \right) - \frac{U_{pc} + R_{pc,s} \cdot I_{pc}}{R_{pc,p}} \quad (136)$$

In der Formel entspricht I_{ph} dem durch die solare Einstrahlung verursachten Stromfluss. Der zweite Term ist die Shockley-Gleichung [165], die das elektrische Verhalten des p-n-Übergangs der Diode beschreibt. Darin sind I_0 der Sperrstrom und U_T die Temperaturspannung der Diode. Der dritte Term der Gleichung beschreibt die elektrische Anpassung mittels des Ausgangsnetzwerkes mit den Widerständen $R_{pc,s}$ und $R_{pc,p}$. Grundsätzlich kann das elektrische Verhalten einer Photovoltaikzelle hier einfach erkannt werden. Der Betrag von I_{pc} wächst zunächst linear mit I_{ph} an, wobei der dritte Term zu einer leichten Reduktion der Spannung führt. Mit zunehmender Spannung U_{pc} nimmt der Strom aufgrund des Shockley-Terms exponentiell ab. Zur Bestimmung der Strom-Spannungs-Kennlinie der Photovoltaikzelle wird zunächst der von der solaren Einstrahlung abhängige Strom I_{ph} bestimmt. Hierfür wird die wellenlängenabhängige Photostromdichte $j_{ph,\lambda}$ berechnet, für die nach [166] gilt:

$$j_{ph,\lambda} = S_\lambda \cdot \tau_{pc,\lambda} \cdot E_{p\lambda} \quad (137)$$

Hierin sind $\tau_{pc,\lambda}$ die wellenlängenabhängige Transmissivität und S_λ die spektrale Empfindlichkeit der Photovoltaikzelle. Die Transmissivität wurde vom Hersteller der Photovoltaikzelle bezogen. Die spektrale Empfindlichkeit kann aus den ebenfalls vom Hersteller bereitgestellten Daten der externen Quanteneffizienz EQE_λ berechnet werden nach:

$$S_\lambda = \frac{q}{h \cdot c} \cdot \lambda_s \cdot EQE_\lambda \quad (138)$$

Darin sind q die Elementarladung, h das Planck'sche Wirkungsquantum und c die Lichtgeschwindigkeit im Vakuum. Die für jede Lage der Tandem-Zelle bereitgestellten externen Quanteneffizienzen sowie die daraus berechneten spektralen Empfindlichkeiten sind in Abbildung 63 dargestellt.

Zur Bestimmung von $E_{p\lambda}$ müssen die Neigung Θ_p und der Azimut Ψ_p der Empfängerfläche der Photovoltaikzelle bestimmt werden. Diese Empfängerfläche entspricht einem Solarpaneel. Solarpaneele werden in dieser Arbeit als planare Flächen, die tangential an der Flügeloberfläche anliegen, approximiert. Dabei ist jedes Solarpaneel einem, später in Abschnitt 6.7.2 näher beschriebenen,

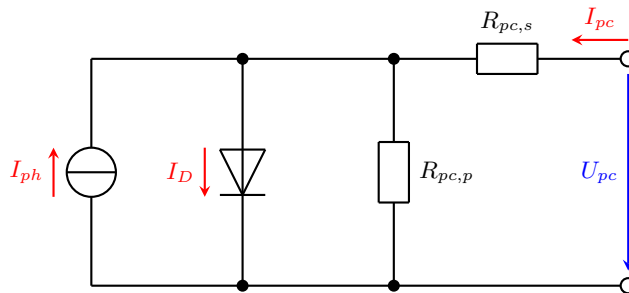


Abbildung 62: Ein-Dioden-Modell einer Photovoltaikzelle

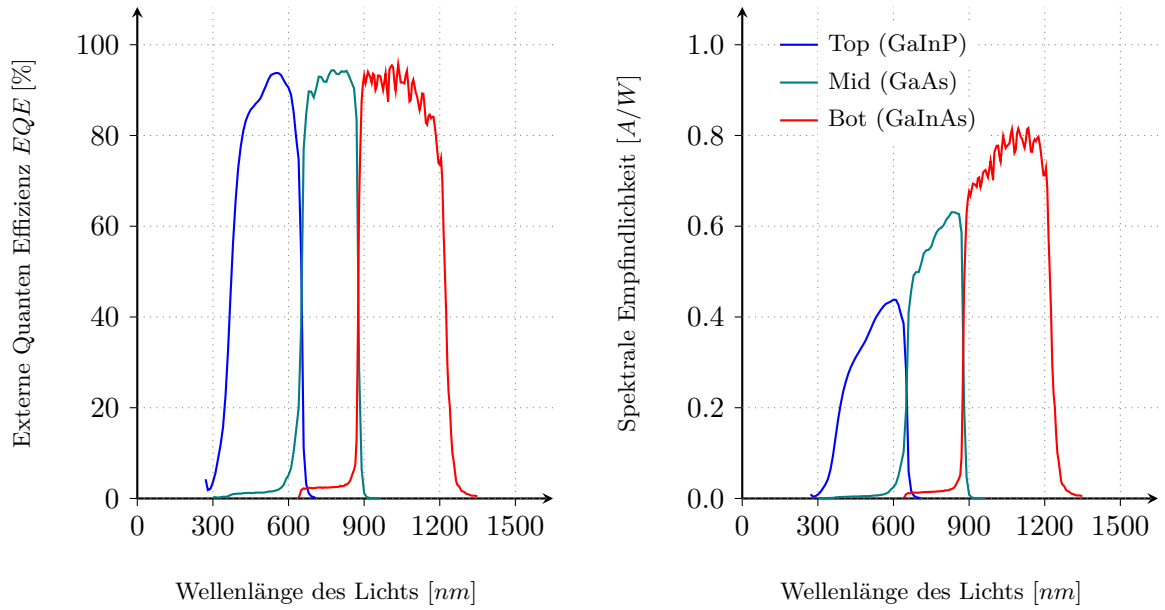


Abbildung 63: Externe Quanteneffizienz und spektrale Empfindlichkeit der MicroLink Devices, Inc. Triple Junction Zelle

Flügelkompartiment zugeordnet. Unter Berücksichtigung der relativen Lage des Flugzeugs im geodätischen Koordinatensystem sowie der in Abbildung 64 dargestellten, vom Flugzustand abhängigen Verformung des Flügels und der relativen Lage des Solarpaneels zum Flügel kann die Transformationsmatrix vom geodätischen Koordinatensystem ins Koordinatensystem des Solarpaneels unter Nutzung der Gleichungen 3, 4 und 5 bestimmt werden zu:

$$\underline{\underline{\mathbf{R}}}^{PG} = \underline{\underline{\mathbf{R}}}^{PC} \cdot \underline{\underline{\mathbf{R}}}^{CA} \cdot \underline{\underline{\mathbf{R}}}^{AG} \quad (139)$$

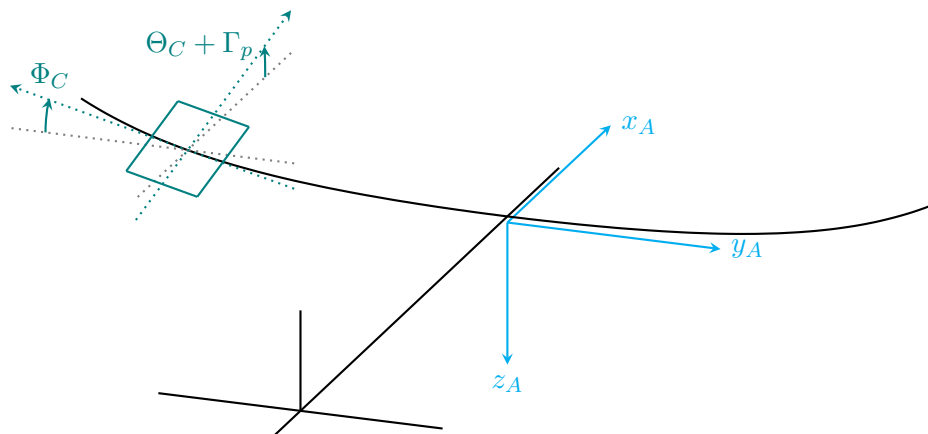


Abbildung 64: Winkel der Solarpaneele am Luftfahrzeug

Die Neigung und der Azimut des Solarpaneels können aus $\underline{\mathbf{R}}^{PG}$ berechnet werden:

$$\begin{aligned}\Theta_p &= \arccos \left(\frac{\underline{\mathbf{R}}_{(3,3)}^{PG}}{\|\underline{\mathbf{R}}_{(3,3)}^{PG}\|} \right) \\ \Psi_p &= \arctan \left(\frac{\underline{\mathbf{R}}_{(3,2)}^{PG}}{\underline{\mathbf{R}}_{(3,1)}^{PG}} \right)\end{aligned}\quad (140)$$

Der Einfallswinkel der direkten solaren Einstrahlung ϑ_{sp} kann damit mit Gleichung 18 bestimmt werden.

Da ein Solarpaneel aus mehreren Photovoltaikzellen, für die jeweils die gleichen Einstrahlungsbedingungen gelten, besteht, verfügt jede Photovoltaikzelle über die gleiche Photostromdichte $j_{ph,\lambda}$. Daher können alle Photovoltaikzellen eines Solarpaneels zu einer virtuellen Zelle zusammengefasst werden. Der Kurzschlussstrom I_{ph} kann nun mit der Fläche einer Photovoltaikzelle A_{ph} bestimmt werden:

$$I_{ph} = - \int_0^\infty j_{ph,\lambda} \cdot d\lambda_s \cdot A_{ph} \quad (141)$$

Der Aufbau eines Solarpaneels ist als Ersatzschaltbild in Abbildung 65 dargestellt. Darin sind neben den Photovoltaikzellen auch Bypass-Dioden und Blocking-Dioden enthalten. Die Bypass-Dioden sind inhärent in der Photovoltaikzelle enthalten und ermöglichen den Stromfluss, auch wenn eine Zelle im Strang nicht bestrahlt wird und daher keinen eigenen Kurzschlussstrom generiert. Die Blocking-Diode verhindert, dass Strom durch die Photovoltaikzelle fließt, wenn die Leerlaufspannung der Photovoltaikzelle niedriger als die anliegende Spannung ist. Die Bypass-Dioden können aufgrund der Annahme der Stromdichtegleichheit in allen Photovoltaikzellen vernachlässigt werden, die Blocking-Dioden müssen allerdings bei der Kennlinienberechnung berücksichtigt werden. Da die Parameter I_0 und U_T für die einzelnen Schichten der Tandem-Photovoltaikzelle vom Hersteller nicht zur Verfügung gestellt werden und von außen ebenfalls nicht unabhängig ermittelbar sind, kommt das in [167] beschriebene kennlinienbasierte Verfahren für die Ermittlung der Strom-Spannungs-Kennlinie der Photovoltaikzelle zur Anwendung. Anstatt der Nutzung der Shockley-Gleichung zur Beschreibung des Verhaltens des p-n-Übergangs kommt ersatzweise die für die Tandemzelle bereitgestellte Nominalkennlinie zum Einsatz. Um die Kennlinie auf das Solarpaneel umzurechnen, wird der Wertebereich (Strom) durch Multiplikation mit der Anzahl paralleler Stränge

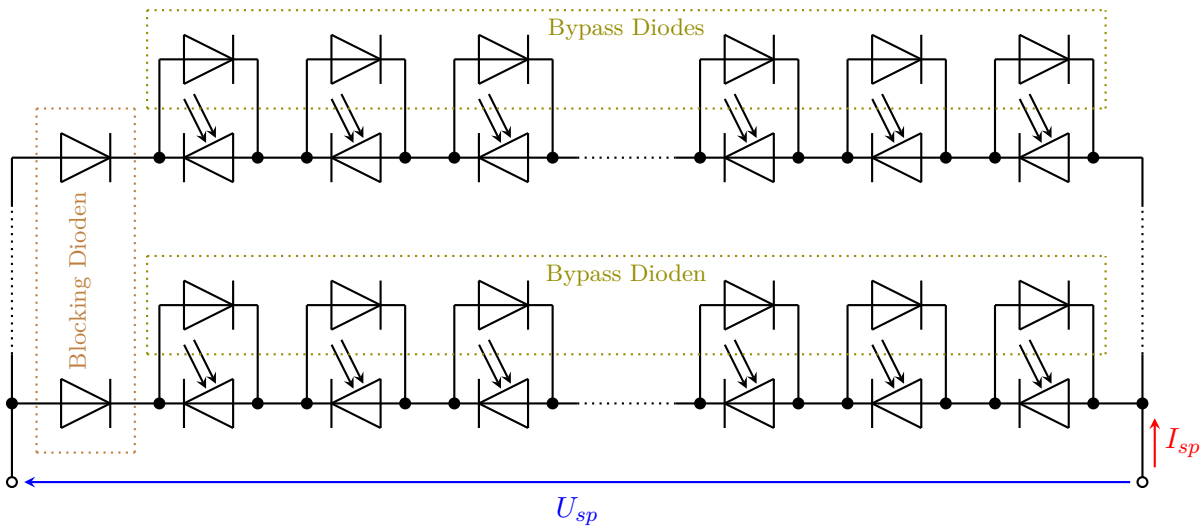


Abbildung 65: Ersatzschaltbild eines Solarpaneels

$n_{p,sp}$ und der Definitionsbereich (Spannung) durch Multiplikation mit der Anzahl in Reihe geschalteter Photovoltaikzellen $n_{s,sp}$ skaliert.

Die Kennlinie des Paneels wird, wie in Abbildung 66 für die Paneel-Spannung U_{sp} und den Paneel-Strom I_{sp} dargestellt, durch Parallelverschiebung entlang der Stromachse derart angepasst, dass der Kurzschlussstrom der Kennlinie mit dem geringsten Strom der einzelnen Schichten der Tandem-Zellen des Solarpaneels zusammenfällt. Der Kurzschlussstrom des Solarpaneels wird aus dem Kurzschlussstrom der Photovoltaikzelle durch Multiplikation mit der Anzahl der parallelen Stränge berechnet:

$$I_{ph,sp} = n_{p,sp} \cdot I_{ph} \quad (142)$$

Weiterhin ist die Leerlaufspannung der Photovoltaikzelle abhängig von der Temperatur und steigt mit abnehmender Temperatur an. Für p-n-Übergänge von Halbleitern auf GaAs Basis annähernd ein konstanter Temperaturgradient von ca. -2 mV/K über einen Temperaturbereich von -190°C bis 80°C beobachtet werden [168]. Aufgrund der drei in Reihe liegenden p-n-Übergänge der Tandemzelle wird in dieser Arbeit von einem Temperaturgradienten von -6 mV/K für die Photovoltaikzelle ausgegangen.

Die vom Hersteller bereitgestellte Kennlinie gilt für eine Photovoltaikzelle bei einer Temperatur von 20°C . Unter Nutzung der durch das Thermalmodell bereitgestellten Temperatur wird die Kennlinie durch Parallelverschiebung entlang der Spannungsachse auf die aktuell gültige Leerlaufspannung eingestellt. Die Blocking-Diode führt dazu, dass der Verlauf der Strom-Spannungs-Kurve keinen positiven Stromfluss ermöglicht. Sie wird berücksichtigt, indem die Kennlinie nach Erreichen der Leerlaufspannung auf ca. 0 A gesetzt wird. Um eine eindeutige Lösung des elektrischen Netzwerks zu ermöglichen, wird genau genommen ein marginaler Anstieg von $1 \cdot 10^{-10} \text{ A/V}$ gewählt.

Die ermittelte Kurve kann nun direkt im elektrischen Netzwerk zur Berechnung des Energieflusses verwendet werden. Werden mehrere Solarpaneele parallel angeschlossen, so kann entweder das Netzwerk entsprechend erweitert werden oder die Kennlinien der Paneele werden addiert, sofern die Verbindung zwischen den Solarpaneelen hinreichend niederohmig ist.

Mit dem dargelegten Berechnungsverfahren ist es nun möglich zu jedem Simulationsschritt die Strom-Spannungs-Kennlinie eines jeden Solarpaneels zu berechnen.

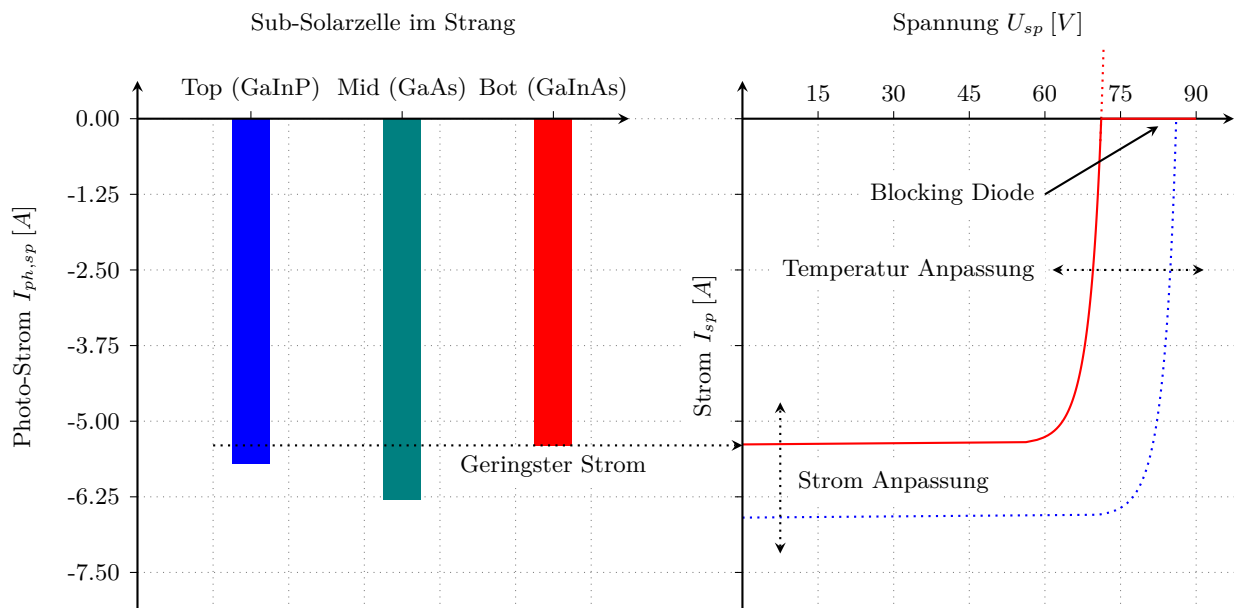


Abbildung 66: Anpassung der Kennlinie der Photovoltaikzelle auf den geringsten Kurzschlussstrom

6.3.2 Maximierung der elektrischen Leistung durch MPPT

Zur Maximierung der erzeugten elektrischen Leistung werden in vielen Anwendungen MPPTs zwischen die Solarpaneele und das elektrische Netzwerk geschaltet. Ohne MPPT hängt der Arbeitspunkt des Solarpaneels vom elektrischen Widerstand des Netzes ab, der sich über den Klemmen des Solarpaneels einstellt. Die daraus resultierende Spannung über dem Solarpaneel kann dabei deutlich vom Arbeitspunkt der maximal erzeugbaren Leistung abweichen.

Ein MPPT arbeitet als Impedanzwandler. Das bedeutet, dass der Arbeitspunkt des Solarpaneels vom elektrischen Netzwerk entkoppelt wird, indem mittels eines Spannungswandlers die netzseitige Spannung derart variiert wird, dass das Leistungsmaximum in das Netz eingespeist wird. Der Arbeitspunkt des an den Eingang des Spannungswandlers angeschlossenen Solarpaneels folgt der ins Netz gespeisten Leistung, bis das Maximum erreicht ist.

Die grundlegenden Arbeitsprinzipien von an Gleichstromnetze angeschlossenen MPPTs können [169] entnommen werden. Einen umfassenden Überblick über Regelungsalgorithmen zur dynamischen Nachführung des Arbeitspunktes geben [169] und [170]. Übliche Algorithmen benötigen zur Konvergenz deutlich weniger als 1 s, sodass aufgrund der deutlich höheren Schrittweite des Simulationsprozesses angenommen wird, dass der MPPT unmittelbar den optimalen Arbeitspunkt einstellt.

Die Implementierung des MPPT ist in Abbildung 67 erläutert. Basierend auf der berechneten Kennlinie des Solarpaneels wird die maximal erzeugbare elektrische Leistung bestimmt. Als Kennlinie für die Berechnung des elektrischen Netzwerks wird eine Kennlinie konstanter Leistung erzeugt, für die gilt:

$$P_{sp,max} = U_{MPPT} \cdot I_{MPPT} \quad (143)$$

Um eine Schädigung der Batterien bei hohen Ladezuständen zu vermeiden, muss die Ausgangsspannung des MPPT auf eine für die Batterien sichere Betriebsspannung $U_{MPPT,max}$ begrenzt werden. Hierfür wird die Kennlinie an der Stelle der Maximalspannung mit steiler Steigung auf einen Strom von annähernd 0 A und anschließend mit sehr geringer Steigung, ähnlich der Blocking-Diode, weitergeführt. Im Rahmen dieser Arbeit wird als Spannungsgrenze die Ladeschlussspannung der Batterien verwendet. Dies hat zur Folge, dass der Ladestrom der Batterien kurz vor Erreichen der Ladeschlussspannung einbricht, da nicht mehr ausreichend Spannung zur Überwindung der

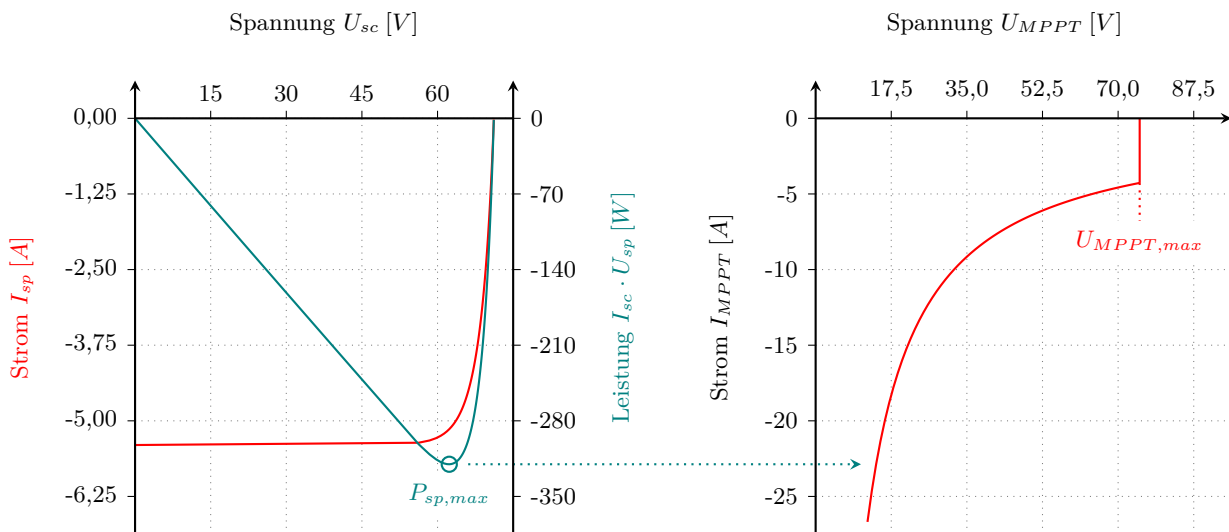


Abbildung 67: Ermittlung der Kennlinie bei Nutzung eines MPPT

Leitungswiderstände sowie des Innenwiderstands der Batterie zur Verfügung steht. Ein verteiltes Regelungssystem, welches die Ausgangsspannung der MPPTs ohne feste Spannungsobergrenze derart regelt, dass die Batterien mit optimalem Ladestrom bis zum Erreichen des Ladeschlusses geladen werden, bietet hier möglicherweise weiterführendes Optimierungspotenzial, das allerdings über den Rahmen dieser Arbeit hinausgeht.

6.4 Modellierung der elektrischen Antriebsmotoren

Aufgrund ihrer hohen Leistungsdichte und des guten Regelungsverhaltens kommen als Flugantriebe in der Regel permanentmagneterregte Synchronmaschinen zur Anwendung. Für solarelektrische Höhenflugzeuge sind aufgrund ihrer guten Möglichkeit zur Durchleitung eines Kühlluftstromes Motoren mit radialem Fluss besonders attraktiv. Die Auslegung solcher Antriebe für die vorliegende Anwendung wird bspw. in [171] diskutiert. Auch Antriebe mit axialem Fluss können perspektivisch interessant sein, da deren Leistungsdichte aufgrund der kurzen Wege für den magnetischen Ringschluss gesteigert werden kann [172]. Das für die Simulationsumgebung verwendete Modellierungskonzept ist für beide Bauarten gleichermaßen geeignet. Für das Flugzeug HAP- α kommt ein auf einer marktverfügbaren Komponente basierender modifizierter, permanentmagneterregter Synchronmotor mit radialem Fluss zum Einsatz.

Die Antriebsmotoren werden unter Nutzung von Stromrichtern feldorientiert geregelt, wodurch ihnen das Betriebsverhalten permanentmagneterregter Gleichstrommotoren eingeprägt wird [173]. Das Kennlinien-Modell des elektrischen Antriebs wird daher auf Basis des Betriebsverhaltens dieser Motoren entwickelt. Für die Drehzahl des Antriebs gilt nach [174]:

$$n_{mot} = \frac{1}{2\pi} \cdot \left(\frac{1}{\Phi_{mag}} \cdot U_{mot,it} - \frac{R_{mot}}{\Phi_{mag}^2} \cdot M_{mot} \right) \quad (144)$$

Darin sind n_{mot} die mechanische Drehzahl, M_{mot} das mechanische Drehmoment, Φ_{mag} der von den Permanentmagneten erzeugte magnetische Fluss, $U_{mot,it}$ die durch den Motorregler erzeugte Klemmspannung sowie R_{mot} der Wicklungswiderstand des Motors.

Das Drehmoment des Motors folgt aus dem Wicklungsstrom $I_{mot,it}$:

$$M_{mot} = \Phi_{mag} \cdot I_{mot,it} \quad (145)$$

Die mechanische Leistung des Motors berechnet sich zu:

$$P_{mot,mech} = 2\pi \cdot n_{mot} \cdot M_{mot} \quad (146)$$

Im elektrischen Motor sowie im dazugehörigen Motorregler treten Verluste auf, sodass die aufgenommene elektrische Leistung $P_{mot,el}$ im motorischen Betrieb – d.h. der Motor gibt mechanische Leistung an der Welle ab – größer als die mechanische Leistungsabgabe ist. Im generatorischen Betrieb – d.h. der Motor nimmt mechanische Leistung an der Welle auf – fällt hingegen die elektrische Leistungsabgabe geringer aus als die mechanisch zugeführte Leistung. Die Verluste der elektrischen Maschine lassen sich in die elektrischen Leitungsverluste der Ankerwicklung, die Eisenverluste (bestehend aus Ummagnetisierungs- und Wirbelstromverlusten) sowie die Reibungsverluste durch Lager- und Luftreibung unterteilen [175]. Die Stromleitungsverluste hängen dabei vom Drehmoment ab, während Eisen- und Reibungsverluste mit steigender Drehzahl zunehmen.

Eine unabhängige Bestimmung der Verluste ist aufwändig und im vorliegenden Fall nicht erforderlich. Stattdessen wird durch Messung der elektrischen Eingangs- und mechanischen Ausgangsleistung der Wirkungsgrad η_{mot} ermittelt. Hierfür wurde der in Abbildung 68 dargestellte Teststand entwickelt. Da der Flugantrieb drehmomentgeregelt betrieben wird, erfolgt bei der Lastmaschine eine Drehzahlregelung, um den Arbeitspunkt einzustellen. Wird der Flugantrieb als Motor betrie-

ben, so speist dieser mechanische Leistung in den Antriebsstrang ein, die von der Lastmaschine als Generator wieder in elektrische Leistung gewandelt und über einen sogenannten Bremswiderstand in Wärme umgesetzt wird. Zur Messung von Drehzahl und Drehmoment sind jeweils ein Drehgeber und eine Drehmomentmesswelle verbaut. Zudem werden vom zu prüfenden Flugantrieb die Eingangsspannung und der Eingangsstrom des Motorreglers gemessen.

Zur Ermittlung von Leistung und Wirkungsgrad kam ein Power Analyzer vom Typ PW3390 der Firma HIOKI E. E. Corporation zum Einsatz. Der Wirkungsgrad im motorischen Betrieb wird bestimmt nach:

$$\eta_{mot} = \frac{P_{mot,mech}}{P_{mot,el}} = \frac{2\pi \cdot n_{mot} \cdot M_{mot}}{U_{mot} \cdot I_{mot}} \quad (147)$$

Im generatorischen Betrieb wird die elektrische Ausgangsleistung ins Verhältnis zur mechanischen Eingangsleistung gesetzt. Die türkisfarbene Kennlinie und das Wirkungsgradfeld des Flugantriebs sind in Abbildung 69 dargestellt. Die Kennlinie weist drei Verlaufsgebiete unterschiedlicher Ursache auf. Die rechte Seite wird durch den in Gleichung 144 beschriebenen Zusammenhang aufgrund der maximalen Versorgungsspannung begrenzt.

Bei Drehmoment $M_{mot} = 0 \text{ Nm}$ erreicht der Motor die Leerlaufdrehzahl, wenn die drehzahlbedingte Relativgeschwindigkeit des Flusses der Permanentmagnete die induzierte Spannung gleich der Versorgungsspannung werden lässt. Durch Pulsweitenmodulation (PWM) stellt der Motorregler die Spannung entsprechend der erforderlichen Drehzahl ein, wobei die Versorgungsspannung des Motorreglers die Obergrenze für die Klemmspannung des Motors $U_{mot,it}$ vorgibt. Mit steigendem Drehmoment fällt die Drehzahl ab, da durch den stromabhängigen Spannungsabfall über der Motorwicklung die erforderliche Gegenspannung zur Überwindung der induzierten Spannung sinkt. Da im generatorischen Betrieb die Stromrichtung wechselt, steigt dort mit zunehmendem Moment die Drehzahl an. Der durch die Versorgungsspannung begrenzte Teil der Motorkennlinie wird zu jedem Simulationsschritt in Abhängigkeit der zum letzten Simulationsschritt berechneten Spannung des Flugantriebs neu bestimmt. Die physikalisch gegebene Drehzahlbegrenzung wird durch die im Motorregler implementierte Leistungs- und Drehmomentbegrenzung zur vollständigen Kennlinie erweitert. Die Leistungsgrenze schützt den Motor vor Überhitzung, und die Drehmomentgrenze verhindert mechanische Beschädigungen. Praktisch ist die Drehmomentbegrenzung durch eine Strombegrenzung umgesetzt. Für das Flugzeug HAP- α ist die Drehmomentgrenze im motorischen Betrieb auf $M_{mot} = 18 \text{ Nm}$ und im generatorischen Betrieb auf $M_{mot} = -5 \text{ Nm}$ ausgelegt. Die

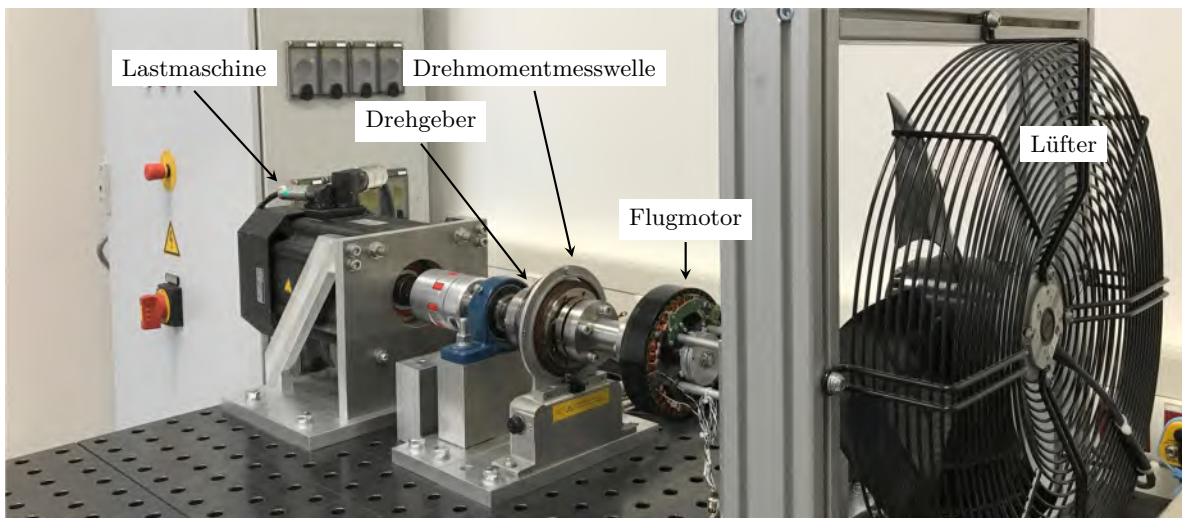


Abbildung 68: Teststand zur Charakterisierung des elektrischen Antriebmotors

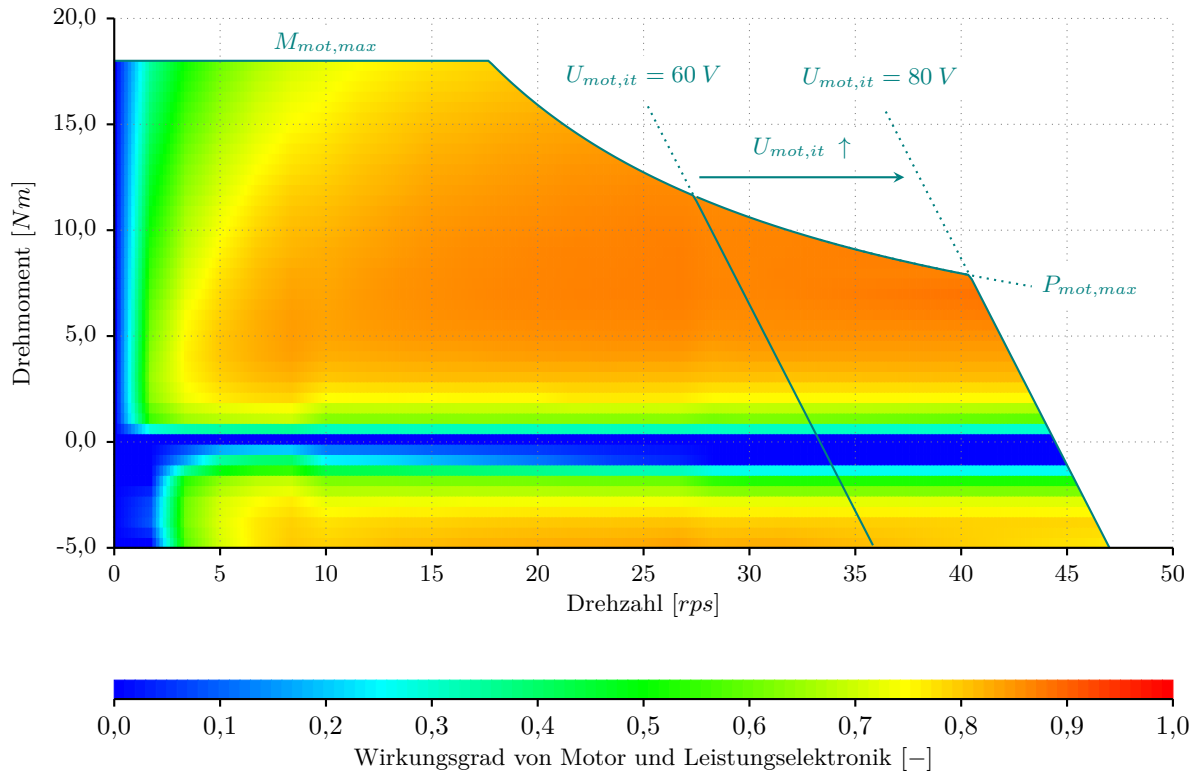


Abbildung 69: Kennlinie und Wirkungsgrad des elektrischen Antriebsmotors

maximale Leistungsabgabe beträgt $P_{mot,mech} = 2000 \text{ W}$.

Beim Steigflug und beim Flug auf konstanter Höhe liegen bei HAP- α die Drehzahlen zwischen 13 rps und 30 rps bei Drehmomenten $M_{mot} > 5 \text{ Nm}$. In diesem Bereich liegt der Wirkungsgrad des Motors mit Motorregler zwischen $\eta_{mot} = 0,81$ und $\eta_{mot} = 0,86$. Bei starkem Abfall der Leistung, bspw. im Sinkflug, nimmt der Wirkungsgrad aufgrund der leistungsunabhängigen Verluste des Motors sowie der Leistungsaufnahme der Logik des Motorreglers erwartungsgemäß deutlich ab.

Die Berechnung der Kennlinie des Flugantriebs für das elektrische Netzwerk ist in Abbildung 70 dargestellt. Die Berechnung des Arbeitspunktes des Motors erfolgt aus der Propellerkennlinie für die aktuelle Fluggeschwindigkeit sowie den geforderten Schub. Wird ein Schubwert gefordert, der innerhalb des möglichen Arbeitspunktbereichs liegt, so wird dieser für die weiteren Flugleistungsberechnungen verwendet. Dies ist in der Abbildung für den Punkt I der Fall. Liegt der geforderte Schub außerhalb der möglichen Arbeitspunkte für den elektrischen Motor, wie es für den Punkt II der Fall ist, so wird der Schnittpunkt zwischen der Propellerkennlinie und der Motorkennlinie als maximal möglicher Schub bestimmt und der Schubwert entsprechend reduziert. Mit der reduzierten Schubleistung werden in diesem Fall die in Kapitel 5.2.1 beschriebenen Berechnungen für den aktuellen Simulationsschritt wiederholt. Die Schnittpunktbestimmung erfolgt dabei durch Interpolation analog zur Lösung des elektrischen Netzwerks gemäß Gleichung 119.

Schließlich wird die Stromkurve für den elektrischen Flugantrieb als Konstantleistungskonsument berechnet nach:

$$I_{mot} = \frac{P_{mot,mech}}{\eta_{mot} \cdot U_{mot}} \quad (148)$$

Damit liegt die für die Berechnung des elektrischen Netzwerks notwendige Kennlinie $I_{mot}(U_{mot})$ vor.

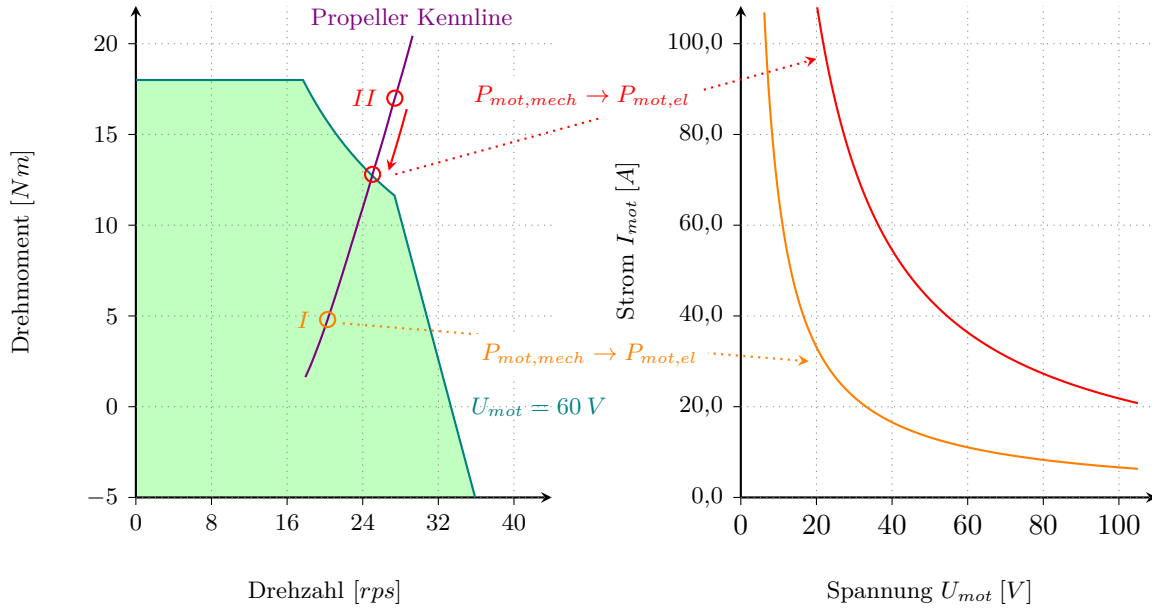


Abbildung 70: Ermittlung der Strom-Spannungs-Kurve des Flugantriebs

6.5 Modellierung der Batterien

Die Batterien sind nach den Photovoltaikzellen und den Antriebsmotoren die dritten wesentlichen Komponenten, die für die Beschreibung des Energieflusses im Antriebsstrang modelliert werden müssen. Für die Batterien des Flugzeugs HAP- α werden handelsübliche wiederaufladbare Lithium-Ionen-Zellen verwendet. Die ausgewählte Zelle ist die Samsung INR21700-50E [176]. Im Bereich der Modellierung von wiederaufladbaren Lithium-Ionen-Zellen kann zwischen physikalisch-chemischen Modellen, Ersatzschaltbild-Modellen und datengetriebenen Modellen unterschieden werden [177]. Physikalisch-chemische Modelle erfordern ein umfassendes Verständnis der elektrochemischen Abläufe in der Zelle und führen in der Regel zu sehr komplexen Modellen hoher Detailtiefe. Diese Modelle kommen bspw. zur Anwendung, wenn leistungsfähige Methoden zur Ladezustandsüberwachung oder Schadenfrüherkennung entwickelt werden sollen. Für den vorliegenden Anwendungsfall sind diese Modelle weniger geeignet, da einerseits nicht die notwendigen Informationen zur Modellierung der elektrochemischen Abläufe in der Batterie vorliegen und andererseits der Rechenzeitbedarf als zu hoch eingeschätzt wird. Daher kommen Ersatzschaltbild- sowie datengetriebene Modelle für die Simulationsumgebung in den engeren Fokus. Ersatzschaltbild-Modelle werden durch ein einfaches elektrisches Ersatzschaltbild repräsentiert, dessen Parameter so zu bestimmen sind, dass das Modell möglichst gut mit dem realen Verhalten der Batterie übereinstimmt. Oft verwendete Ersatzschaltbilder sind in Abbildung 71 dargestellt.

Das einfachste Ersatzschaltbild ist das links abgebildete Modell 1. Dabei sind die ladungsabhängige Spannung der Batterie U_{C0} sowie der stromabhängige Spannungsabfall über dem Innenwiderstand R_0 berücksichtigt. Dieses Modell ist für viele einfache Anwendungen geeignet. Aufgrund von Ladungstransfer- und Diffusionsprozessen innerhalb der Elektrodenstruktur der Batterie wird die Spannung neben der aktuellen Ladung und dem Strom auch von der Dauer der Strombelastung dynamisch beeinflusst [178]. Dieses Verhalten wird in den Modellen 2 und 3 durch die RC-Glieder am Ausgang beschrieben.

Unter datengetriebenen Modellen werden alle Modellierungsansätze verstanden, die Eingangs- und Ausgangsgrößen entsprechend empirischer Erkenntnisse miteinander verknüpfen. Hierzu zählt die Verwendung von Kennlinien, die durch geeignete Messverfahren gewonnen wurden. Dieses Verfah-

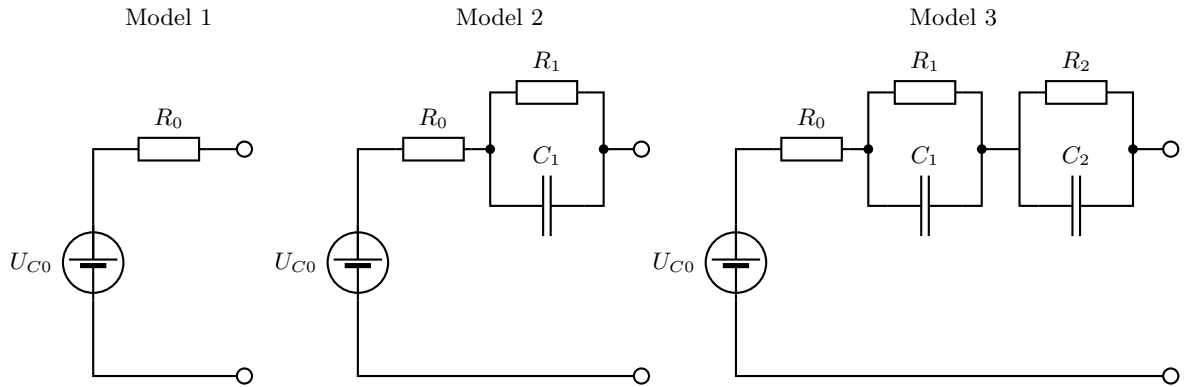


Abbildung 71: Ersatzschaltbilder von Batteriemodellen unterschiedlicher Modellierungstiefe [179]

ren kommt auch im Rahmen dieser Arbeit zum Einsatz. Ziel ist es, die Batterie in geeigneter Weise zu modellieren, um einerseits die temperaturabhängige Änderung der verfügbaren Kapazität und andererseits die von der Ladung der Batterien abhängige Spannung des elektrischen Netzwerks zu bestimmen. Die Spannung hat dabei Einfluss auf die maximal erreichbare Drehzahl der Flugantriebe sowie auf den Arbeitspunkt der Solarpaneele, sofern keine MPPTs verwendet werden. Als Abstraktionsmodell für das Verhalten der Batterie wird zu diesem Zweck das Ersatzschaltbild des Modells 1 zugrunde gelegt.

Zur Gewinnung der Kennlinien der Lithium-Ionen-Zellen wurde ein spezielles Messprogramm unter Nutzung einer Temperatorkammer definiert. Diese Charakterisierungstests sind in [180] umfassend beschrieben und werden hier nur kurz zusammengefasst. Ziel ist die Ermittlung der Spannungskennlinie über der entnommenen Ladung sowie in Abhängigkeit von Strom und Temperatur. Klassisch werden Entladekurven mit konstantem Strom bei fixer Umgebungstemperatur aufgenommen. Die Temperatur der Lithium-Ionen-Zelle stellt sich dann in Abhängigkeit der internen Stromwärmeverluste frei ein. Für die Missionssimulation ist es allerdings erforderlich, die Kennlinie der Batterie in Abhängigkeit von der Zelltemperatur zu kennen. Die Zelltemperatur wird als Temperatur der Batterie T_{bat} durch Integration der Wärmebilanz in der Simulation ermittelt. Da weder die Umgebungstemperatur noch der Strom während der Laufzeit der Simulation einer Flugmission konstante Größen sind, können klassische Entladekurven nicht sinnvoll verwendet werden.

Die Ermittlung der Kennlinie wird auf Zellebene durchgeführt. Hierfür wird die Zelle voll geladen und schrittweise entladen. Nach jedem Entladungsschritt wird der Zelle ausreichend Zeit gegeben, um die gewünschte Zelltemperatur stabil einzunehmen. Die stromabhängige Spannung wird während des Anliegens kurzer Stromimpulse, deren Zeitdauer zu keiner signifikanten Temperaturänderung der Zelle führt, gemessen. Wird dieses Vorgehen für unterschiedliche Temperaturen wiederholt, so kann ein statisches Kennlinienfeld ermittelt werden.

Das Vorgehen der Kennlinienermittlung ist für die Temperatur $T_{bat} = 0^\circ\text{C}$ in Abbildung 72 dargestellt. Die getestete Zelle wird im abgebildeten Zyklus komplett entladen. Im oberen Diagramm ist der Strom der einzelnen Batteriezelle $I_{bat,c}$ mit den Entladephasen sowie den Strompulsphasen mit Strömen von $I_{bat,c} = 1\text{A}$ bis $I_{bat,c} = 5\text{A}$ ersichtlich. Das mittlere Diagramm zeigt den dazugehörigen Spannungsverlauf. Neben der gemessenen Spannung ist auch die zur Verifikation des Batteriemodells ermittelte simulierte Spannung unter Vorgabe des gemessenen Stromverlaufs dargestellt. Die in den Details aufgezeigten Unterschiede zwischen beiden Verläufen resultieren im Wesentlichen aus dem Verzicht auf die Berücksichtigung des dynamischen Spannungsabfalls. In weiten Bereichen sind die Abweichungen, angesichts des für die vorliegende Anwendung konservativ hoch gewählten

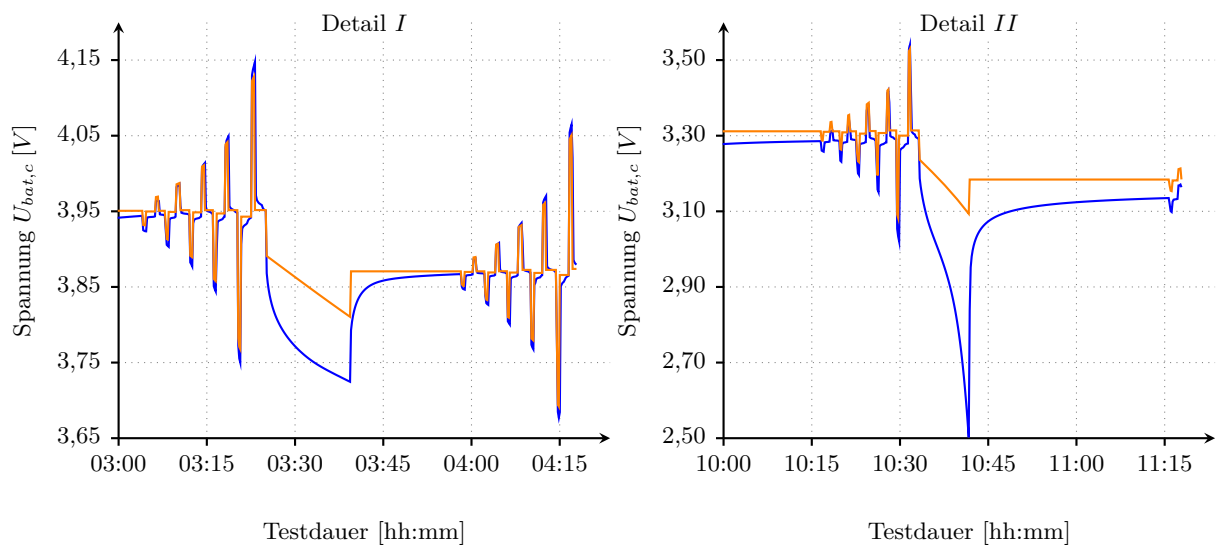
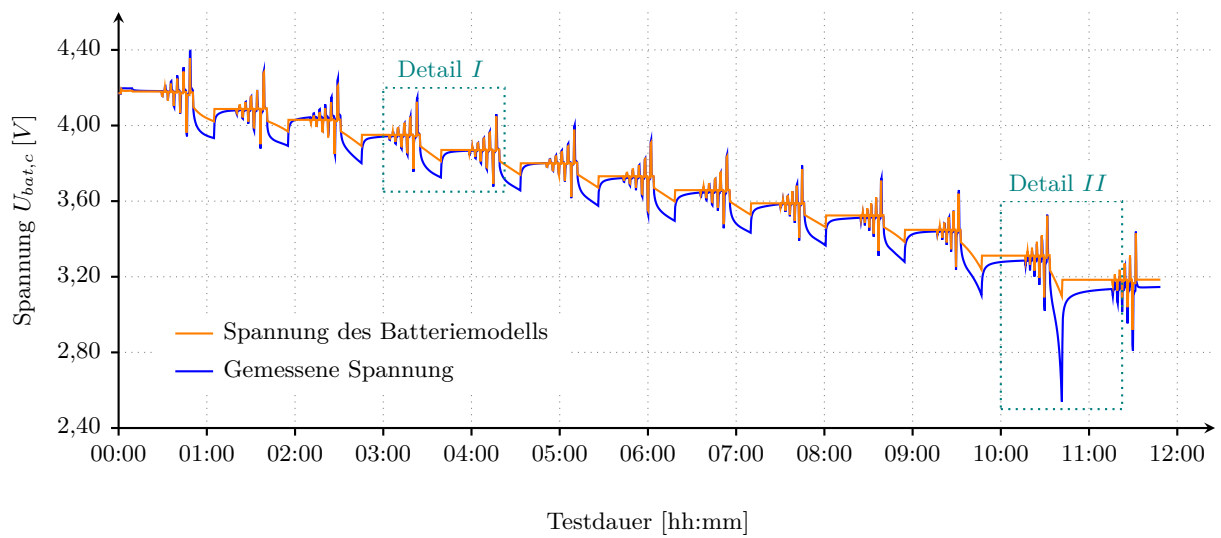
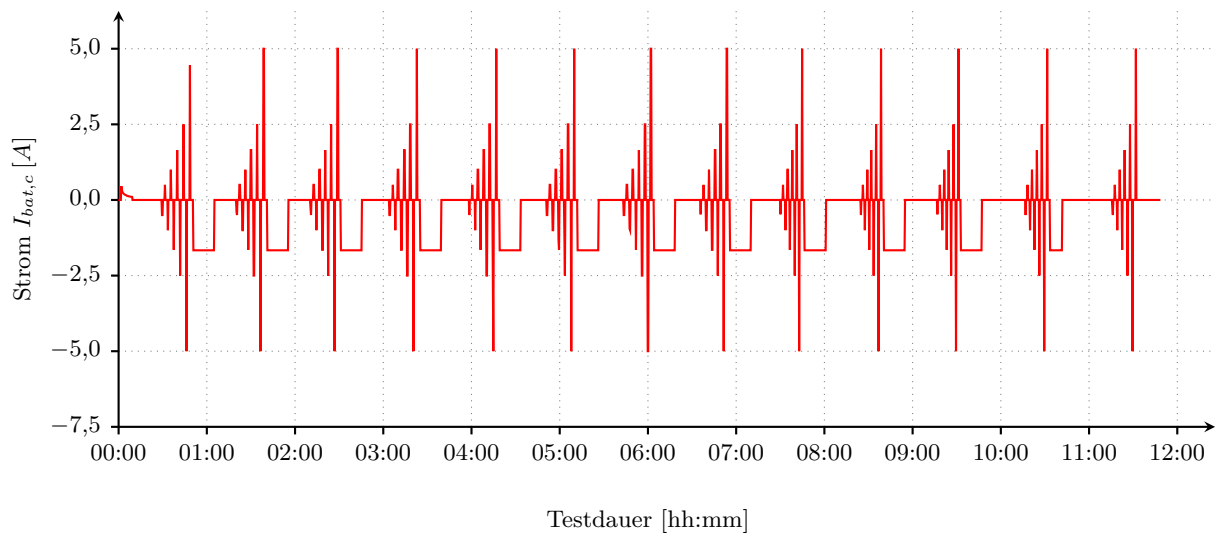


Abbildung 72: Vergleich von Messdaten mit dem Simulationsmodell für $T_{bat} = 0^\circ$

Entladestroms³ von $0,3 C$, akzeptabel gering.

Das Detail *II* zeigt kurz vor Erreichen der vollständigen Entladung auf der rechten Seite erhebliche Unterschiede auf, die zukünftig durch eine Ergänzung des Batteriemodells um einen dynamischen Anteil reduziert werden sollten. Die Abweichungen der Leerlaufspannungen kurz vor Erreichen der vollständigen Entladung resultieren aus geringen Differenzen zwischen dem vom Batteriemodell mit einer Schrittweite von $10 s$ errechneten Ladezustand und dem von dem verwendeten Batterietestgerät mit deutlich höherer Abtastrate zum Ladezustand integrierten Strom.

Jede Batterie setzt sich aus einer Anzahl in Reihe geschalteter Zellen $n_{s,ba}$ sowie einer Anzahl parallel geschalteter Zellen $n_{p,ba}$ zusammen. Aus den für eine Zelle gemessenen Daten werden die Spannungswerte für die Batterie erzeugt durch:

$$U_{bat} = n_{s,ba} \cdot U_{bat,c} \quad (149)$$

Die Stromwerte werden umgerechnet nach:

$$I_{bat} = n_{p,ba} \cdot I_{bat,c} \quad (150)$$

Mit der Ladung wird analog zum Strom verfahren. Die Batterie von HAP- α besteht aus 18 in Reihe und jeweils 3 parallel geschalteten Zellen.

Für die Erstellung des Batteriemodells aus den gemessenen Kennlinien muss zunächst die bezüglich Strom, Spannung und Temperatur invariante Größe festgelegt werden. Wird vorausgesetzt, dass außer über die Klemmen der Batterie keine Ladung entweicht, so kann die Ladung q_{bat} hierfür verwendet werden. Dieser Wert beschreibt die absolute Ladung, die insbesondere bei niedrigen Temperaturen nicht mehr vollständig entnommen werden kann, aber weiterhin in der Batterie gebunden ist. Für die bei unterschiedlichen Temperaturen ermittelten Spannungsverläufe wurde jeweils auch die entnommene Ladung bei Erreichen der Ladeschlussspannung bestimmt. Da die entnehmbare Ladung mit zunehmender Temperatur steigt, kann die entnommene Ladung bei der maximalen Temperatur – im vorliegenden Fall $T_{bat} = 60^\circ C$ – als nominale Ladung festgelegt werden.

Zu jedem Ladungswert bei $T_{bat} = 60^\circ C$ kann nun ein korrespondierender entnehmbarer Ladungswert für niedrigere Temperaturen aus den ermittelten temperaturabhängig entnommenen Ladungen bestimmt werden. Praktisch ergibt sich daraus ein zweidimensionales Feld, das über die Ladung q_{bat} bei $T_{bat} = 60^\circ C$ sowie die weiteren Temperaturwerte aufgespannt ist. Die temperaturabhängig verfügbare Ladung $q_{bat,T}$ wird daraus durch Interpolation ermittelt.

Nun kann die aktuelle Strom-Kennlinie für die Batterie I_{bat} bestimmt werden. Hierfür wird zunächst die bei der aktuellen Temperatur maximal möglich Ladung $q_{bat,max,T}$ ermittelt. Anschließend wird zusammen mit der aktuell entnehmbaren Ladung $q_{bat,T}$ der Ladezustand bestimmt:

$$SoC = \frac{q_{bat,T}}{q_{bat,max,T}} \quad (151)$$

Basierend auf dem SoC sowie der Batterietemperatur kann nun die aktuelle Strom-Spannungskurve, wie in Abbildung 73 dargestellt, durch Interpolation des Batteriekennfeldes ermittelt werden.

Die verfügbare Kapazität der Batterie nimmt mit abnehmender Temperatur deutlich ab. Aufgrund der niedrigen Umgebungslufttemperaturen besteht zudem die Gefahr, dass die Batterien nachts aufgrund fehlender solarer Einstrahlung unter die zulässige Betriebstemperatur abkühlen. Bei der für HAP- α verwendeten Batterie liegt die minimale Betriebstemperatur bei $T_{bat} = -30^\circ C$. In diesem Zustand stehen nur noch ca. 65 % der nominalen Ladung und aufgrund der geringeren Spannung ca. 50 % der nominal speicherbaren Energie zur Verfügung.

Um einem Absinken der Temperatur entgegenzuwirken, wird eine elektrische Heizung in der Bat-

³Batteriefachsprache: $1,0 C$ entspricht einem der Batteriekapazität auf die Entladedauer von einer Stunde bezogenen Entladestrom

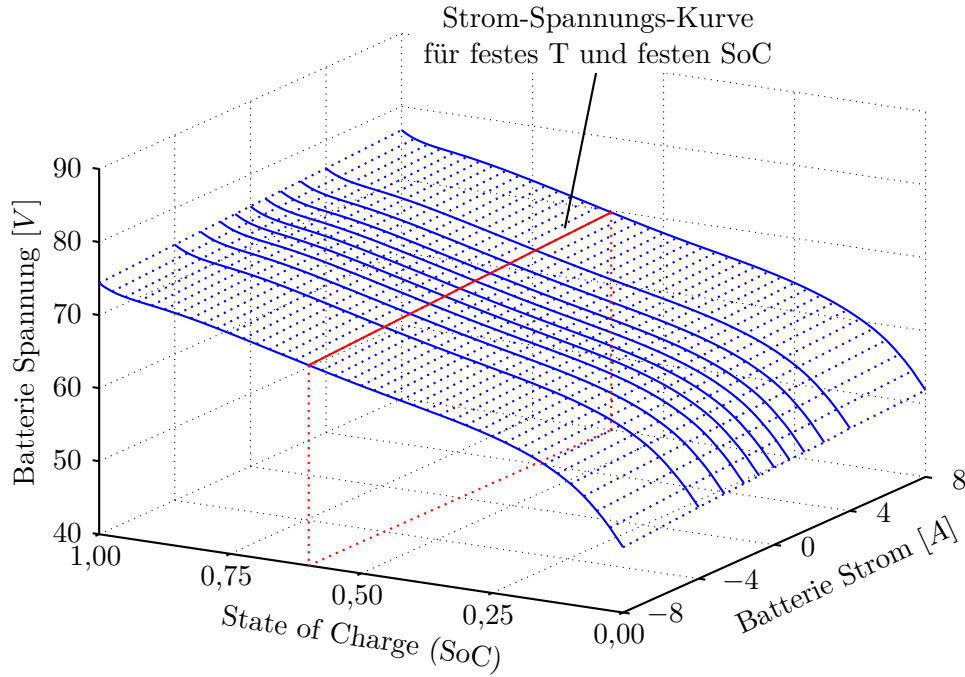


Abbildung 73: Batteriekennfeld der aus Samsung INR21700-50E-Zellen bestehenden Batterie von HAP- α bei einer Temperatur von $T_{bat} = 20^\circ C$

terie installiert. Die Heizung ist bei HAP- α als Widerstandsfolie ausgeführt, deren Integration in die Batterie schematisch in Abbildung 81 dargestellt ist. Zur Aktivierung des Heizwiderstands wird ein einfacher Zweipunktregler verwendet. Aufgrund der hohen Wärmekapazität der Batterie, der damit verbundenen hohen Trägheit sowie der natürlichen Stabilität der Regelstrecke ist dieser hier problemlos einsetzbar. Die Anpassung der internen Strom-Spannungs-Kurve der Batterie in Abhängigkeit vom Schaltzustand der Heizung ist in Abbildung 74 dargestellt. Da der Heizwiderstand parallel zur Batterie geschaltet ist und somit über demselben Spannungspotential wie die Batterie betrieben wird, kann die modifizierte Strom-Kennlinie I'_{bat} durch Superposition berechnet werden:

$$I'_{bat} = I_{bat} - I_{bat,h} \quad (152)$$

Mit der modifizierten Batteriekennlinie wird nun die Lösung des elektrischen Netzwerks berechnet. Der tatsächlich fließende Batteriestrom I_{bat} kann wiederum unter Nutzung von Gleichung 152 berechnet und darauf basierend der neue Ladezustand unter Verwendung der Simulationsschrittweite Δt ermittelt werden:

$$q_{bat,t+1} = q_{bat,t} + I_{bat} \cdot \Delta t \quad (153)$$

Insbesondere beim Verzicht auf einen spannungsbegrenzenden MPPT in den Solarpaneelen muss eine Überladung der Batterien durch eine stromflussunterdrückende Maßnahme verhindert werden. In Abbildung 75 ist eine dafür geeignete einfache Schaltung dargestellt. In Abhängigkeit der Leerlaufspannung oder des berechneten Ladezustandes wird hier eine Diode durch Auftrennen des bidirektionalen Bypass aktiviert. Die dargestellte zusätzliche Kennlinienmodifikation findet in der Simulation in Abhängigkeit der Leerlaufspannung der Batterie statt.

Abschließend kann basierend auf dem Spannungsabfall gegenüber der für den Ladezustand und die aktuelle Temperatur gültigen Leerlaufspannung die in der Batterie in Wärme umgesetzte Verlust-

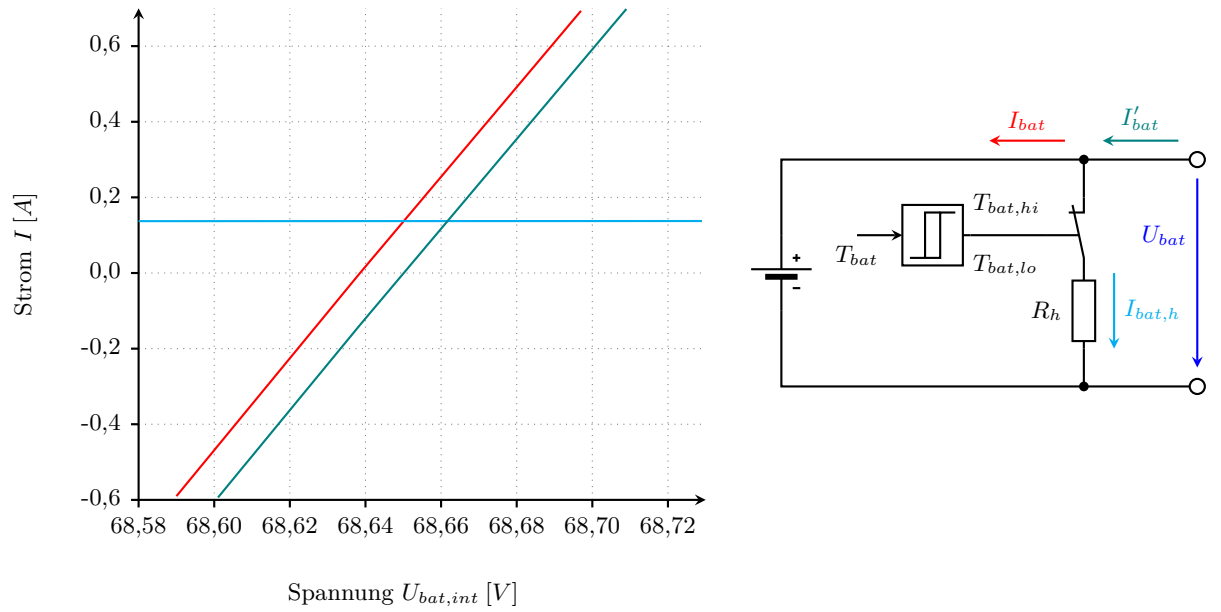


Abbildung 74: Interne Strom-Spannungs-Kurven der Batterie in Abhängigkeit des Schaltzustandes der Heizung

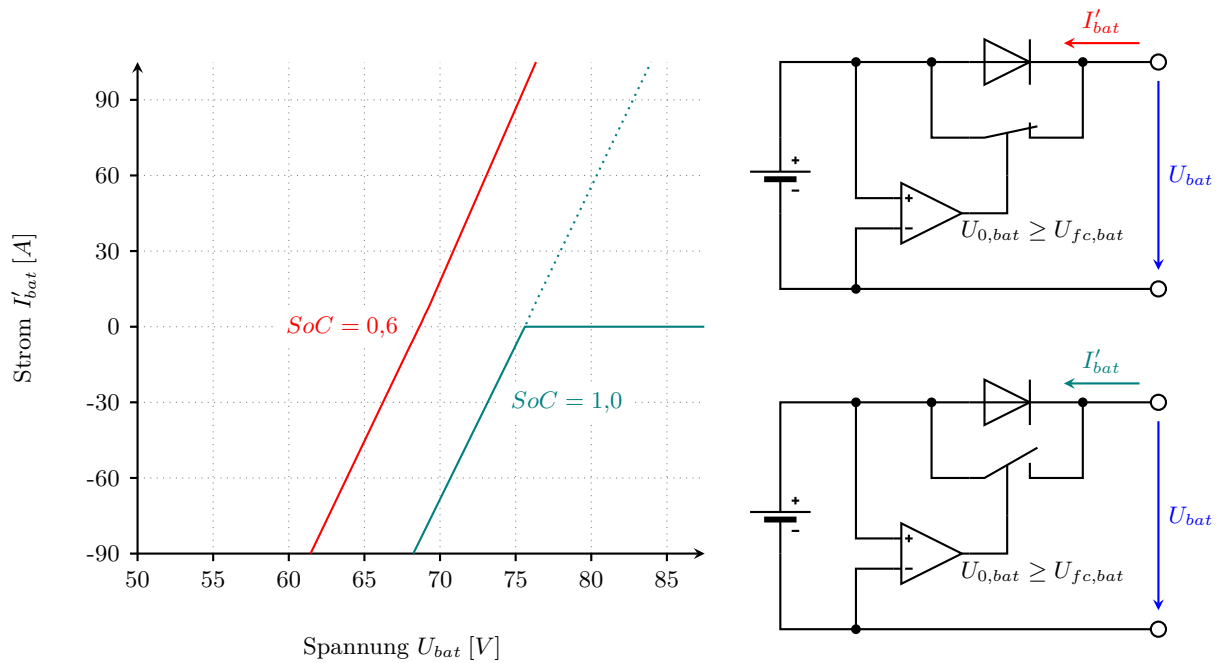


Abbildung 75: Modifikation der Strom-Spannungs-Kurve für eine Batterie bei Erreichen der Ladeschlussspannung

leistung bestimmt und zusammen mit der im Heizwiderstand umgesetzten elektrischen Leistung die der Batterie intern zugeführte Wärme berechnet werden:

$$\dot{Q}_{bat,el} = |U_{C0} - U_{bat}| \cdot I_{bat} + U_{bat} \cdot I_{bat,h} \quad (154)$$

Mit der dargestellten Berechnungsmethode stehen zu jedem Simulationsschritt die aktuell im Netzwerk wirksame Strom-Spannungs-Kennlinie, der Ladezustand sowie die Verlustleistung jeder Batterie zur Verfügung.

6.6 Modellierung allgemeiner Verbraucher

Neben den Flugantrieben sind weitere elektrische Verbraucher im Flugzeug zu berücksichtigen. Elektronische Komponenten verfügen in der Regel über einen eingangsseitigen Spannungswandler, der die Versorgungsspannung auf das für das jeweilige Gerät benötigte Spannungsniveau anpasst. Auf der Versorgungsseite wird meist eine variable Eingangsspannung akzeptiert, sodass sich die Komponente nach außen hin wie ein Konstantleistungskonsument verhält. In der Missionssimulationsumgebung kann die Leistungsaufnahme zu jedem Simulationsschritt angepasst werden, wobei sie über eine Simulationsschrittweite als konstant betrachtet wird. Die resultierende Kennlinie der Leistungsaufnahme ist dabei äquivalent zur Strom-Spannungs-Kurve der Flugantriebe, die in Abbildung 70 rechts dargestellt ist.

6.7 Modellierung des Thermalverhaltens

6.7.1 Hintergrund und Motivation zur Simulation thermaler Aspekte

Der Tag-Nacht-Zyklus der Sonne, die geografische Schwankungsbreite und Höhenabhängigkeit der Atmosphärentemperatur sowie die mit der Flughöhe abnehmende Dichte der Atmosphäre führen zu erheblichen Temperaturschwankungen der Komponenten des Luftfahrzeugs. Zudem dissipieren elektrische Komponenten ihre Verlustleistung in der Regel in Form eines Wärmestroms, sodass auch die missionsabhängige elektrische Beanspruchung die Temperatur dieser Komponenten beeinflusst. Für Komponenten, deren elektrisches Leistungsvermögen wesentlich von der Temperatur abhängt, muss folglich der Thermalhaushalt und damit die Temperatur dieser Komponenten in der Simulation berechnet werden. Hierfür wird zunächst eine Übersicht über Vorarbeiten in diesem Bereich gegeben, gefolgt von der Beschreibung der Modellierung für solarelektrische Höhenflugzeuge in den anschließenden Kapiteln.

Aufgrund der thermischen Herausforderungen bei Höhenflügen von Forschungsballonen finden sich die ersten Arbeiten zur Modellierung des Wärmehaushalts von langsam und hoch fliegenden Objekten in diesem Bereich. Da das Volumen des Füllgases eines Ballons – und somit sein Auftrieb durch das verdrängte Atmosphärenvolumen – von der Gastemperatur abhängt, zielt die thermische Analyse bei Höhenballonen in erster Linie auf die Berechnung der Temperatur des Füllgases ab. Carlson gibt hierzu in [181] einen umfassenden Überblick über die relevanten Wärmeströme, zu denen neben der solaren Einstrahlung und der konvektiven Wärmeübertragung der Ballonhülle an die Umgebung auch die reflektierte Sonnenstrahlung, die emittierte Strahlung der Erde sowie die Infrarotstrahlung der umgebenden Atmosphäre zählen. Es kann zudem anhand des Modells aufgezeigt werden, dass im Tagesverlauf die Temperatur des Füllgases deutlich über der Temperatur des Ballongewebes liegt und sich daraus ein erheblicher Einfluss auf die Flugbahn ergibt. Entgegen der bis dahin oft getroffenen Annahme konstanter Temperaturen wird daher empfohlen, eine umfassendere Berücksichtigung der Temperatur in die Flugbahnberechnung aufzunehmen. In [182] wird dann die Einbindung des thermischen Modells in die Vorausberechnung von Ballontrajektorien

beschrieben, wobei auch auf die Herausforderung der numerischen Lösung des thermischen Differentialgleichungssystems im Rahmen der Trajektorien simulation eingegangen wird. Es wird zwischen Simulationsperioden mit hohen Gradienten – bspw. Aufstieg des Ballons sowie Sonnenauf- und Sonnenuntergang – und Perioden mit geringen Gradienten – bspw. Nachtflug – unterschieden. Den unterschiedlichen Erfordernissen wird dabei mit einer von der Flugperiode abhängigen temporalen Schrittweite der Simulation begegnet.

Cathey zeigt in [183] die besondere Bedeutung der Strahlung für den Wärmehaushalt von Höhenballonen auf und geht insbesondere auf die Geometriemodellierung des Ballons zur Berechnung der absorbierten solaren Einstrahlung ein. Zur Thermalanalyse in großer Höhe fliegenden Luftschiffen ist umfangreiche Literatur vorhanden. Die Einsatzhöhen dieser Fluggeräte sind vergleichbar mit denen der in dieser Arbeit betrachteten solarelektrischen Höhenflugzeuge. Analog zu den Höhenballonen ist die Temperatur des Füllgases von besonderer Bedeutung für das aerostatische Gleichgewicht. Stefan beschreibt in [184] die Einflussfaktoren auf ein Höhenluftschiff. Dabei wird insbesondere die Problematik der Minimierung der Temperaturdifferenz des Füllgases über den Tag-Nacht-Zyklus diskutiert. Das Aufnehmen von Fahrt allein zum Zweck der konvektiven Kühlung sowie das Heizen des Füllgases bei Nacht werden als zu energieintensiv verworfen. Stattdessen wird die Kompensation der aerostatischen Auftriebsdifferenzen durch das zusätzliche Einprägen von aerodynamischem Auftrieb vorgeschlagen. Der Flug eines aerostatisch Auftrieb erzeugenden Luftschiffs ist daher – auch bei Annahme von Windstille in der Stratosphäre – nicht ohne Zuführung zusätzlicher Energie möglich, sofern die Höhe des Luftschiffs kontrolliert werden muss.

Die thermale Modellierung von Stratosphärenluftschiffen, einschließlich großflächig aufgebrachter Photovoltaikzellen, ist in [185] umfassend beschrieben. Zudem werden die aktuellen Konzepte zur vereinfachten Modellierung der solaren Einstrahlung sowie der langwelligen Infrarotstrahlung zusammengefasst. Weiterhin wird darauf hingewiesen, dass aufgrund des hohen Absorptionsvermögens der Photovoltaikzellen für solare Einstrahlung diese die Wärmezufuhr für das Luftschiff während des Tages verstärken und damit eine besondere Rolle im thermalen Haushalt spielen. In [186] wird die Modellierung des Thermalhaushalts und die Trajektorienberechnung zur Simulation des Aufstiegs von Luftschiffen in die Stratosphäre beschrieben. Aufgrund der hohen Aufstiegsgeschwindigkeit kann es dabei zu einer deutlichen Unterkühlung des Füllgases infolge dessen schneller Expansion kommen. Dadurch kann das Luftschiff signifikant an Auftrieb verlieren. Für das betrachtete Luftschiff wird eine Untertemperatur des Füllgases von bis zu 30 K während des Aufstiegs sowie eine Übertemperatur von 51 K über den Tagesverlauf auf der Einsatzhöhe von 19 km ermittelt.

Die Auswirkungen der Photovoltaikzellen auf den Thermalhaushalt von hochfliegenden Luftschiffen sind der zentrale Untersuchungsgegenstand in [187]. Zu diesem Zweck werden dort Thermalanalysen mithilfe von CFD-Methoden beschrieben. Dabei werden Temperaturen der Photovoltaikzellen von $-63\text{ }^{\circ}\text{C}$ als Minimaltemperatur während der Nacht und $86\text{ }^{\circ}\text{C}$ als Spitzentemperatur am Tag ermittelt. Allerdings wird nicht angegeben, ob das Luftschiff eine Relativgeschwindigkeit zur Atmosphäre aufweist. Auch ohne diese Information zeigt die Studie erwartungsgemäß, dass insbesondere die Photovoltaikanlagen sehr starken Temperaturschwankungen unterliegen. Für Luftschiffe wird zudem aufgezeigt, dass die Photovoltaikzellen die Temperaturerhöhung des Füllgases deutlich steigern und damit thermisch besonders kritisch sind. Um diesem Effekt entgegenzuwirken, wird angestrebt, die Photovoltaikzellen trotz des zusätzlichen Gewichts thermisch isoliert auf der Außenhaut von Luftschiffen anzubringen [188]. Eine umfassende Übersicht über weitere Aktivitäten im Bereich der Thermalanalyse von hochfliegenden Luftschiffen sowie korrespondierende Entwurfsansätze findet sich zudem in [116]. Dabei wird hervorgehoben, dass eine Vielzahl von Modellen und Analysemethoden in der Literatur beschrieben sind, jedoch zu wenig Messdaten aus realen Flügen existieren, um die Modelle zu validieren und weiterzuentwickeln.

Für aerodynamisch Auftrieb erzeugende solarelektrische Höhenflugzeuge ist im Vergleich zu Ballonen und Luftschiffen wenig Literatur zu finden. Die Modellierung und Analyse des Thermalverhaltens eines Flügelbereichs des im DLR in Entwicklung befindlichen Luftfahrzeugs HAP- α wird in

[189] beschrieben. Im Rahmen jener Arbeit wurde ein einfaches Analysemodell zur Berechnung der Temperaturen von Batterie, Photovoltaikzellen und des Flügelinnenraums entwickelt. Dabei werden insbesondere Annahmen zur Turbulenz der Umströmung des Flügels getroffen, die in der vorliegenden Arbeit aufgegriffen werden. Weiterhin wurden die berechneten Temperaturen in Bodenhöhe mit Fahrversuchen eines Flügelmodells validiert. In [190] werden die Grundzüge der thermalen Modellierung der vorliegenden Arbeit beschrieben und das Problem der Integration des Thermalmodells in eine Simulationsumgebung mit großer Schrittweite adressiert sowie eine geeignete Reduktion des Differentialgleichungssystems vorgeschlagen. In [191] wird zudem die experimentelle Untersuchung verschiedener Isolationsmaterialien für die Batterie von HAP- α vorgestellt. Dabei konnte aufgezeigt werden, dass auch in Flughöhen von 20km trotz geringer Luftdichte die natürliche Konvektion nicht vernachlässigt werden kann. Bauartbedingt, durch das in der Regel erforderliche Span-Loaded Design, kann die Batterie als sehr schwere Systemkomponente nicht als einzelner Block im Rumpf gut isoliert untergebracht werden, sondern muss im Flügel verteilt werden. Die Isolation muss zudem derart konzipiert werden, dass die Batterie in der Nacht ausreichend warm bleibt, während sie am Tag, bei höherer Temperatur im Flügel, dennoch nicht überhitzt. Um beiden Zielen gerecht zu werden, wird die Batterie mit einer dünnen Isolation umhüllt und, wie in Kapitel 6.5 beschrieben, bei Bedarf elektrisch geheizt.

6.7.2 Modellierungskonzept zur Simulation des Thermalverhaltens

Die Berechnung der Temperaturen der Flugzeugkomponenten während der Simulationszeit erfordert in der Regel eine gekoppelte thermale Modellierung, da die thermalen Zustände dieser Elemente einer gegenseitigen Beeinflussung unterliegen. Aufgrund der Einbausituation im Flügel tauschen diese Komponenten sowohl untereinander als auch mit benachbarten Strukturbauteilen und der Umgebung Wärme aus. Das Thermalmodell muss in der Lage sein, diese Wärmeaustauschbeziehungen hinreichend genau abzubilden, um eine präzise Temperaturberechnung zu ermöglichen. Gleichzeitig sollte es jedoch nur so viel Rechenleistung beanspruchen, dass die Simulationsdauer einer Flugmission nicht inakzeptabel verlängert wird.

Teilbereiche des Flügels, die in der Regel mit Photovoltaikzellen bedeckt sind und eine Batterie enthalten, werden in dieser Arbeit als Flügelkompartiment bezeichnet. Abbildung 76 zeigt den Aufbau

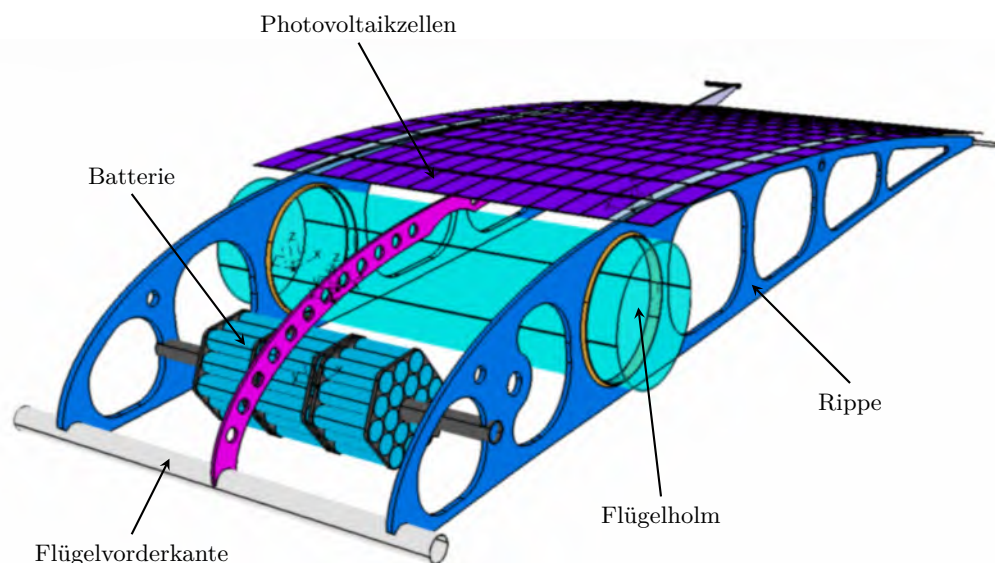


Abbildung 76: Konstruktion des Flügels von HAP- α

eines Flügelkompartiments von HAP- α . Dieser Aufbau ist repräsentativ für die Klasse solarelektrischer Höhenflugzeuge in Holm-Rippen-Bauweise. Neben HAP- α weist bspw. auch der Airbus Zephyr 7S eine ähnliche Konstruktion auf. Die Batterie befindet sich vor dem Holm, der das Flügelkompartiment in einen vorderen und einen hinteren Teil unterteilt. Gleichartige Kompartimente sind in regelmäßigen Abständen über den gesamten Flügel verteilt, um die Batteriemasse gleichmäßig über die Spannweite zu verteilen.

Für die thermale Modellierung werden grundsätzlich Modelle mit verteilten Parametern sowie deutlich einfachere Modelle mit konzentrierten Parametern unterschieden. Komplexe Probleme mit mehrdimensionalen Wärmequellen und hohen Anforderungen an die Lösungsgüte erfordern in der Regel Modelle mit verteilten Parametern. Diesen liegt die Geometrie einschließlich der räumlichen Verteilung der Parameter als Problembeschreibung zugrunde. Darauf basierend werden die räumliche sowie zeitliche Verteilung der Temperatur und der Wärmequellen ermittelt [192]. Derartige Probleme können oft nur numerisch unter Nutzung von CFD-Methoden gelöst werden. Der damit verbundene Rechenaufwand ist jedoch für den Einsatz in einer Missionssimulationsumgebung unverhältnismäßig hoch.

Modelle mit konzentrierten Parametern basieren hingegen auf der Annahme, dass die räumliche Verteilung der Temperatur in einzelnen Körpern konstant ist und der Wärmeaustausch durch die Temperaturunterschiede an den Grenzflächen beschrieben werden kann [193]. Durch den Wegfall der Ortsabhängigkeit der Parameter kann das Problem mit gewöhnlichen Differentialgleichungen in Abhängigkeit der Zeit t beschrieben werden, was zu einer erheblichen Reduktion der Ordnung führt. Aufgrund der Rechenzeitanforderungen wird in dieser Arbeit ein Modellierungsansatz mit konzentrierten Parametern gewählt. Auch die in [189] für ein Flügelkompartiment des Flugzeugs HAP- α berechneten und im Rahmen von Bodenversuchen experimentell überprüften Temperaturen zeigen eine ausreichend gute Übereinstimmung, um die Auswahl dieses Modellierungsansatzes für diese Arbeit zu rechtfertigen.

Aufgrund der hohen Streckung des Flügels sowie der Umströmung des Flügels in der x-z-Ebene wird davon ausgegangen, dass die Temperaturgradienten – und entsprechend der Wärmefluss – insbesondere in der x-z-Ebene ausgeprägt sind. Daher wird eine zweidimensionale Modellierung basierend auf dem Flügelquerschnitt als ausreichend erachtet, um die Temperaturen der Batterie und der Photovoltaikzellen zu bestimmen. Dabei wird angenommen, dass der Flügel eine unendliche Streckung mit konstantem Querschnitt aufweist. Die Batterie sowie der Flügelholm werden ebenfalls als unendlich ausgedehnte Zylinder approximiert. Die durch diese Annahmen erreichte Vereinfachung des Problems ermöglicht schließlich die effiziente Integration der Thermalrechnung in die Missionssimulationsumgebung.

Für das Thermalmodell der Batterien und Photovoltaikzellen sind alle grundlegenden Formen der Wärmeübertragung relevant. Dazu gehören Wärmestrahlung, Konvektion und Wärmeleitung [194]. Der Wärmestrahlung kommt eine besondere Bedeutung zu, da neben der Wärmezufuhr von Sonne und Erde ein bedeutender Teil der Wärme im Flügelkompartiment aufgrund der geringen Luftdichte in großer Höhe durch Strahlung übertragen wird. Innerhalb des Flügelkompartiments spielen zudem die Konvektion sowie – im Fall der Batterie innerhalb der Isolationsschicht – die Wärmeleitung eine wichtige Rolle. Außerhalb des Flügelkompartiments findet aufgrund der Umströmung des Flügels ebenfalls konvektive Wärmeübertragung statt.

Die relevanten Wärmequellen sind in Abbildung 77 dargestellt. Dabei bezeichnen E und H jeweils Strahlungsgrößen, während \dot{Q} die Wärmeübertragung durch Wärmeleitung sowie Konvektion darstellt. Von außen treffen die solare Einstrahlung E_p sowie die langwellige Strahlung der Erdoberfläche $E_{lw,e}$ und der Atmosphäre $E_{lw,a}$ auf das Flügelkompartiment. $E_{em,lw,af}$ bezeichnet die langwellige Abstrahlung des Flügelprofils in die Umgebung. Weiterhin stehen H_{lw} und H_{sw} für die langwellige bzw. kurzwellige, in Kapitel 6.7.4.1 beschriebene, Strahlungsemission der Oberflächen im Flügelkompartiment. Schließlich symbolisieren \dot{Q}_{cv} den konvektiven und \dot{Q}_{cd} den geleiteten Wärmeübergang.

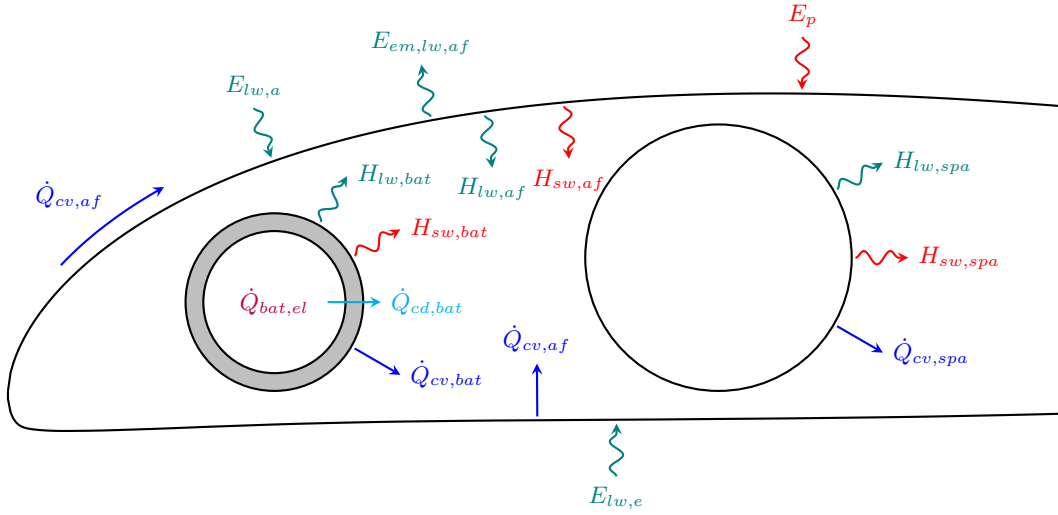


Abbildung 77: Wärmeflüsse eines Flügelkompartiments

6.7.3 Diskretisierung des Flügelquerschnitts

Eine wesentliche Vereinfachung wird erreicht, wenn die Konturen des Flügels, der Batterie sowie des Holms durch Geraden approximiert werden. Aufgrund der Betrachtung des Flügelquerschnitts mit unendlich großer Ausdehnung entspricht jede dieser Linien in der Modellvorstellung einem Paneel mit ebenso unendlicher Ausdehnung in die Betrachtungsebene. Daher werden diese Linien im Folgenden als Paneele bezeichnet. Für jedes Paneel kann nun – wie bereits für die Solarpaneele erläutert – die von der Umwelt empfangene und vom Einfallswinkel auf die Oberfläche abhängige Strahlungsleistungsdichte als räumlich konstant angenommen werden. Weiterhin erleichtert diese Form der Approximation des Flügels einschließlich der Batterie und des Holms die Berechnung des konvektiven Wärmeübergangs in signifikanter Weise.

Die Paneel-Approximation des Flügelquerschnitts für das Flügelprofil der hochfliegenden Plattform ist in Abbildung 78 dargestellt. Im gezeigten Beispiel sind das Flügelprofil und der Holm jeweils durch sechs Paneele angenähert. Die Batterie weist auch in der Realität einen sechseckigen Querschnitt auf. Für kreisrunde Bauteile wie den Flügelholm wird die Länge der einzelnen Paneele so gewählt, dass der Umfang des gleichseitigen Sechsecks dem des angenäherten Kreises entspricht. Es gilt daher:

$$L_{wsp} = \frac{2\pi \cdot R_{ws}}{n_{disc}} \quad (155)$$

Der Flächenschwerpunkt des Sechsecks entspricht dem Kreismittelpunkt. Für den senkrechten Abstand der Linien vom Kreismittelpunkt gilt somit:

$$K_{wsp,M} = \frac{L_{wsp}}{2 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{n_{disc}}\right)} \quad (156)$$

Darin bezeichnet n_{disc} die Anzahl der Paneele, in die der Kreisquerschnitt unterteilt werden soll. Zur Berechnung der Längen und Positionen der Flügelprofile wird für jedes Paneel der Tangenten-

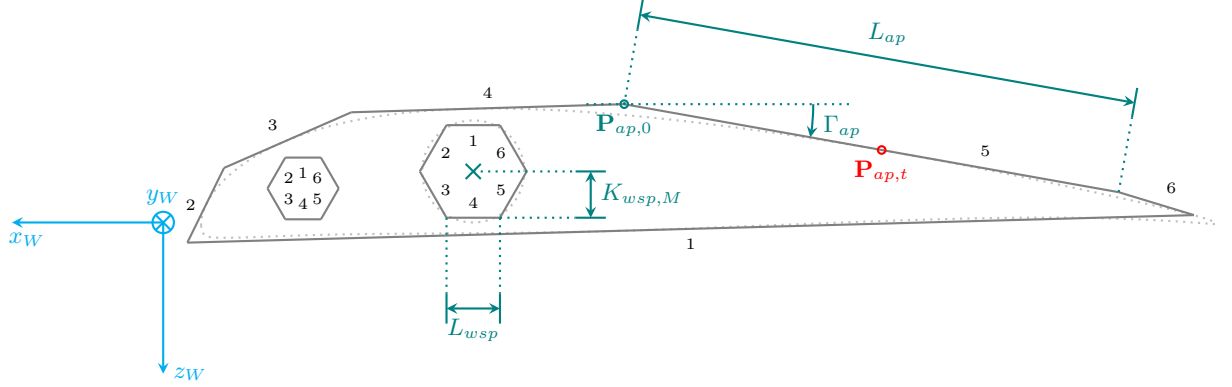


Abbildung 78: Diskretisierung des Flügelquerschnitts in einzelne Paneele

punkt am Flügelprofil vorgegeben. Wird die Profillinie in z -Richtung durch die Funktion $f_{af}(x)$ beschrieben, so kann die Neigung des Paneels Γ_{ap} durch Ableitung am Tangentialpunkt $\mathbf{P}_{ap,t}$ bestimmt werden als:

$$\Gamma_{ap} = \tan^{-1} \left(\left. \frac{df_{af}}{dx} \right|_{x=[\mathbf{P}_{ap,t}]_x^C} \right) \quad (157)$$

Der Anfangspunkt des Paneels $\mathbf{P}_{ap,0}$ wird durch Bestimmen des Schnittpunkts des betrachteten Paneels i mit dem vorhergehenden Paneel $i-1$ ermittelt. Hierfür wird zunächst das folgende Gleichungssystem für die zu den jeweiligen Paneelen gehörenden κ gelöst:

$$\begin{bmatrix} \kappa_{(i-1)} \\ \kappa_{(i)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Gamma_{ap(i-1)}) & -\cos(\Gamma_{ap(i)}) \\ -\sin(\Gamma_{ap(i-1)}) & \sin(\Gamma_{ap(i)}) \end{bmatrix} \cdot [\mathbf{P}_{ap,t(i-1)} - \mathbf{P}_{ap,t(i)}] \quad (158)$$

Nun kann der Anfangspunkt bestimmt werden durch:

$$\mathbf{P}_{ap,0} = \mathbf{P}_{ap,t} + \kappa \cdot \begin{bmatrix} -\cos(\Gamma_{ap}) \\ \sin(\Gamma_{ap}) \end{bmatrix} \quad (159)$$

Die Länge des Paneels folgt aus dem Abstand der Anfangspunkte:

$$L_{ap} = \sqrt{\left([\mathbf{P}_{ap,0(i+1)}]_x^C - [\mathbf{P}_{ap,0(i)}]_x^C \right)^2 + \left([\mathbf{P}_{ap,0(i+1)}]_y^C - [\mathbf{P}_{ap,0(i)}]_y^C \right)^2} \quad (160)$$

6.7.4 Modellierung der Wärmeströme

6.7.4.1 Wärmeübertragung durch Strahlung

Wärmeübertragung durch Strahlung erfolgt aufgrund der temperaturabhängigen Emission elektromagnetischer Wellen durch Materie. Die strahlenden Körper werden in dieser Arbeit als quasi-grau betrachtet. Graue Körper emittieren im Vergleich zu schwarzen Körpern einen geringeren Wärmestrom, wobei die Emissivität ε_r das Verhältnis des emittierten Wärmestroms eines grauen Körpers zu dem eines schwarzen Körpers angibt [195].

Für die Wärmeübertragung im langwelligen Bereich hat es sich als hinreichend erwiesen, ε_r als unabhängig von der Wellenlänge anzunehmen. Im kurzwelligen Spektrum der Sonnenstrahlung können

die Werte jedoch deutlich abweichen. Die Bezeichnung "quasi-grau" wurde gewählt, da im Rahmen dieser Arbeit separate Werte für langwellige und kurzwellige Strahlung verwendet und die Strahlungsbilanzgleichungen für beide Bereiche aufgestellt werden. Für den emittierten Wärmestrom einer Oberfläche gilt [194]:

$$E_{em} = A_p \cdot \varepsilon_r \cdot \sigma \cdot T_p^4 \quad (161)$$

Darin bezeichnen A_p die Oberfläche und T_p die Temperatur des Paneels sowie σ die Stefan-Boltzmann-Konstante. Aufgrund der zweidimensionalen Betrachtung werden alle Wärmeströme auf die Länge bezogen, sodass der Wärmestrom pro Längeneinheit folgt:

$$E'_{em} = \frac{E_{em}}{l} \quad (162)$$

Für den auf die Länge bezogenen emittierten Wärmestrom gilt mit der Länge L_p des Schnitts durch die Oberfläche des Körpers somit:

$$E'_{em} = L_p \cdot \varepsilon_r \cdot \sigma \cdot T_p^4 \quad (163)$$

Die von benachbarten Körpern emittierte Strahlung wird abhängig vom Absorptionsgrad der Oberfläche des betrachteten Körpers absorbiert. Das Gesetz von Kirchhoff besagt, dass ein Körper mit konstanter Temperatur in einem bestimmten Zeitraum exakt so viel Energie emittiert, wie er von einem schwarzen Strahler gleicher Temperatur absorbiert [196]. Dieser Zusammenhang gilt für intransparente Körper im thermischen Gleichgewicht. Da die Bespannfolie des Flugzeugs einen Teil der Strahlung passieren lässt, kann das Gesetz von Kirchhoff dort nicht angewendet werden. Daher werden der Absorptionsgrad α_r und der Emissionsgrad ε_r im Rahmen dieser Arbeit getrennt behandelt.

Wird der betrachtete Körper vollständig von schwarzer Materie mit der Umgebungstemperatur T_{am} umschlossen, so absorbiert er den Wärmestrom:

$$E'_{ab} = L_p \cdot \alpha_r \cdot \sigma \cdot T_{am}^4 \quad (164)$$

Befindet sich in der Umgebung des Körpers 1 ein Körper 2, der den Körper 1 nicht vollständig umschließt, so empfängt Körper 1 nur mit einem Teil seiner Oberfläche die Strahlung von Körper 2. Das Verhältnis des empfangenen Wärmestroms zum Wärmestrom im Fall einer vollständigen Umschließung wird als Sichtfaktor $F_{1,2}$ bezeichnet. Für den empfangenen Wärmestrom gilt:

$$E'_{ab,1} = L_{p,1} \cdot F_{1,2} \cdot \varepsilon_{r,1} \cdot \varepsilon_{r,2} \cdot \sigma \cdot T_2^4 \quad (165)$$

Für Sichtfaktoren gilt die Reziprozitätsbeziehung [194]:

$$L_{p,1} \cdot F_{1,2} = L_{p,2} \cdot F_{2,1} \quad (166)$$

Fällt ein Wärmestrom auf die Oberfläche eines Körpers, so wird der nicht absorbierte Anteil mit dem Reflexionsgrad ϱ_r reflektiert. Falls der Körper eine Transmissivität $\tau_r > 0$ aufweist, durchdringt ein Teil der Strahlung den Körper. Grundsätzlich gilt:

$$\varepsilon_r + \varrho_r + \tau_r = 1 \quad (167)$$

Stehen mehrere Flächen im Strahlungsaustausch, so setzt sich die von einer Fläche ausgehende Strahlung aus ihrer emittierten Strahlung, der von den anderen Körpern reflektierten Strahlung sowie der von außen durch die Fläche dringenden Strahlung zusammen. In Abbildung 79 ist diese Situation für einen durch drei Flächen begrenzten, unendlich ausgedehnten Innenraum am Beispiel

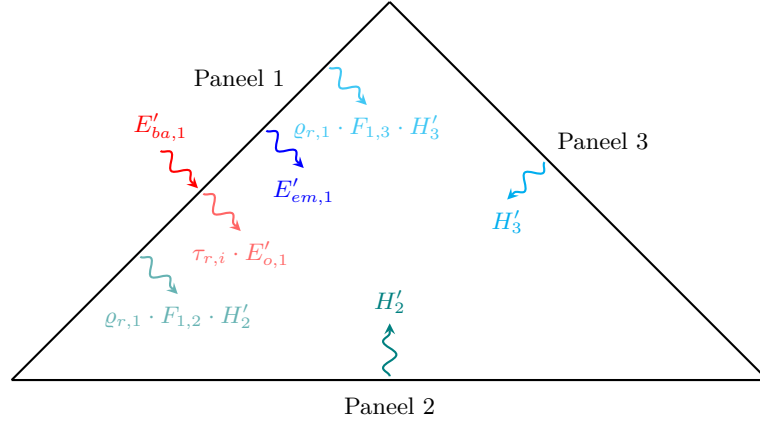


Abbildung 79: Anteile der Helligkeit einer Fläche in einem abgeschlossenen Raum

des Panels 1 dargestellt. Die Summe dieser Anteile wird als Helligkeit H bezeichnet. Die Helligkeit einer Fläche i berechnet sich nach:

$$H'_i = E'_{em,i} + \varrho_{r,i} \cdot E'_i + \tau_r \cdot E'_{ba,i} \quad (168)$$

Dabei bezeichnet E'_i die frontal auf die Fläche treffende Strahlungsleistungsdichte pro Längeneinheit, während $E'_{ba,i}$ die von der Rückseite durch die Fläche dringende Strahlungsleistungsdichte beschreibt.

Die Einstrahlung auf die Fläche i ergibt sich aus den Helligkeiten der umgebenden Flächen unter Berücksichtigung der Sichtfaktoren. Unter Nutzung von Gleichung 166 gilt:

$$L_{p,i} \cdot E'_i = \sum_{j=1}^n L_{p,j} \cdot F_{j,i} \cdot H'_j = L_{p,i} \cdot \sum_{j=1}^n F_{i,j} \cdot H'_j \quad (169)$$

Wird Gleichung 169 in Gleichung 168 eingesetzt, so kann die Einstrahlung E'_i eliminiert werden. Es folgt:

$$H'_i - \varrho_r \cdot \sum_{j=1}^n F_{i,j} \cdot H'_j = E'_{em,i} + \tau_r \cdot E'_{ba,i} \quad (170)$$

Damit liegen für n Flächen n Gleichungen mit n unbekannten Helligkeiten vor. Das resultierende Gleichungssystem kann in Matrixform geschrieben werden:

$$\left[\underline{\mathbb{1}} - \varrho_r \cdot \underline{\mathbf{F}} \right] \cdot \mathbf{H} = \mathbf{E}_{em} + \tau_r \cdot \mathbf{E}_{ba} \quad (171)$$

Die Helligkeiten der einzelnen Flächen können nun durch folgende Gleichung ermittelt werden:

$$\mathbf{H} = \left[\underline{\mathbb{1}} - \varrho_r \cdot \underline{\mathbf{F}} \right]^{-1} \cdot [\mathbf{E}_{em} + \tau_r \cdot \mathbf{E}_{ba}] \quad (172)$$

Die Inverse muss nicht während der Laufzeit der Simulation berechnet werden, sofern die darin enthaltenen Parameter konstant bleiben. Für die Sichtfaktoren ist dies grundsätzlich der Fall. Zudem wird im Rahmen dieser Arbeit vorausgesetzt, dass auch die Reflexivität während der Laufzeit keine nennenswerte Änderung erfährt. Dadurch reduziert sich der Rechenaufwand für die Helligkeitsberechnung auf eine einfache Multiplikation einer Matrix mit einem Vektor.

Auf Basis der ermittelten Helligkeiten kann im nächsten Schritt die auf die Fläche treffende Strah-

lungsleistung berechnet werden:

$$E'_i = \sum_{j=1}^n F_{i,j} \cdot H'_j \quad (173)$$

Dabei entspricht der Sichtfaktor $F_{i,j}$ dem Element in Zeile i und Spalte j der Sichtfaktorenmatrix $\underline{\mathbf{F}}$, während H'_j das Element an der Stelle j des Helligkeitsvektors \mathbf{H} ist.

Für die Berechnung der durch Strahlungsprozesse zugeführten Wärme gilt schließlich:

$$\dot{Q}'_{rd,i} = \varepsilon_{r,i} \cdot (E'_i + E'_{ba,i}) - E'_{em,i} \quad (174)$$

Bei Flächen des Flügelprofils ist zu beachten, dass die Abstrahlung sowohl nach innen als auch nach außen erfolgt. Einen Sonderfall stellen Flügelflächen mit Photovoltaikzellen dar. Diese Flächen weisen unterschiedliche Emissivitäten auf der Innen- und Außenseite auf: Die innere Emissivität wird durch die Bespannfolie bestimmt, während die äußere Emissivität von den Photovoltaikzellen abhängt. Während die innere Emissivität als konstant angenommen wird, ist die äußere von der Effizienz der Umwandlung der in die Photovoltaikzelle eingedrungenen Strahlung in elektrische Leistung abhängig. Die Transmissivität dieser Bereiche wird als $\tau_{r,i} = 0$ angenommen, was insbesondere durch die annähernd undurchlässige Rückseite der Photovoltaikzellen begründet wird.

6.7.4.2 Wärmeübertragung durch Konvektion

Unter Wärmeübertragung durch Konvektion wird ein Prozess des Wärmetransports zwischen einer Oberfläche und einem strömenden Medium verstanden. Der Charakter des Strömungsfeldes ist dabei maßgeblich für den Wärmeübergang. Grundsätzlich wird zwischen erzwungener Konvektion, die durch ein aufgrund äußerer Kräfte verursachtes Strömungsfeld entsteht, und freier Konvektion unterschieden. Bei der freien Konvektion sind Temperaturunterschiede zwischen dem strömenden Medium und der Oberfläche die Ursache für die Ausbildung des Strömungsfeldes [197].

Der konvektive Wärmeübergang innerhalb des Flügelkompartiments erfolgt durch freie Konvektion, sofern keine erzwungene Belüftung, bspw. durch Lufterlässe in der Flügeloberfläche, vorhanden ist. Aufgrund der Relativbewegung des Luftfahrzeugs zur Atmosphäre erfolgt der Wärmeübergang an der Außenseite des Flügels hingegen durch erzwungene Konvektion. Konvektiver Wärmeübergang findet nur statt, wenn eine Temperaturdifferenz zwischen der Oberfläche und dem umgebenden Medium vorliegt. Formal gilt für den konvektiven Wärmestrom:

$$\dot{Q}'_{cv,i} = L_{p,i} \cdot \alpha_{c,i} \cdot (T_{p,i} - T_{am,i}) \quad (175)$$

Dabei bezeichnet $\alpha_{c,i}$ den Wärmeübergangskoeffizienten und $T_{am,i}$ die Temperatur des das Paneel umgebenden Mediums. Aufgrund der Komplexität des Konvektionsprozesses werden zur Berechnung des Wärmeübergangskoeffizienten in der Regel empirische Formeln verwendet [198]. Zur Beschreibung des konvektiven Wärmeübergangs wird dabei die Nusselt-Zahl Nu genutzt, für die gilt:

$$Nu = \frac{\alpha_{c,i} \cdot L_{p,i}}{\lambda_{am}} \quad (176)$$

Darin bezeichnet λ_{am} die thermische Leitfähigkeit des strömenden Mediums.

Im Fall der erzwungenen Konvektion hängt die Nusselt-Zahl von der in Gleichung 94 definierten Reynolds-Zahl ab. Dabei ist zu unterscheiden, ob die Grenzschicht der Strömung laminar oder turbulent ausgeprägt ist. Bei einer homogenen Oberfläche kann die lokale Reynolds-Zahl in Abhängigkeit von der Lauflänge der Strömung über die überströmte Fläche bestimmt und je nach Wert

eine lokale Fallunterscheidung getroffen werden. Darauf basierend wird die lokale Nusselt-Zahl berechnet und schließlich ein gemittelter Wärmeübergangskoeffizient für die Fläche abgeleitet.

Für ebene Platten, wie sie in der vorliegenden Arbeit zur Annäherung des Flügelprofils angenommen werden, können gemittelte Nusselt-Zahlen aus der Literatur entnommen werden. Dabei ist für jede Platte zu unterscheiden, ob die Strömung laminar, turbulent oder gemischt ausgeprägt ist. In dieser Arbeit wird angenommen, dass die Umströmung auf der Oberseite des Flügels am ersten Paneel laminar ist und ab dem zweiten Paneel, das in der Regel als Solarpaneel vorliegt, in eine turbulente Strömung übergeht. Die Strömung um die Unterseite des Flügels wird hingegen – in Anlehnung an [189] – als durchgängig laminar betrachtet.

Zur Berechnung der Nusselt-Zahl muss zunächst die Prandtl-Zahl berechnet werden. Diese ist als Verhältnis zwischen der kinematischen Viskosität und der Temperaturleitfähigkeit des umströmenden Mediums definiert:

$$Pr = \frac{\mu_a \cdot \varrho \cdot c_p}{\lambda_{am}} \quad (177)$$

Für laminare Grenzschichten ergibt sich die Nusselt-Zahl zu [194]:

$$Nu_{lam} = 0,664 \cdot Re^{\frac{1}{2}} \cdot Pr^{\frac{1}{3}} \quad (178)$$

Für turbulente Grenzschichten gilt hingegen:

$$Nu_{turb} = \frac{0,037 \cdot Re^{\frac{4}{5}} \cdot Pr}{1 + 2,443 \cdot Re^{-0,1} \cdot \left(Pr^{\frac{2}{3}} - 1 \right)} \quad (179)$$

Im Fall der freien Konvektion wird die lokale Temperaturänderung des strömenden Mediums durch den Wärmeübergang von der Platte ausgelöst. Die daraus resultierende Temperaturänderung führt zu einer Dichteänderung des strömenden Mediums, die wiederum die lokale Aufwärts- bzw. Abwärtsbewegung verursacht. Anstelle der Reynolds-Zahl ist für die freie Konvektion zunächst die Grashof-Zahl Gr eine maßgebliche Größe zur Abschätzung der Strömungsbedingungen. Die Grashof-Zahl beschreibt das Verhältnis zwischen statischem Auftrieb und Trägheitskraft, jeweils bezogen auf die kinematische Viskosität. Für ein Paneel i ist sie definiert als:

$$Gr = \frac{\varrho \cdot \beta_T \cdot (T_{p,i} - T_{am,i})}{\mu_a} \cdot \frac{\varrho \cdot g \cdot L_p^3}{\mu_a} \quad (180)$$

Zusammen mit der in Gleichung 177 definierten Prandtl-Zahl kann nun die Rayleigh-Zahl Ra berechnet werden:

$$Ra = Gr \cdot Pr \quad (181)$$

Die Ausbildung der Konvektion hängt von der Neigung des Paneels ab. In [194] werden empirische Berechnungsvorschriften für die Nusselt-Zahl in Abhängigkeit der Paneelneigung sowie der Frage, ob das Paneel vom strömenden Medium gekühlt oder beheizt wird, angegeben. Zur Bestimmung der Paneelneigung wird analog zur in Abschnitt 6.3.1 beschriebenen Methode für die Neigungsberechnung der Solarpaneele vorgegangen. Für Neigungen des Paneels mit $\Theta_p \geq \pi/6$ bzw. $\Theta_p \leq -\pi/6$ wird das Paneel als senkrecht angenommen. In Gleichung 180 ist jedoch die Erdbeschleunigung g durch den tangential am Paneel wirkenden Anteil, also durch $g \cdot \cos(\Theta_p)$, zu ersetzen. Die Nusselt-Zahl

wird für diesen quasi-senkrechten Fall berechnet als:

$$Nu = \left(0,825 + \frac{0,387 \cdot Ra^{\frac{1}{6}}}{\left(1 + \left(\frac{0,492}{Pr} \right)^{\frac{9}{16}} \right)^{\frac{8}{27}}} \right)^2 \quad (182)$$

Für den waagerechten Fall wird zusätzlich unterschieden, ob das Medium auf das Paneel zuströmt oder vom Paneel wegströmt. Wird die Oberseite einer Platte beheizt oder die Unterseite gekühlt, so bewegt sich das Medium von der Platte weg. In diesen Fällen wird die Nusselt-Zahl wie folgt bestimmt:

Für:

$$Ra \cdot \left(1 + \left(\frac{0,322}{Pr} \right)^{\frac{11}{20}} \right)^{\frac{-20}{11}} \leq 7 \cdot 10^4$$

gilt:

$$Nu = 0,766 \cdot Ra^{\frac{1}{5}} \cdot \left(1 + \left(\frac{0,322}{Pr} \right)^{\frac{11}{20}} \right)^{\frac{-20}{55}} \quad (183)$$

Für:

$$Ra \cdot \left(1 + \left(\frac{0,322}{Pr} \right)^{\frac{11}{20}} \right)^{\frac{-20}{11}} > 7 \cdot 10^4$$

gilt hingegen:

$$Nu = 0,15 \cdot Ra^{\frac{1}{3}} \cdot \left(1 + \left(\frac{0,322}{Pr} \right)^{\frac{11}{20}} \right)^{\frac{-20}{33}} \quad (184)$$

Wird die Oberseite des Paneels gekühlt oder die Unterseite beheizt, so bewegt sich das Medium auf die Platte zu. In diesen Fällen erfolgt die Berechnung der Nusselt-Zahl durch:

$$Nu = 0,6 \cdot Ra^{\frac{1}{5}} \cdot \left(1 + \left(\frac{0,492}{Pr} \right)^{\frac{9}{16}} \right)^{\frac{-16}{45}} \quad (185)$$

Dabei ist die Gültigkeit jedoch eingeschränkt auf:

$$10^3 < Ra \cdot \left(1 + \left(\frac{0,492}{Pr} \right)^{\frac{9}{16}} \right)^{\frac{-16}{9}} < 10^{10}$$

und

$$0,001 < Pr < \infty$$

Im Rahmen dieser Arbeit wird aufgrund der geringen Luftdichte in großen Höhen und der daraus resultierenden kleinen Grashof-Zahl teilweise der untere Gültigkeitsbereich der Gleichungen erreicht. In diesem Bereich geht die Konvektion allmählich in reine Wärmeleitung über, wobei die Wärmeübertragung stärker abnimmt, als es durch die empirischen Gleichungen abgeschätzt wird.

Es besteht daher die Möglichkeit, dass der Wärmetransport durch natürliche Konvektion in diesen Bereichen leicht überschätzt wird. Da der Übergang zur Wärmeleitung ein kontinuierlicher Prozess ist und nicht abrupt erfolgt, werden die angegebenen Formeln in dieser Arbeit ohne Modifikation verwendet.

6.7.4.3 Wärmeübertragung durch Wärmeleitung

Wärmeleitung als Prozess des Wärmetransports findet in der vorliegenden Anwendung durch das Isolationsmaterial der Batterie statt. Um zu verhindern, dass die Batterie insbesondere nachts unter kritische Temperaturen fällt, ist die in Kapitel 6.5 beschriebene Batterieheizung vorgesehen. Um eine möglichst homogene Wärmeverteilung innerhalb der Batterie sicherzustellen und die erforderliche Heizleistung zu minimieren, wird die Batterie mit Isolationsmaterial umschlossen. Je geringer der Wärmeleitwert λ_{th} , desto geringer ist der Wärmestrom durch das Isolationsmaterial.

Der Wärmestrom durch das Paneel hängt zudem von der Temperaturdifferenz zwischen der Innen- und Außenseite $T_{p,i,in} - T_{p,i,out}$ des Paneels ab. Unter der Annahme einer homogenen Temperaturverteilung kann mit der eindimensionalen Wärmeleitungsgleichung gerechnet werden. Für den durch ein Paneel i fließenden Wärmestrom gilt:

$$\dot{Q}'_{cd,i} = L_{p,i} \cdot \frac{\lambda_{th}}{d_{p,i}} \cdot (T_{p,i,in} - T_{p,i,out}) \quad (186)$$

Damit stehen alle Grundgleichungen zur Beschreibung der in dieser Arbeit als relevant erachteten Wärmetransportprozesse zur Verfügung.

6.7.5 Thermalgleichungssystem

Mit den erläuterten Wärmeübertragungsarten kann nun das Thermalgleichungssystem für das Flügelkompartiment aufgestellt werden. Zunächst wird dafür die Wärmebilanz für einen homogenen Körper mit der spezifischen Wärmekapazität $c_{p,b}$ und der Fläche A_b im Querschnitt des Flügelkompartiments als Ausgangspunkt für die folgenden Ausführungen aufgestellt. Unter Berücksichtigung von Gleichung 162 kann für einen in die Schnittebene hinein unendlich ausgedehnten Körper in zeitdiskreter Darstellung geschrieben werden:

$$A_b \cdot \varrho_b \cdot c_{p,b} \cdot \Delta T_b = \dot{Q}'_b \cdot \Delta t \quad (187)$$

Um das Thermalgleichungssystem für ein Flügelkompartiment zu erhalten, ist diese Beziehung für alle Flügel-, Holm- und Batterie-Paneele, die Batterie sowie die Luft im Flügel und im Holm aufzustellen. Für die Paneele ist allerdings aufgrund ihrer geringen Dicke die Fläche A_b sehr klein und somit auch die Wärmekapazität pro Längeneinheit, die durch das Produkt aus A_b , ϱ_b und $c_{p,b}$ entsteht, ebenfalls sehr gering. Aufgrund der großen Simulationsschrittweite Δt kann dies – in Abhängigkeit vom Wärmestrom – dazu führen, dass die Gleichgewichtstemperatur in kürzerer Zeit als die Simulationsschrittweite erreicht wird. Dies hat zur Folge, dass ein steifes Differenzengleichungssystem entsteht. In [190] werden die daraus resultierenden Stabilitätsprobleme untersucht, die dazu führen können, dass das Gleichungssystem mit expliziten Lösungsverfahren nicht lösbar ist.

Sollen auch die kleinen Wärmekapazitäten berücksichtigt werden, kommen als alternative Möglichkeiten in Betracht:

- Nutzung impliziter Lösungsmethoden: Mit diesen Methoden wird in jedem Simulationsschritt die Lösung iterativ ermittelt. Sie eignen sich besonders für die Lösung steifer Differenzengleichungssysteme, benötigen allerdings verhältnismäßig viel Rechenzeit.

- Implementierung einer variablen Schrittweitensteuerung: Dabei wird die Schrittweite zur Lösung der Differenzengleichung in geeigneter Weise anpasst, sodass explizite Lösungsmethoden innerhalb ihrer Stabilitätsgrenze bleiben.

Eine weitere Möglichkeit, dem Problem steifer Differenzengleichungen zu begegnen, ist die Vernachlässigung der kleinen Wärmekapazitäten und damit der Ursache höherer Dynamik. Dieser pragmatische Ansatz wird im Rahmen dieser Arbeit gewählt, indem die Wärmekapazität der Paneele auf Null gesetzt wird. Dadurch geht die Differenzengleichung 187 für die Paneele in eine algebraische Gleichung über. Damit besteht das Thermalgleichungssystem aus algebraischen Gleichungen für die Paneele und drei Differenzengleichungen für die Batterie sowie die Luft im Innenraum des Flügelkompartiments und die Luft im Holm. In [190] konnte gezeigt werden, dass dieses System für den vorliegenden Fall auch unter Nutzung der einfachsten expliziten Lösungsmethode, dem Verfahren nach Euler, stabil ist und – trotz der auch hier notwendigen iterativen Lösung des algebraischen Gleichungssystems – in ca. 10 % der Zeit, die ein geeignetes implizites Verfahren benötigt, zu einer Lösung führt.

Im Folgenden werden die Gleichungen für die einzelnen Komponenten gelistet. Für die Batterie lautet das Differenzengleichungssystem:

$$\Delta T_{bat} = \frac{1}{A_{c,bat} \cdot \varrho_{bat} \cdot c_{p,bat}} \cdot \left(\frac{\dot{Q}_{bat,el}}{L_{bat}} - L_{bp} \cdot \lambda_{th,bat} \cdot d_{iso,bat} \sum_{i=1}^{n_{bp}} (T_{bat} - T_{bp,i}) \right) \quad (188)$$

Für die Luft im Flügelkompartiment gilt:

$$\Delta T_{ac} = \frac{1}{A_{c,ac} \cdot \varrho \cdot c_a} \cdot \left(L_{bp} \cdot \sum_{i=1}^{n_{bp}} (\alpha_{c,bp,i} \cdot (T_{bp,i} - T_{ac})) + L_{sp} \cdot \sum_{i=1}^{n_{sp}} (\alpha_{c,sp,i} \cdot (T_{sp,i} - T_{ac})) + \dots \right. \\ \left. \dots \sum_{i=1}^{n_{ap}} (L_{ap,i} \cdot \alpha_{c,ap,i} \cdot (T_{ap,i} - T_{ac})) \right) \quad (189)$$

Die Differenzengleichung für die Luft im Holm lautet:

$$\Delta T_{ac} = \frac{1}{A_{c,as} \cdot \varrho \cdot c_a} \cdot \left(L_{sp} \cdot \sum_{i=1}^{n_{sp}} (\alpha_{c,sp,i} \cdot (T_{sp,i} - T_{ac})) \right) \quad (190)$$

Die Annahme nicht vorhandener Wärmekapazitäten für die Paneele hat zur Folge, dass für diese Komponenten keine dynamische Temperaturänderung stattfindet und die Endtemperatur direkt berechnet wird. Dies ist an der zu Null werdenden linken Seite der Gleichungen zu erkennen. Für die Batterie-Paneele gilt:

$$0 = L_{bp} \cdot \left(-\lambda_{th,bat} \cdot d_{iso,bat} (T_{bp,i} - T_{bat}) + \alpha_{rlw,bp,i} \cdot E'_{lw,bp,i} + \alpha_{rsw,bp,i} \cdot E'_{sw,bp,i} - \dots \right. \\ \left. \dots \sigma \cdot \varepsilon_{r,bp,i} \cdot T_{bp,i}^4 - \alpha_{c,bp,i} \cdot (T_{bp,i} - T_{ac}) \right) \quad (191)$$

Dabei werden $E'_{lw,bp,i}$ und $E'_{sw,bp,i}$ mit Gleichung 173 unter Nutzung der für das Flügelkompartiment berechneten Sichtfaktorenmatrix bestimmt. Weiterhin sind $\alpha_{rlw,bp,i}$ und $\alpha_{rsw,bp,i}$ die Absorptionsfaktoren für langwellige und kurzwellige Strahlung des Batterie-Paneels.

Für die Holm-Paneele gilt:

$$0 = L_{sp} \cdot \left(\alpha_{rlw,sp,i} \cdot E'_{lw,sp,i} + \alpha_{rsw,sp,i} \cdot E'_{sw,sp,i} - \dots \right. \\ \left. \dots 2 \cdot \sigma \cdot \varepsilon_{r,sp,i} \cdot T_{sp,i}^4 + \alpha_{rlw,sp,i} \cdot E'_{lw,sp,i} - \alpha_{c,sp,i} \cdot (T_{sp,i} - T_{ac}) - \alpha_{c,sp,i} \cdot (T_{sp,i} - T_{ac}) \right) \quad (192)$$

Auch hier sind $E'_{lw,sp,i}$ und $E'_{sw,sp,i}$ die auf die Holm-Paneele treffende Strahlungsleistung und $\alpha_{rlw,sp,i}$ sowie $\alpha_{rsw,sp,i}$ die dazugehörigen Absorptionsfaktoren. $E'_{lw,sp,i}$ ist die für den Innenraum des Holms mit Gleichung 173 berechnete Strahlungsleistung auf das Holm-Paneel.

Schließlich gilt für die Flügelpaneele, die keine Solarpaneele sind:

$$0 = L_{ap,i} \cdot \left(\alpha_{rlw,ap,i} \cdot E'_{lw,ap,i} + \alpha_{rsw,ap,i} \cdot E'_{sw,ap,i} - \dots \right. \\ \left. \dots 2 \cdot \sigma \cdot \varepsilon_{r,ap,i} \cdot T_{ap,i}^4 + \alpha_{rsw,ap,i} \cdot E'_p + \alpha_{rlw,ap,i} \cdot E'_{lw,a} + \alpha_{rlw,ap,i} \cdot (E'_{lw,a} + F_{ap,i,E} \cdot E'_{lw,e}) + \dots \right. \\ \left. \dots \alpha_{c,ap,i} \cdot (T_{ap,i} - T_{ac}) - \alpha_{c,ap,i} \cdot (T_{ap,i} - T_a) \right) \quad (193)$$

Für Solarpaneele gilt:

$$0 = L_{ap,i} \cdot \left(\alpha_{rlw,ap,i} \cdot E'_{lw,ap,i} + \alpha_{rsw,ap,i} \cdot E'_{sw,ap,i} - \dots \right. \\ \left. \dots 2 \cdot \sigma \cdot \varepsilon_{r,ap,i} \cdot T_{ap,i}^4 + (1 - \tau_{rsw,ap,i}) E'_p - I_{sp} \cdot U_{sp} + \alpha_{rlw,ap,i} \cdot E'_{lw,a} + \dots \right. \\ \left. \dots \alpha_{rlw,ap,i} \cdot (E'_{lw,a} + F_{ap,i,E} \cdot E'_{lw,e}) + \alpha_{c,ap,i} \cdot (T_{ap,i} - T_{ac}) - \alpha_{c,ap,i} \cdot (T_{ap,i} - T_a) \right) \quad (194)$$

Die Lösung des Gleichungssystems erfolgt zunächst, indem basierend auf den Temperaturen des vorangegangenen Simulationsschritts die Gleichungen 188, 189 und 190 berechnet und daraus die neuen Temperaturen für die Batterie, das Flügelkompartiment sowie die Luft im Holm bestimmt werden. Die Berechnung der neuen Temperaturen erfolgt mit dem Euler-Verfahren, hier beispielhaft für die Batterietemperatur angegeben:

$$T_{bat,t} = T_{bat,t-1} + \Delta T_{bat} \cdot \Delta t \quad (195)$$

Der algebraische Teil des Gleichungssystems wird mithilfe der von MATLAB bereitgestellten Funktion `fsolve` gelöst, die auf einem durch eine Vertrauensregion verbesserten Newton-Verfahren basiert [199].

Mit dem Thermalgleichungssystem können zu jedem Simulationsschritt die Temperaturen der Batterie, aller Paneele sowie der Luft im Flügelkompartiment und im Holm bestimmt werden. Die Bestimmung der zur Parametrierung erforderlichen Kenngrößen wird im nächsten Kapitel erläutert.

6.7.6 Ermittlung von Geometrieparametern und Kenngrößen

6.7.6.1 Ermittlung der Wärmeleitfähigkeit der Batteriedämmung

Um die Wärmeübertragung aus der Batterie zu minimieren, sind die Batterien mit einer 3 mm starken Schicht aus extrudiertem Polystyrol-Hartschaum des Herstellers Depron [200] sowie einer Lage aluminisierter Polyesterfolie mit geringer Emissivität umschlossen. Für das Modell wird

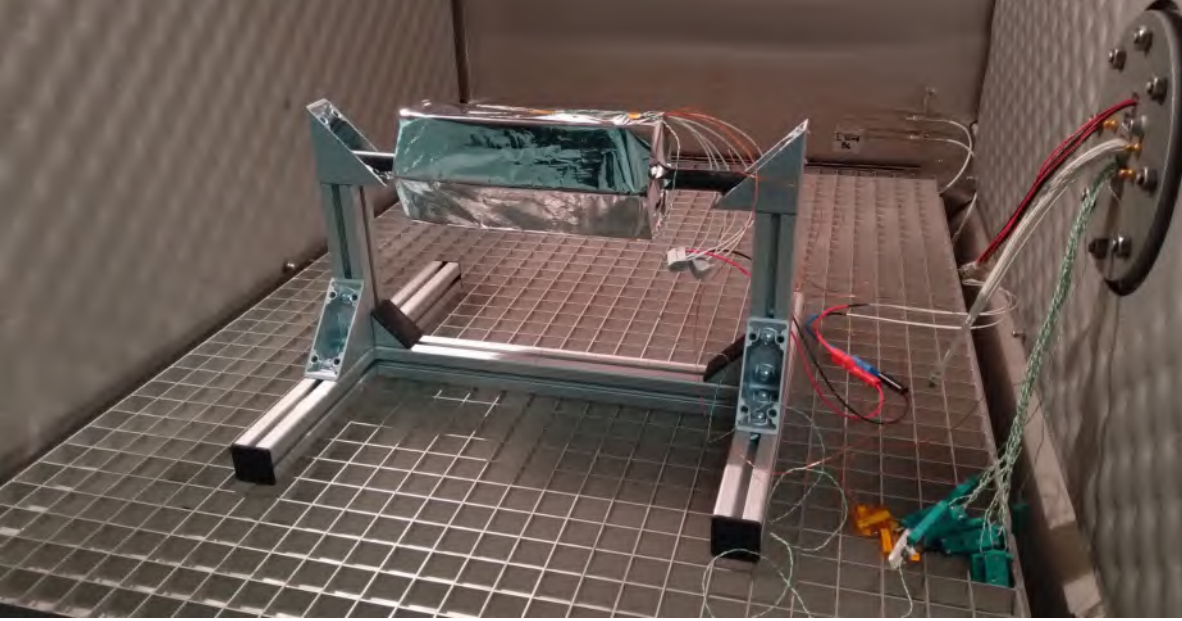


Abbildung 80: Testaufbau des Thermaltests der Batterie in der Vakuum-Thermalkammer

die Annahme getroffen, dass die Batterie selbst als monolithischer Block mit homogener Temperaturverteilung betrachtet werden kann. Der Wärmetransport erfolgt im Modell zunächst durch Wärmeleitung durch das extrudierte Polystyrol zur äußeren aluminisierten Folie. Diese steht wiederum durch Konvektion und Wärmestrahlung mit dem Flügelkompartiment im Wärmeaustausch. Entgegen dieser Modellvorstellung erfolgt der reale Wärmetransport innerhalb der Batterie durch ein komplexes Zusammenspiel verschiedener Wärmeübertragungsarten. Neben der Wärmeleitung treten dabei auch Konvektion und Strahlung innerhalb der Batterie auf. Eine genaue Bestimmung der einzelnen Beiträge dieser Mechanismen ist mit erheblichem Aufwand verbunden und übersteigt den im Rahmen des Aufbaus der Simulationsumgebung vertretbaren Umfang. Um das Modell dennoch möglichst realitätsnah zu gestalten, wurde ein Versuchsaufbau in einer Vakuum-Thermalkammer umgesetzt und die Batterie unter definierten Luftdrücken und Umgebungstemperaturen thermisch vermessen. Der Versuchsaufbau ist in Abbildung 80 dargestellt. Die Batterie ist dabei an einem Kohlefaserstab aufgehängt, ähnlich wie im Luftfahrzeug in Abbildung 76 dargestellt. Zudem ist die metallisierte Folie, die die Batterie umschließt, deutlich zu erkennen.

Zur Versuchsdurchführung wurde die Batterie mit 6 Temperatursensoren instrumentiert, deren Anordnung in Abbildung 81 unten rechts dargestellt ist. Die grau ausgefüllten Kreise deuten dabei die Rundzellen an. Weiterhin ist die Position der Heizfolie dargestellt.

Die Versuche wurden für Umgebungstemperaturen von $T_a = -60^\circ\text{C}$, $T_a = -30^\circ\text{C}$ sowie $T_a = 0^\circ\text{C}$ durchgeführt. Während der Tests wurde eine konstante Leistung von $P_{h,bat} = 10\text{ W}$ über die Heizfolie an die Batterie abgegeben.

Die Messwerte der verschiedenen Sensoren sind für die jeweilige Temperatur und die entsprechende ISA-Druckhöhe ebenfalls in Abbildung 81 dargestellt. Zur Bestimmung der Wärmeleitfähigkeit der Batterieisolation wird die Temperaturdifferenz zwischen der gemittelten Temperatur der drei auf den Zellen angebrachten Sensoren \bar{T}_{bat} und der Temperatur auf der Außenseite der Folie T_p verwendet. Die thermische Leitfähigkeit der Batterieisolation kann nun wie folgt berechnet werden:

$$\lambda_{th,bat} = \frac{P_{h,bat} \cdot d_{iso,bat}}{A_{bat} \cdot (\bar{T}_{bat} - T_p)} \quad (196)$$

Darin bezeichnen $d_{iso,bat}$ die Dicke der Isolationsschicht und A_{bat} die Oberfläche der Batterie. Aus

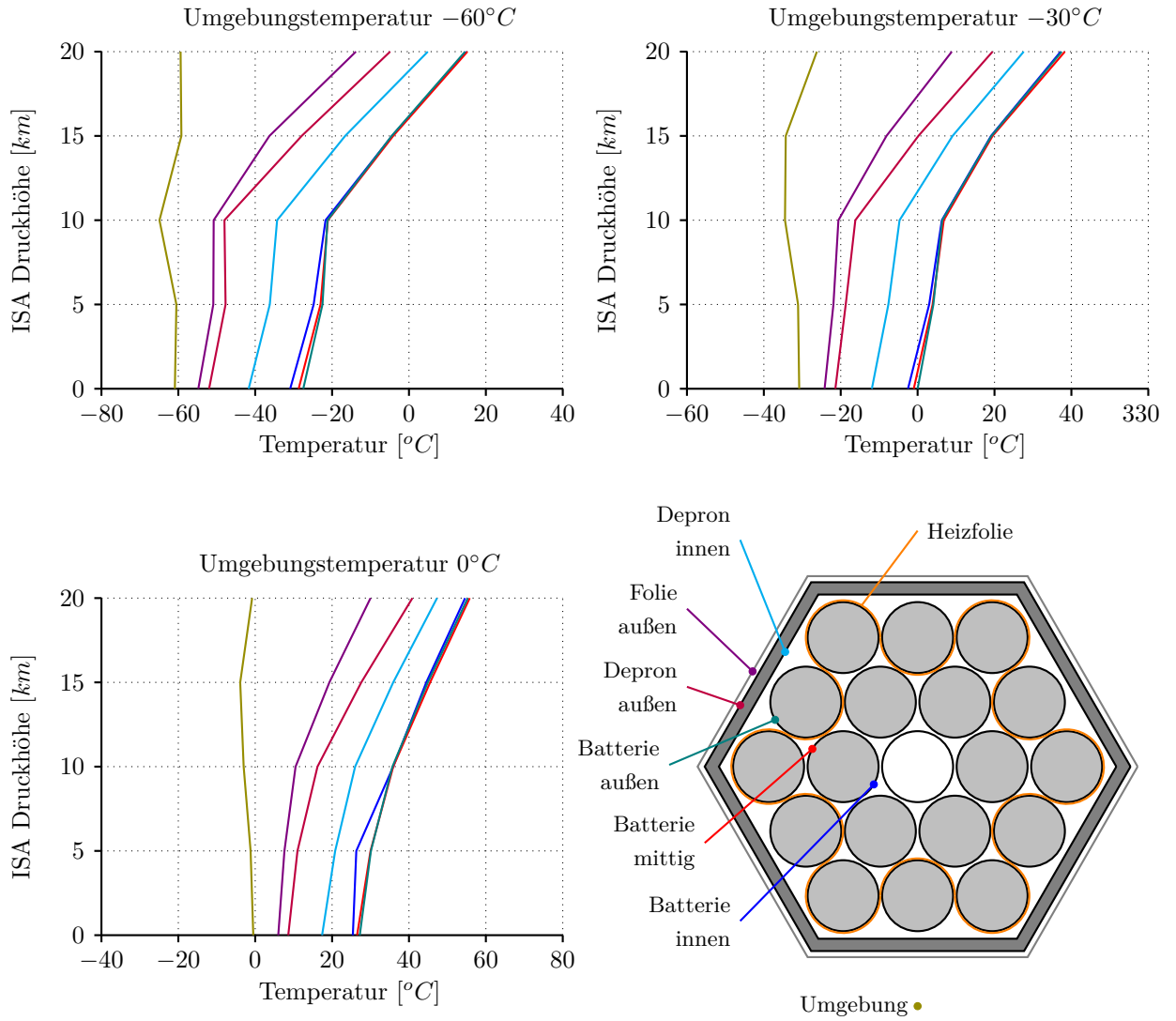


Abbildung 81: Temperaturmesswerte der Batterie in der Vakuum-Thermalkammer

den berechneten Daten wird ein Kennfeld erstellt, das die Wärmeleitfähigkeit in Abhängigkeit von der Luftdichte und der Temperatur tabelliert. Die Luftdichte ist von besonderer Bedeutung, da der extrudierte Polystyrol-Hartschaum seine geringe Wärmeleitfähigkeit dadurch erreicht, dass Luft in der porösen Struktur des Materials gebunden wird. Aufgrund der eingeschränkten Beweglichkeit dieser Luft kann keine Konvektion stattfinden, sodass der Wärmetransport fast ausschließlich durch Wärmeleitung erfolgt. Die Wärmeleitfähigkeit der eingeschlossenen Luft ist jedoch von der Luftdichte abhängig. Zusätzlich befinden sich sowohl zwischen der äußeren Folie und den Hartschaumplatten als auch zwischen den Batterien und den Hartschaumplatten jeweils Luftschichten, die ebenfalls Wärme leiten. Neben der Luftdichte beeinflusst auch die Temperatur des restlichen Isolationsmaterials die Gesamtwärmeleitfähigkeit.

Da die Luftdichte während der Tests in der Vakuum-Thermalkammer im Gegensatz zum Luftdruck nicht direkt gemessen wurde, erfolgt ihre Bestimmung mithilfe der Idealgasgleichung auf Basis des gemessenen Drucks und der Temperatur:

$$\varrho = \frac{\varrho_{ISA}(h_a) \cdot T_{a,ISA}(h_a)}{T_a} \quad (197)$$

Die Ergebnisse sind in Abbildung 82 dargestellt. Dabei ist einerseits die zuvor beschriebene Zunahme der Wärmeleitfähigkeit mit steigender Luftdichte erkennbar und andererseits eine deutliche Abnahme der Wärmeleitfähigkeit mit sinkender Umgebungstemperatur. Das erzeugte Kennfeld wird in der Simulation verwendet, um in Abhängigkeit der Innentemperatur des Flügelkompartiments sowie der aktuellen Luftdichte die Wärmeleitfähigkeit durch lineare Interpolation zu bestimmen. Die Messdaten aus der Vakuum-Thermalkammer werden hier zudem zur Überprüfung des Batteriemodells verwendet. Anstatt das komplette Flügelkompartiment zu betrachten, wird dazu die Batterie bei fester Umgebungstemperatur, die der Innentemperatur der Vakuum-Thermalkammer entspricht, simuliert. Strahlung der Kammerwände sowie der Oberfläche der Batterie wird dabei vernachlässigt, da die Emissivität der metallisierten Folie im langwelligen Bereich annähernd Null wird.

Die Ergebnisse sind in Abbildung 83 dargestellt. Dabei ist ersichtlich, dass das Thermalmodell der Batterie die Temperatur innen sowie außen in etwa gleicher Größe überschätzt. Die größten Abweichungen treten bei einer ISA Druckhöhe von 10 km auf, wo bis zu 15 K Differenz zu beobachten sind. Die Ursache dafür wird zunächst in der Modellierung der Konvektion vermutet, die für den vorliegenden Anwendungsfall niedrigere Wärmeübergangskoeffizienten zur Verfügung stellen könnte als in der Realität vorhanden. In ISA Druckhöhen über 10 km nimmt die gemessene Temperatur deutlich stärker zu als die des Simulationsmodells. In diesen Bereichen stößt das hier zur Anwendung kommende Konvektionsmodell an die Gültigkeitsgrenze. In der Realität scheint sich eine Mischform aus natürlicher Konvektion und Wärmeleitung auszubilden. Die gemessene Temperatur liegt außer im Fall von $T_a = -60\text{ °C}$ dennoch weiterhin unterhalb der simulierten Temperatur, wofür zwei weitere Ursachen im Messaufbau verantwortlich sein können.

Die Vakuum-Thermalkammer wälzt in geringem Umfang die Luft in der Messkammer um. Dabei kommt es zu einer Luftbewegung, die die konvektive Wärmeabfuhr verstärkt und somit die Batterie zusätzlich kühlt. Dies steht allerdings der Vermutung eines Übergangs der Konvektion zur Wärmeleitung bei niedrigeren Luftdichten entgegen. Darüber hinaus ist der Stab der Aufhängung im Modell nicht berücksichtigt. Einerseits führt der Stab selbst Wärme durch Wärmeleitung aus der Batterie ab, andererseits ist der Stab hohl, sodass sich im Stab Konvektion nach außen ausbilden

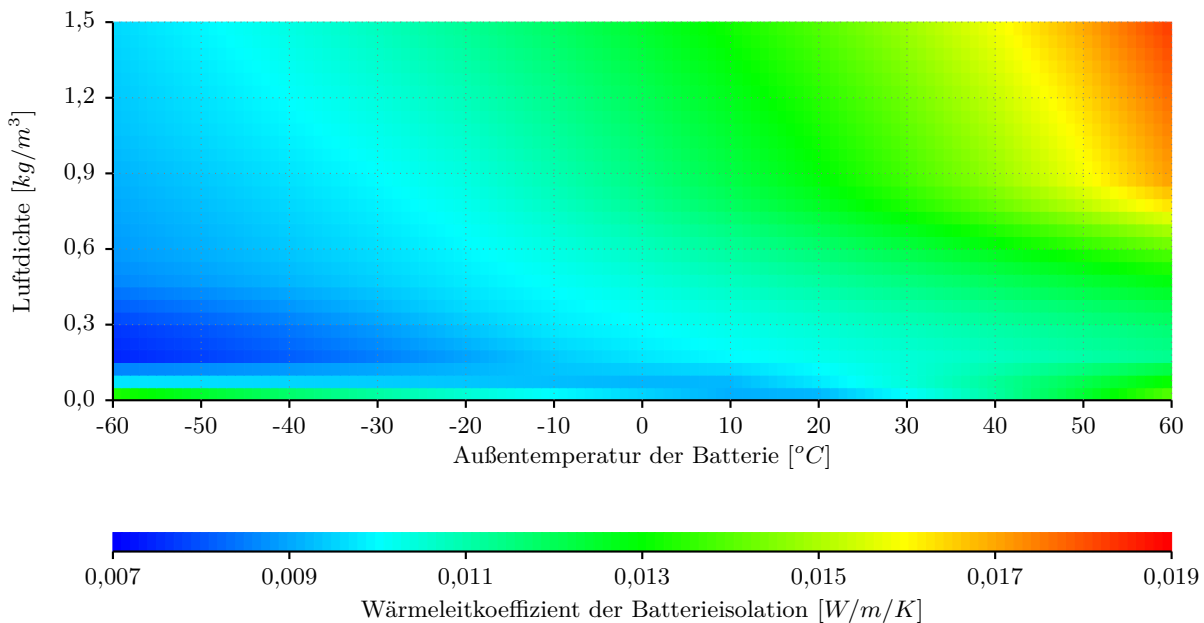


Abbildung 82: Aus den Messerwerten ermitteltes Kennfeld der Wärmeleitfähigkeit in Abhängigkeit der Außentemperatur der Batterie

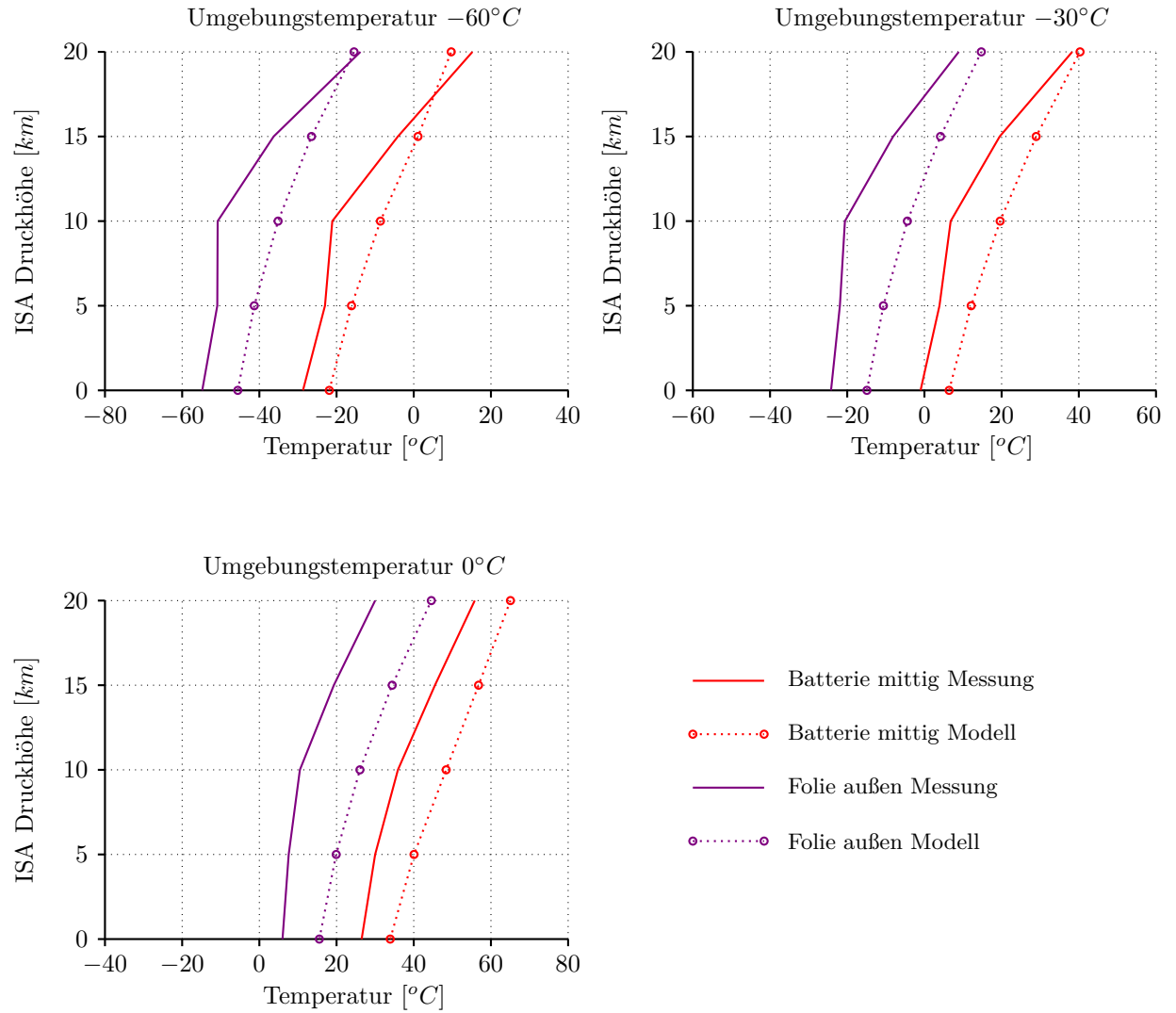


Abbildung 83: Vergleich Modell- und Testdaten des Batterie-Thermal-Models

kann und es somit zu zusätzlicher Wärmeabfuhr kommt.

Für die Untersuchungen in dieser Arbeit wird das erstellte Thermalmodell vorerst als ausreichend betrachtet. Die hier festgestellten Abweichungen liegen überwiegend im Bereich von ca. 10 K , was unter Würdigung der zusätzlichen potentiellen Wärmesenken in der Vakuum-Thermalkammer für allgemeine Aussagen bezüglich des Antriebsstranges als akzeptabel angesehen wird. Da die Temperaturen auf 20 km Höhe bei Umgebungstemperaturen von -60°C und -30°C wieder zusammenlaufen, wird auf eine einfache Anpassung des Modells in Form von Proportionalitätsfaktoren für die Konvektionskoeffizienten verzichtet. Für niedrigere Höhen ist es möglich, dass die Batterietemperatur durch das Modell überschätzt wird. Aufgrund der geschilderten potentiellen Abweichungsursachen im Messaufbau und der Kammer kann auch dies nicht gesichert festgestellt werden.

Unter Einbeziehung weiterführender Tests in der Vakuum-Thermalkammer sowie basierend auf Messdaten aus späteren Flugversuchen sollten die Thermalmodelle der Batterie bzw. des Flügelkompartiments weiterentwickelt werden und die realen Wärmetransportvorgänge tiefergründiger untersucht werden.

6.7.6.2 Ermittlung der strahlungsrelevanten Parameter der Oberflächen

Die strahlungsrelevanten Parameter der Oberflächen lassen sich im Idealfall aus Messwerten bestimmen, die für das jeweils eingesetzte Material ermittelt wurden. Zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit liegen solche Daten für den kurzwelligen, d. h. solaren, Spektralbereich der Tedlar®-Bespannfolie vor. In Abbildung 84 sind die Daten für den vermessenen Wellenlängenbereich dargestellt. Dabei wurden der Absorptionskoeffizient und der Reflexionskoeffizient $\varrho_{r,\lambda}$ direkt gemessen, während der Transmissionskoeffizient $\tau_{r,\lambda}$ gemäß Gleichung 167 berechnet wurde.

Da die Wärmeübertragung durch Strahlung im Thermalmodell unter Verwendung spektral gemittelter Leistungen berechnet wird, müssen die dafür erforderlichen Parameter aus den spektralen Messdaten ermittelt werden. Dabei wird angenommen, dass das extraterrestrische Strahlungsspektrum der Sonne auf das Material trifft. Dieses Spektrum wird verwendet, da es hinsichtlich der Verteilung der spektralen Anteile dem Spektrum in großen Höhen nahezu entspricht. Um den gemittelten optischen Koeffizienten zu bestimmen, wird das Verhältnis zwischen der durch den spektralen Verlauf des optischen Koeffizienten abgeschwächten solaren Leistungsdichte und der ungeschwächten solaren Leistungsdichte berechnet. Am Beispiel des Transmissionskoeffizienten lässt sich dies formal wie folgt ausdrücken:

$$\tau_r = \frac{\int_0^{\infty} (1 - \tau_{r,\lambda}) \cdot E_{0bn\lambda} \cdot d\lambda_s}{\int_0^{\infty} E_{0bn\lambda} \cdot d\lambda_s} \quad (198)$$

Für den langwelligen Bereich der Wärmestrahlung werden die optischen Koeffizienten der Fachliteratur entnommen. Dabei ist zu beachten, dass die Tedlar®-Bespannfolie auch im langwelligen Bereich der Wärmestrahlung für einen Teil der Strahlung durchlässig ist und daher nicht dem Kirchhoff'schen Strahlungsgesetz folgt. Der in dieser Arbeit verwendete Transmissionskoeffizient wurde aus [201] entnommen, während die Absorptions- und Emissionskoeffizienten aus [202] stammen. Für die aluminisierte Folie der Batterie werden die Werte für poliertes Aluminium aus [203] verwendet. Der Emissionskoeffizient des Kohlefaserholms wird in Anlehnung an die Daten aus [204] gewählt, während für den Absorptionskoeffizienten die Gültigkeit des Kirchhoff'schen Gesetzes angenommen

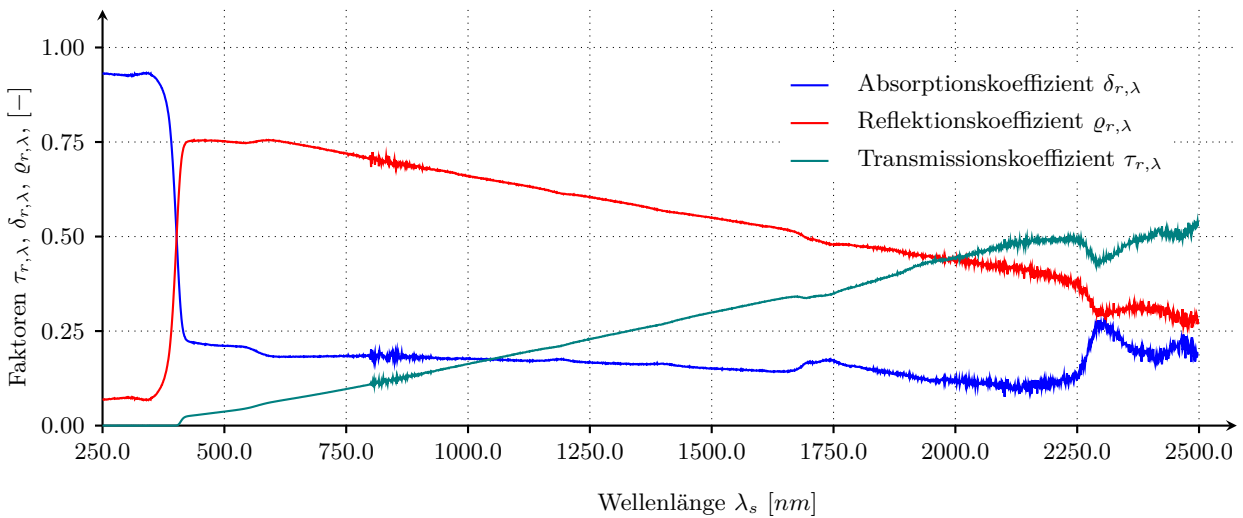


Abbildung 84: Optische Koeffizienten der Tedlar® Bespannfolie des Flügels für den Bereich des solaren Strahlungsspektrums

wird.

Eine Besonderheit stellen die Photovoltaikzellen dar. Für die von der Zelle aufgenommene Wärmeleistung wird angenommen, dass die gesamte solare Einstrahlung, die in die Zelle eingedrungen ist und nicht in elektrische Leistung umgewandelt wird, in Wärme übergeht. Unter Berücksichtigung des wellenlängenabhängigen Transmissionskoeffizienten der Oberfläche $\tau_{pc,\lambda}$ aus Gleichung 137 kann der Absorptionskoeffizient für die kurzwellige Einstrahlung berechnet werden als:

$$\alpha_r = \frac{n_{s,sp} \cdot n_{p,sp} \cdot A_{ph} \cdot \int_0^{\infty} \tau_{pc,\lambda} \cdot E_{p\lambda} \cdot d\lambda_s - I_{sp} \cdot U_{sp}}{\int_0^{\infty} E_{p\lambda} \cdot d\lambda_s} \quad (199)$$

Die in dieser Arbeit verwendeten optischen Parameter sind in Tabelle 6 zusammengefasst.

Tabelle 6: Optische Parameter der im Flügelkompartiment verwendeten Materialien HAP- α

Oberfläche	α_r	ε_r	ϱ_r	τ_r
Tedlar® ($\lambda_s \leq 2500 \text{ nm}$)	0,24	—	0,63	0,13
Tedlar® ($\lambda_s > 2500 \text{ nm}$)	0,6	0,85	0,1	0,3
Batterie Folie ($\lambda_s \leq 2500 \text{ nm}$)	0,3	—	0,7	0,0
Batterie Folie ($\lambda_s > 2500 \text{ nm}$)	0,03	0,03	0,97	0,0
Solarpaneel ($\lambda_s > 2500 \text{ nm}$)	0,75	0,75	0,25	0,0
Solarpaneel Unterseite ($\lambda_s \leq 2500 \text{ nm}$)	0,37	—	0,63	0,0
Solarpaneel Unterseite ($\lambda_s > 2500 \text{ nm}$)	0,85	0,85	0,15	0,0
Holm ($\lambda_s \leq 2500 \text{ nm}$)	0,9	—	0,1	0,0
Holm ($\lambda_s > 2500 \text{ nm}$)	0,73	0,73	0,27	0,0

6.7.6.3 Berechnung der Sichtfaktoren im Flügelkompartiment

Zur Berechnung der von einzelnen Paneelen empfangenen Strahlungsleistung, die von umliegenden Paneelen ausgesendet wird, muss die Sichtfaktorenmatrix $\underline{\mathbf{F}}$ bestimmt werden. Für einfache Geometrien können dazu Handbuchformeln verwendet werden. Eine umfangreiche Sammlung findet sich in [205].

Eine Berücksichtigung von Bauteilen, die die gegenseitige Sichtbarkeit behindern, ist mit den Handbuchformeln jedoch nicht möglich. Für zweidimensionale Probleme wird in [206] eine Methode zur Sichtfaktorenberechnung unter Berücksichtigung von Verdeckungen beschrieben. Das Berechnungskonzept der vorliegenden Arbeit baut auf dieser Methode auf und ergänzt sie um eigene Aspekte im Bereich der Erkennung blockierter Wege sowie der Ausrichtung der Oberflächen zueinander.

Die Grundlage für die Sichtfaktorenberechnung ist das Verfahren der gekreuzten Strahlen nach Hottel [207]. Dieses Verfahren dient der Berechnung von Sichtfaktoren zwischen Oberflächen von Geometrien, die in die Zeichenebene hinein eine unendliche Ausdehnung aufweisen. Praktisch kann das Verfahren angewendet werden, wenn die Dimension in die Zeichenebene hinein deutlich größer ist als die Dimensionen des betrachteten Schnitts. Abbildung 85 illustriert das Vorgehen. Auf der linken Seite wird zunächst der Kern des Verfahrens für zwei gegenüberliegende Platten dargestellt, während auf der rechten Seite das Vorgehen bei komplexeren Strukturen aufgezeigt wird.

Zunächst wird die Berechnung für die einfache Situation auf der linken Seite von Abbildung 85

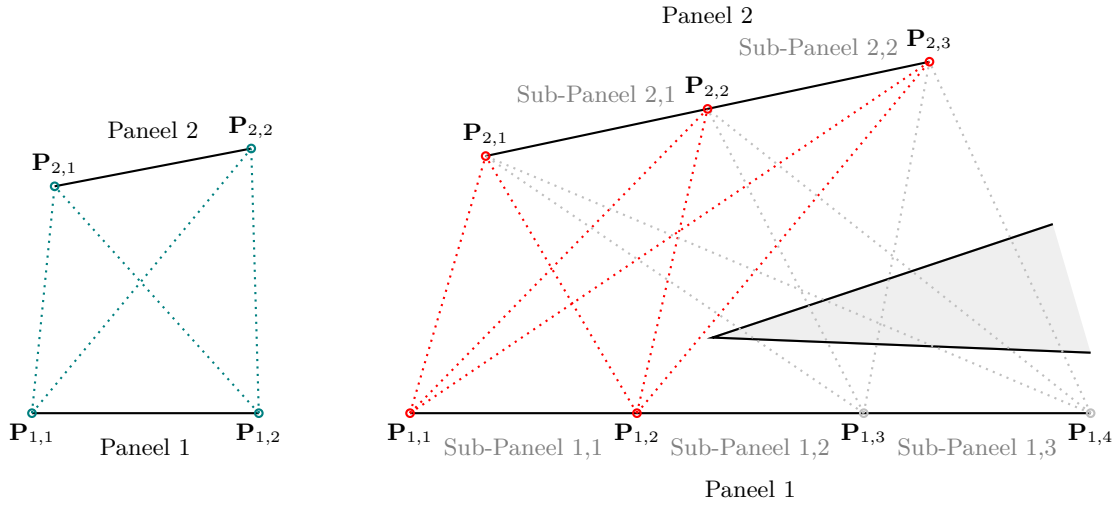


Abbildung 85: Die Methode der gekreuzten Strahlen nach Hottel [207]

erläutert. Sind $L_{p,1}$ und $L_{p,2}$ jeweils die Längen der Paneele 1 und 2, so gilt für die Sichtfaktoren:

$$L_{p,1} \cdot F_{1,2} = L_{p,2} \cdot F_{2,1} = \frac{(\overline{\mathbf{P}_{1,1}\mathbf{P}_{2,2}} + \overline{\mathbf{P}_{1,2}\mathbf{P}_{2,1}}) - (\overline{\mathbf{P}_{1,1}\mathbf{P}_{2,1}} + \overline{\mathbf{P}_{1,2}\mathbf{P}_{2,2}})}{2} \quad (200)$$

Dabei werden die Längen der Verbindungslinien berechnet nach:

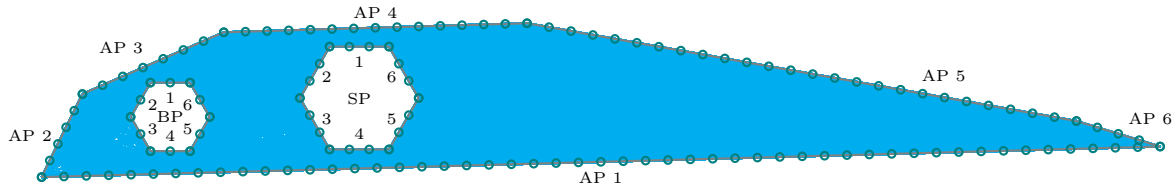
$$\overline{\mathbf{P}_{i,j}\mathbf{P}_{k,l}} = \sqrt{([\mathbf{P}_{k,l}]_x^C - [\mathbf{P}_{i,j}]_x^C)^2 + ([\mathbf{P}_{k,l}]_z^C - [\mathbf{P}_{i,j}]_z^C)^2} \quad (201)$$

Zur Berücksichtigung blockierter Wege können die Paneele gemäß der rechten Darstellung in Abbildung 85 in Teilstrecken diskretisiert werden. Anschließend wird geprüft, bei welchen Teilstrecken keine der vier Verbindungslinien der Endpunkte blockiert ist. Der Sichtfaktor von Paneel 1 auf Paneel 2 wird nun berechnet, indem zunächst für jedes Sub-Paneel von Paneel 1 die Sichtfaktoren auf Paneel 2 bestimmt werden. Dazu werden die Sichtfaktoren auf die Sub-Paneele von Paneel 2 addiert. Anschließend werden alle Sichtfaktoren der Sub-Paneele von Paneel 1 auf Paneel 2 summiert und auf die Länge von Paneel 1 bezogen. Formal ausgedrückt bedeutet dies:

$$F_{1,2} = \frac{1}{L_{p,1}} \cdot \sum_{i=1}^i \sum_{j=1}^j \frac{(\overline{\mathbf{P}_{i,i}\mathbf{P}_{j+1,j+1}} + \overline{\mathbf{P}_{i,i+1}\mathbf{P}_{j+1,j}}) - (\overline{\mathbf{P}_{i,i}\mathbf{P}_{j+1,j}} + \overline{\mathbf{P}_{i,i+1}\mathbf{P}_{j+1,j+1}})}{2} \quad (202)$$

Je kürzer die Länge der Sub-Paneele gewählt wird, desto genauer wird das Berechnungsverfahren. Andererseits kann die Anzahl der Berechnungspunkte aufgrund der exponentiell steigenden Berechnungszeit nicht beliebig erhöht werden, sodass ein geeigneter Kompromiss gefunden werden muss. Die Summe aller Sichtfaktoren eines Paneels in Bezug auf alle umgebenden Paneele innerhalb eines geschlossenen Kompartiments beträgt bei exakter Berechnung genau 1,0. Die Diskretisierungsweite wird in dieser Arbeit so gewählt, dass eine maximale Abweichung von 5,0 % zugelassen wird.

In Abbildung 86 ist die Diskretisierung der einzelnen Paneele des Flügelkompartiments zum Zweck der Sichtfaktorenberechnung skizziert. Die Diskretisierungspunkte der einzelnen Paneele sind als türkisfarbene Kreise dargestellt. Die Festlegung der Diskretisierungspunkte erfolgt durch Vorgabe eines maximalen Abstands und der Berechnung der nächstkleineren Länge einer ganzzahligen Unterteilung. Anschließend werden alle nicht blockierten Verbindungslinien zwischen den Punkten innerhalb des Kompartiments bestimmt.



	AP 1	AP 2	AP 3	AP 4	AP 5	AP 6	SP 1	SP 2	SP 3	SP 4	SP 5	SP 6	BP 1	BP 2	BP 3	BP 4	BP 5	BP 6
AP 1	0,000	0,050	0,042	0,122	0,472	0,076	0,000	0,001	0,020	0,035	0,024	0,004	0,000	0,003	0,034	0,053	0,039	0,011
AP 2	0,601	0,000	0,073	0,016	0,000	0,002	0,000	0,114	0,168	0,004	0,000	0,000	0,000	0,000	0,002	0,001	0,000	0,000
AP 3	0,301	0,044	0,000	0,023	0,005	0,000	0,220	0,179	0,013	0,000	0,000	0,046	0,001	0,082	0,041	0,000	0,000	0,000
AP 4	0,452	0,005	0,012	0,000	0,007	0,001	0,017	0,000	0,000	0,000	0,006	0,049	0,194	0,107	0,003	0,000	0,006	0,112
AP 5	0,947	0,000	0,001	0,004	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,001	0,000	0,000	0,000	0,023	0,022
AP 6	0,972	0,002	0,000	0,005	0,003	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,010	0,007
SP 1	0,000	0,000	0,858	0,129	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,012	0,000	0,000	0,000	0,000
SP 2	0,037	0,266	0,697	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
SP 3	0,555	0,392	0,052	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
SP 4	0,990	0,010	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
SP 5	0,688	0,000	0,000	0,048	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,069	0,184	0,000	0,000	0,000
SP 6	0,110	0,000	0,181	0,378	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,172	0,148	0,000	0,000	0,000
BP 1	0,000	0,000	0,003	0,992	0,005	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
BP 2	0,056	0,000	0,214	0,549	0,000	0,000	0,008	0,000	0,000	0,000	0,046	0,115	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
BP 3	0,632	0,004	0,107	0,018	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,123	0,099	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
BP 4	0,998	0,002	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
BP 5	0,735	0,000	0,000	0,033	0,215	0,015	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
BP 6	0,208	0,000	0,000	0,570	0,210	0,010	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000

Abbildung 87: Diskretisierung des Flügelquerschnittes zur Modellierung des Thermalverhaltens

den Innenraum des Kompartiments vollständig aus.

Die Sichtfaktoren für alle Paneele werden nun mithilfe von Gleichung 202 berechnet und in der Sichtfaktorenmatrix $\underline{\mathbf{F}}$ zusammengefasst. Die berechnete Sichtfaktorenmatrix ist im unteren Teil der Abbildung 87 dargestellt. Die Matrix wird wie folgt gelesen: In der linken Spalte wird eine Zeile für ein Paneel ausgewählt. Anschließend kann aus jeder Spalte dieser Zeile der Anteil der abgestrahlten Wärme abgelesen werden, der auf das der jeweiligen Spalte zugeordnete Paneel trifft. Die Summe aller Werte in jeder Spalte ist dabei annähernd gleich 1.

6.7.6.4 Berechnung des Sichtfaktors der Erde zu einem Paneel

Neben den Sichtfaktoren innerhalb des Flügelkompartiments ist auch der Sichtfaktor der Erde auf ein Flügelpaneel von Interesse. Die Erde ist – neben der umgebenden Atmosphäre und der Sonne – die einzige Strahlungsquelle außerhalb des Flügelkompartiments. Der Sichtfaktor der Atmosphäre auf ein Flügelpaneel ist grundsätzlich gleich 1, und die durch die Sonne eingestrahlte Leistung wird gemäß Gleichung 15 bestimmt. Je nach Neigung des Flügelpaneels empfängt es Strahlung von der Erdoberfläche. Die zur Berechnung des Sichtfaktors erforderlichen Größen sind in Abbildung 88 dargestellt. Die Bestimmung des Sichtfaktors erfolgt nach der in [208] beschriebenen Methode. Zunächst wird der Hilfswinkel ϕ_p bestimmt:

$$\phi_p = \arcsin \left(\frac{\bar{R}_E}{\bar{R}_E + h_a} \right) \quad (207)$$

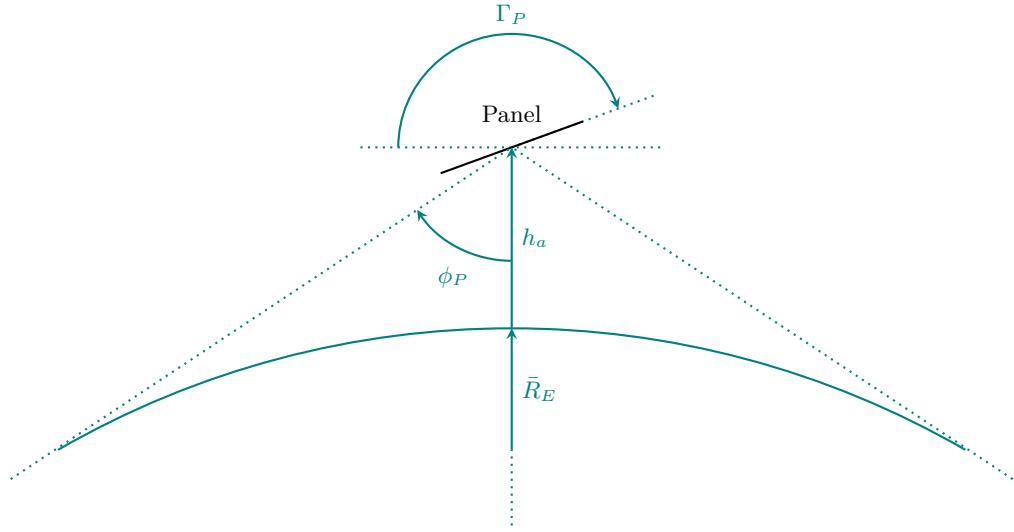


Abbildung 88: Berechnung des Sichtfaktors eines geneigten Paneels zur Erde

Zeigt das Paneel von der Erde weg, was der Fall ist für:

$$\Gamma_{ap} < \phi_p \quad \text{und} \quad \Gamma_{ap} > \frac{3}{2}\pi + \phi_p \quad (208)$$

dann gilt für den Sichtfaktor $F_{p,E}$:

$$F_{p,E} = 0 \quad (209)$$

Zeigt das Paneel teilweise zur Erde, was der Fall ist bei einer Ausrichtung von:

$$\Gamma_{ap} \geq \phi_p \quad \text{und} \quad \Gamma_{ap} < \pi - \phi_p \quad \text{bzw.} \quad (210)$$

$$\Gamma_{ap} > \pi + \phi_p \quad \text{und} \quad \Gamma_{ap} \leq \frac{3}{2}\pi + \phi_p \quad (211)$$

dann gilt:

$$F_{p,E} = \frac{2}{\pi} \left[\frac{\pi}{4} - \frac{1}{2} \cdot \arcsin \left(\frac{\sqrt{H_{p,E}^2 - 1}}{H_{p,E} \cdot \lambda_{p,E}} \right) + \dots \right. \\ \left. \frac{1}{2 \cdot H_{p,E}^2} \left(\cos(\lambda_{p,E}) \cdot \arccos \left(-\sqrt{H_{p,E}^2 - 1} \cdot \cotan(\lambda_{p,E}) \right) - \dots \right. \right. \\ \left. \left. \sqrt{H_{p,E}^2 - 1} \cdot \sqrt{1 - H_{p,E}^2 (\cos(\lambda_{p,E}))^2} \right) \right] \quad (212)$$

mit den Hilfsgrößen:

$$H_{p,E} = \frac{\bar{R}_E}{\bar{R}_E + h_a} \quad (213)$$

$$\lambda_{p,E} = \pi - \Gamma_{ap} \quad (214)$$

Hat das Paneel schließlich die Ausrichtung:

$$\pi - \phi_p \quad \text{bzw.} \quad \leq \Gamma_{ap} \leq \pi + \phi_p \quad (215)$$

dann gilt:

$$F_{p,E} = \frac{\cos(\lambda_{p,E})}{H_{p,E}^2} \quad (216)$$

Mit Abschluss dieses Kapitels liegen alle notwendigen formalen Zusammenhänge für die Durchführung von Missionssimulationen solarelektrischer Höhenflugzeuge vor.

7 Simulation und Analyse von Flugmissionen

7.1 Höhenflugmission in ESRANGE

Zunächst wird die Missionsfähigkeit von HAP- α in Bezug auf die beabsichtigte Höhenflugmission analysiert. Die Konfiguration des Flugzeugs ist in Kapitel 2.2 und insbesondere in Tabelle 1 beschrieben. Als Tag der Missionsdurchführung wurde für diese Arbeit der 20. Juni bzw. der 171. Tag in einem Jahr ohne Schalttag gewählt. Der gewählte Startzeitpunkt liegt somit einen Tag vor der Sonnenwende und hat für das hoch im Norden liegende ESRANGE den höchsten Sonnenstand zur Folge. Ist die Mission an diesem Tag energetisch nicht durchführbar, so wird sich auch kein anderer Tag im Jahr finden, der die notwendigen Bedingungen bietet. Die Mission beginnt 06:00 Ortszeit (UTC+2).

In Abbildung 89 ist die linke Flügelhälfte des Luftfahrzeugs dargestellt. Darin sind in Blau die einzelnen Solarpaneele abgebildet. Die Bezeichnung LH steht dabei 'Left Hand' und bezeichnet entsprechend die linke Flügelseite. Jedes der Solarpaneele hat 24 in Reihe geschaltete Photovoltaikzellen. Damit können zwei Rippenabstände überbrückt werden. Die Solarpaneele LH1, LH2, LH4 und LH5 bestehen daher streng genommen aus zwei nebeneinander liegenden Paneelen, da jeweils vier Rippenabstände bedeckt werden. Das Solarpaneel LH3 ist physikalisch auf zwei Bereiche aufgeteilt, wird hier aber auch als ein zusammenhängendes Solarpaneel behandelt. Das Solarpaneel LH1 weist insgesamt 26 parallele Stränge auf, die restlichen Solarpaneele bestehen jeweils aus 24 Strängen. Für die Konfiguration in der Simulation werden die Solarpaneele als jeweils ein Flügelprofilpaneel mit der dazugehörigen Batterie in einem Flügelkompartiment zusammengefasst. Die Querruder sind orange dargestellt.

Die Konfiguration des elektrischen Netzwerks der linken Flügelhälfte ist Abbildung 90 zu entnehmen. Neben den 5 Solarpaneelen sowie den 5 Batterien sind darin der Motor sowie die angeschlossene Avionik dargestellt. Die Solarpaneele werden für den Höhenflug mit MPPT ausgerüstet. Die Leistungsaufnahme der Avionik wird für das gesamte Luftfahrzeug mit 100 W angesetzt und zu gleichen Teilen jeder Flügelhälfte zugeschlagen. Die Widerstände wurden alle mit einem Wert von $0,1 \Omega$ angesetzt. Damit sind die Größen der realen Widerstände hinreichend genau mit dem realen Entwurf im Einklang und können später bei genauerer Kenntnis angepasst werden.

Die Trajektorie des ca. 20-stündigen Fluges ist in Abbildung 91 ersichtlich. Diese entspricht der in Kapitel 2.3 beschriebenen Mission. Anhand der roten, zeitlich äquidistanten Punkte kann die Flug-

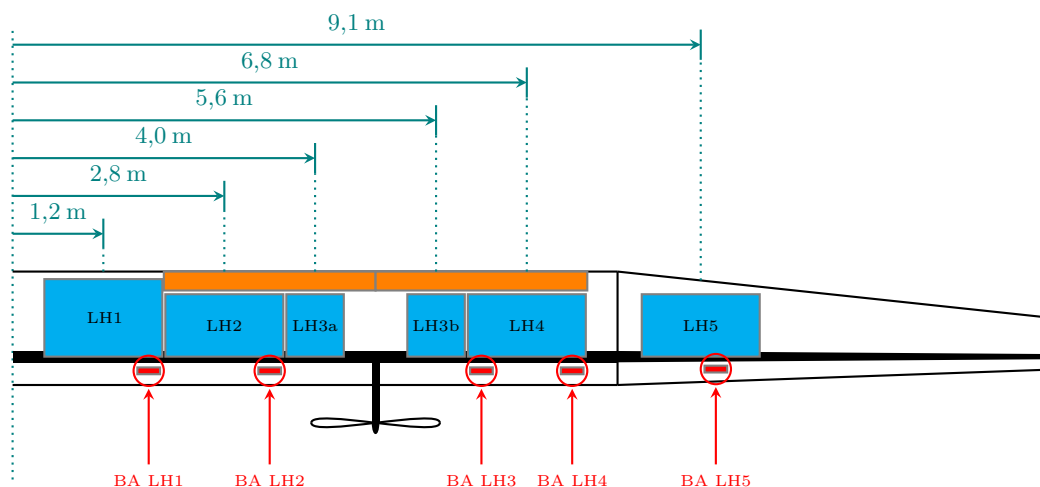
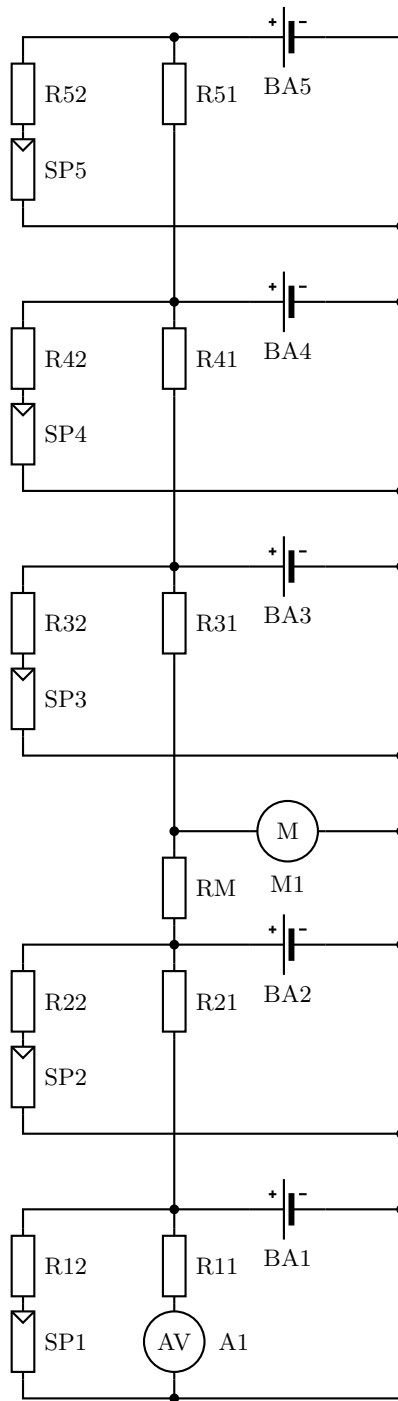


Abbildung 89: Belegung der linken Flügelhälfte von HAP- α mit Photovoltaikzellen



Legende

- Ax: Avionik-Verbraucher LHx oder RHx
- BAx: Batterie LHx oder RHx
- Mx: Antriebsmotor LHx oder RHx
- Rx: Widerstand LHx oder RHx
- SPx: Solar-Paneel LHx oder RHx

Abbildung 90: Konfiguration des elektrischen Netzwerks des Antriebsstrangs von HAP- α

geschwindigkeit über Grund abgeschätzt werden. Diese nimmt einerseits mit zunehmender Höhe aufgrund der zunehmenden V_{TAS} zu, andererseits hängt diese auch von der Windrichtung in Relation zur Flugrichtung ab. Der Wind ist durch die hellblauen Pfeile in Stärke und Richtung angegeben. Da die Windgeschwindigkeit an keiner Stelle die Geschwindigkeit des Flugzeugs in Relation zur Atmosphäre übersteigt, kann der vorgegebene Flugpfad eingehalten werden.

In Abbildung 92 ist die Konfiguration des Flügelkompartiments LH4 ersichtlich. Die vier Abbildungen stellen dabei die Temperaturen der Außenluft, der Flügel-, Holm-, sowie Batteriepaneele,

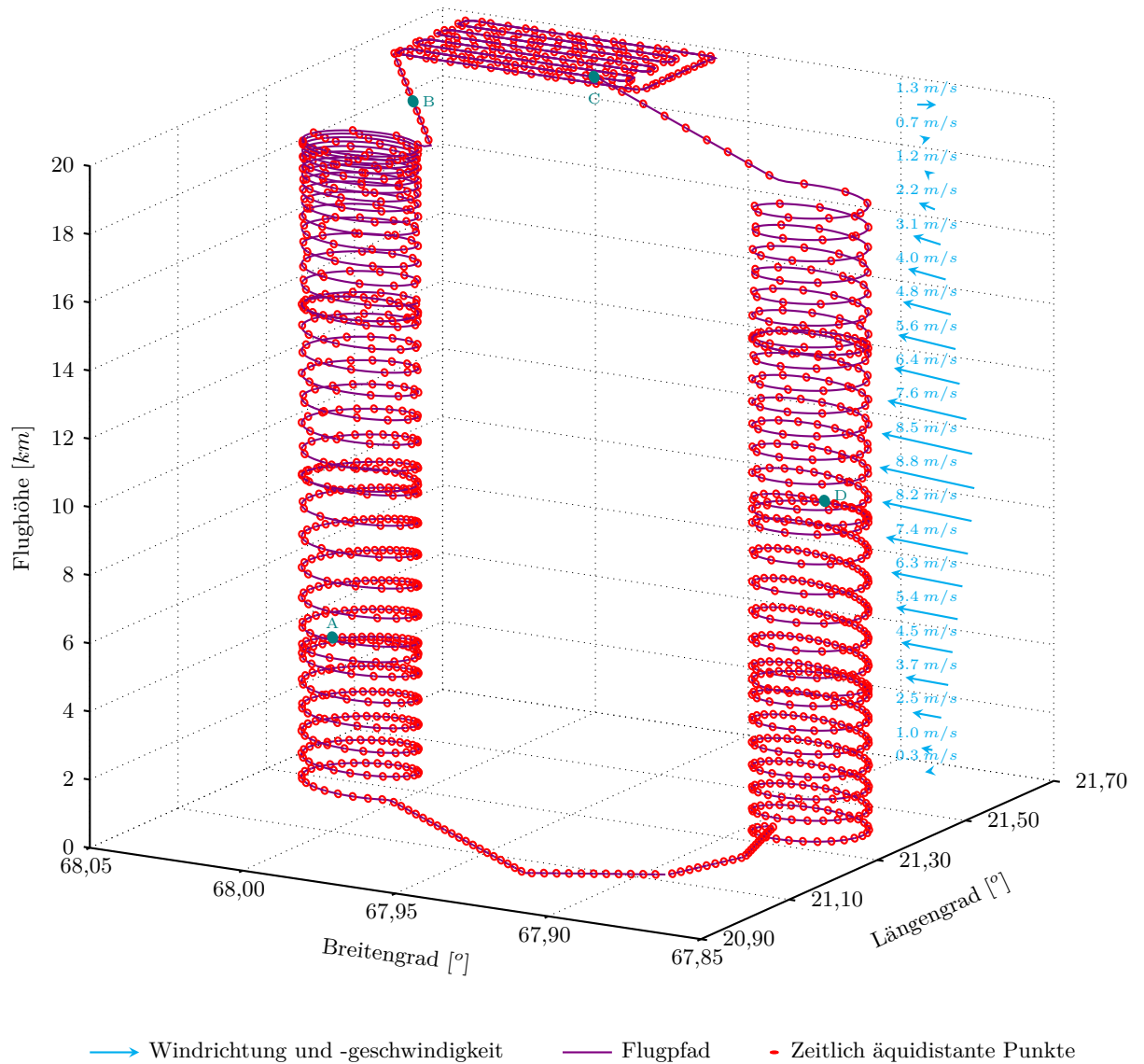


Abbildung 91: Trajektorie des simulierten Höhenfluges von HAP- α

die Lufttemperatur im Inneren des Kompartiments und des Holms sowie der Batterie dar. Das Solarpaneel ist dabei als einzelnes Paneel, beginnend über dem Holm und durchlaufend bis kurz vor die Hinterkante modelliert. Die römischen Ziffern in der jeweiligen linken oberen Ecke korrespondieren zu den in Abbildung 91 dargestellten grünen Punkten. In *A* befindet sich das Flugzeug mit $h_a = 5.0 \text{ km}$ noch in vergleichsweise niedriger Höhe. Daher ist die Außentemperatur höher als in den restlichen Abbildungen. Die Sonne strahlt von hinten auf das Solarpaneel, womit dieses deutlich erwärmt wird. Dies ist auch in *B* der Fall. Die Außentemperatur ist dort aufgrund des Erreichens der Zielhöhe geringer als in *A* und fällt auf ca. -45°C ab. Das kurze Flügelprofilpaneel an der Flügelspitze zeigt hier von der Sonne weg und wird damit nicht direkt bestrahlt. Aufgrund der Abstrahlung des Paneels in den Himmel fällt trotz atmosphärischer Umströmung dessen Temperatur unter die Umgebungstemperatur. Für *C* gelten praktisch die gleichen Umgebungsbedingungen wie für *B*, jedoch hat sich der Kurs des Luftfahrzeugs deutlich geändert, womit das Solarpaneel in geringerem Umfang von der Sonne bestrahlt wird und somit dessen Temperatur fällt. Die Temperatur des vorderen Flügelprofilpaneels steigt hingegen. In *D* ist der Sonnenstand sehr niedrig, womit keine nennenswerte direkte Strahlung auf die Paneele trifft. Die Temperaturen gleichen sich

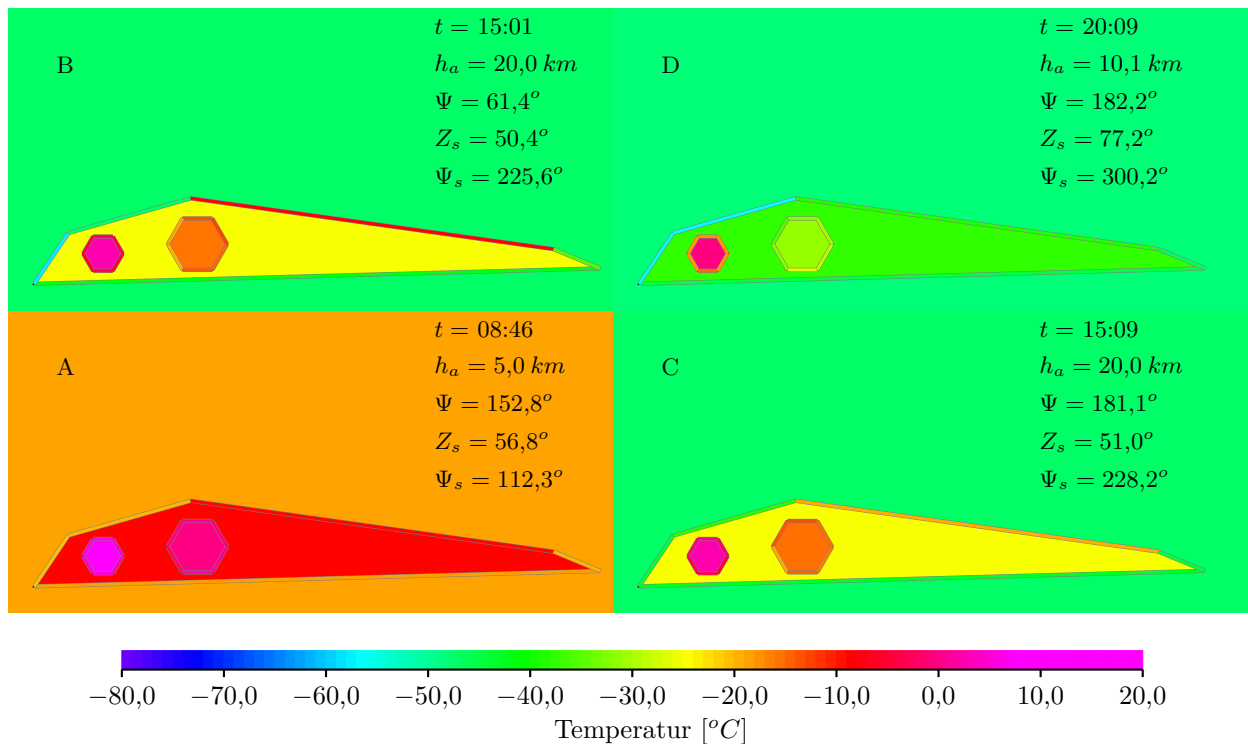


Abbildung 92: Temperaturen des Flügelkompartiments LH4 beim Höhenflug von HAP- α

daher zunehmend der Umgebungstemperatur an. Die Heizung der Batterie sorgt dafür, dass die Temperatur nicht unter 0 °C fällt.

Abbildung 93 stellt für die Mission die Elevation der Sonne, den Azimut der Sonne sowie die direkte Strahlungsleistung dar. Aufgrund des gewählten Ortes nördlich des Polarkreises und der gewählten Jahreszeit bleibt die Sonne stets über dem Horizont sichtbar. Die Flughöhe, die Geschwindigkeit sowie der Flugbahnwinkel sind Abbildung 94 entnehmbar. Dabei ist ersichtlich, dass die Steiggeschwindigkeit oberhalb 15 km Höhe deutlich abnimmt. Dies liegt darin begründet, dass ab dort der Motor sein von der Versorgungsspannung abhängiges Drehzahl-Limit erreicht. Der Bahnwinkel wird entsprechend zunehmend kleiner, obwohl für die gesamte Steigzeit in diesem Simulationlauf ein Bahnwinkel von $\gamma = 3^\circ$ angefordert wird. In Abbildung 95 sind Steuerkurs, Nickwinkel und Rollwinkel dargestellt. Die Spitzen des Nickwinkelverlaufs im Bereich von 16:00 sind mit dem Abfliegen des Musters begründbar. Um die Höhe beim Kurvenflug zu halten, muss der Auftrieb erhöht werden, was bei konstanter Geschwindigkeit durch leichtes Erhöhen von Anstell- und daraus folgend dem Nickwinkel erfolgt. Der wellenähnliche Verlauf des Rollwinkels beim Aufstieg und Abstieg auf der Kreisbahn ist durch den Wind verursacht, da das Flugzeug je nach Windrichtung den Rollwinkel anpassen muss um über Grund die Kreisbahn zu beschreiben. Auftriebs- und Widerstandsbeiwert sowie die Reynold-Zahl sind in Abbildung 96 dargestellt. Die Erhöhung des Auftriebsbeiwertes in größerer Höhe resultiert aus der dort reduzierten äquivalenten Fluggeschwindigkeit. Die Erhöhung des Widerstandsbeiwertes erfolgt insbesondere aufgrund der abnehmenden Reynolds-Zahl, die hier bezogen auf die Sehnenlänge des Flügelprofils in Höhe des Rumpfes dargestellt ist. In Abbildung 97 sind die mechanischen Leistungsdaten des linken Antriebs dargestellt. Anhand des Drehzahlverlaufs ist ersichtlich, dass das Flugzeug annähernd Dienstgipfelhöhe erreicht. Erwartungsgemäß ist der Schub bei konstanter äquivalenter Fluggeschwindigkeit sowie gleichbleibendem Bahnwinkel auch eine konstante Größe. Ab ca. 15 km Flughöhe wird die Drehzahlgrenze des Motors erreicht, sodass mit zunehmend sinkendem maximalem Schub bis auf die Zielhöhe aufgestiegen wird.

In Abbildung 98 sind die elektrischen Größen des Antriebs ersichtlich. Der wellige Verlauf der Span-

nung resultiert aus dem zeitlichen Verlauf der Ausrichtung der Solarpaneele zur Sonne und dem daraus resultierenden variierenden Ertrag. Sinkt der Ertrag, werden die Batterien stärker belastet und es kommt zu einem stärkeren Spannungseinbruch. Ab einer Flughöhe von ca. 15 km wird zunächst die für die Antriebe gesetzte Leistungsgrenze von 2.200 W erreicht. Mit weiter zunehmender Höhe führt das Erreichen der Drehzahlgrenze zu einem Leistungsabfall. Die elektrischen Daten für die Solarpaneele sind in Abbildung 99 ersichtlich. Dabei sind die Daten für alle fünf Solarpaneele der linken Flügelhälfte angegeben. Es ist ersichtlich, dass die Spannung der Solarpaneele unterschiedlich stark einbrechen. Die Spannung der Solarpaneele hängt dabei insbesondere vom Ladezustand der nächstgelegenen Batterie ab. Die Ströme der Solarpaneele sind durchgehend negativ, d.h. der Strom wird von den Solarpaneelen ins System eingespeist. Positive Ströme werden durch die Blocking-Dioden sowie die MPPT verhindert. Der Strom korreliert erwartungsgemäß stark mit der im unteren Diagramm dargestellten solaren Strahlungsleistung, die auf das jeweilige Solarpaneel trifft. Aufgrund der kontinuierlichen Kursänderung des Flugzeugs und des niedrigen Sonnenstandes schwanken die eingestrahelte Leistung und damit der erzeugte Strom deutlich. Es ist zudem ersichtlich, dass das Solarpaneel LH1 den höheren Strom einspeist, was auf die Größe des Paneels zurückzuführen ist, und das Solarpaneel LH5 aufgrund der Lage auf dem geknickten Flügelteil eine höhere Schwankung aufweist.

In Abbildung 100 werden die elektrischen Daten der Batterie dargestellt. Die unterschiedlichen Spannungsverläufe sind Resultat der unterschiedlichen Belastung der einzelnen Batterien aufgrund der Netzwerkstruktur sowie der Widerstände der Leitungen. Hier bietet die Simulationsumgebung Potential für weitergehende Optimierungen des Entwurfs des elektrischen Netzwerks, die allerdings nicht Gegenstand dieser Arbeit sind. Die unterschiedliche Balastung der Batterien ist ebenfalls in den Strömen sowie in den resultierenden Ladezuständen erkennbar. Batterie LH2 liegt nah am Antriebsmotor und somit am Hauptverbraucher. Weiterhin ist mit der Avionik ein weiterer Verbraucher auf der Netzwerkseite der Batterie LH2 vorhanden. Zudem ist die Solarfläche über den Maschen vor dem Motor, d.h. über den Batterien LH1 und LH2, in Summe kleiner als hinter dem Motor. Grundsätzlich zeigt aber der Ladezustand der Batterien, dass die Mission in der gewählten Konfiguration sowie zum gewählten Zeitpunkt potentiell durchführbar ist.

Ausgewählte Temperaturen des Flügelkompartiments LH4 werden in Abbildung 101 dargestellt. Dabei ist ersichtlich, dass die Temperatur der Batterie nur sehr langsam fällt, was einerseits mit der thermischen Isolation und andererseits mit der hohen Wärmekapazität der Batterie zusammenhängt. Der Temperaturregler ist auf 0 °C eingestellt. Ab ca. 19:00 wird der Regler aktiv, da dann die Temperatur unter die Schwelltemperatur fällt. Dies führt zum sägezahnähnlichen Verlauf der Temperaturkurve bis ca. 23:00. Die Temperatur des Solarpaneels fällt zunächst mit abnehmender Außentemperatur ab, steigt aber mit abnehmendem Zenitwinkel bzw. zunehmender Elevation der Sonne wieder an. Weiterhin folgt die Temperatur, ähnlich der erzeugten elektrischen Leistung, der vom Steuerkurs des Flugzeugs abhängigen Bestrahlungsstärke der Sonne. Die Temperatur im Kompartiment verhält sich ähnlich wie die Temperatur des Solarpaneels, allerdings mit deutlich geringeren Amplituden. Dies ist einerseits der Wärmekapazität der Luft im Kompartiment geschuldet, andererseits den unterschiedlichen Wärmequellen, die die Innenluft beeinflussen.

Die Resultate der Untersuchung der Missionsdurchführung ohne MPPT sind in Abbildung 102 am Beispiel des Flügelkompartiments LH4 angegeben. Die Schaltungen oben im Bild zeigen auf, wie die Solarpaneele in Abbildung 90 mit und ohne MPPT konfiguriert sind. Die rote Spannung ist die vom MPPT über dem Solarpaneel eingestellte Spannung. Im Betrieb ohne MPPT liegt die grün dargestellte Klemmspannung des Solarpaneels direkt an den Strängen an. Am Anfang ist diese Spannung aufgrund des Ladezustands der Batterie so hoch, dass das Solarpaneel keinen Strom treiben kann. Daher fällt der Ladezustand auch deutlich schneller ab als beim Betrieb mit MPPT. Später fällt allerdings, wiederum bedingt durch den Ladezustand der Batterie, die Spannung soweit ab, dass die Leistung im Vergleich zum Einsatz des MPPT deutlich abnimmt. Resultat ist eine komplett entleerte Batterie. Hier kann ein Flug ohne MPPT daher nicht durchgeführt werden.

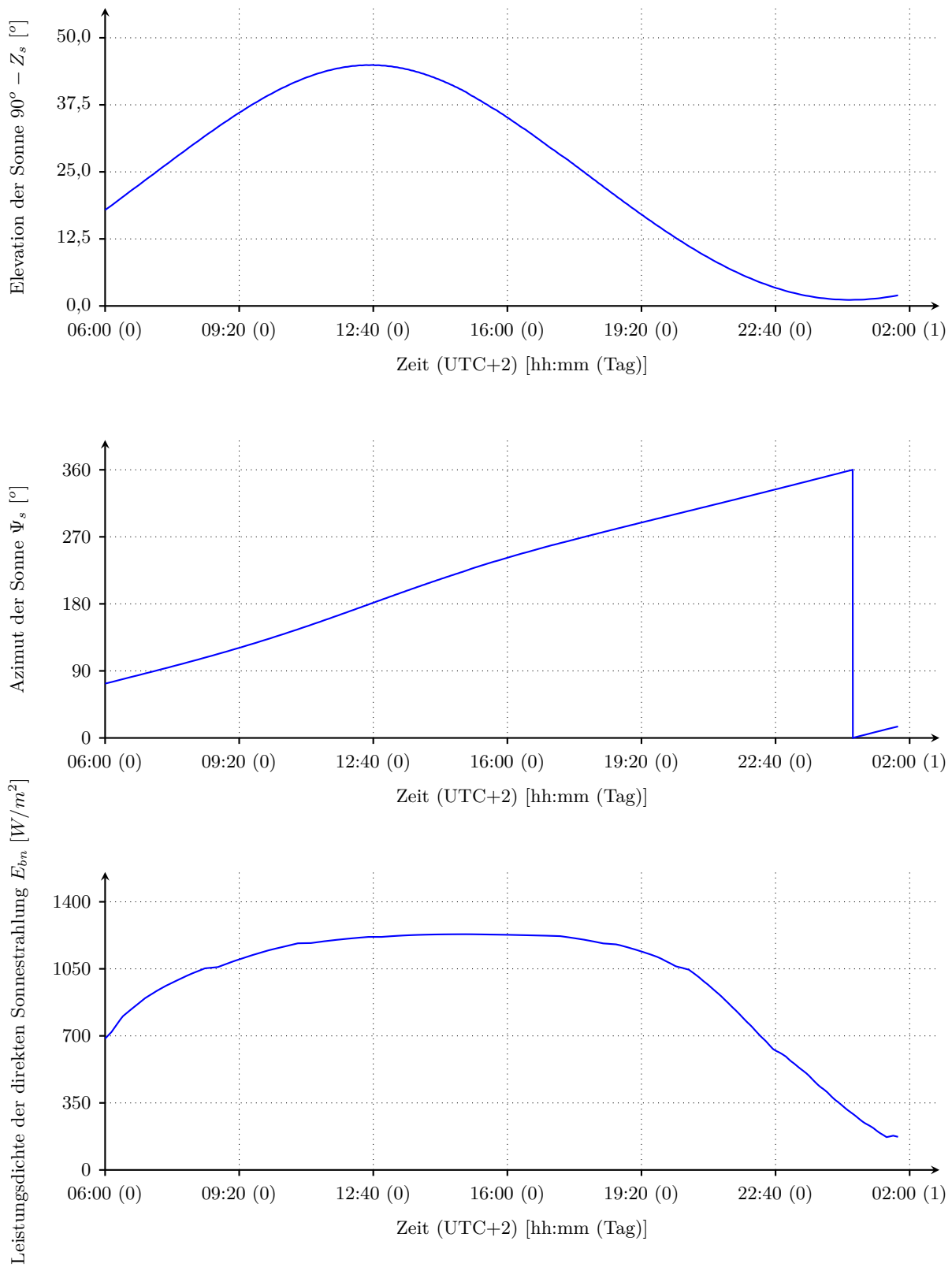


Abbildung 93: Elevation, Azimut und direkte Strahlungsleistung der Sonne beim Höhenflug von HAP- α

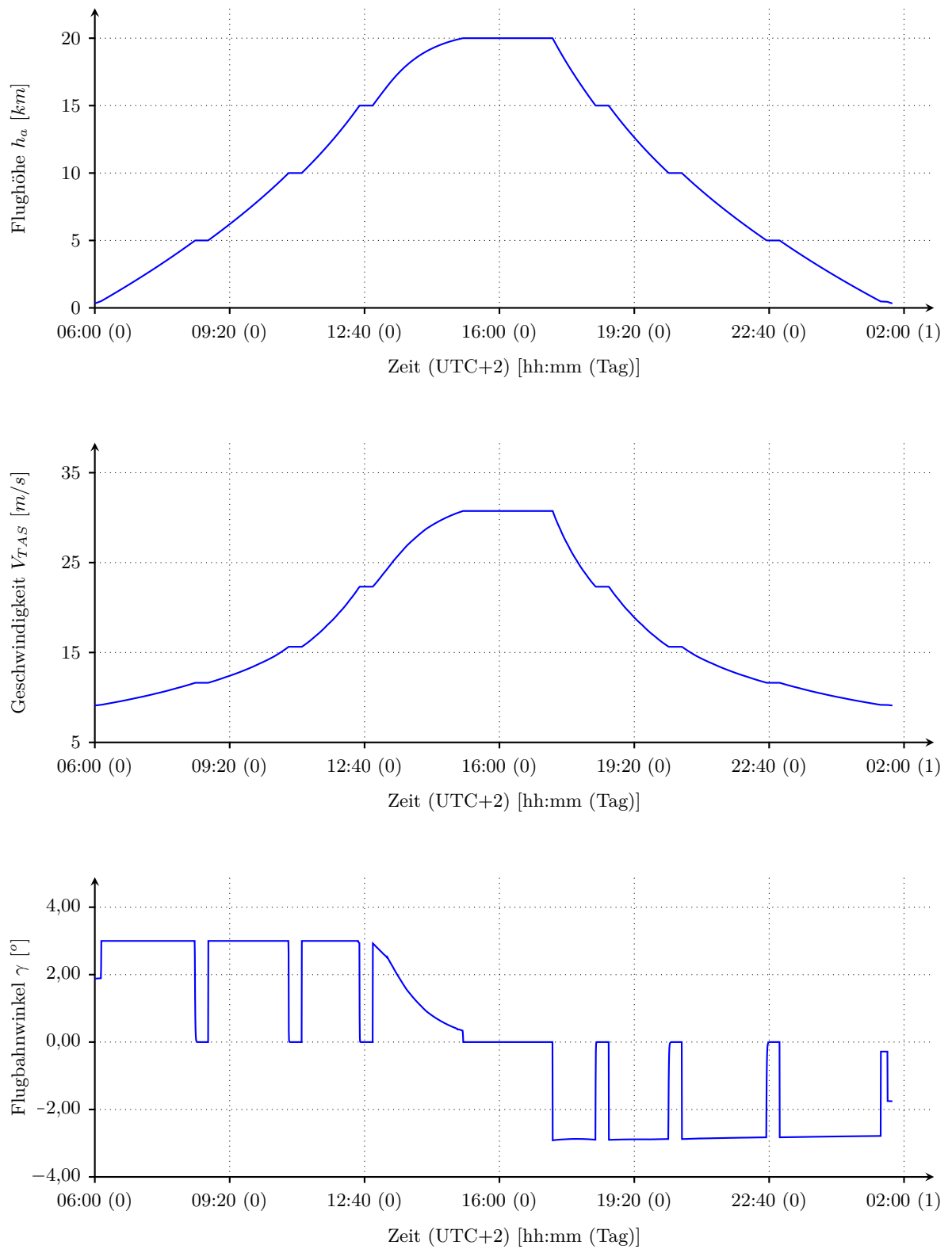


Abbildung 94: Höhe, Geschwindigkeit und Bahnwinkel beim Höhenflug von HAP- α

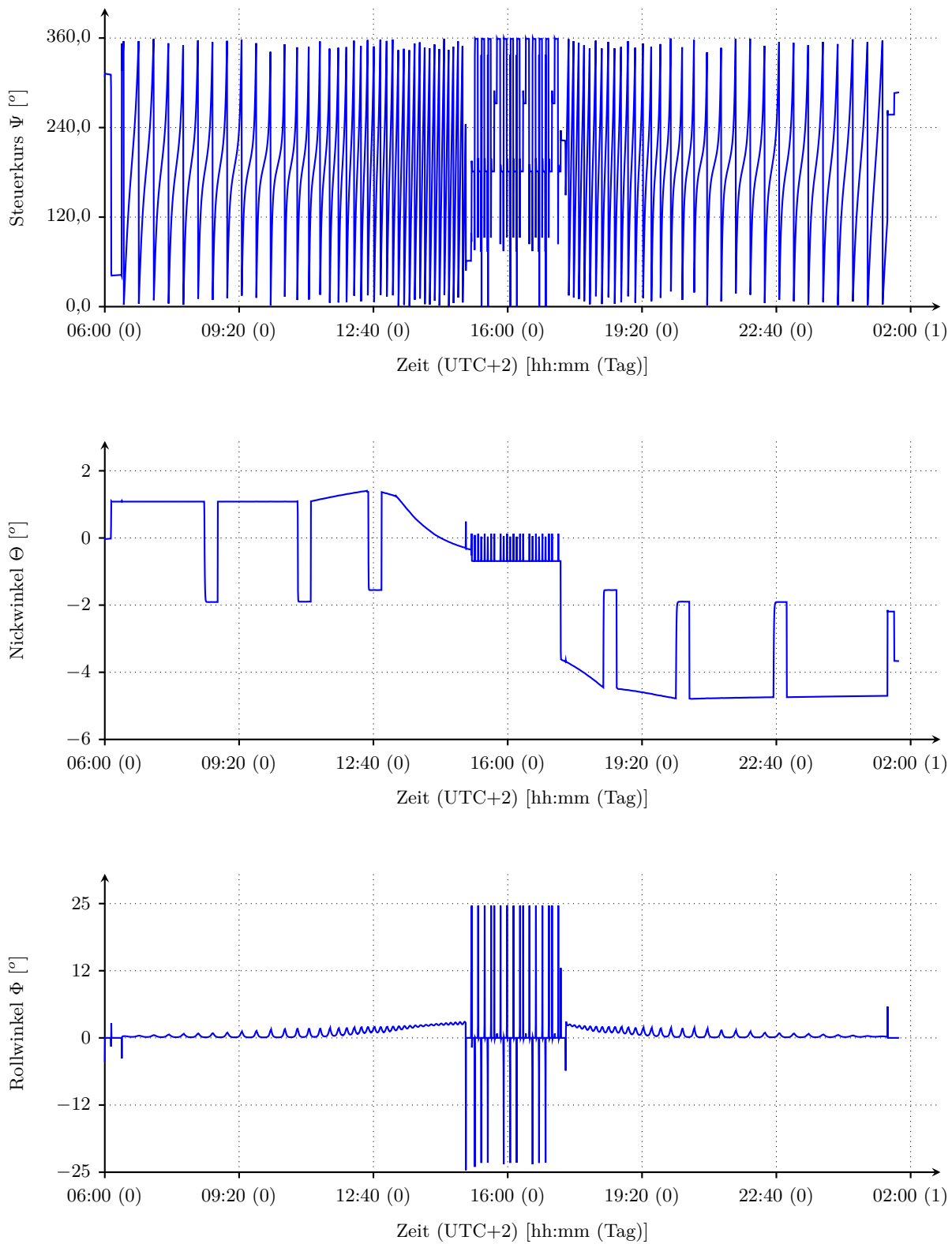


Abbildung 95: Steuerkurs, Nickwinkel und Rollwinkel beim Höhenflug von HAP- α

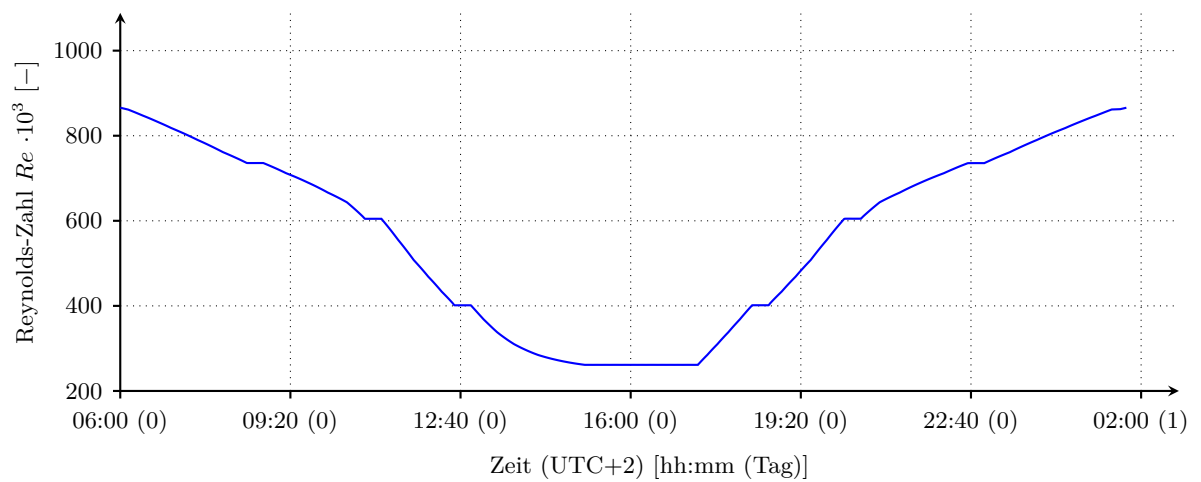
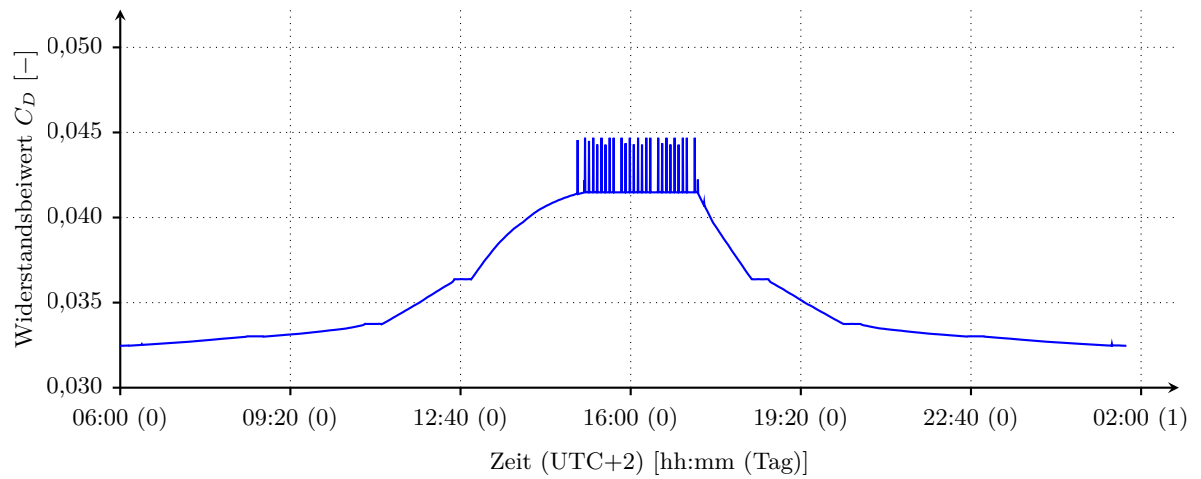
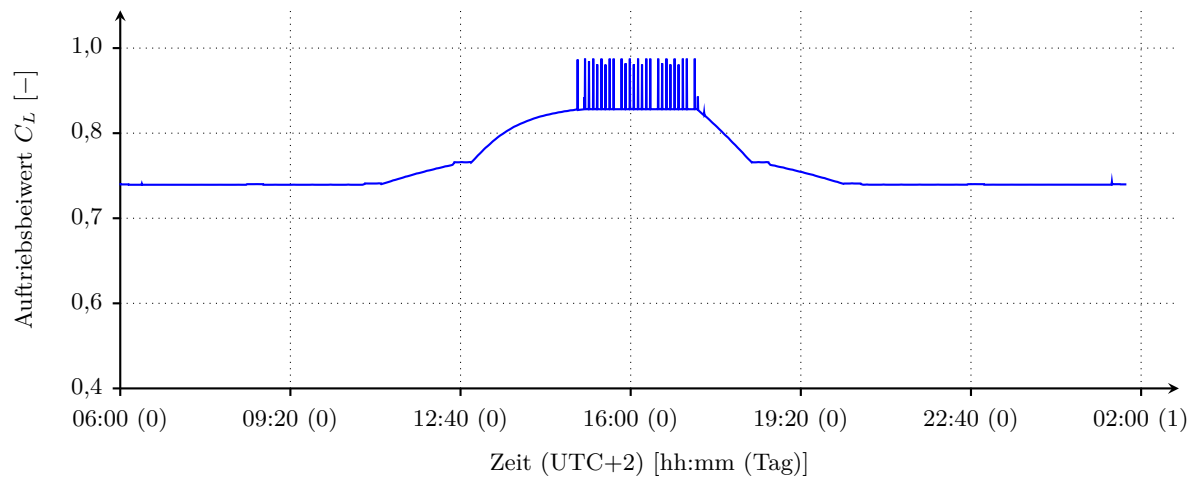


Abbildung 96: Auftriebsbeiwert, Widerstandsbeiwert und Reynolds-Zahl beim Höhenflug von HAP- α

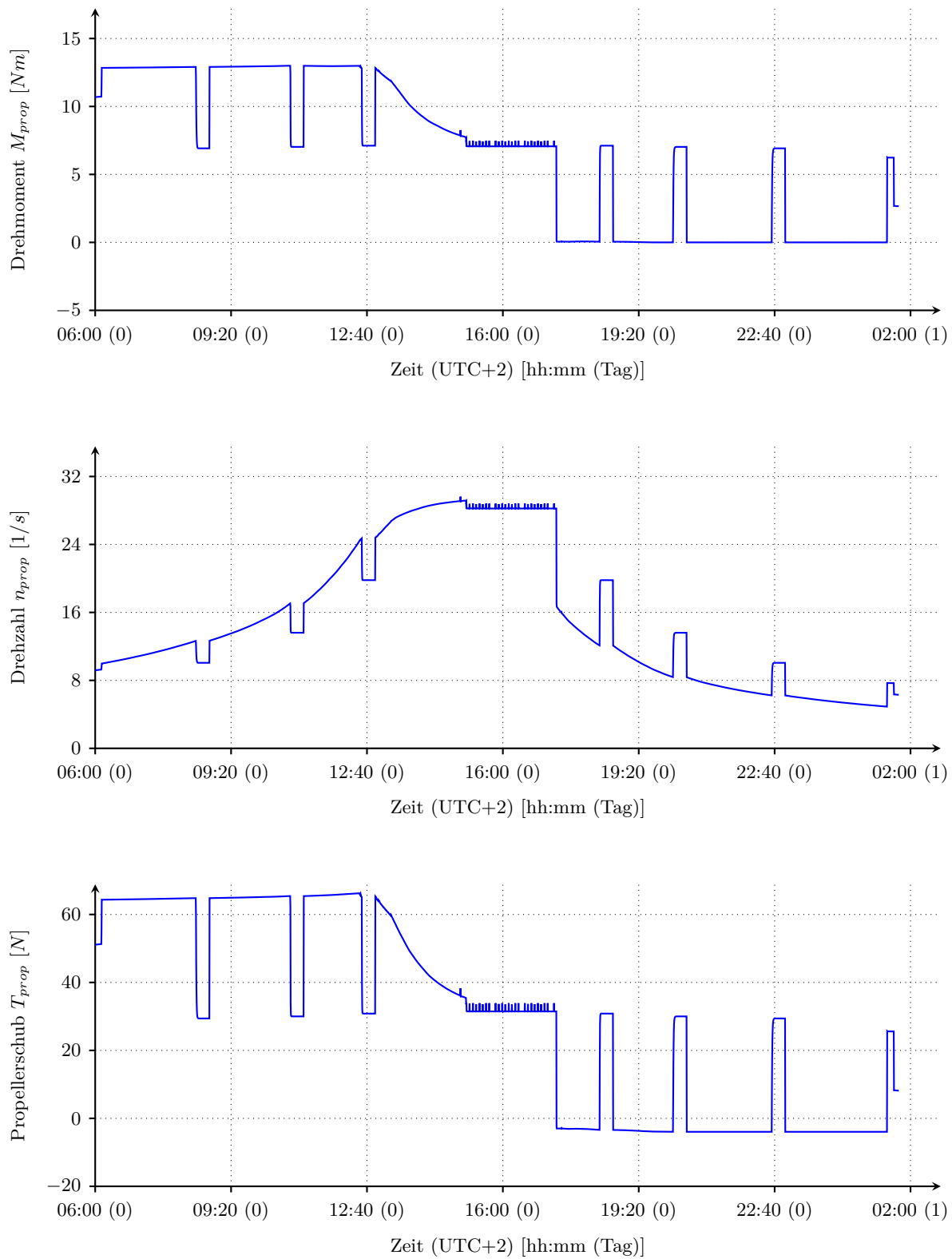


Abbildung 97: Drehmoment, Drehzahl und Schub des linken Propellers beim Höhenflug von HAP- α

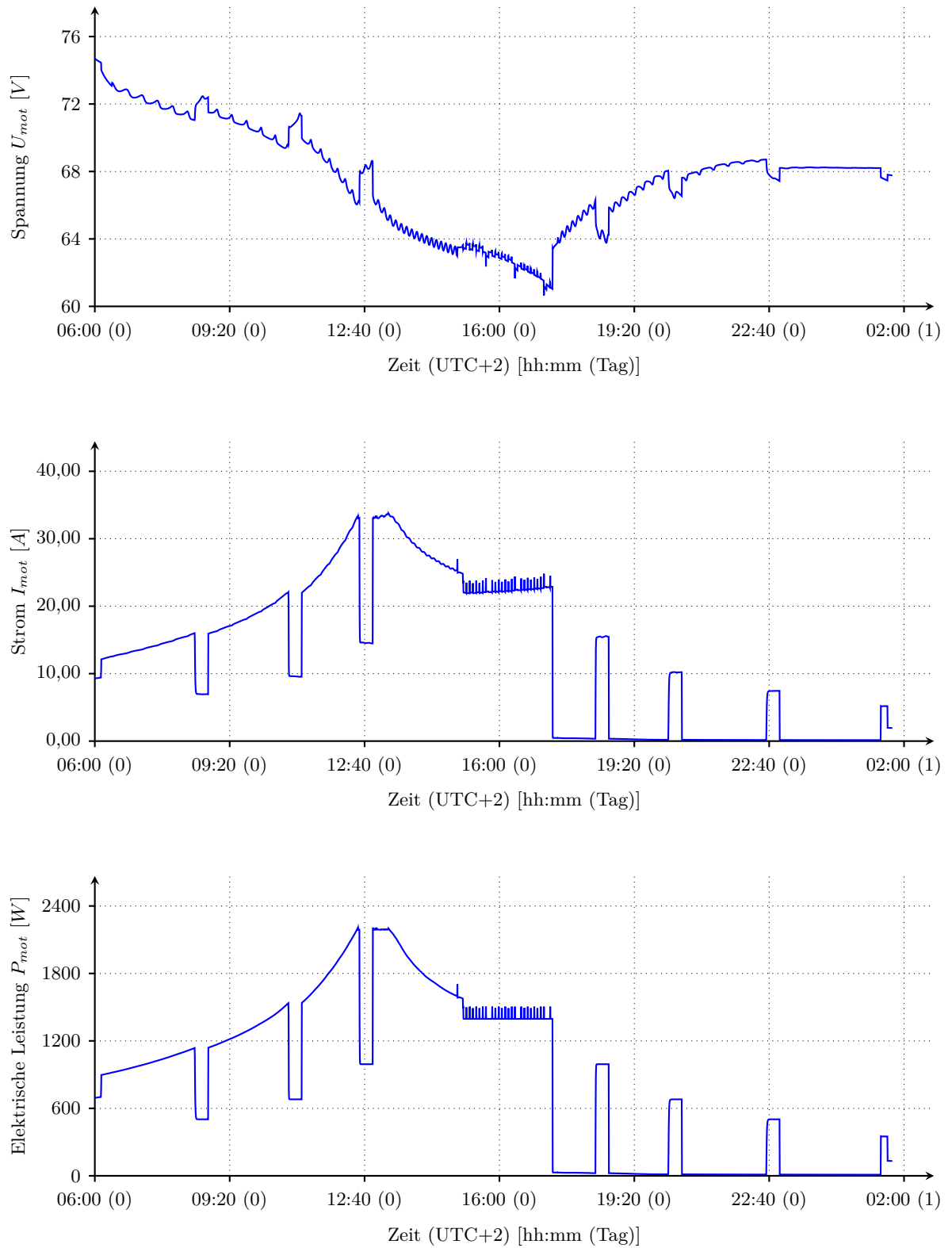


Abbildung 98: Klemmspannung, Klemmstrom und elektrische Leistungsaufnahme des linken Flugantriebs beim Höhenflug von HAP- α

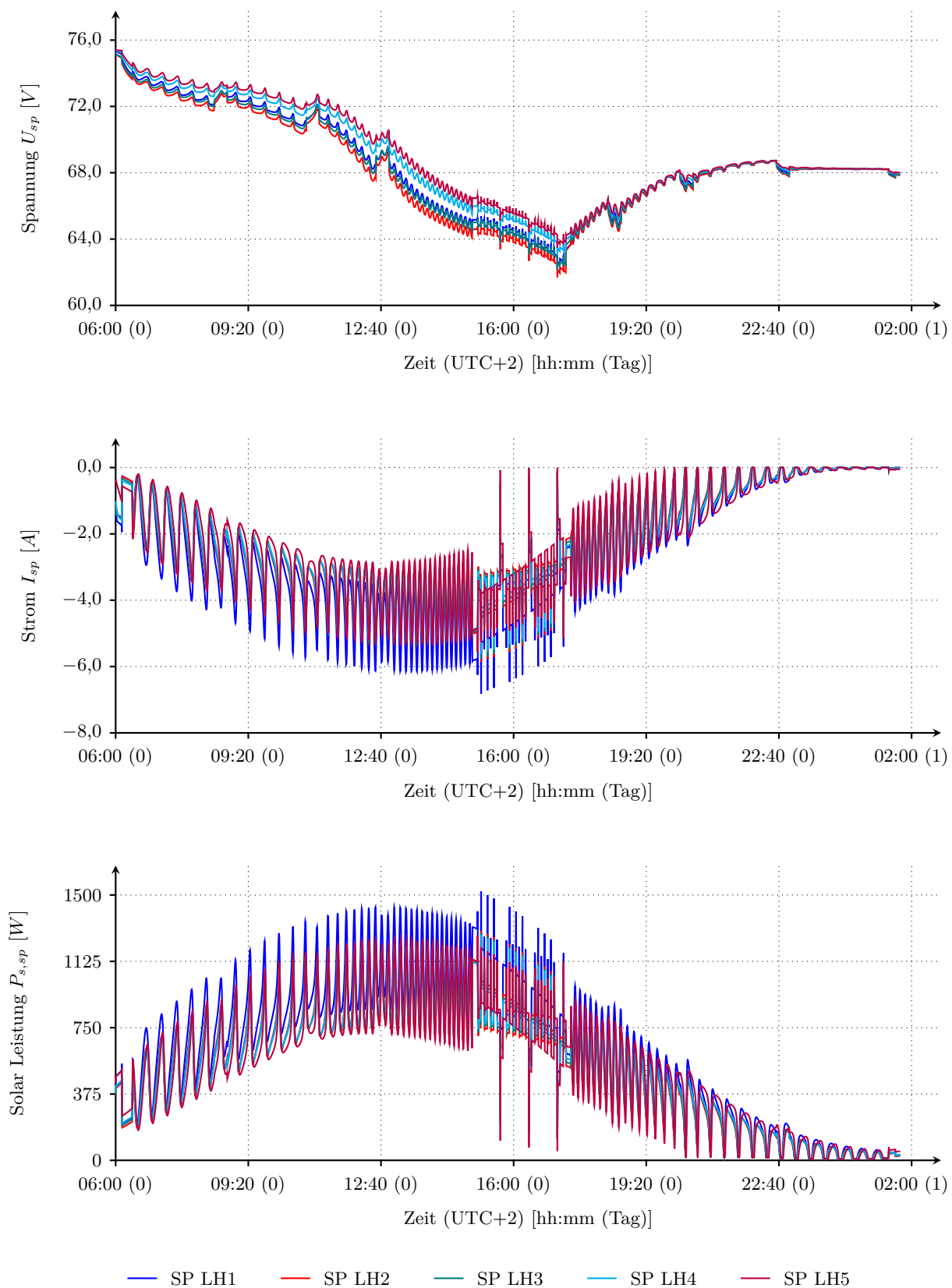


Abbildung 99: Spannung, Strom sowie empfangene solare Strahlungsleistung der linken Solarpaneele beim Höhenflug von HAP- α

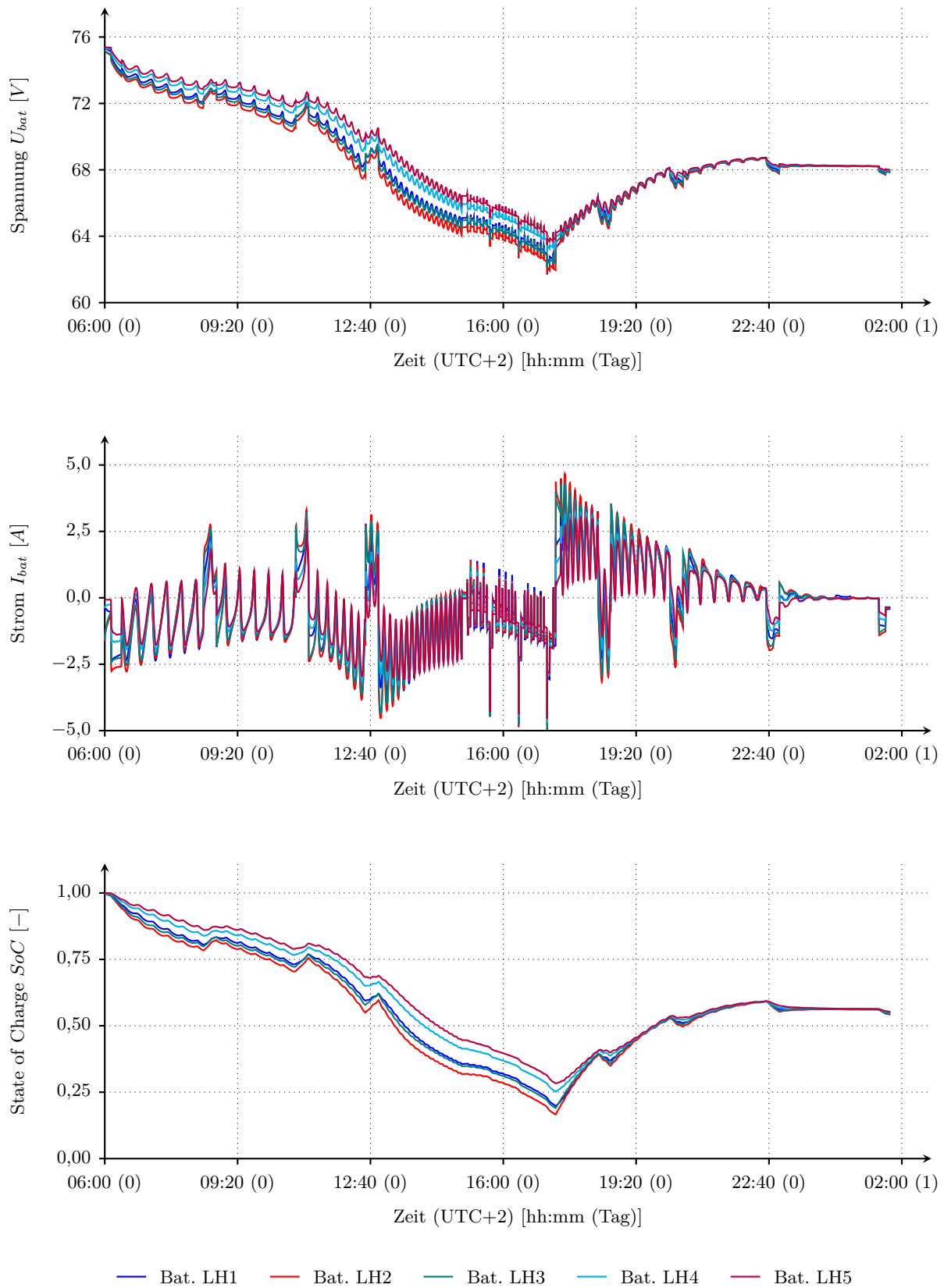


Abbildung 100: Spannung, Strom sowie Ladezustand der linken Batterien beim Höhenfluges von HAP- α

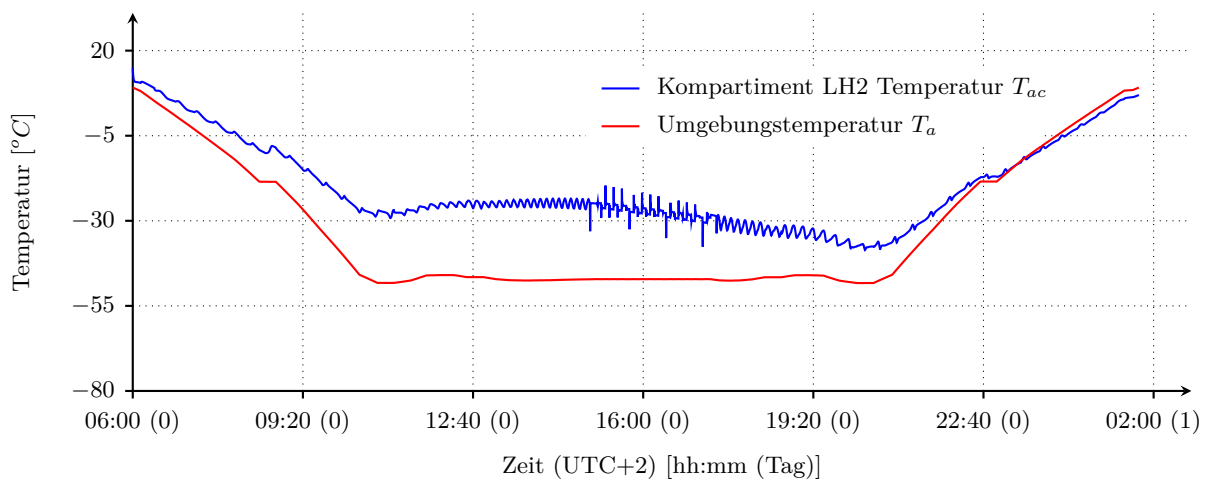
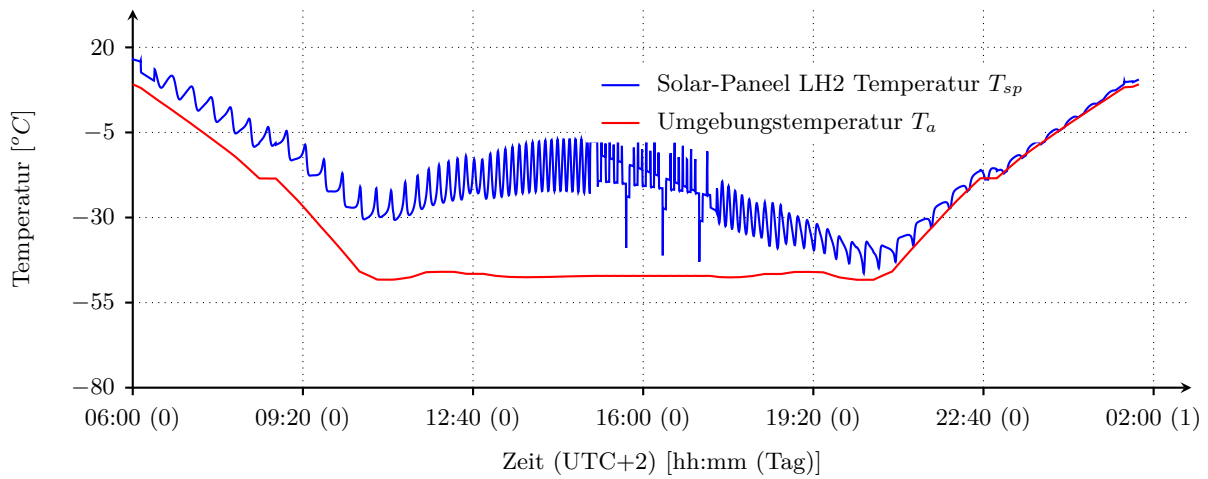
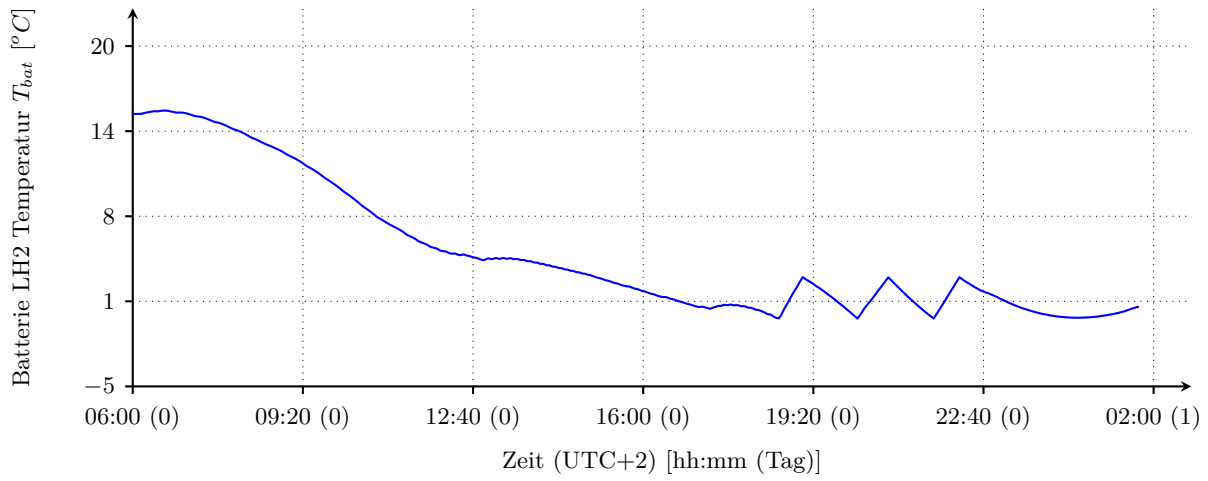


Abbildung 101: Temperaturen der Batterie LH4, des Solarpanels LH4 sowie der Innenluft des Flügelkompartiments LH3 beim Höhenfluges von HAP- α

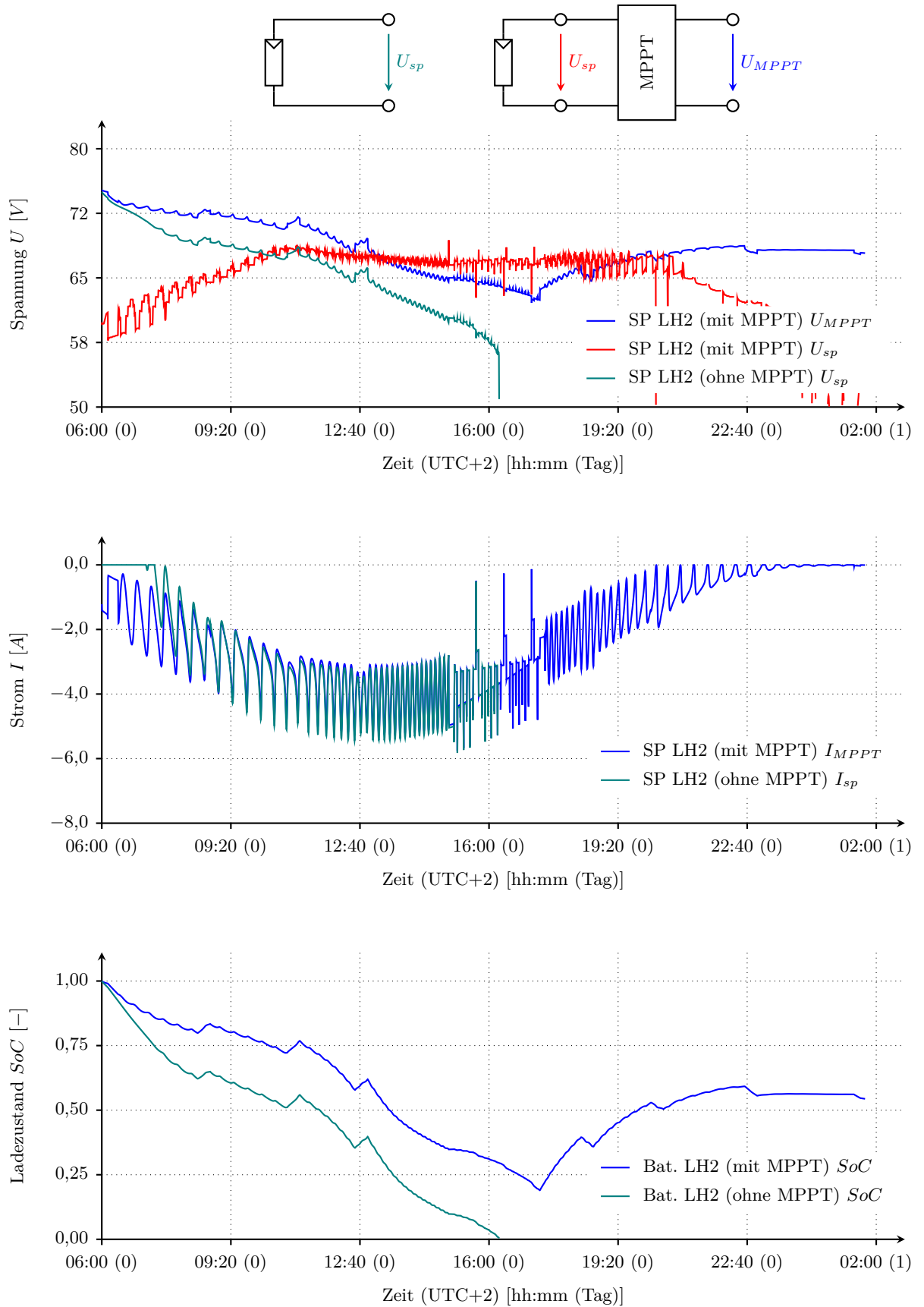


Abbildung 102: Vergleich Spannung und Strom des Solarpanels LH4 sowie des Ladezustandes der Batterie LH4 mit und ohne MPPT beim Höhenflug von HAP- α

7.2 Globale Flugmission

Um die Fähigkeit der Missionssimulationsumgebung zur Analyse für langandauernde globale Flugmissionen aufzuzeigen, ist eine mehrtägige Beispielmision definiert worden. Dabei wird auf Lampedusa im Mittelmeer gestartet und gelandet. Zunächst wird Gran Canaria angefliegen und dort ein Zielgebiet in Form einer Acht für ca. 25 Minuten überflogen. Anschließend wird der Flug über Yuma Proving Ground, wo ein Gebiet für 50 Minuten auf einer kreisförmigen Bahn überflogen wird, bis nach Tokio fortgesetzt. Über der Stadt wird für ca. 45 Minuten einer ovalen Flugbahn gefolgt. Der Rückflug führt über Honolulu, wo für ca. 105 Minuten ein Wegpunktmuster abgeflogen wird, und schließlich über Panama City mit einem kreisförmigen Überflug für ca. 50 Minuten. Nach insgesamt 22 Tagen wird wieder auf Lampedusa gelandet. Die Mission ist in Abbildung 103 dargestellt.

Das Flugzeug HAP- α ist in der aktuellen Version nicht für die Durchführung langandauernder Missionen geeignet. Um über den Tagesverlauf genügend Strahlungsleistung der Sonne in elektrische Leistung zu wandeln und neben dem Energiebedarf der Antriebe auch die Batterien für den Übernachtflug wiederaufzuladen, ist die mit Photovoltaikzellen bedeckte Fläche zu klein. Weiterhin ist die Kapazität der Batterien nicht ausreichend, um genügend Energie für den Übernachtflug zu speichern. Schließlich ist das Flugzeug insgesamt zu schwer und damit die erforderliche Leistung zur Erzeugung von ausreichend Schub zum Halten der Höhe zu groß, um mit verfügbaren Photovoltaik- und Batterietechnologien einen andauernden Flug zu ermöglichen.

Um dennoch anhand der Beispielmision die Fähigkeit zur Analyse globaler Flugmissionen aufzuzeigen, wird der Entwurf von HAP- α modifiziert. Hierfür wird die mit Photovoltaikzellen bedeckte Fläche vergrößert und es wird die Verwendung von Batterien mit höherer Energiedichte angenommen. Weiterhin erfolgt trotz gesteigerter Batteriemasse eine Reduktion des Flugzeuggewichtes von

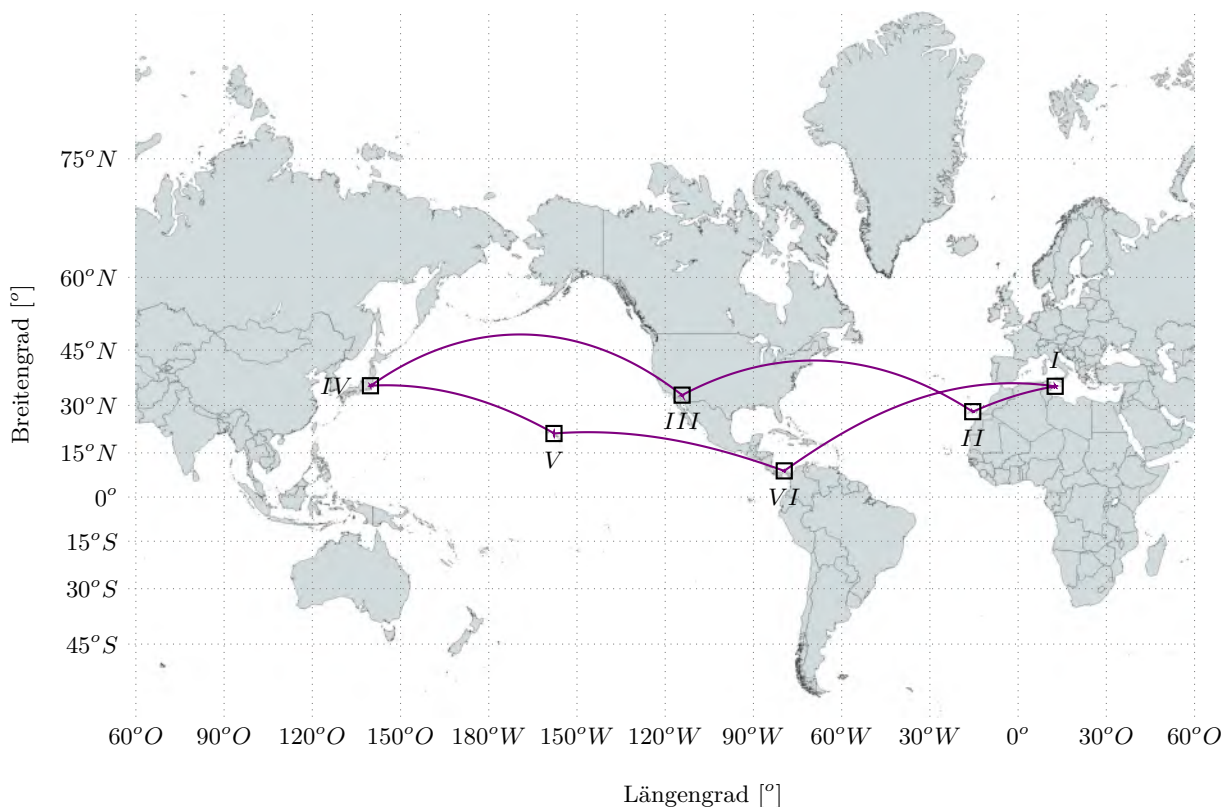


Abbildung 103: Globale Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

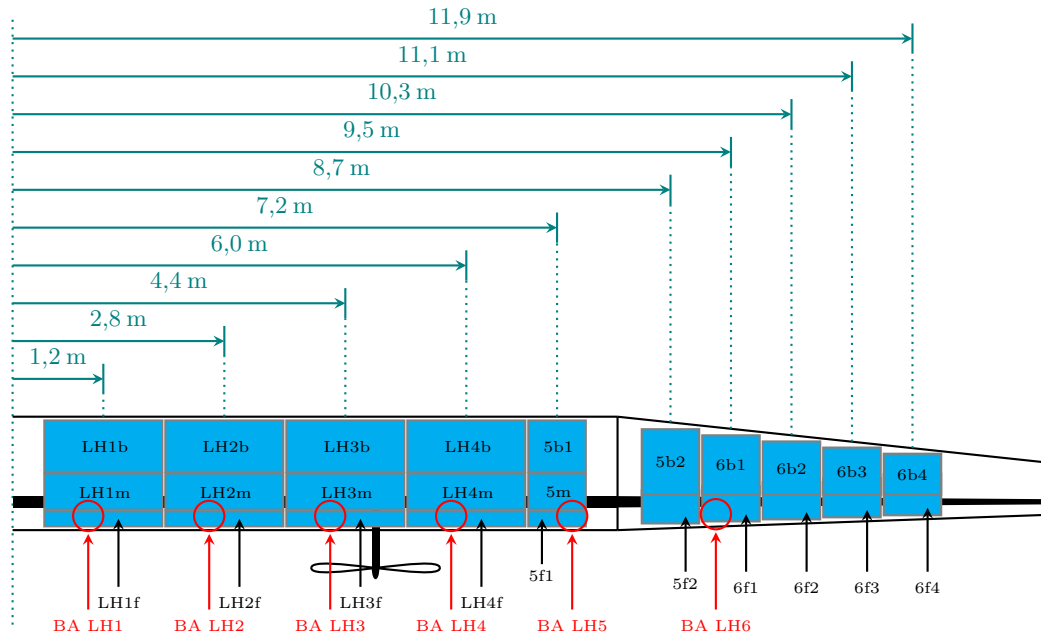


Abbildung 104: Belegung der linken Flügelhälfte des modifizierten HAP-Flugzeugs mit Photovoltaikzellen

138 kg auf 100 kg. Die Belegung mit Photovoltaikzellen ist in Abbildung 104 dargestellt. Um die mit Photovoltaikzellen bedeckte Fläche erhöhen zu können, wird angenommen, dass auch der Flügelteil hinter dem Propeller belegt werden kann. Weiterhin wird auf die Querruder verzichtet, oder diese werden ebenfalls mit Photovoltaikzellen belegt. Grundsätzlich ist ein Flug auch ohne Querruder durchführbar. Die Steuerung des Kurvenfluges erfolgt dann über differentiellen Schub und das Seitenruder.

Der Solarpaneele werden aufgrund ihrer Größe und der deutlich stärkeren Krümmung der Flügeloberfläche im vorderen Bereich nun im inneren Bereich des Flügels auf drei Flügelprofilpaneele und im äußeren Bereich auf zwei Flügelprofilpaneele aufgeteilt. Basierend auf der solaren Einstrahlung sowie der Temperatur der Solarpaneele wird zunächst jede einzelne Strom-Spannungs-Kennlinie separat berechnet. Da die einzelnen Solarpaneele parallel geschaltet sind, werden die Kennlinien anschließend zu einer Gesamtkennlinie addiert. Der elektrische Widerstand zwischen den Paneelen wird hier aufgrund dessen geringer Größe zunächst vernachlässigt, könnte bei Bedarf aber in der in Kapitel 6.2 beschriebenen Weise berücksichtigt werden.

Eine Erhöhung der Energiedichte der Batterien ist durch marktverfügbare Sonderzellen, wie in Kapitel 1.3 ausgeführt, möglich. Allerdings liegen keine Messwerte für diese Zellen vor, sodass auf die vorhandenen Messwerte der Batterie von HAP- α zurückgegriffen wird. Um die notwendige Erhöhung der Energiedichte umzusetzen, werden statt drei nun sieben Zellen parallel angeordnet, was zu einer Konfiguration 18S7P führt. Wird eine Batterie-Gesamtmasse von 50 kg angesetzt, so entspricht die geänderte Batteriekonfiguration einer Energiedichte von 534 Wh/kg. Dieser Wert erscheint zunächst sehr hoch, allerdings kann aufgrund der technischen Weiterentwicklung auf dem Batteriemarkt davon ausgegangen werden, dass auch derartige Energiedichten bald kommerziell verfügbar sein werden. Weiterhin wird der aerodynamische Entwurf des Flugzeugs nicht verändert. Inwiefern bspw. der aerodynamische Widerstand reduziert werden kann und somit Batterien mit geringerer Energiedichte Verwendung finden können, ist in einem Entwurfsprojekt zu klären und liegt außerhalb des Rahmens dieser Arbeit.

Als letzte Anpassungsmaßnahme wurde der Propellerdurchmesser von 1,7 m auf 2,0 m erhöht. Unter

sonst konstanten Bedingungen steigt damit für den gleichen Schub das Drehmoment des Propellers bei gleichzeitig absinkender Drehzahl. Durch die Reduktion der Masse des Luftfahrzeugs wird bei gleichem Auftriebsbeiwert langsamer geflogen und der notwendige Schub reduziert. Durch die Vergrößerung des Propellerdurchmessers ist der Propeller besser auf den vorhandenen Motor angepasst, da dieser so nicht das Drehzahllimit erreicht. Weiterhin wird damit auch die Effizienz des Propellers gesteigert.

Die Umrechnung des zulässigen Geschwindigkeitsbereiches, dessen Werte in Kapitel 5.2.5 für HAP- α angegeben ist, erfolgt für konstantes C_L gemäß:

$$V_{EAS,2} = V_{EAS,1} \cdot \sqrt{\frac{m_{a,2}}{m_{a,1}}} \quad (217)$$

Darin sind $m_{a,1}$ die Masse von HAP- α und $m_{a,2}$ die Masse des modifizierten HAP-Flugzeugs. Zusammenfassend sind die von Tabelle 1 abweichenden Daten für das modifizierte HAP-Flugzeug in Tabelle 7 aufgeführt. Diese wurde um eine sechste Batterie sowie ein sechstes Solarpaneel erweitert. Die im elektrischen Netzwerk wahlweise mit oder ohne MPPT betriebenen Solarpaneele fassen dabei die in Abbildung 104 dargestellten einzelnen Solarpaneele wie folgt zusammen: Die Solarpaneele SP LH1 bis SP LH4 kombinieren das jeweils vordere (f), mittlere (m) sowie hintere (b) Paneel mit der gleichen Bezeichnung. Für die Solarpaneele SP LH5 und SP LH6 wird aus Platzgründen in Abbildung 104 auf die Bezeichnung LH verzichtet. Darüber hinaus folgt die Zuordnung der einzelnen Solarpaneele der Zahl in der Beschriftung.

Der in Abbildung 103 dargestellte Flugpfad wurde im Rahmen des Simulationslaufes erzeugt, der auf einem handelsüblichen Notebook mit einem Intel® Core™ i7-1365U Prozessor und 32 GB Arbeitsspeicher unter Nutzung nur eines Kernels ca. 9 h dauert. Die in der Mercator-Projektion als Bögen erscheinende Orthodromen als Flugpfad zwischen den Stationen sind deutlich erkennbar. Als Startzeitpunkt wurde der 160. Tag des Jahres 06:00 Ortszeit bzw. 04:00 UTC gewählt. Ausgewählte Details des Flugpfades werden in Abbildung 105 gezeigt. Der Wind ist in Richtung und Stärke durch die hellblauen Pfeile illustriert. Anhand der zeitlich äquidistanten Punkte ist die Wirkung des Windes auf die Geschwindigkeit über Grund gut erkennbar.

Tabelle 7: Technische Daten des modifizierten HAP-Flugzeugs

Gruppe	Parameter	Wert
Konfiguration	Propellerdurchmesser	2,0 m
	Anzahl Querruder	0
	Gesamtmasse	100 kg
Antriebsstrang	Masse Batterie	4,17 kg
	Nennkapazität einer Batterie	2240 Wh
	Anzahl Batterien im Flugzeug	12
	Batteriemasse gesamt	50,0 kg
	Konfiguration Solarpaneele	8x 24S40P (jeweils RH & LH: 1-4 f+m+b)
		2x 24S38P (jeweils RH & LH: 5 f+m+b & 6 f+b)
		2x 24S45P (jeweils RH & LH: 7 f+b & 8 f+b & 9 f+b & 10 f+b)
	Anzahl Solarpaneele im Flugzeug	12
	Gesamtfläche Solarpaneele	23,5 m ²

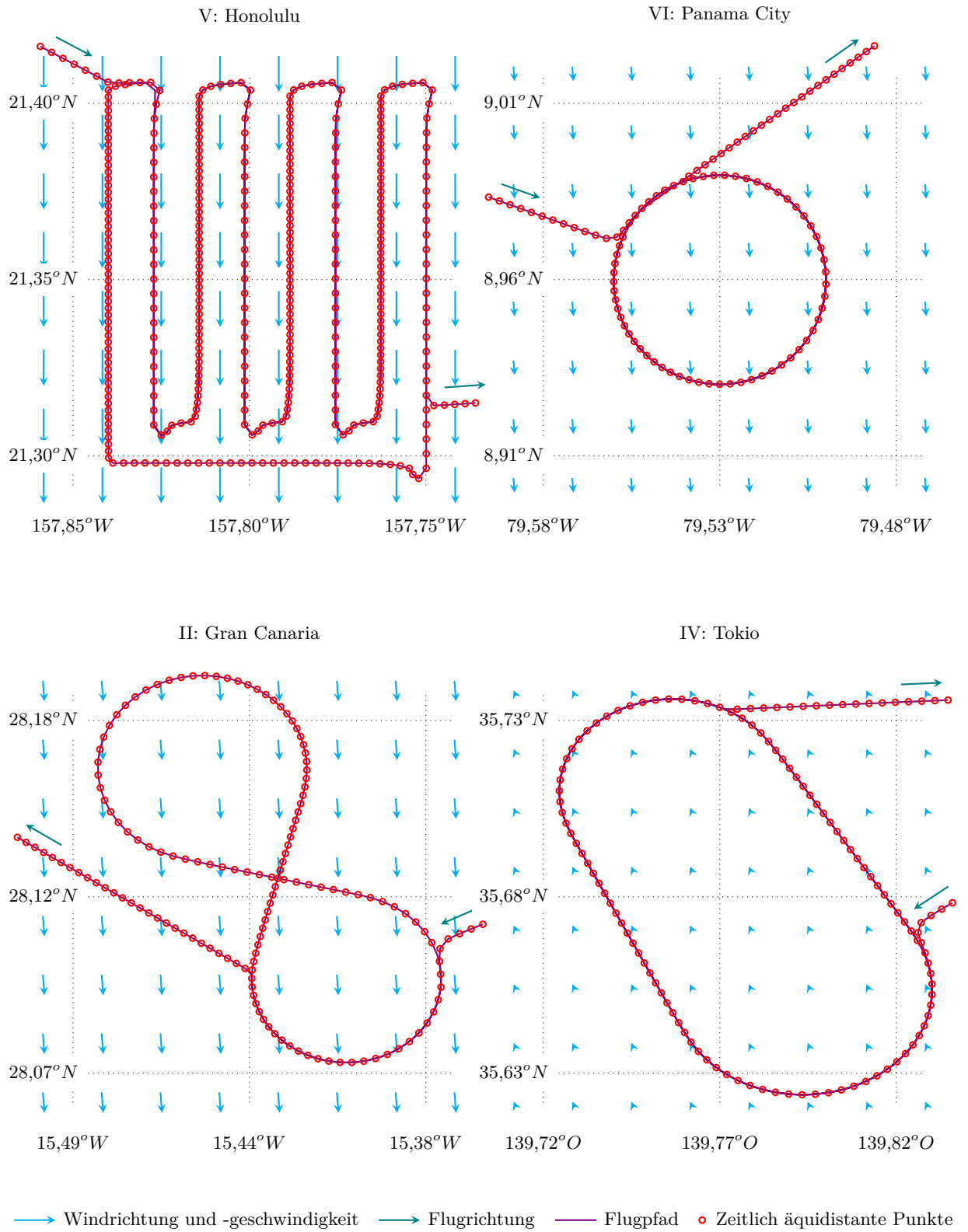


Abbildung 105: Details des globalen Flugs des modifizierten HAP-Flugzeugs

Die Konfiguration des elektrischen Netzwerks für das modifizierte HAP-Flugzeug ist in Abbildung 107 aufgezeigt. In Abbildung 106 ist die Aufstiegstrajektorie ersichtlich. Das Flugzeug soll auf einer Kreisbahn mit einem Radius von 2000 m auf die Zielhöhe von 20 km steigen. Im Höhenbereich zwischen 8 km und 12 km ist die Windgeschwindigkeit höher als die maximale Fluggeschwindigkeit. Dies führt dazu, dass das Flugzeug in diesem Bereich der Kreisbahn nicht mehr folgen kann und abdriftet. Die Geschwindigkeit über Grund ist dabei zeitweilig negativ. Nach Durchfliegen des Windfeldes kehrt das Luftfahrzeug auf die vorgegebene Kreisbahn zurück.

Die Temperaturen der Komponenten des Flügelkompartiments LH2 für einen Tag-Nacht-Zyklus sind in Abbildung 108 dargestellt. Die Daten sind vom Flugsegment von Tokio nach Honolulu entnommen. Die geografische Position ist in Abbildung 103 als türkisfarbenes Quadrat mit der zu Abbildung 108 korrespondierenden Beschriftung für die Zeitpunkte A, B, C und D angegeben. Der Ort liegt in der Australian Eastern Standard Time (AEST) genannten Zeitzone und eilt UTC um 10 Stunden voraus. Die Teilabbildung A für 16:20 UTC korrespondiert somit mit einer lokalen Zeit von 2:20. Der angegebene Zenitwinkel $Z_s = 94,5^\circ$ entspricht dem Horizont und bedeutet hier, dass die Sonne nicht sichtbar ist. Es ist ersichtlich, dass die Temperatur der Paneele auf der Oberseite des

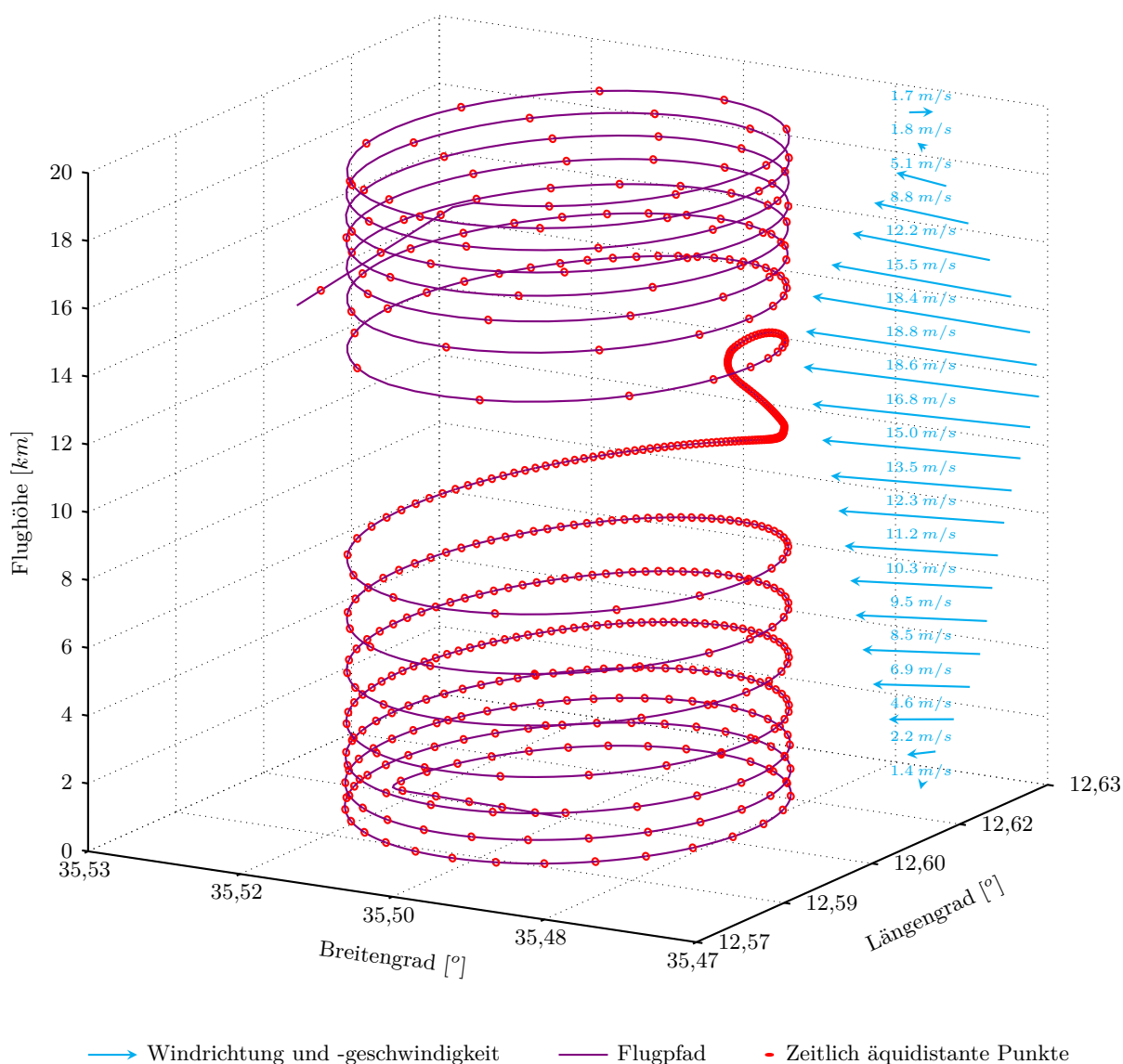
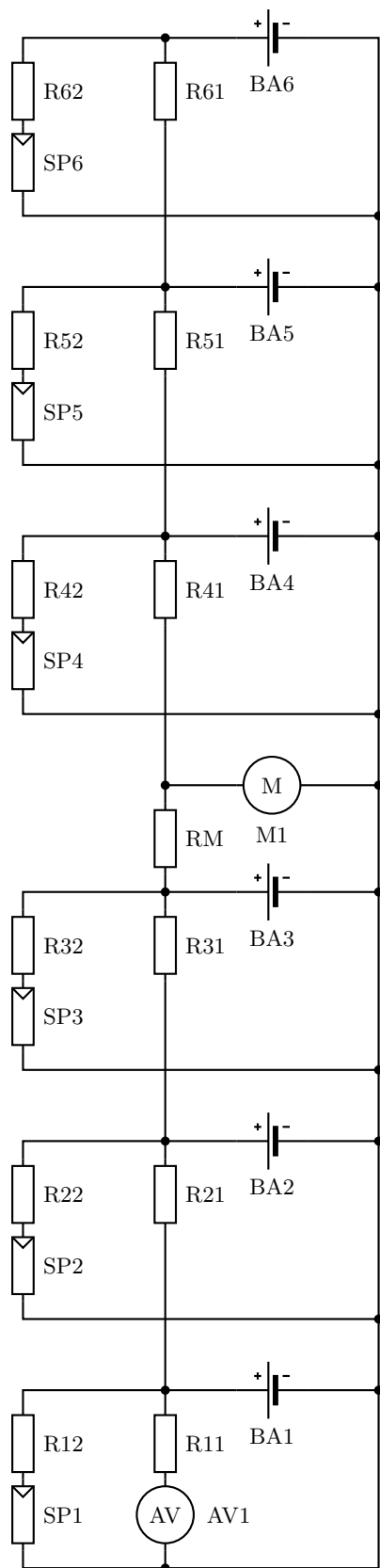


Abbildung 106: Trajektorie des Aufstiegs beim globalen Flug des modifizierten HAP-Flugzeugs



Legende

- Ax: Avionik-Verbraucher LHx oder RHx
- BAx: Batterie LHx oder RHx
- Mx: Antriebsmotor LHx oder RHx
- Rx: Widerstand LHx oder RHx
- SPx: Solar-Panel LHx oder RHx

Abbildung 107: Konfiguration des elektrischen Netzwerks des Antriebsstrangs des modifizierten HAP-Flugzeugs

Flügels nachts unter die Umgebungstemperatur fällt. Dies liegt auch hier an der Abstrahlung der Wärme in das Weltall. Auf der Oberseite sind von links nach rechts gezählt das 2., 3. und 4. Paneel als Solarpaneele ausgeführt. In der Teilabbildung B steht die Sonne noch niedrig und scheint von vorn leicht links auf das Flugzeug. Daher werden nun insbesondere die vorderen Flügelprofilpaneele, allen voran das vordere Solarpaneel, erwärmt. Teilabbildung C zeigt die Situation zur Mittagszeit auf. Hier sind alle Komponenten durch die solare Einstrahlung deutlich erwärmt. Die Solarpaneele erreichen Temperaturen größer $0\text{ }^{\circ}\text{C}$. In Teilabbildung D steht die Sonne mit $Z_s = 81,8^{\circ}$ wieder sehr niedrig, scheint nun von hinten auf das Flugzeug. Daher sind die vorderen Flügelprofilpaneele im Vergleich zu den hinteren Paneelen deutlich abgekühlt. Die auf $T_{bat} = 0\text{ }^{\circ}\text{C}$ geheizte Batterie tritt zudem thermisch deutlich in Erscheinung.

Abbildung 109 zeigt die Elevation, den Azimut sowie die Leistungsdichte der direkten Strahlung der Sonne am Ort des Flugzeugs. Die Sonne steht während des Fluges teilweise im Zenit und scheint zwischen dem 11. und dem 19. Tag der Flugmission aus Richtung Norden, da das Flugzeug deutlich unterhalb des nördlichen Wendekreises fliegt. Die Flughöhe, Fluggeschwindigkeit sowie der Flugbahnwinkel sind in Abbildung 110 dargestellt. In der Beispielmision wird konstant die Flughöhe von $h_a = 20\text{ km}$ eingehalten. Die leichte Schwankung der Geschwindigkeit liegt in der lokalen Änderung der Luftdichte begründet. In Abbildung 111 sind Auftriebs- und Widerstandsbeiwert sowie die Reynolds-Zahl ersichtlich. Die Schwankungen des Auftriebsbeiwertes mit einem Rückgang bis auf ca. $C_L = 0,55$ zu Beginn und Ende der Mission liegen an der lokalen Erhöhung der Fluggeschwindigkeit auf bis zu $V_{o,max}$ aufgrund des starken Windes während des Aufstiegs. Die mechanischen Daten für den linken Antrieb werden in Abbildung 112 angegeben. Aufgrund des erhöhten Propellerdurchmessers sowie des niedrigeren Schubes als Resultat der abgesenkten Masse des Luftfahrzeugs wird hier auf 20 km Flughöhe mit einer niedrigeren Drehzahl geflogen als bei der Höhenflugmission von HAP- α . Die elektrischen Daten für den linken Antrieb können

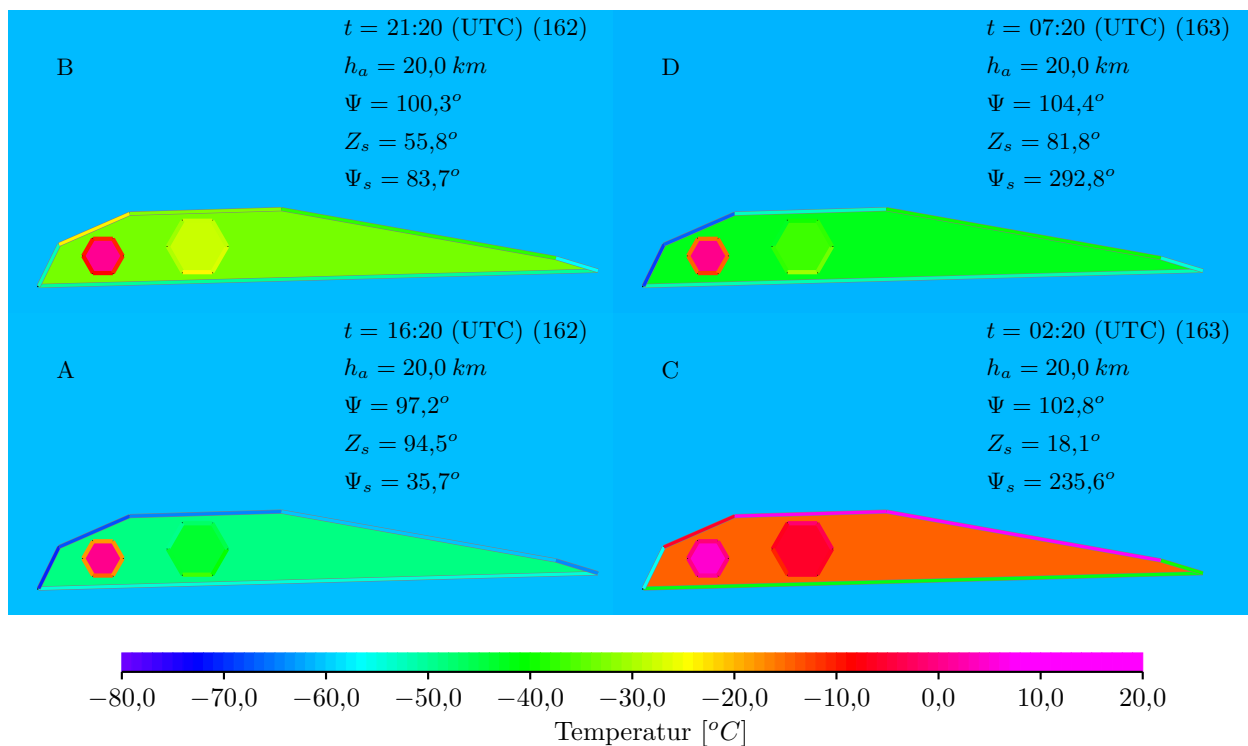


Abbildung 108: Temperaturen des Flügelkompartiments LH4 beim globalen Flug des modifizierten HAP-Flugzeugs

Abbildung 113 entnommen werden. Die Klemmspannung folgt dem Ladezustand der Batterie. Aufgrund der annähernd konstanten Leistungsaufnahme des Antriebs steigt der Strom bei abfallender Spannung erwartungsgemäß an.

Die Spannung, der Strom sowie die empfangene solare Leistung sind in Abbildung 114 für die linke Flügelhälfte illustriert. Die Solarpaneele wurden für diesen Simulationslauf mit MPPT betrieben. Die Ausgangsspannung der MPPT ist auf einen maximalen Wert von 75 V begrenzt, der auch die maximale Spannung im System darstellt. An den Stromverläufen ist ersichtlich, dass das Solarpaneel LH4 einen Großteil des Stromes für den Flugantrieb nach Aufladen der Batterien liefert. Während der Ladephase sind die Ströme besser angeglichen. Die unterschiedlichen Ströme bei voll geladenen Batterien sind Resultat der Widerstände im elektrischen Netzwerk. Das Solarpaneel LH4 hat einen sehr kurzen elektrischen Pfad und daher einen geringen elektrischen Widerstand zum Antrieb. Bei den dargestellten Leistungsverläufen der solaren Einstrahlung ist der Größenunterschied der Solarpaneele die Ursache für die unterschiedlichen Spitzenleistungen. Am 11. und 19. Tag fällt das Verhältnis des Scheitelwertes der solaren Leistung von Paneel LH6 zu den restlichen Paneelen größer aus als bspw. am 16. Tag. Dies liegt an der Installation des Paneels auf dem abgelenkten Teil des linken Flügels, der Flugrichtung gen Osten und dem Azimut der Sonne. Am 11. und 19. Tag strahlt die Sonne am Mittag aus südlicher Richtung, wohingegen sie am 16. Tag aus nördlicher Richtung strahlt.

Die elektrischen Daten der Batterien der linken Flügelhälfte können Abbildung 115 entnommen werden. Die Spannungsverläufe entsprechen denen der Solarpaneele. Die Klemmspannung der Batterie LH4 fällt leicht ab und liegt geringfügig über dem Wert der Ladeschlussspannung, die bei 74,7 V liegt. Bei den restlichen Batterien liegt die Klemmspannung bei der maximalen Ausgangsspannung der MPPT. Da für alle Batterien die Diodenschutzschaltung für den Überladeschutz berücksichtigt ist, wird die zulässige Zellspannung nicht überschritten. Nachdem die Batterien geladen wurden, fällt deren Strom auf 0 A ab, bis die solare Strahlungsleistung nicht mehr ausreichend ist, um die Antriebe und die Avionik ausschließlich über die Solarpaneele mit elektrischer Leistung zu versorgen. Gelegentlich sind kleine Spitzen im Stromverlauf zu erkennen. Diese treten auf, wenn die Heizung für die Batterie aktiv ist.

Die Temperaturverläufe für Komponenten des Flügelkompartiments LH4 sind in Abbildung 116 visualisiert. Bei der Batterie ist die Aktivität des Temperaturreglers gut erkennbar, der die Batterietemperatur im Bereich von 0 °C hält, wenn die solare Einstrahlung das Kompartiment nicht mehr ausreichend aufheizt. Die Temperatur des Solarpaneels LH2m ist im mittleren Diagramm dargestellt. Nachts fällt die Temperatur erwartungsgemäß unter die rot dargestellte Umgebungstemperatur. Durch die Anströmung wird in dieser Zeit dem Paneel Wärme zugeführt, die wiederum als langwellige Strahlung ins Weltall abgestrahlt wird. Ohne Anströmung würde die Temperatur deutlich tiefer fallen. Die Lufttemperatur im Kompartiment ist im unteren Verlauf ersichtlich. Auch diese unterliegt über einen Tag-Nacht-Zyklus deutlichen Schwankungen, die allerdings, verglichen mit dem Solarpaneel LH2m, nicht so deutlich ausfallen.

Für die globale Mission wird ebenfalls untersucht, inwiefern auf die MPPT verzichtet werden kann. Die Fläche der Solarpaneele ist hier deutlich größer und die Kapazität der Batterien wesentlich höher im Vergleich zur Konfiguration von HAP- α . Da hier die Spannung der Batterien über den Tag-Nacht-Zyklus aufgrund des Ladezustandes zunächst abfällt und einen niedrigen Stand beim Aufgehen der Sonne hat, sollten die Solarpaneele auch ohne MPPT von Beginn an Strom liefern. Mit ansteigender Spannung wird ein zunehmend optimaler Betrieb erwartet, sodass ggf. ein vollständiges Wiederaufladen der Batterien erfolgen kann.

In Abbildung 117 sind die simulierten Daten für zwei Tag-Nacht-Zyklen für den 6. und 7. Tag der globalen Flugmission dargestellt. In Blau und Türkis sind im oberen Verlauf die Spannung des Solarpaneels LH2 dargestellt. Im Fall der Verwendung eines MPPT ist ersichtlich, dass die Spannung direkt am Solarpaneel am Eingang des MPPT nach Durchlaufen des minimalen Ladezustandes der Batterie zunächst über der Ausgangsspannung des MPPT liegt und im weiteren Verlauf von

der Ausgangsspannung des MPPT, die von der Batteriespannung abhängt, eingeholt wird. Ohne MPPT steigt die Spannung hier gegen Ende des Ladevorgangs nicht in gleichem Ausmaß an, wie die blau dargestellte Ausgangsspannung des MPPT. Dies liegt darin begründet, dass die Spannung der Batterien der Leerlaufspannung der Solarpaneele nahekommt und damit der Stromfluss der Solarpaneele, wie im mittleren Bild ersichtlich, abnimmt. Gleichzeitig zur steigenden Batteriespannung nimmt die Temperatur des Solarpanels zu, wobei die Leerlaufspannung absinkt. Der Ladevorgang wird dadurch verzögert, sodass die Batterie, wie im unteren Diagramm zu sehen, später die volle Ladung erreicht. Bei Abnahme des Verhältnisses der Tages- zur Nachtdauer wird ein vollständiges Wiederaufladen der Batterien so nur in einem im Vergleich zur Verwendung von MPPT deutlich eingeschränkten geografischen und jahreszeitlichen Bereich möglich.

Eine andere Situation liegt vor, wenn die Ladeschlussspannung der Batterie durch Verringerung der Anzahl in Reihe geschalteter Zellen angepasst wird. Die Daten in Abbildung 118 wurden mit einer auf die Konfiguration 17S7P modifizierten Batterie erzeugt. Zudem wurde die Masse des Flugzeugs ohne MPPT um 1 kg reduziert, um die Masseneinsparung der entfallenen MPPT zu berücksichtigen. Durch die Wahl der Batteriekonfiguration von 17S7P verringert sich die Batteriekapazität des Flugzeugs um ca. 5,5 %, weshalb der minimale Ladezustand der Batterien in Abbildung 118 im Vergleich zu den Daten in Abbildung 117 niedriger ausfällt.

Grundsätzlich ist nun ersichtlich, dass nach Anpassung der Ladeschlussspannung die Batterie ohne MPPT fast identisch schnell im Vergleich zur Situation mit MPPT geladen wird. Die Leerlaufspannung der Solarpaneele steigt allerdings deutlich über die Ladeschlussspannung an. Da ohne MPPT keine Spannungsbegrenzung erfolgt, stellt sich der Arbeitspunkt in erster Linie in Abhängigkeit von der Leistungsaufnahme der elektrischen Antriebe sowie der Avionik und den aktuellen Strom-Spannungs-Kennlinien der Solarpaneele ein. Die Spannung am Arbeitspunkt liegt dann bei ausreichender Leistung der Solarpaneele über der Ladeschlussspannung der Batterien, wie am Verlauf der türkisfarbenen Spannung ohne MPPT in Abbildung 118 erkennbar ist.

Die Ströme des Solarpanels SP LH2 sind für den Betrieb mit und ohne MPPT im mittleren Diagramm der Abbildung 118 dargestellt. Zunächst ist eine gute Übereinstimmung der Ströme ersichtlich, was ein Hinweis darauf ist, dass die Solarpaneele auch ohne MPPT in der Nähe des Arbeitspunktes maximaler Leistung betrieben werden. Dies ist im oberen Diagramm anhand des Verlaufes der Spannung über die Solarpaneele ohne MPPT sowie der rot dargestellten vom MPPT eingestellten optimalen Betriebsspannung gut erkennbar. Lediglich im Bereich eines geringen Ladezustandes am Anfang der Wiederaufladphase der Batterie weichen die Spannungen zunächst deutlich ab, was aber nur unwesentlich die Ladedauer der Batterie beeinflusst.

Schließlich kann zu den Ladezuständen der Batterien angemerkt werden, dass diese fast deckungsgleich verlaufen. Aufgrund der angenommenen Gewichtseinsparung liegt der minimale Ladezustand ohne MPPT sogar leicht über dem Wert mit MPPT.

Abschließend wird noch die Leistungsaufnahme der Batterieheizung betrachtet. Um über die Relevanz der Heizleistung eine Aussage treffen zu können, wird die über die Missionsdauer durch die Heizwiderstände in Wärme umgewandelte Energie ins Verhältnis zur Energieaufnahme von den Flugantrieben gesetzt. Die Berechnung über die gesamte Missionsdauer erfolgt gemäß:

$$\frac{W_h}{W_{mot}} = \frac{\sum_{i=1}^{n_t} U_{mot} \cdot I_{mot} \cdot \Delta t}{\sum_{j=1}^{n_{bat}} (\sum_{i=1}^{n_t} U_{bat,j} \cdot I_{bat,j} \cdot \Delta t)} \quad (218)$$

Dabei ist n_t die Anzahl an Zeitschritten des Simulationslaufes und n_{bat} die Anzahl an Batterien. Resultat der hier vorgestellte Beispielmision ist, dass die Heizleistung im Mittel lediglich 1,5 % der Antriebsleistung beträgt. Auch wenn nur die Phasen betrachtet werden, zu denen die Batterien Strom abgeben, steigt das Verhältnis nicht über 3 %.

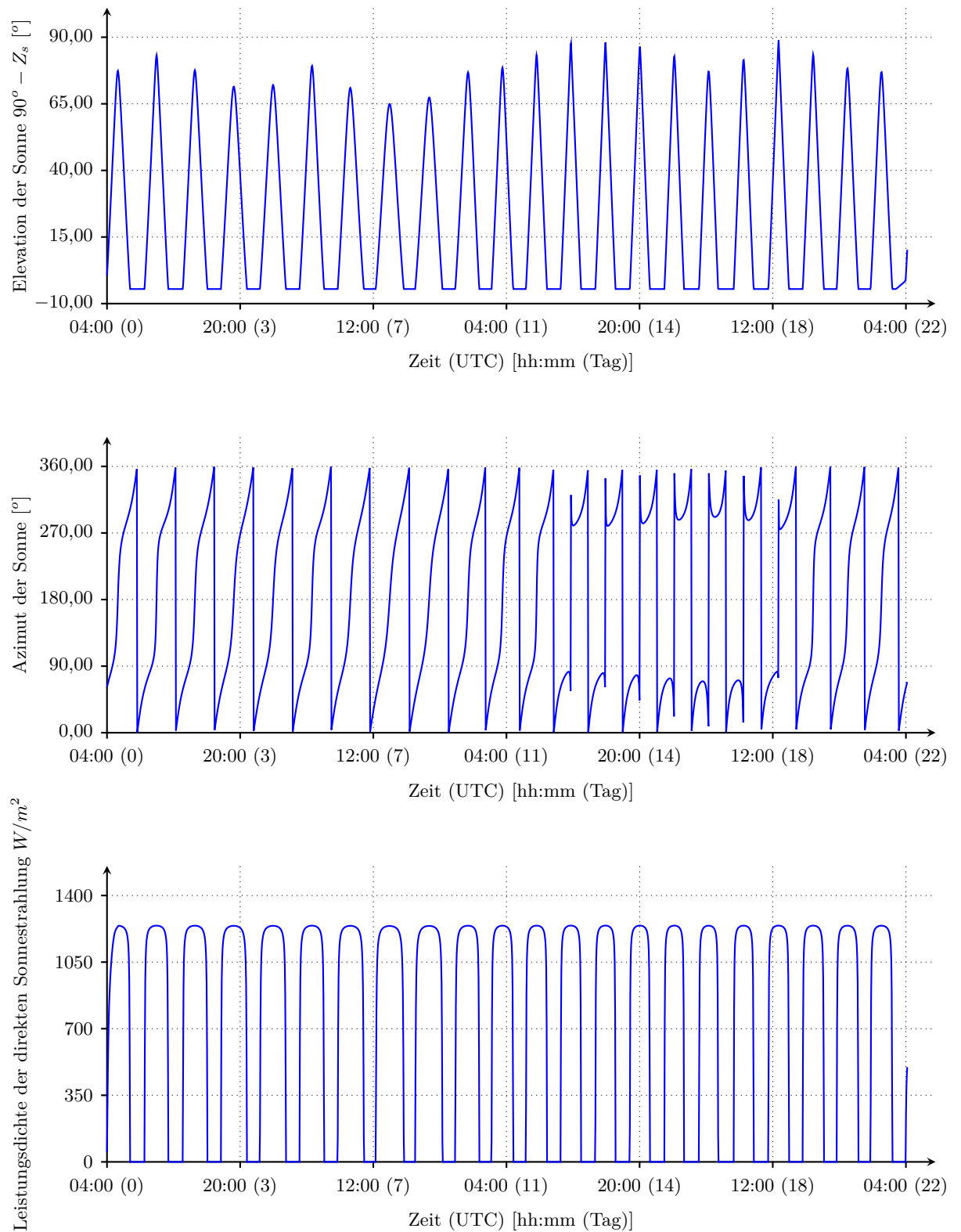


Abbildung 109: Elevation, Azimut und direkte Strahlungsleistung der Sonne bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

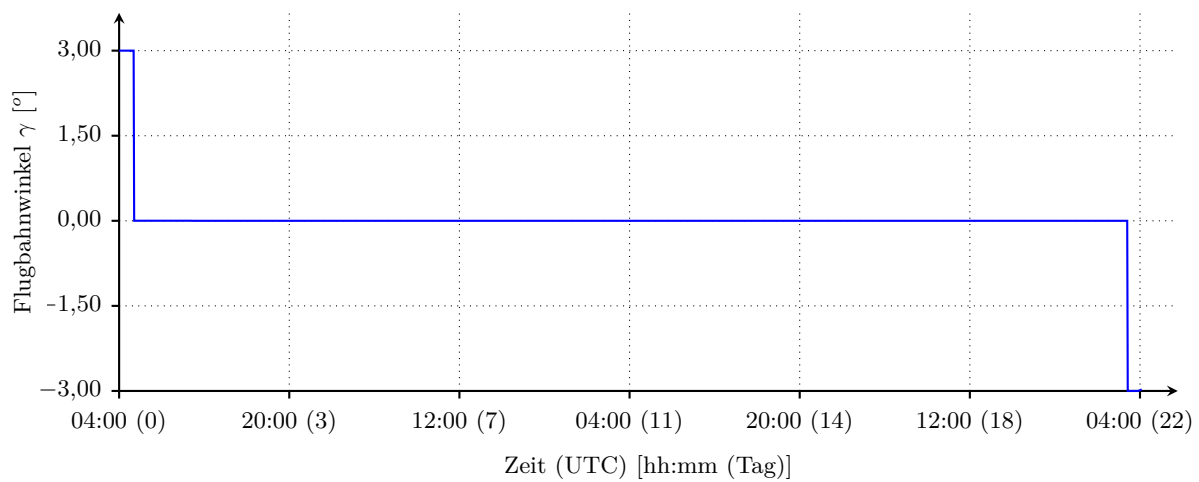
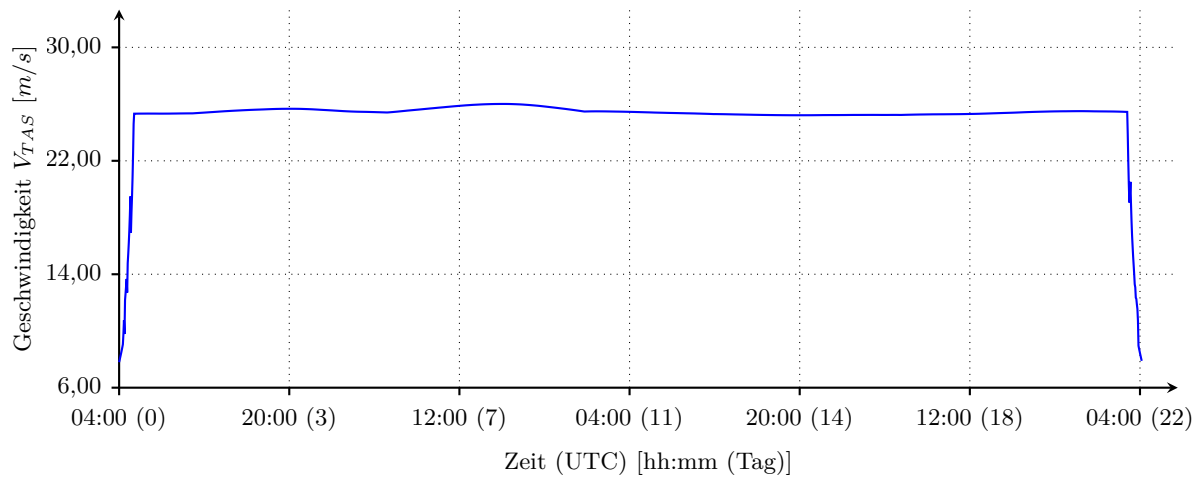
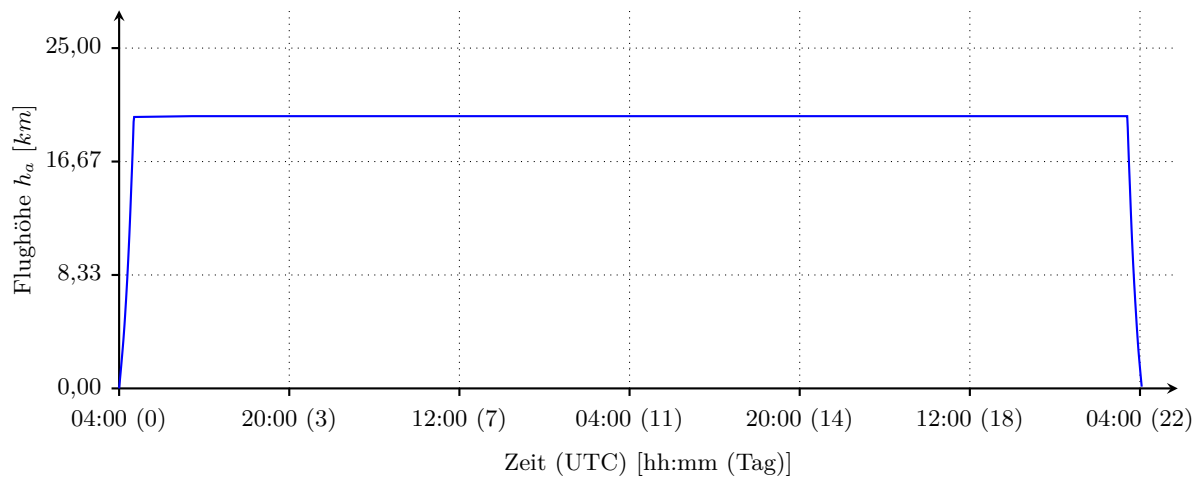


Abbildung 110: Höhe, Geschwindigkeit und Bahnwinkel bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

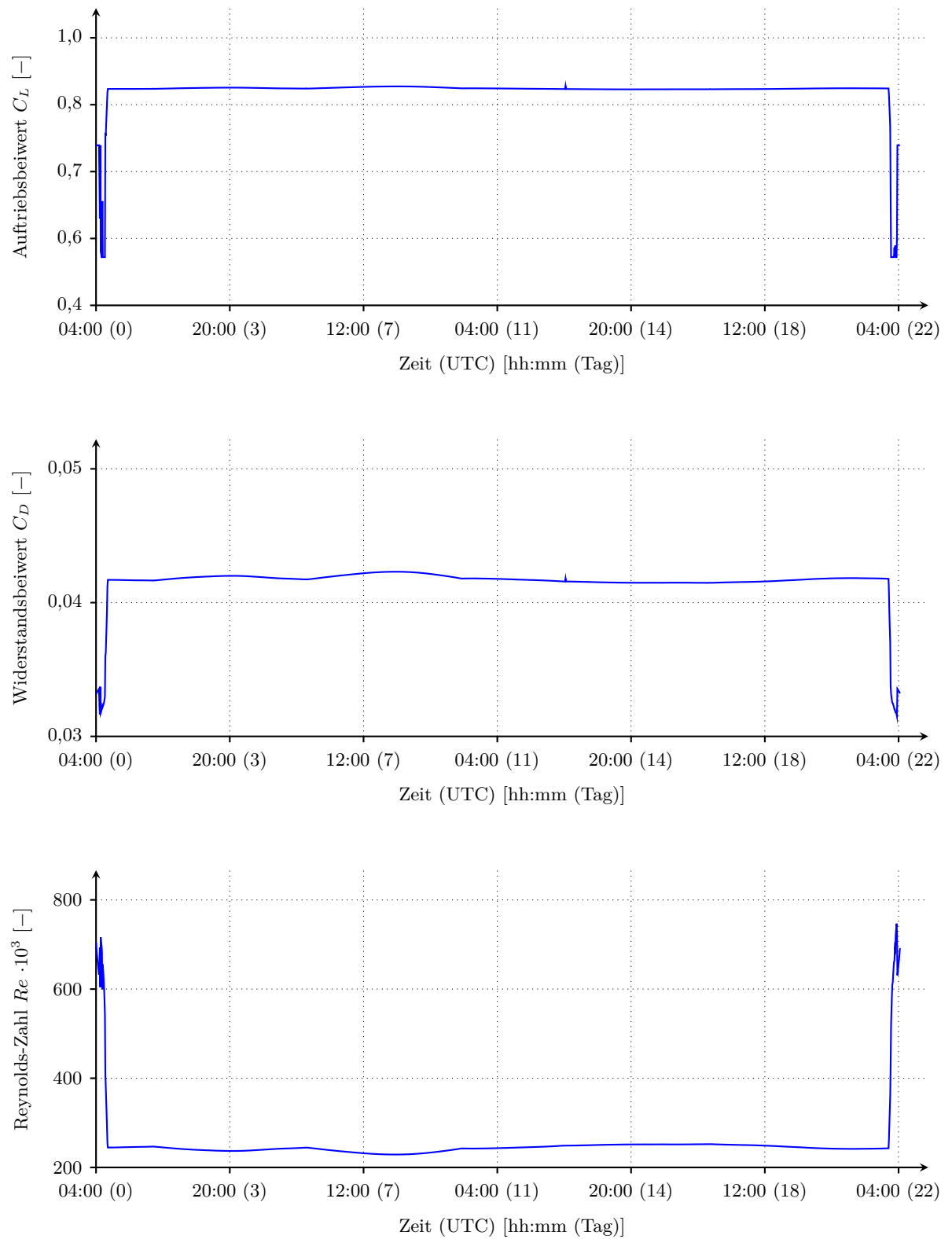


Abbildung 111: Auftriebsbeiwert, Widerstandsbeiwert und Reynolds-Zahl bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

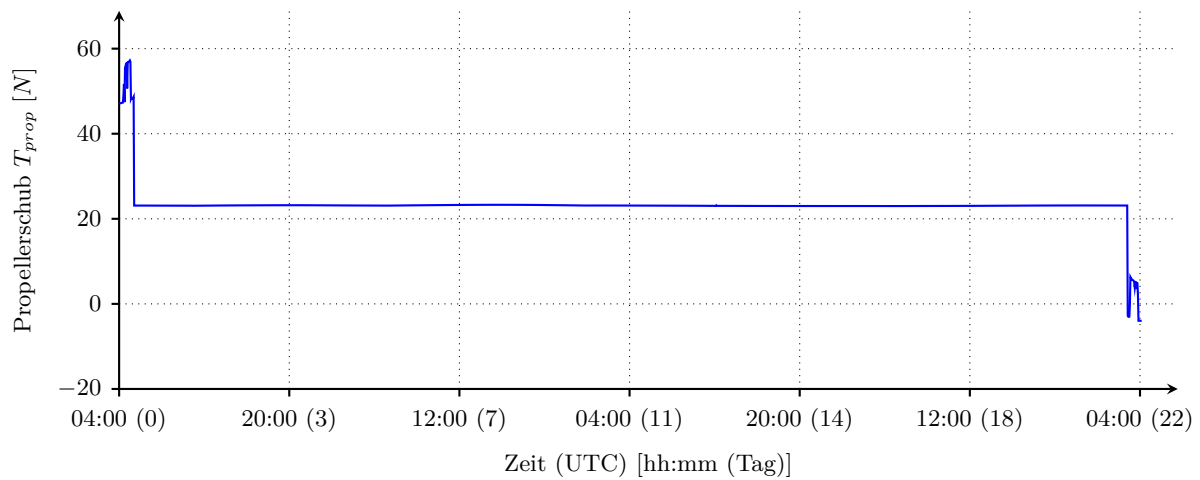
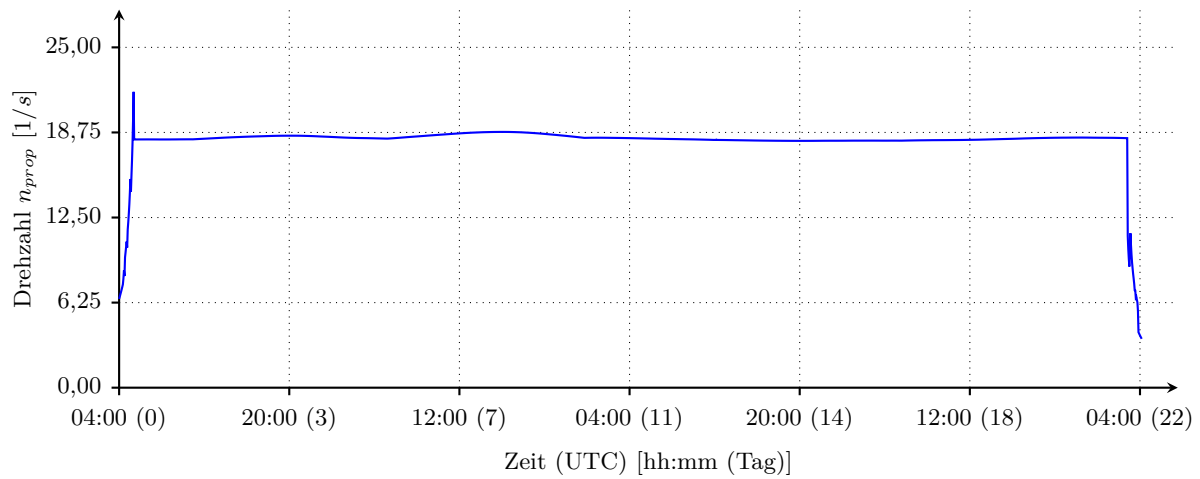
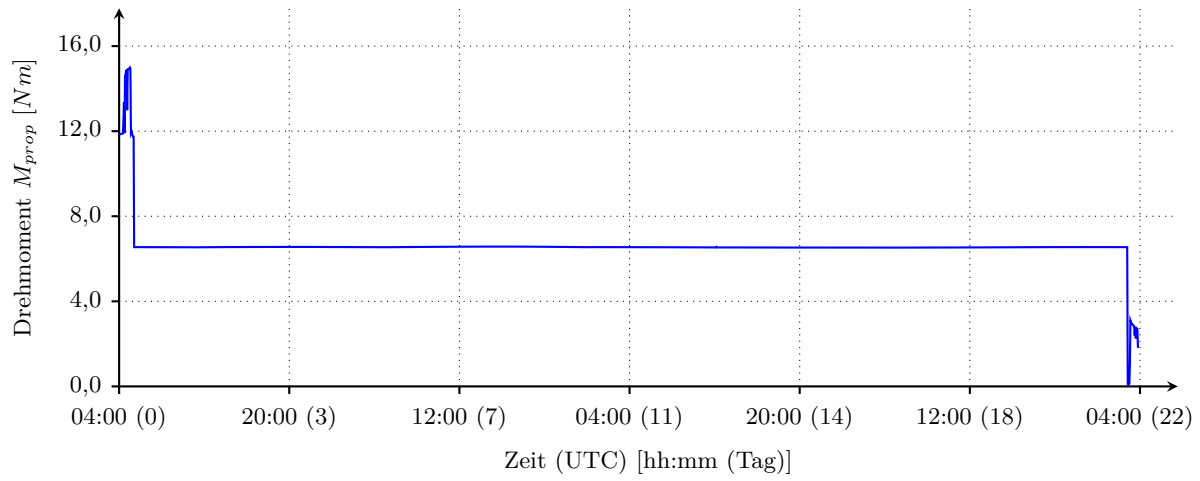


Abbildung 112: Drehmoment, Drehzahl und Schub des linken Propellers bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

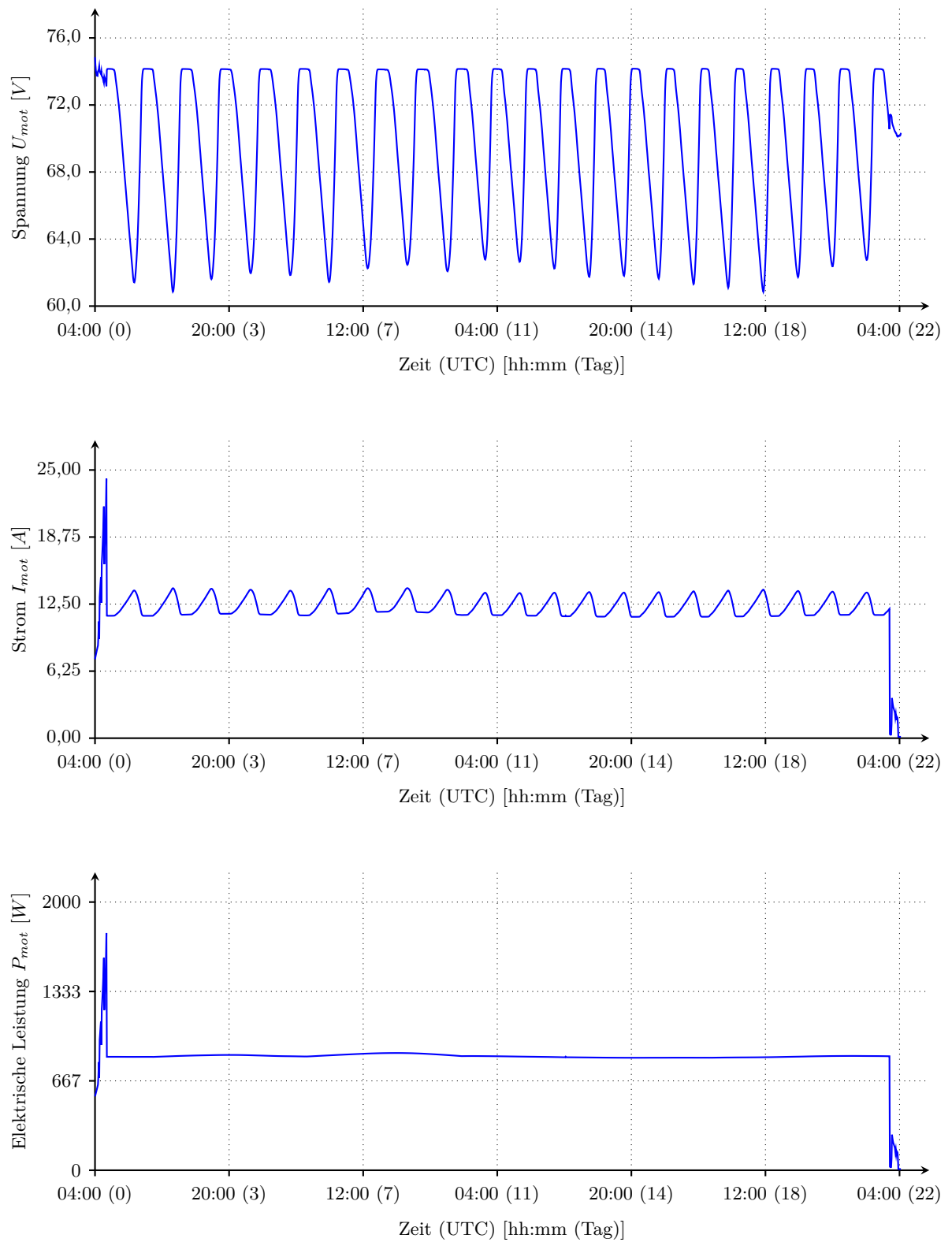


Abbildung 113: Klemmspannung, Klemmstrom und elektrische Leistungsaufnahme des linken Propellers bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

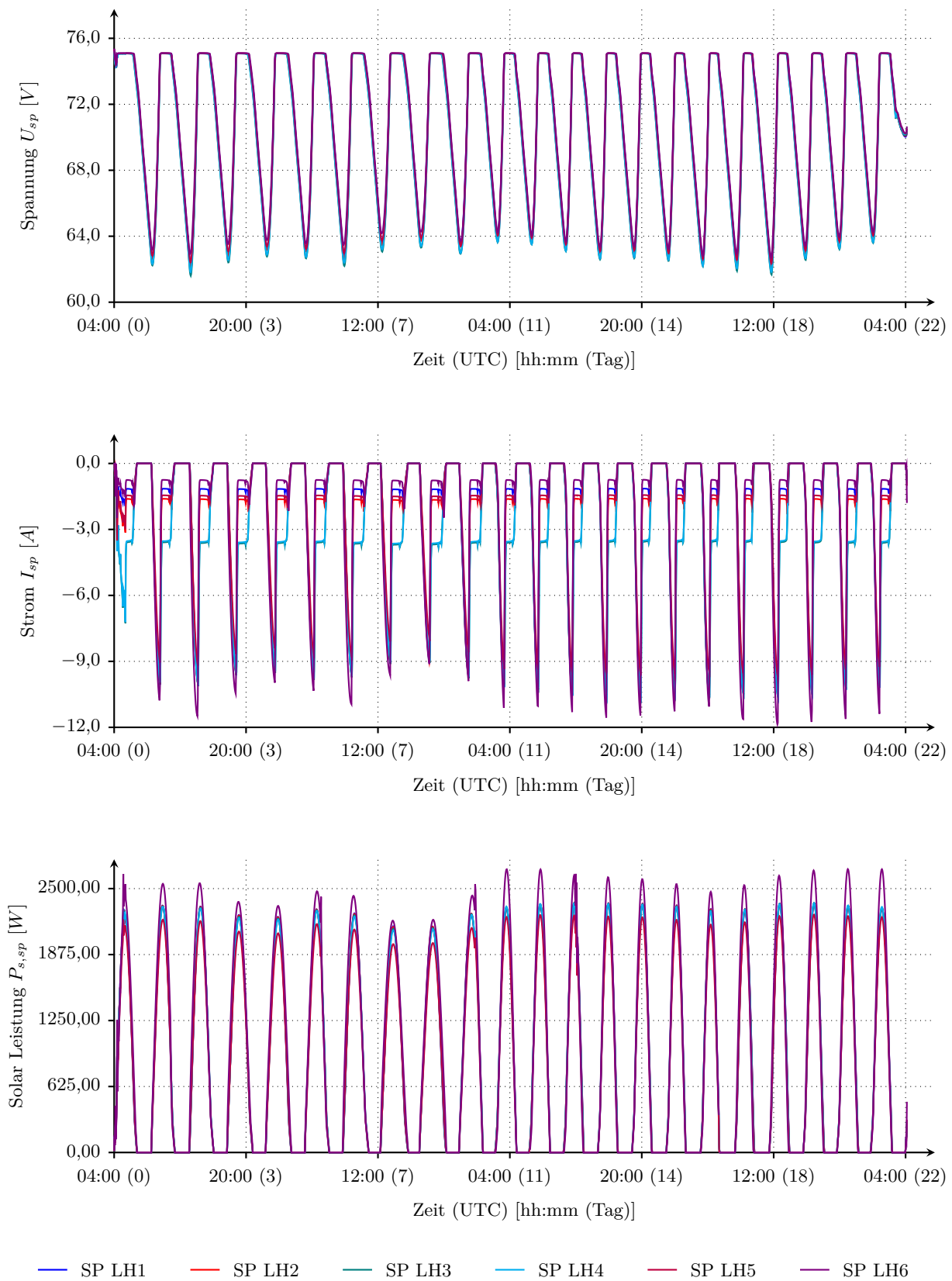


Abbildung 114: Spannung, Strom sowie empfangene solare Strahlungsleistung der linken Solarpaneele bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

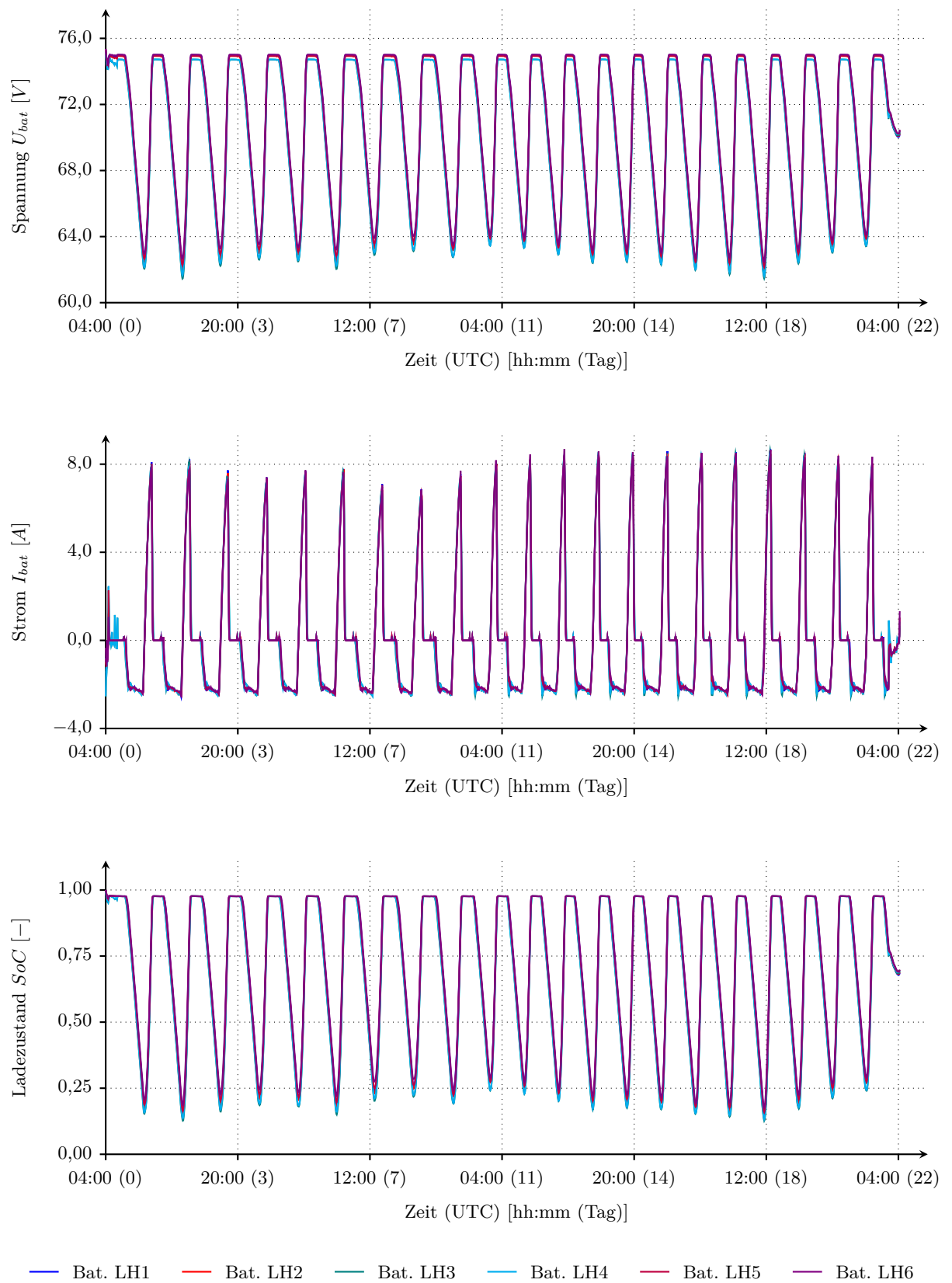


Abbildung 115: Spannung, Strom sowie Ladezustand der linken Batterien bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

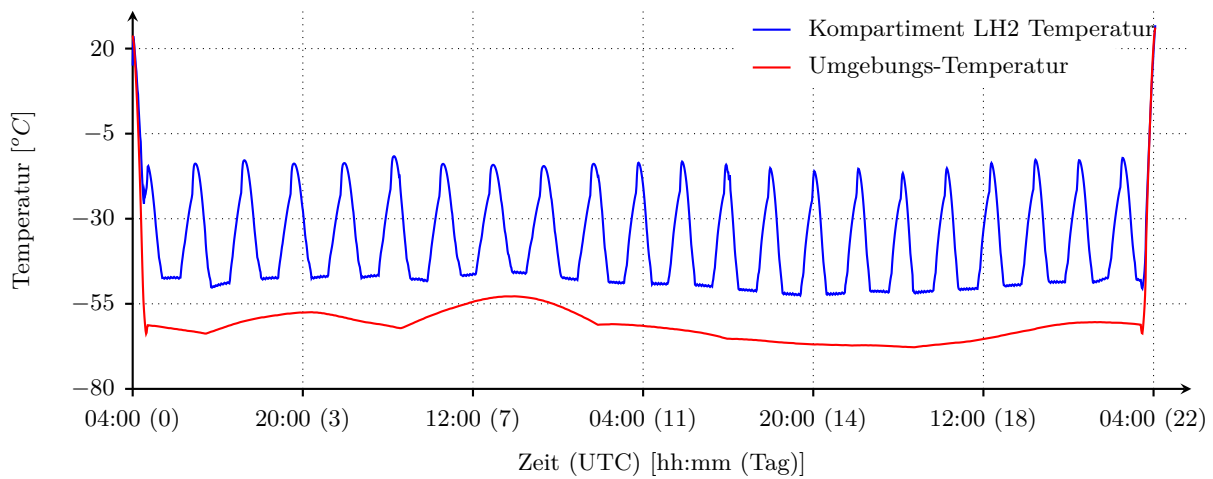
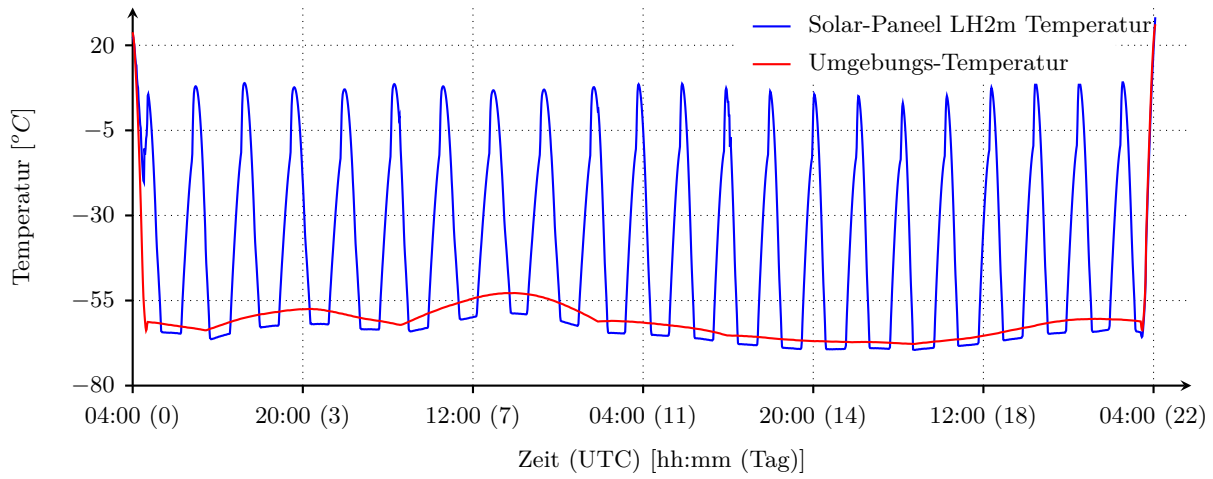
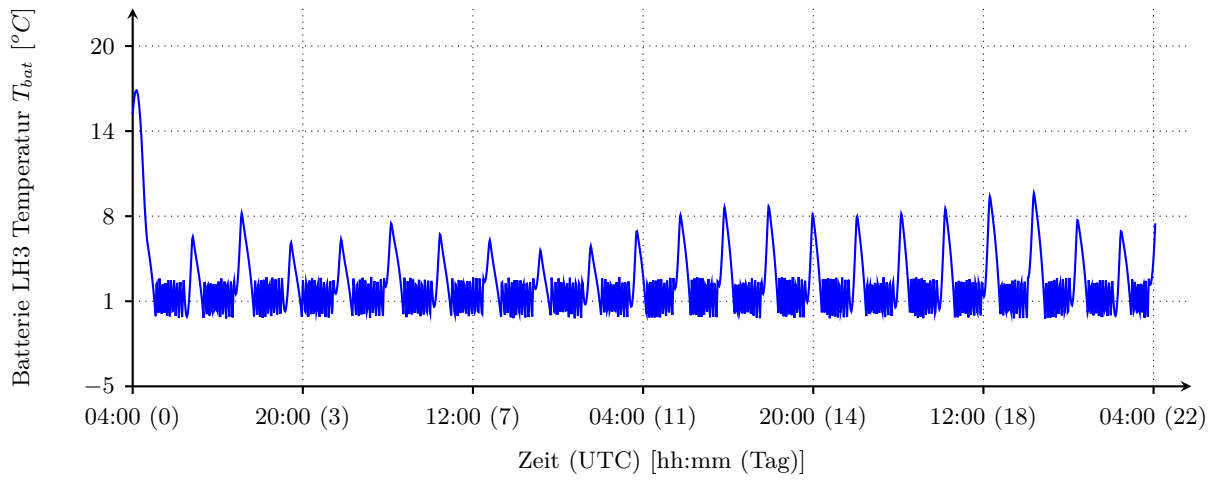


Abbildung 116: Temperaturen der Batterie LH2, des Solarpaneels LH2 sowie der Innenluft des Flügelkompartiments LH2 bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

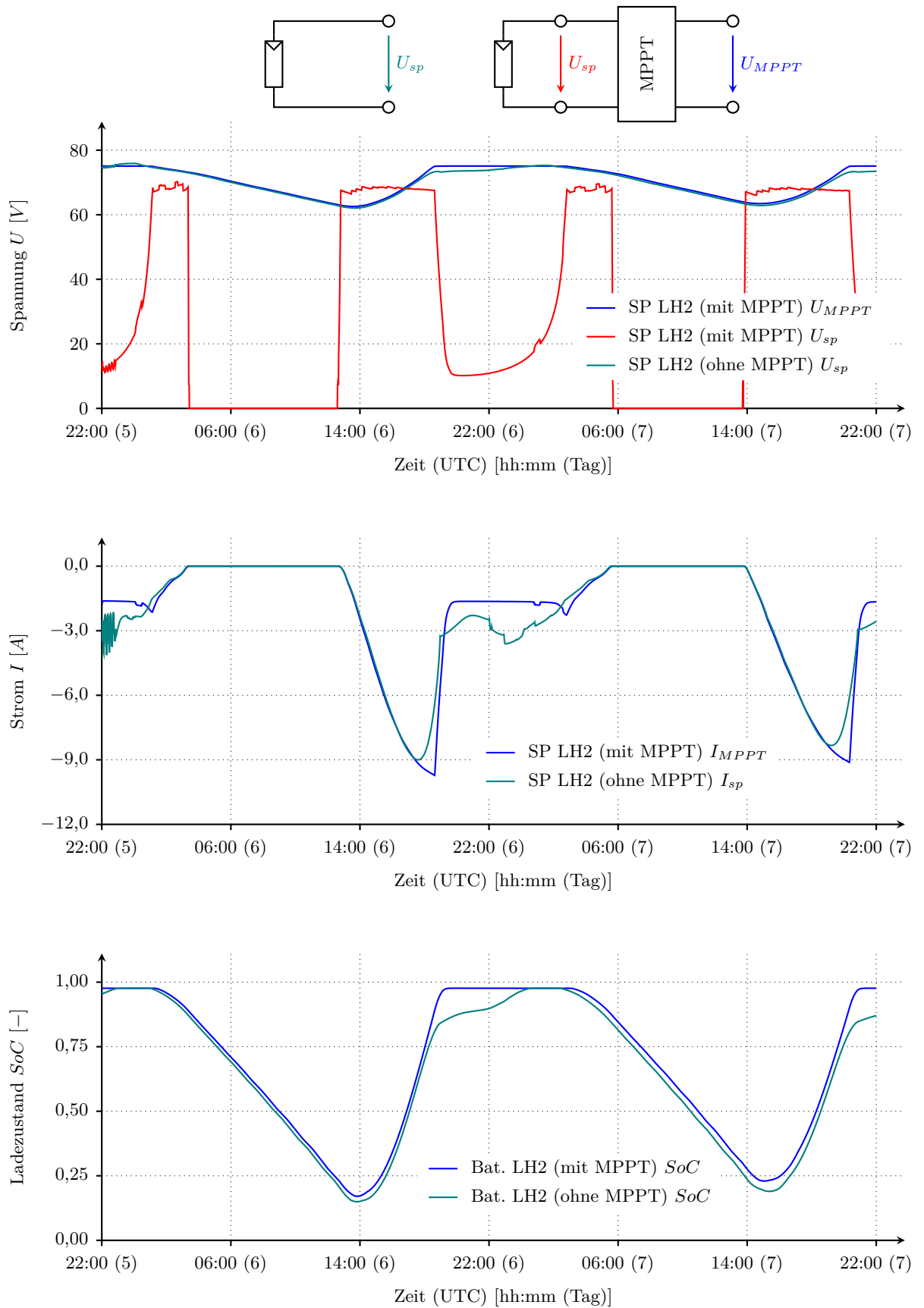


Abbildung 117: Vergleich Spannung und Strom des Solarpanels LH2 sowie des Ladezustandes der Batterie LH2 mit und ohne MPPT bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

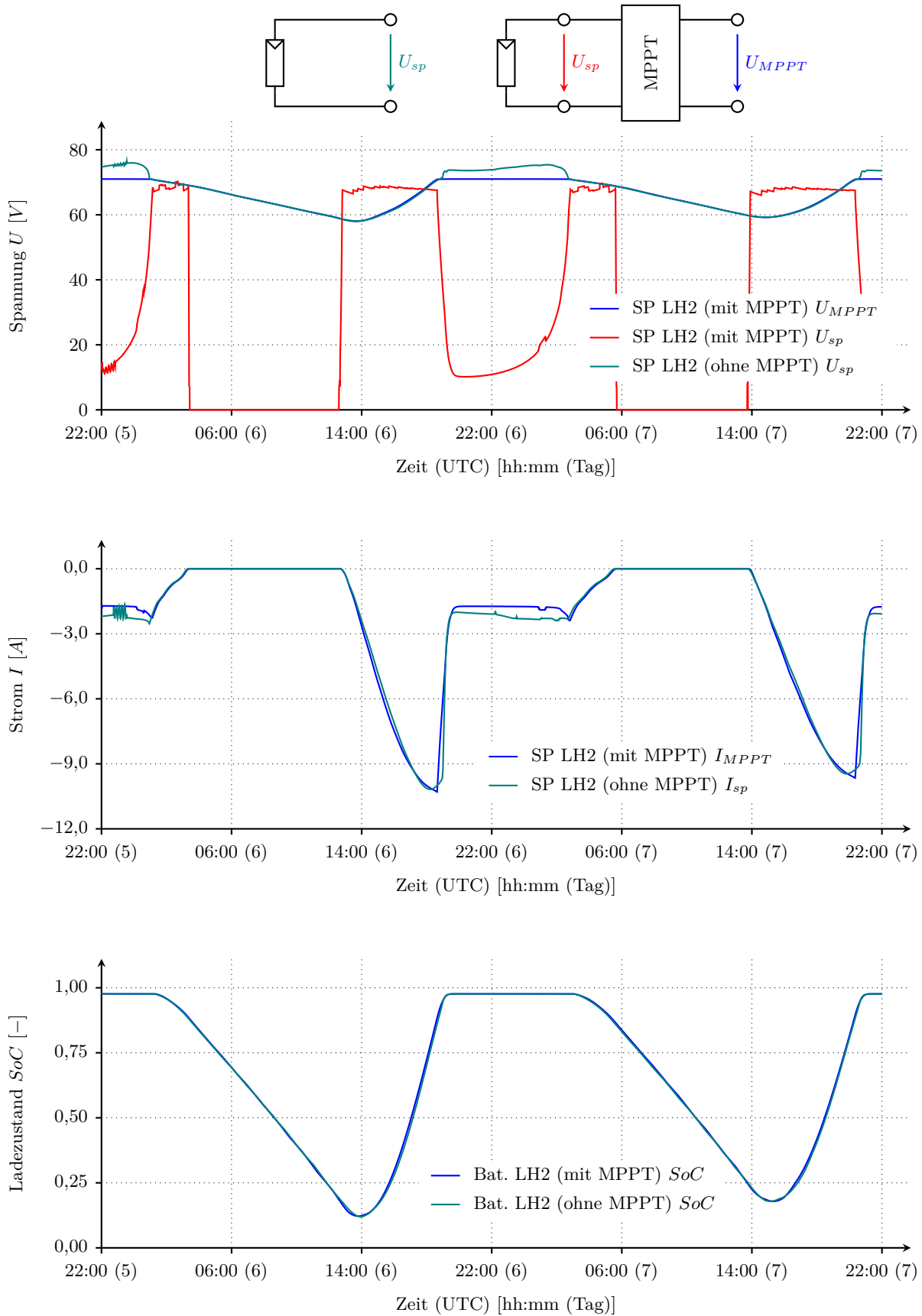


Abbildung 118: Vergleich Spannung und Strom des Solarpaneels LH2 sowie des Ladezustandes der Batterie LH2 mit und ohne MPPT und modifizierter Batterie bei der globalen Flugmission des modifizierten HAP-Flugzeugs

7.3 Diskussion der Ergebnisse

Anhand der Simulationsläufe für die Höhenflugmission von HAP- α sowie für eine globale Beispielmission des modifizierten HAP-Flugzeugs konnte die Leistungsfähigkeit der Missionssimulationsumgebung zur Analyse der Durchführbarkeit globaler Flugmissionen unter Berücksichtigung der elektrischen und thermischen Energieflüsse im Antriebsstrang aufgezeigt werden. Die Simulationsumgebung basiert auf der Kombination verschiedener physikalisch-technischer Domänen – darunter die Flugphysik, die Mechatronik sowie die Wärme- und Stoffübertragung – und ermöglicht die Bewertung der Leistungsfähigkeit solarelektrischer Höhenflugzeuge im Hinblick auf spezifische Flugmissionen. Das Zusammenspiel aus Atmosphärenmodell, Modell der solaren Strahlung sowie dem Flugzeugmodell, einschließlich des elektrisch und thermisch modellierten Antriebsstrangs, führt zu ingenieurwissenschaftlich plausiblen Ergebnissen.

Mit der Simulationsumgebung steht ein umfassendes Werkzeug für die Analyse und Bewertung solarelektrischer Höhenflugzeuge sowohl im Entwurfsprozess als auch für die Missionsplanung zur Verfügung. Insbesondere das multidisziplinäre Zusammenspiel der Umweltmodelle – in Form des Atmosphären- und Sonnenmodells – mit dem Flugzeugmodell sowie dessen mechatronischen Subsystemen bis hin zur Ebene der elektrischen und thermischen Energieflüsse der Komponenten trägt zu einem umfassenden Verständnis der komplexen Materie der solarelektrischen Höhenfliegerei bei. So konnte die zu Beginn der Entwicklung im Projektteam kontrovers diskutierte Frage nach der Notwendigkeit der Verwendung von MPPT erst mithilfe der Simulationsumgebung beantwortet werden.

Der objektorientierte Aufbau ermöglicht es, je nach Entwurfsstand Teilmodelle mit unterschiedlicher Modellierungstiefe und -güte auszutauschen und so dem fortlaufenden Wissenszuwachs während des Entwurfsprozesses bis hin zur Flugerprobung Rechnung zu tragen. Da die Entwicklung von HAP- α zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Arbeit noch nicht abgeschlossen ist, sind nicht alle Teilmodelle des Luftfahrzeugs validiert und mit den für den Entwicklungsstand typischen Unsicherheiten behaftet. Beispielsweise wurden die aerodynamischen Zusatzwiderstände empirisch abgeschätzt, und der reale Widerstand des Flügels ist aufgrund der durch die Folienbespannung zwischen den Rippen variierenden Flügelprofilform mit Unsicherheiten verbunden. Zudem können die Photovoltaikzellen aufgrund ihrer Oberflächenbeschaffenheit noch einen deutlichen Einfluss auf den Widerstand haben.

Die Untersuchung der Batterie in einer Vakuum-Thermalkammer hinsichtlich ihres thermischen Verhaltens hat gezeigt, dass trotz einer als hinreichend beurteilten Übereinstimmung des Modells mit den Messdaten in der Realität weiterhin Abweichungen im Bereich des Thermalmodells zu erwarten sind. Im Inneren des Flügels stellt sich bspw. die Frage nach einer verbesserten Modellierung des konvektiven Wärmeübergangs für kleine Grashof-Zahlen. Darüber hinaus wurde beim Batteriemodell deutlich, dass die dynamische Abhängigkeit der Zellspannung vom vorhergehenden Stromfluss, die bislang nicht berücksichtigt wurde, am Ende des Entladevorgangs zu nennenswerten Spannungsdifferenzen zwischen Modell und Realität führt.

Auch wenn verschiedene Teilmodelle für HAP- α zukünftig noch validiert und weiterentwickelt werden müssen, konnte dennoch mit der Missionssimulationsumgebung der softwaretechnische Rahmen für das erforderliche Zusammenwirken der Teilmodelle unterschiedlicher Disziplinen geschaffen werden. Zukünftige Verbesserungen im Bereich der Submodelle werden die quantitativen Ergebnisse beeinflussen, allerdings werden die qualitativen Grundaussagen dieser Arbeit weiterhin Bestand haben. Diese Aussage stützt sich insbesondere auf die Tatsache, dass die verwendeten Modellierungskonzepte auf bewährten theoretischen Grundlagen basieren und für diese Arbeit in geeigneter Weise angepasst und kombiniert wurden.

In diesem Zusammenhang lässt sich auch die Antwort auf die erste wissenschaftliche Fragestellung nach der Verfügbarkeit von Beschreibungsmethoden für die erforderlichen ingenieurwissenschaftlichen Teilbereiche geben. Grundsätzlich ist das theoretische Wissen vorhanden, und dessen Aufberei-

tung zur Einbindung in die Missionssimulationsumgebung konnte im Rahmen dieser Arbeit gezeigt werden. Auch die zweite Fragestellung nach einer geeigneten Struktur der Missionssimulationsumgebung konnte durch die Beschreibung und Nutzung der objektorientierten Softwarearchitektur beantwortet werden.

Anhand der Simulationsergebnisse zum thermischen Verhalten der Batterie konnte zunächst gezeigt werden, dass die erforderliche Heizleistung bereits bei Verwendung sehr leichter und dünner Isolationsmaterialien im Verhältnis zur Leistungsaufnahme des Flugantriebs äußerst gering ausfällt und keinen unmittelbaren Optimierungsbedarf begründet. Weiterhin konnte nachgewiesen werden, dass die Batterietemperaturen am Tag keine kritischen Werte erreichen und daher keine Gegenmaßnahmen erfordern. Damit konnten auch die dritte und vierte Fragestellung dieser Arbeit beantwortet werden.

Hinsichtlich der letzten Fragestellung nach der Einsatznotwendigkeit von MPPT konnte aufgezeigt werden, dass für die Konfiguration von HAP- α die Verwendung von MPPT zur Durchführung des Höhenfluges erforderlich ist. Dies liegt an der geringen Fläche der Photovoltaikzellen des Flugzeugs, die nicht ausreicht, um die Batterie während des Fluges wieder aufzuladen, sowie an der hohen Ladeschlussspannung der Batterie, die anfänglich einen Stromfluss aus den Solarpaneelen unterdrückt, wenn auf den Einsatz von MPPT verzichtet wird. Hinzu kommt, dass die Sonne zu Beginn der Höhenflugmission niedrig steht und die Solarpaneele aufgrund der hohen Umgebungstemperatur eine verhältnismäßig geringe Leerlaufspannung aufweisen.

Für HAP- α wurden aufgrund des fortgeschrittenen Designs, der kurzen Flugmissionen sowie der Absicht, ein möglichst umfassendes Verständnis für solarelektrische Höhenflugzeuge zu entwickeln – wofür die von den MPPT bereitgestellten Messwerte eine wichtige Rolle spielen –, keine Design-Modifikationen in Betracht gezogen, die möglicherweise den Verzicht auf diese Komponenten ermöglichen würden.

Für das modifizierte HAP-Flugzeug und die analysierte globale Mission konnte zunächst gezeigt werden, dass die Batterien auch ohne MPPT wieder vollständig aufgeladen werden können und die Mission somit erfolgreich simuliert werden konnte. Es wurde allerdings auch ersichtlich, dass die Komponenten sehr gut aufeinander abgestimmt sein müssen. Eine Reduktion der Ladeschlussspannung der Batterie durch Verringerung der Anzahl in Reihe geschalteter Batteriezellen führte in diesem Fall dazu, dass die Batterie ohne MPPT in nahezu derselben Zeit wie mit MPPT wieder vollständig geladen wurde. Da in diesem Fall die Batteriespannung in der Nähe der maximalen Leistung jedoch stets unterhalb der Leerlaufspannung der Solarpaneele liegt, wird ein kontinuierlich hoher Stromfluss aus den Solarpaneelen bis zur vollständigen Wiederaufladung der Batterien ermöglicht.

Die Möglichkeit auf MPPT zu verzichten, kann aufgrund ihrer geringen Größe als wenig bedeutend hinsichtlich der Auswirkungen auf das Flugzeug erscheinen. Allerdings muss berücksichtigt werden, dass solarelektrische Höhenflugzeuge in der Stratosphäre unter herausfordernden Bedingungen betrieben werden, da die kosmische Strahlung dort höher ist als auf Meereshöhe und die Elektronik entsprechend stärker belastet. Dies erhöht die Ausfallwahrscheinlichkeit. Da diese Flugzeuge aufgrund ihres extremen Leichtbaus nicht beliebig oft gestartet und gelandet werden können, ist es erstrebenswert, sie so lange wie möglich auf der Einsatzhöhe zu halten. Jede vermeidbare potenzielle Ausfallquelle leistet dazu einen positiven Beitrag. Würde das modifizierte HAP-Flugzeug in ein reales Flugzeug umgesetzt, könnten hierdurch zwölf elektronische Komponenten eingespart werden. Neben der Reduzierung des Ausfallrisikos trägt dies auch zu einem geringeren Gesamtgewicht bei – getreu dem Motto, dass jedes Gramm zählt.

Abschließend sei angemerkt, dass bereits früh im Entwurfsprozess die Weichen für einen möglichst einfachen Aufbau des Antriebsstrangs gestellt werden. Soll eine Holm-Rippen-Bauweise für den Flügel umgesetzt werden, so bestimmt der Rippenabstand die Anzahl der in Reihe schaltbaren Photovoltaikzellen und damit die Leerlaufspannung des Solarpaneels. Auf diese Leerlaufspannung muss unter Berücksichtigung der Betriebstemperatur der Solarpaneele die Anzahl der Batteriezellen

abgestimmt werden. Je höher die Anzahl der in Reihe schaltbaren Photovoltaikzellen, desto feiner kann einerseits die Spannung der Batterie abgestimmt werden, da auch diese nur in ganzzahligen Vielfachen der Ladeschlussspannung einer einzelnen Zelle geändert werden kann. Die Anzahl in Reihe schaltbarer Zellen ist aber durch die zunehmende Spannungen in Kombination mit der bei abnehmenden Luftdruck sinkenden Durchschlagfestigkeit der Luft, begrenzt. Insgesamt stellt der Entwurf eines solar-elektrischen Höhenflugzeugs eine komplexe, multidisziplinäre Herausforderung dar. Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte Simulationsumgebung kann dabei eine wichtige Rolle bei der Bewertung von Entwurfsentscheidungen spielen.

8 Zusammenfassung und Ausblick

8.1 Zusammenfassung der Ergebnisse

Die vorliegende Arbeit hatte zum Ziel, eine Missionssimulationsumgebung für solarelektrische Höhenflugzeuge umzusetzen und zunächst zur Analyse der Höhenflugmission von HAP- α zu verwenden. Weiterhin sollte die Fähigkeit, langandauernde Missionen simulieren zu können, demonstriert werden. Hierfür wurde der Entwurf HAP- α künstlich modifiziert, um eine 22-tägige Beispielmision absolvieren durchzuführen.

Für das Flugzeug HAP- α konnte gezeigt werden, dass die geplante Höhenflugmission durchführbar ist. Es wurde allerdings auch deutlich, dass der elektrische Antrieb in großen Höhen seine Drehzahlgrenze erreicht und der Aufstieg bis in 20 km Höhe weiterführende Analysen und gegebenenfalls Anpassungen im Bereich des elektrischen Antriebs erfordert. Für die langandauernde Beispielmision konnte ebenfalls nachgewiesen werden, dass das modifizierte HAP-Flugzeug fähig wäre, diese durchzuführen. Der Ladezustand der Batterien betrug dabei stets über 0,1.

Die Leistungsfähigkeit der Missionssimulationsumgebung konnte im Hinblick auf die Fragestellung zur Notwendigkeit der Verwendung von MPPT nachgewiesen werden. Bei Nutzung von MPPT erfolgt eine Entkopplung der erzeugten elektrischen Leistung der Solarpaneele vom aktuellen Zustand des elektrischen Netzwerks. Ohne MPPT ist diese Entkopplung nicht mehr gegeben und es folgt ein komplexes Zusammenspiel aus Ladezustand der Batterien, der daraus resultierenden Spannung der Solarpaneele sowie deren von Temperatur und solarer Einstrahlung abhängigen Kennlinie.

Es konnte gezeigt werden, dass die Entscheidung für die Verwendung von MPPT für HAP- α richtig und notwendig war, um große Flughöhen zu erreichen. In einem Simulationslauf ohne MPPT wurde dargelegt, dass die aktuelle Konfiguration aufgrund der hohen Temperatur der Solarpaneele in Bodennähe sowie der hohen Spannung der anfänglich geladenen Batterien den Energiebeitrag der Solarpaneele in der frühen Aufstiegsphase unterdrückt. Dies führt zu einer vollständigen Entladung der Batterien während der Flugmission. Für HAP- α wird die Frage der Verwendung von MPPT hier aber ohne die Absicht, diese aus dem Entwurf zu entfernen, untersucht, da das Flugzeug der wissenschaftlichen Untersuchung und der Erkundung relevanter Einflüsse auf das Luftfahrzeug bei solarelektrisch durchgeführten Höhenflügen dient. Die mit MPPT ermittelten Daten tragen somit auch zum wissenschaftlichen Erkenntnisgewinn bei, sodass keine Motivation zur Entfernung der im Entwurf berücksichtigten MPPT vorliegt.

Für langandauernde Flugmissionen liegt die Motivation zur Untersuchung der Notwendigkeit von MPPT in der potenziellen Masseneinsparung sowie in der Erhöhung der Zuverlässigkeit des Luftfahrzeugs. Der Verzicht auf MPPT eliminiert auch das Risiko eines Ausfalls dieser Systeme. Im Rahmen von Simulationsläufen für die Beispielmision konnte zunächst gezeigt werden, dass ein Flug ohne MPPT bei unveränderter Ladeschlussspannung der Batterien im Vergleich zur Simulation des Erprobungsflugzeugs HAP- α möglich ist, jedoch die Wiederaufladung der Batterien am Ende deutlich verzögert wird. Dies wurde auf die Annäherung der Ladeschlussspannung an die Leerlaufspannung der Solarpaneele zurückgeführt. Daher wurde ein weiterer Simulationslauf mit abgesenkter Ladeschlussspannung durchgeführt, indem die Anzahl der in Reihe geschalteten Batteriezellen angepasst wurde. Hier zeigte sich, dass die Wiederaufladung der Batterien im Vergleich zur Verwendung von MPPT nur noch marginal verzögert erfolgt. Zudem kann der minimale Ladezustand der Batterien in der Nacht leicht erhöht werden, wenn die potenzielle Masseneinsparung berücksichtigt wird. Daraus wird ersichtlich, dass ein Flugbetrieb ohne MPPT grundsätzlich möglich ist, jedoch eine ganzheitliche Optimierung aller Komponenten des Antriebsstrangs unter Berücksichtigung ihrer elektrischen und thermischen Eigenschaften erfordert.

Weiterhin wurde der Heizleistungsbedarf der Batterien analysiert, der bei der Höhenflugmission etwa 3% des mittleren Leistungsbedarfs des Flugzeugs beträgt und damit deutlich geringer ausfällt als ursprünglich vermutet. Auch wenn energetisch jede Optimierung zur Steigerung der langandau-

ernen Flugfähigkeit des Luftfahrzeugs beiträgt, wird an dieser Stelle kein signifikantes Potenzial zur Energieeinsparung gesehen.

Im Ergebnis konnte neben der Bereitstellung der Simulationsumgebung auch systemtechnisches Optimierungspotenzial für den Entwurf solarelektrischer Höhenflugzeuge aufgezeigt werden. Zur weiterführenden Analyse steht die Simulationsumgebung nun bereit.

8.2 Ausblick auf weiterführende Arbeiten

Die in der vorliegenden Arbeit beschriebene Missionssimulationsumgebung bildet die Grundlage für die Analyse der Missionsfähigkeit der zukünftigen Flugversuche mit HAP- α . Die Flugversuchsdaten werden die Basis für die Weiterentwicklung der Missionssimulationsumgebung bilden. Die anfänglichen Flüge werden dabei in niedriger Höhe und - verglichen zur Höhenflugmission - mit kurzer Dauer durchgeführt. Aus diesen Flugversuchen werden insbesondere Daten zur Verbesserung des Flugleistungsmodells hervorgehen. Zumindest für niedrige Höhen werden zudem, basierend auf den Messdaten einer Vielzahl von Temperatursensoren, die Thermalmodelle abgeglichen werden können.

Weiterhin kann die Missionssimulation für die Entwurfsanalyse eines zukünftigen HAP-Flugzeugs mit langandauernder Flugfähigkeit dienen. Die mit dieser Arbeit gewonnen Erkenntnisse bezüglich der Vereinfachung des Antriebsstranges können dort Einzug halten und der Antriebsstrang weiter optimiert werden. Beispielsweise kann die Wahl der Querschnitte der Verkabelung für eine bessere Ausnutzung der Solarpaneele und Batterien angepasst werden.

Darüber hinaus können Betriebsstrategien zur Optimierung der Leistungsausbeute der Solarpaneele untersucht werden. So kann eventuell eine bessere Annäherung des tatsächlichen Arbeitspunktes der Solarpaneele an den Arbeitspunkt der maximalen Leistungsbereitstellung durch Erhöhung der Antriebsleistung erfolgen. Dies kann dann sinnvoll sein, wenn die maximal erzeugbare Leistung deutlich über der abgenommenen Leistung liegt, was bspw. nach vollständigem Wiederaufladen der Batterien möglich ist. Durch Erhöhung der Antriebsleistung kann dann durch die Spannungsverluste über den Widerständen des elektrischen Netzwerks die an Solarpaneelen anliegende Spannung herabgesetzt werden. Die zusätzliche Antriebsleistung kann bspw. in den Aufbau zusätzlicher Höhe und damit in einen zusätzlichen Speicher in Form potentieller Energie fließen.

Grundsätzlich können das Optimierungspotential der Flugfahde sowie die Nutzung des Aufbaus von Flughöhe und späterem Absinken auf die Einsatzflughöhe als zusätzlicher Energiespeicher hinsichtlich einer Erweiterung des globalen Einsatzbereichs untersucht werden. Weiterhin können auch intelligente Planungsalgorithmen für die Flugmission zur Integration in die Missionssimulationsumgebung entwickelt werden. Damit könnten zukünftig nicht nur vorgegebene Flugmissionen analysiert, sondern auch ein optimierter Ablauf sowie optimierte Trajektorien, mit bspw. maximaler Energiereserve, für den Flug von einem Einsatzort zum nächsten ermittelt werden.

Zusammengefasst stellt die vorliegende Arbeit neben der für HAP- α nutzbaren Simulationsumgebung eine Basis für eine Vielzahl weiterer wissenschaftlicher Untersuchungen dar, die zum besseren Verständnis der komplexen Materie der solarelektrischen Höhenfliegerei beitragen können.

Literatur

- [1] Congressional Budget Office, *Large Constellations of Low-Altitude Satellites: A Primer*, 2023. Adresse: www.cbo.gov/publication/58794 (besucht am 08.03.2025).
- [2] Howard, K. L., *Large Constellations of Satellites: Mitigating Environmental and Other Effects*, GAO-22-105166, United States Government Accountability Office, Report to Congressional Addressees, Washington, D.C./USA, 2022.
- [3] Kelso, T. S., *Analysis of the Iridium 33 Cosmos 2251 Collision*, 19th AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Savannah, Georgia/USA, 8.-12. Februar, 2009.
- [4] Kessler, D. J. und Cour-Palais, B. G., *Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt: The creation of a debris belt*, J. Geophys. Res., Jg. 83, Nr. A6, S. 2637–2646, 1978. DOI: 10.1029/JA083iA06p02637.
- [5] Ross, M. N. und Jones, K. L., *Implications of a growing spaceflight industry: Climate change*, Journal of Space Safety Engineering, Jg. 9, Nr. 3, S. 469–477, 2022, ISSN: 24688967. DOI: 10.1016/j.jsse.2022.04.004.
- [6] McDowell, J. C., *The Low Earth Orbit Satellite Population and Impacts of the SpaceX Starlink Constellation*, The Astrophysical Journal, Jg. 892, Nr. 2, S. L36, 2020. DOI: 10.3847/2041-8213/ab8016.
- [7] Wiltshire, W. M., Caritj, P. und Goldman, D., *Application for Approval for Orbital Deployment and Operating Authority for the SpaceX Gen2 NGSO Satellite System*, 2020. Adresse: <https://fcc.report/IBFS/SAT-LOA-20200526-00055/2378669> (besucht am 22.12.2023).
- [8] Mensen, H., *Moderne Flugsicherung: Organisation, Verfahren, Technik*, 4. Aufl. Berlin Heidelberg: Springer-Verlag, 2014, ISBN: 978-3-642-54293-0.
- [9] Di Antonio, G., Arru, F., Losensky, L. u. a., *Towards the Integration of Higher Airspace Operations in the European ATM Network*, SESAR Innovation Days, Sevilla/Spanien, 27.-30. November, 2023.
- [10] D'Oliveira, F. A., Melo, F. C. L. de und Devezas, T. C., *High-Altitude Platforms - Present Situation and Technology Trends*, Journal of Aerospace Technology and Management, Jg. 8, Nr. 3, S. 249–262, 2016. DOI: 10.5028/jatm.v8i3.699.
- [11] Schoeberl, E., *From Sunrise to Solar-Impulse 34 Years of Solar Powered Flight*, XXIX OSTIV-Congress, 6.-13. August, Lüsse-Berlin, 2008.
- [12] Boucher, R. J., *Sunrise, the world's first solar-powered airplane*, Journal of Aircraft, Jg. 22, Nr. 10, S. 840–846, 1985, ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/3.45213.
- [13] Boucher, R. J., *History of Solar Flight*, AIAA/SAE/ASME 20th Joint Propulsion Conference, Cincinnati, Ohio/USA, 11.-13. Juni, 1984.
- [14] MacCready, P. B., Lissaman, P., Morgan, W. R. und Burke, J. D., *Sun-powered aircraft designs*, Journal of Aircraft, Jg. 20, Nr. 6, S. 487–493, 1983, ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/3.44898.
- [15] Colella, N. J. und Wenneker, G. S., *Pathfinder Developing a solar rechargeable aircraft*, IEEE Potentials, Jg. 15, Nr. 1, S. 18–23, 1996.
- [16] AeroVironment, *Soaring to New Heights: Innovation drives the creation of high-altitude aircraft and stratospheric "cell towers"*, 2021. Adresse: https://www.avinc.com/images/uploads/news/HAPS_use_case_final.pdf (besucht am 08.03.2025).
- [17] Lisoski, D. L. und Tischler, M. B., *Solar Powered Stratospheric Research Aircraft - Flight Test and System Identification*, System Identification for Integrated Aircraft Development, NATO RTO Meeting Proceedings 11, S. 319–328, 1998.

- [18] NASA, *Pathfinder: Leading the way in solar flight*, FS-2002-04-DFRC, Edwards, Kalifornien/USA, 2002.
- [19] NASA, *Centurion: Reaching the New Century on Solar Power*, FS-1998-10-056 DFRC, Edwards, Kalifornien/USA, 1998.
- [20] NASA, *Helios Prototype: The forerunner of 21st century solar-powered "atmospheric satellites"*, FS-2002-08-068 DFRC, Edwards, Kalifornien/USA, 2002.
- [21] Levine, J., *A new record – 96,863 feet*, NASA X-Press, Jg. 44, Nr. 2, 2002.
- [22] Noll, T. E., Brown, J. M., Perez-Davis, M. E., Ishmael, S. D., Tiffany Geary C. und Gaier Matthew, *Investigation of the Helios Prototype Aircraft Mishap: Volume I – Mishap Report*, NASA Unfalluntersuchungsbericht, 2004.
- [23] Hill, V., Mukherjee, J., Lisoski, D., Danowsky, B. und Haviland, S., *In-Flight Stability Analysis and Envelope Clearance of the Sunlider Solar HALE UAS*, AIAA Aviation 2021 Forum, Virtuell, 2.-6. August, 2021. DOI: 10.2514/6.2021-2796.
- [24] Amos, J., *Strato-plane looks skyward*, 2003. Adresse: <http://news.bbc.co.uk/2/hi/science/nature/3016082.stm> (besucht am 22.12.2023).
- [25] Amos, J., *Solar plane makes record flight*, 2008. Adresse: <http://news.bbc.co.uk/2/hi/science/nature/7577493.stm> (besucht am 22.12.2023).
- [26] Amos, J., *'Eternal plane' returns to Earth*, 2010. Adresse: <https://www.bbc.com/news/science-environment-10733998> (besucht am 22.12.2023).
- [27] FAI, *QinetiQ HALE Team (GBR)*, 2010. Adresse: <https://www.fai.org/record/16052> (besucht am 22.12.2023).
- [28] Ball, M., *MicroLink Solar Cells will Power Airbus' Zephyr HAPS UAS*, 2016. Adresse: <https://www.unmannedsystemstechnology.com/2016/05/airbus-defence-and-space-to-use-microlink-solar-cells-in-zephyr-haps-uas/> (besucht am 22.12.2023).
- [29] Shepard, P., *Airbus Partners with Amprius for High Energy Density Battery Technology*, 2019. Adresse: <https://eepower.com/news/airbus-partners-with-amprius-for-high-energy-density-battery-technology/> (besucht am 22.12.2023).
- [30] Tingley, B., *So close! Zephyr drone lands just hours before setting flight-duration record*, Space.com, Hrsg., 2022. Adresse: <https://www.space.com/airbus-zephyr-drone-long-lands-before-record> (besucht am 22.12.2023).
- [31] Lye, H., *Second Airbus Zephyr UAS crashes during a test flight*, 2019. Adresse: <https://www.airforce-technology.com/news/second-airbus-zephyr-uas-crashes-during-a-test-flight/?cf-view> (besucht am 08.03.2025).
- [32] Nathan, S., *BAE Systems acquires solar drone partner Prismatic*, 2019. Adresse: <https://www.theengineer.co.uk/content/news/bae-systems-acquires-solar-drone-partner-prismatic> (besucht am 08.03.2025).
- [33] Robinson, T., *BAE Systems' Phasa-35 makes breakthrough stratospheric flight*, 2023. Adresse: <https://www.aerosociety.com/news/exclusive-bae-systems-phas-a-35-makes-breakthrough-stratospheric-flight/> (besucht am 08.03.2025).
- [34] Xuanzun, L. und Yang, L., *China's near-space solar-powered drone that can substitute satellites makes maiden flight*, 2022. Adresse: <https://www.globaltimes.cn/page/202209/1274541.shtml> (besucht am 22.12.2023).
- [35] Lin, J. und Singer, P. W., *China just flew a 130-foot, solar-powered drone designed to stay in the air for months*, 2017. Adresse: <https://www.popsci.com/china-solar-powered-drone/> (besucht am 22.12.2023).

- [36] Hwang, S.-J., Kim, S.-G., Kim, C.-W. und Lee, Y.-G., *Aerodynamic Design of the Solar-Powered High Altitude Long Endurance (HALE) Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Jg. 17, Nr. 1, S. 132–138, 2016, ISSN: 2093-274X. DOI: 10.5139/IJASS.2016.17.1.132.
- [37] Aiying, X. und Jihae, L., *Solar-powered unmanned aerial vehicle flies for 53 straight hours*, 2020. Adresse: <https://www.korea.net/NewsFocus/Sci-Tech/view?articleId=189247> (besucht am 22.12.2023).
- [38] Keidel, B., *Auslegung und Simulation von hochfliegenden, dauerhaft stationierbaren Solardrohnen*, *Dissertation, Technische Universität München, München*, 2000. Adresse: <http://tumb1.biblio.tu-muenchen.de/publ/diss/mw/2000/keidel.html>.
- [39] Nikodem, F., *Overview of the DLR High Altitude Platform and Scientific Potential of the Technology Demonstrator HAP-alpha*, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart*, 19.-21. September, 2023.
- [40] Hern, A., *Facebook's solar-powered drone under investigation after 'accident'*, 2016. Adresse: <https://www.theguardian.com/technology/2016/nov/22/facebook-solar-powered-aquila-drone-under-investigation> (besucht am 27.12.2023).
- [41] Satariano, A., *Facebook Halts Aquila, Its Internet Drone Project*, 2018. Adresse: <https://www.nytimes.com/2018/06/27/technology/facebook-drone-internet.html> (besucht am 27.12.2023).
- [42] Ordnance Survey Limited, *Ordnance Survey Limited Annual Report 2018 to 2019*. 2019, ISBN: 978-1-5286-1165-7. Adresse: https://assets.publishing.service.gov.uk/media/5d2f51aee5274a14eb8e0492/ordnance-survey-limited-annual-report_2018-19-web-accessible.pdf (besucht am 09.03.2025).
- [43] Ordnance Survey Limited, *Ordnance Survey Limited annual report and accounts 2020 to 2021*. 2021, ISBN: 978-1-5286-2736-8. Adresse: <https://assets.publishing.service.gov.uk/media/60e82cf88fa8f50c774581c8/ordnance-survey-os-limited-annual-report-2020-21-web-optimised.pdf> (besucht am 09.03.2025).
- [44] Aurora Flight Sciences, *High Altitude Pseudo Satellite HAPS*, 2022. Adresse: <https://www.aurora.aero/high-altitude-pseudo-satellite-haps/> (besucht am 27.12.2023).
- [45] Host, P., *Aurora indefinitely delays first flight of Odysseus ultra-long-endurance UAV*, 2019. Adresse: <https://www.janes.com/defence-news/news-detail/aurora-indefinitely-delays-first-flight-of-odysseus-ultra-long-endurance-uav> (besucht am 27.12.2023).
- [46] Voß, A., Weiser, C. und Niemann, S., *Preparation of Loads and Aeroelastic Analyses of a High Altitude, Long Endurance, Solar Electric Aircraft*, *Aerospace Europe Conference 2020, Bordeaux, Frankreich*, 25.-28. Februar,
- [47] Weiser, C., Schulz, S., Voß, A. und Ossmann, D., *Attitude Control for High Altitude Long Endurance Aircraft Considering Structural Load Limits*, *2023 AIAA Science and Technology Forum and Exposition, National Harbor, Maryland/USA*, 23.-27. Januar, 2023.
- [48] Zhang, Z., Zhang, R., Zhu, J., Gao, T., Chen, F. und Zhang, W., *Integrated batteries layout and structural topology optimization for a solar-powered drone*, *Chinese Journal of Aeronautics*, Jg. 34, Nr. 7, S. 114–123, 2021, ISSN: 10009361. DOI: 10.1016/j.cja.2020.10.020.
- [49] Frontex, *HAPS Technological Assessment Report: Research study on High-Altitude Pseudo-Satellites*, 2023. Adresse: https://www.frontex.europa.eu/assets/EUresearchprojects/2023/FX_HAPS_WP2_-_Technological_Assessment_Consolidated.pdf (besucht am 03.01.2024).

- [50] Kuper, S., *Airbus celebrates opening of world first psuedo-satellite operating site*, 2018. Adresse: <https://www.defenceconnect.com.au/joint-capabilities/3256-airbus-celebrates-opening-of-world-first-psuedo-satellite-operating-site> (besucht am 01.03.2024).
- [51] Phililips, W. H., *Some Design Considerations for Solar-Powered Aircraft*, NASA Technical Paper 1675, Hampton, Virginia/USA, 1980.
- [52] Hall, D. W., Fortenbach, C. D., Dimiceli Emanuel V. und Parks Robert W., *A Preliminary Study of Solar Powered Aircraft and Associated Power Trains*, NASA Contractor Report 3699, Sunnyvale, Kalifornien/USA, 1983.
- [53] Mardanpour, P. und Hodges, D. H., *Passive morphing of flying wing aircraft: Z-shaped configuration*, *Journal of Fluids and Structures*, Jg. 44, S. 17–30, 2014, ISSN: 08899746. DOI: 10.1016/j.jfluidstructs.2013.09.020.
- [54] Mc Keegan, N., *Odysseus: Aurora’s radical, unlimited endurance, solar powered aircraft*, 2008. Adresse: <https://newatlas.com/auroras-radical-odysseus-solar-powered-aircraft-unveiled/9261/> (besucht am 04.01.2024).
- [55] Romeo, G., Frulla, G., Cestino, E. und Corsino, G., *HELIPLAT: Design, Aerodynamic, Structural Analysis of Long- Endurance Solar-Powered Stratospheric Platform*, *Journal of Aircraft*, Jg. 41, Nr. 6, S. 1505–1520, 2004, ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/1.2723.
- [56] Cestino, E., *Design of solar high altitude long endurance aircraft for multi payload & operations*, *Aerospace Science and Technology*, Jg. 10, Nr. 6, S. 541–550, 2006, ISSN: 12709638. DOI: 10.1016/j.ast.2006.06.001.
- [57] Hepperle, M., Ruiz-Leon, A., Runge, H. und Horwath, J., *HALE Platforms - A Feasibility Study*, DLR Institutsbericht, IB 124-2007/11, Braunschweig, 2007.
- [58] Noth, A., *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight*, Dissertation, Eidgenössische Technische Hochschule Zürich, Zürich/Schweiz, 2008. Adresse: http://www.sky-sailor.ethz.ch/docs/Conceptual_Design_of_Solar_Powered_Airplanes_for_continuous_flight.pdf.
- [59] Alsahlani, A. A., Johnston, L. J. und Atcliffe, P. A., *Design of a high altitude long endurance flying-wing solar-powered unmanned air vehicle*, *Progress in Flight Physics*, Jg. 9, Nr. 9, S. 3–24, 2017. DOI: 10.1051/eucass/201609003.
- [60] Li, X., Sun, K. und Li, F., *General optimal design of solar-powered unmanned aerial vehicle for priority considering propulsion system*, *Chinese Journal of Aeronautics*, Jg. 33, Nr. 8, S. 2176–2188, 2020, ISSN: 10009361. DOI: 10.1016/j.cja.2020.04.009.
- [61] McDonnell, T. und Ning, A., *Gradient-Based Optimization of Solar-Regenerative High-Altitude Long-Endurance Aircraft*, *Journal of Aircraft*, Jg. 57, Nr. 6, S. 1189–1201, 2020, ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/1.C035566.
- [62] Sachs, G., Lenz, J. und Holzapfel, F., *Unlimited Endurance Performance of Solar UAVs with Minimal or Zero Electrical Energy Storage*, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Chicago, Illinois/USA, 10.13. August, 2009.
- [63] Gao, X.-Z., Hou, Z.-X., Guo, Z., Liu, J.-X. und Chen, X.-Q., *Energy management strategy for solar-powered high-altitude long-endurance aircraft*, *Energy Conversion and Management*, Jg. 70, S. 20–30, 2013, ISSN: 01968904. DOI: 10.1016/j.enconman.2013.01.007.
- [64] Huang, Y., Chen, J., Wang, H. und Su, G., *A method of 3D path planning for solar-powered UAV with fixed target and solar tracking*, *Aerospace Science and Technology*, Jg. 92, S. 831–838, 2019, ISSN: 12709638. DOI: 10.1016/j.ast.2019.06.027.

- [65] Martin, R. A., Gates, N. S., Ning, A. und Hedengren, J. D., *Dynamic Optimization of High-Altitude Solar Aircraft Trajectories Under Station-Keeping Constraints*, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Jg. 42, Nr. 3, S. 538–552, 2019, ISSN: 0731-5090. DOI: 10.2514/1.G003737.
- [66] Marriott, J., Tezel, B., Liu, Z. und Stier-Moses, N. E., *Trajectory Optimization of Solar-Powered High-Altitude Long Endurance Aircraft*, *IEEE 6th International Conference on Control, Automation and Robotics, Singapur (Virtuell)*, 20.-23. April, S. 473–481, 2020. DOI: 10.1109/ICCAR49639.2020.9107998.
- [67] Xi, Z., Di Wu, Ni, W. und Ma, X., *Energy-Optimized Trajectory Planning for Solar-Powered Aircraft in a Wind Field Using Reinforcement Learning*, *IEEE Access*, Jg. 10, S. 87 715–87 732, 2022. DOI: 10.1109/ACCESS.2022.3199004.
- [68] Trevithick, J., *Airbus’s Zephyr Drone Looks To Have Just Broken A Huge Aviation Record*, 2022. Adresse: <https://www.thedrive.com/the-war-zone/airbuss-zephyr-drone-looks-to-have-just-broken-a-huge-aviation-record> (besucht am 24.01.2024).
- [69] Colas, D. F., Roberts, N. H. und Suryakumar, V. S., *HALE Multidisciplinary Design Optimization Part I: Solar-Powered Single and Multiple-Boom Aircraft*, *Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Atlanta, Georgia/USA*, 25.-29. Juni, 2018.
- [70] Warwick, G., *Amprius Launches Silicon-Anode Battery For eVTOL*, 2023. Adresse: <https://aviationweek.com/aerospace/advanced-air-mobility/amprius-launches-silicon-anode-battery-evtol> (besucht am 11.01.2024).
- [71] Li, Q., Yang, Y., Yu, X. und Li, H., *A 700 Wh/kg Rechargeable Pouch Type Lithium Battery*, *Chinese Physics Letters*, Jg. 40, Nr. 4, S. 048 201, 2023, ISSN: 0256-307X. DOI: 10.1088/0256-307X/40/4/048201.
- [72] Cheng, C.-W., Shiu, K.-T., Li, N., Han, S.-J., Shi, L. und Sadana, D. K., *Epitaxial lift-off process for gallium arsenide substrate reuse and flexible electronics*, *Nature communications*, Jg. 4, S. 1577, 2013. DOI: 10.1038/ncomms2583.
- [73] Hu, Y., Niu, T., Liu, Y. u. a., *Flexible Perovskite Solar Cells with High Power-Per-Weight: Progress, Application, and Perspectives*, *ACS Energy Letters*, Jg. 6, Nr. 8, S. 2917–2943, 2021, ISSN: 2380-8195. DOI: 10.1021/acsenenergylett.1c01193.
- [74] NREL, *Best Research-Cell Efficiency Chart*, 2023. Adresse: <https://www.nrel.gov/pv/cell-efficiency.html> (besucht am 17.05.2024).
- [75] Bisquert, J. und Juarez-Perez, E. J., *The Causes of Degradation of Perovskite Solar Cells*, *The journal of physical chemistry letters*, Jg. 10, Nr. 19, S. 5889–5891, 2019. DOI: 10.1021/acs.jpcllett.9b00613.
- [76] Schlichting, H. und Truckenbrodt, E., *Aerodynamik des Flugzeuges: Grundlagen aus der Strömungstechnik des Tragflügels (Teil I)*, 3. Aufl. Berlin: Springer, 2001, Bd. 1, ISBN: 978-3-642-63148-1.
- [77] Rothe, D., *Positioning the Battery System in an Ultra-Light Solar Powered HALE UAV*, *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Dresden*, 27. -29. September, 2022.
- [78] Lehmann, F., Berger, R., Brauchle, J. u. a., *MACS - Modulares Luftbildkamera-System für die Erzeugung hochauflösender photogrammetrischer Produkte*, *Photogrammetrie - Fernerkundung - Geoinformation*, Jg. 2011, Nr. 6, S. 435–446, 2011. DOI: 10.1127/1432-8364/2011/0096.
- [79] Brauchle, J., Gstaiger, V., Azimi, S., Dern, P., Mühlhaus, M. N. und Nikodem, F., *MACS-HAP: Design and Image Processing Features of the DLR HAP Camera System*, *IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium, Pasadena, Kalifornien/USA*, 16.-21. Juli, 2023.

- [80] Jirousek, M., Peichl, M., Anger, S., Dill, S. und Limbach, M., *The DLR High Altitude Platform Synthetic Aperture Radar Instrument HAPSAR, 15th European Conference on Synthetic Aperture Radar, München, 23.-26. April, 2024.*
- [81] Rothe, D., Rahm, M., Hagen, C. und Bierig, A., *Model Based Verification and Validation Planning for a Solar-Powered High-Altitude Platform, 33rd Annual INCOSE International Symposium, Honolulu, Hawaii/USA, 15.-20. Juli, 2023.*
- [82] Rothe, D., Bierig, A. und Heinz, J., *Vorrichtung zum Starten eines aerodynamisch steuerbaren Luftfahrzeugs, Deutsches Patent, DE102023110096A1, 2023.*
- [83] Dupont, *DuPont Tedlar TWH10BS1 Polyvinyl Fluoride Film, Datenblatt K-26755-1 CDP, 2020.*
- [84] IEEE, *Standard Letter Designations for Radar-Frequency Bands, IEEE Std 521-1984, New York, New York/USA, 1984.*
- [85] Esrange, *User's Handbook Vol I - General Information, 2022.* Adresse: <https://sscspace.com/esrange-users-handbook/> (besucht am 08.03.2025).
- [86] Google Earth Pro, *Version 7.3.6.10201, 2025.* Adresse: <https://www.google.com/intl/de/earth/about/versions/> (besucht am 29.01.2025).
- [87] Bossel, H., *Systeme, Dynamik, Simulation: Modellbildung, Analyse und Simulation komplexer Systeme, 1. Aufl. BoD - Books on Demand, 2004, ISBN: 3-8334-0984-3.*
- [88] Allerton, D., *Principles of Flight Simulation, 1. Aufl. West Sussex: John Wiley & Sons, 2009, ISBN: 978-0-470-75436-8.*
- [89] Deiler, C., Mönnich, W., Seher-Weiß, S. und Wartmann, J., *Retrospective and Recent Examples of Aircraft and Rotorcraft System Identification at DLR, Journal of Aircraft, Jg. 60, Nr. 5, S. 1371–1397, 2023, ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/1.C037262.*
- [90] Etkin, B. und Reid, L. D., *Dynamics of Flight: Stability and Control, 3. Aufl. New York: John Wiley & Sons, 1996, ISBN: 0-471-03418-5.*
- [91] Hasan, Y. J., Roeser, M. S. und Voigt, A. E., *Evaluation of the controllability of a remotely piloted high-altitude platform in atmospheric disturbances based on pilot-in-the-loop simulations, CEAS Aeronautical Journal, Jg. 14, Nr. 1, S. 225–242, 2023, ISSN: 1869-5582. DOI: 10.1007/s13272-022-00626-x.*
- [92] Klöckner, A., Schläe, D. und Looye, G., *Integrated Simulation Models for High-Altitude Solar-Powered Aircraft, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Minneapolis, Minnesota/USA, 13.-16. August, 2012.*
- [93] Wang, S., Ma, D., Yang, M., Zhang, L. und LI, G., *Flight strategy optimization for high-altitude long-endurance solar-powered aircraft based on Gauss pseudo-spectral method, Chinese Journal of Aeronautics, Jg. 32, Nr. 10, S. 2286–2298, 2019, ISSN: 10009361.*
- [94] Keidel, B., *Programm zur Auslegung von Solarflugzeugen: SALT, Version 10/97, DLR Institutsbericht IB 111-97/39, Oberpfaffenhofen, 1997.*
- [95] Lukaczyk, T. W., Wendorff, A. D., Colonno, M. u. a., *SUAVE: An Open-Source Environment for Multi-Fidelity Conceptual Vehicle Design, 16th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference, Dallas, Texas/USA, 22.-26. Juni, 2015. DOI: 10.2514/6.2015-3087.*
- [96] Schneegans, A., *Investigating Systems Architectures at the Aircraft Level, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 10.-12. September, 2012.*
- [97] Pietruszka, W. D. und Glöckler, M., *MATLAB und Simulink in der Ingenieurpraxis: Modellbildung, Berechnung und Simulation, 5. Aufl. Wiesbaden: Springer, 2021, ISBN: 978-3-658-29739-8.*

- [98] Danforth, S. und Tomlinson, C., *Type Theories and Object-Oriented Programming*, *ACM Computing Surveys*, Jg. 20, Nr. 1, S. 29–72, 1988.
- [99] Stein, U., *Objektorientierte Programmierung mit MATLAB: Klassen, Vererbung, Polymorphie*. München: Carl Hanser Verlag, 2016, ISBN: 978-3-446-44298-6.
- [100] OMG, *Unified Modeling Language: Version 2.5*, 2015. Adresse: <http://www.omg.org/spec/UML/2.5> (besucht am 08.03.2025).
- [101] AIAA, *Guide to Reference and Standard Atmosphere Models: G-003C-2010*. Reston: AIAA, 2010, ISBN: 978-1-60086-784-2.
- [102] Sutherland, W., *LII. The viscosity of gases and molecular force*, *The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science*, Jg. 36, Nr. 223, S. 507–531, 1893, ISSN: 1941-5982. DOI: 10.1080/14786449308620508.
- [103] White, F. M., *Viscous Fluid Flow*, 2. Aufl. New York: McGraw-Hill, 1991, ISBN: 0-07-069712-4.
- [104] Leslie, F. W. und Justus, C. G., *Earth Global Reference Atmospheric Model 2007 (Earth-GRAM07) Applications for the NASA Constellation Program, 13th Conference on Aviation, Range and Aerospace Meteorology/American Meteorological Society, New Orleans, Louisiana/USA, 20.-24. Januar, 2008*.
- [105] White, P. W. und Hoffman Jim, *Earth Global Reference Atmospheric Model (Earth-GRAM): User Guide: TM-20210022157, NASA Technical Manual, TM-20210022157, Huntsville, Alabama/USA, 2021*.
- [106] Roedel, W. und Wagner, T., *Physik unserer Umwelt: Die Atmosphäre*, 5. Aufl. Berlin Spektrum: Springer, 2018, ISBN: 978-3-662-54257-6.
- [107] Zuev, V. V. und Savelieva, E., *The cause of the spring strengthening of the Antarctic polar vortex*, *Dynamics of Atmospheres and Oceans*, Jg. 87, 2019. DOI: 10.17632/mh8krtrwb5.1.
- [108] Jenkins, A., *The Sun's position in the sky*, *European Journal of Physics*, Jg. 34, Nr. 3, S. 633–652, 2013, ISSN: 0143-0807. DOI: 10.1088/0143-0807/34/3/633.
- [109] Meeus, J., *Astronomical Algorithms*, 1. Aufl. Atlantic Books, 1991, ISBN: 978-0943396354.
- [110] Ross, R. G., *Terrestrial Photovoltaic Performance Reference Conditions, Photovoltaic Solar Energy Conference, Cannes, Frankreich, 27.-31. Oktober*, S. 731–735, 1980.
- [111] Iqbal, M., *An Introduction to Solar Radiation*. Ontario, Kanada: Academic Press, 1983, ISBN: 9780323151818.
- [112] Gueymard, C., *An Anisotropic Solar Irradiance Model for Tilted Surfaces and its Comparison with selected Engineering Algorithms*, *Solar Energy*, Jg. 38, Nr. 5, S. 367–386, 1987.
- [113] Myers, D. R., *Solar Radiation: Practical Modeling for Renewable Energy Applications*, 1. Aufl. Boca Raton, Florida/USA: CRC Press, 2017, ISBN: 978-1-4665-0327-4.
- [114] Bird, R. E. und Riordan, C., *Simple Solar Spectral Model for Direct and Diffuse Irradiance on Horizontal and Tilted Planes at the Earth's Surface for Cloudless Atmospheres*, *Journal of Applied Meteorology and Climatology*, Jg. 25, Nr. 1, S. 87–97, 1986.
- [115] Gueymard, C. A., *SMARTS code, version 2.9. 5 user's manual*, 2005. Adresse: https://solarconsultingservices.com/public/SMARTS295_Users_Manual_Linux.pdf (besucht am 17.02.2024).
- [116] Alam, M. I., Pasha, A. A., Jameel, A. G. A. und Ahmed, U., *High Altitude Airship: A Review of Thermal Analyses and Design Approaches*, *Archives of Computational Methods in Engineering*, Jg. 30, Nr. 3, S. 2289–2339, 2023, ISSN: 1134-3060. DOI: 10.1007/s11831-022-09867-9.

- [117] McDonnell, T., Mehr, J. und Ning, A., *Multidisciplinary Design Optimization of Flexible Solar-Regenerative High-Altitude Long-Endurance Aircraft*, AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Kissimmee, Florida/USA, 8.-12. Januar, 2018.
- [118] Limpinsel, M., Kuo, D. und Vijn, A., *SMARTS Modeling of Solar Spectra at Stratospheric Altitude and Influence on Performance of Selected III-V Solar Cells*, IEEE 7th World Conference on Photovoltaic Energy Conversion (WCPEC) (A Joint Conference of 45th IEEE PVSC, 28th PVSEC and 34th EU PVSEC), Waikoloa Village, Hawaii/USA, 10.-15. Juni, 2018. DOI: 10.1109/PVSC.2018.8547665.
- [119] Gueymard, C., *Development and performance assessment of a clear sky spectral radiation model*, ASME International Solar Energy Conference, Washington, D.C./USA, 4.-9. April, 1993.
- [120] Gueymard, C., *SMARTS2, A Simple Model of the Atmospheric Radiation Transfer of Sunshine: Algorithms and performance assessment*, Florida Solar Energy Center, Adresse: <https://www.fsec.ucf.edu/en/publications/pdf/fsec-pf-270-95.pdf> (besucht am 18.02.2024).
- [121] Gueymard, C. A., *The sun's total and spectral irradiance for solar energy applications and solar radiation models*, Solar Energy, Jg. 76, Nr. 4, S. 423–453, 2004. DOI: 10.1016/j.solener.2003.08.039.
- [122] Farley, R. E., *BalloonAscent: 3-D Simulation Tool for the Ascent and Float of High-Altitude Balloons*, AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences, Arlington, Virginia/USA, 26.-28. September, 2005.
- [123] Wang, K. und Dickinson, R. E., *Global atmospheric downward longwave radiation at the surface from ground-based observations, satellite retrievals, and reanalyses*, Reviews of Geophysics, Jg. 51, Nr. 2, S. 150–185, 2013, ISSN: 8755-1209. DOI: 10.1002/rog.20009.
- [124] Dai, Q. und Fang, X., *A new model for atmospheric radiation under clear sky condition at various altitudes*, Advances in Space Research, Jg. 54, Nr. 6, S. 1044–1048, 2014, ISSN: 02731177. DOI: 10.1016/j.asr.2014.05.028.
- [125] Kreith, F. und Kreidler, J. F., *Numerical Prediction of the Performance of High Altitude Balloons*, National Center for Atmospheric Research Technical Note, NCAR-TN/STR-65, Boulder, Colorado/USA, 1971.
- [126] Wilber, A. C., Kratz, D. P. und Gupta, S. K., *Surface Emissivity Maps for Use in Satellite Retrievals of Longwave Radiation*, NASA Technical Report, TP-1999-209362, Hampton, Virginia/USA, 1999.
- [127] Flühr, H., *Avionik und Flugsicherungstechnik*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2010, ISBN: 978-3-642-01611-0. DOI: 10.1007/978-3-642-01612-7.
- [128] Geister, D., Schwoch, G. und Becker, H., *Flight Testing of Optimal Remotely-Piloted-Aircraft-System Scan Patterns*, Journal of Aircraft, Jg. 54, Nr. 5, S. 1675–1691, 2017, ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/1.C034337.
- [129] Dubins, L. E., *On Curves of Minimal Length with a Constraint on Average Curvature, and with Prescribed Initial and Terminal Positions and Tangents*, American Journal of mathematics, Jg. 79, Nr. 3, S. 497–516, 1957.
- [130] Lugo-Cardenas, I., Flores, G., Salazar, S. und Lozano, R., *Dubins path generation for a fixed wing UAV*, IEEE International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Orlando, Florida/USA, 27.-30. May, 2014. DOI: 10.1109/ICUAS.2014.6842272.

- [131] McLain, T., Beard, R. W. und Owen Mark, *Implementing Dubins Airplane Paths on Fixed-wing UAVs*, in *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, K. P. Valavanis und G. J. Vachtsevanos, Hrsg., Dordrecht: Springer Netherlands, 2014, S. 1677–1701, ISBN: 978-90-481-9706-4.
- [132] Brearley, M. N., *On the Flight Path Relative to the Air of an Aircraft Circling in a Uniform Wind*, *Aeronautical Quarterly*, Jg. 21, Nr. 3, S. 233–242, 1970.
- [133] Techy, L. und Woolsey, C. A., *Minimum-Time Path Planning for Unmanned Aerial Vehicles in Steady Uniform Winds*, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Jg. 32, Nr. 6, S. 1736–1746, 2009, ISSN: 0731-5090. DOI: 10.2514/1.44580.
- [134] Moon, B., Sachdev, S., Yuan, J. und Scherer, S., *Time-Optimal Path Planning in a Constant Wind for Uncrewed Aerial Vehicles Using Dubins Set Classification*, *IEEE Robotics and Automation Letters*, Jg. 9, Nr. 3, S. 2176–2183, 2024. DOI: 10.1109/LRA.2023.3333167.
- [135] Boissonnat, J.-D. und Bui, X.-N., *Accessibility Region for a Car that Only Moves Forward along Optimal Paths*, *Institut National de Recherche en Informatique et Automatique (INRIA) - Forschungsbericht, Nr. 2181, Sophia-Antipolis/Frankreich*, 1994. Adresse: <https://citeseerx.ist.psu.edu/document?repid=rep1&type=pdf&doi=c85ff409abd84439858e8f60d846ac5f128c2a55> (besucht am 17.04.2024).
- [136] ICAO, *World Geodetic System - 1984 (WGS-84) Manual, Supplement to the Catalogue of ICAO Publications and Audio-visual, Doc 9674 AN/946*, 2002.
- [137] Daidzic, N., *Long and short-range air navigation on spherical Earth*, *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, Jg. 4, Nr. 1, 2017. DOI: 10.15394/ijaaa.2017.1160.
- [138] Corona-Sánchez, J. J., Guzmán Caso, Ó. R. und Rodríguez-Cortés, H., *A coordinated turn controller for a fixed-wing aircraft*, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Jg. 233, Nr. 5, S. 1728–1740, 2019, ISSN: 0954-4100. DOI: 10.1177/0954410018761967.
- [139] Lissaman, P. B. S., *Low-Reynolds-Number Airfoils*, *Annual Review of Fluid Mechanics*, Jg. 15, Nr. 1, S. 223–239, 1983.
- [140] Maskew, B., *Program VSAERO Theory Document: A Computer Program for Calculating Nonlinear Aerodynamic Characteristics of Arbitrary Configurations*, *NASA Contractor Report 4023, Redmond, Washington/USA*, 1987.
- [141] Romeo, G. und Frulla, G., *HELIPLAT: Aerodynamic and Structural Analysis of HAVE Solar Powered Platform*, *1st AIAA UAV Conference, Portsmouth, Virginia/USA, 20.-23. Mai*, 2002. DOI: 10.2514/6.2002-3504.
- [142] Guo, D., Xu, M. und Chen, S., *Nonlinear Gust Response Analysis of Free Flexible Aircraft*, *International Journal of Intelligent Systems and Applications*, Jg. 5, Nr. 2, S. 1–15, 2013, ISSN: 2074904X. DOI: 10.5815/ijisa.2013.02.01.
- [143] Cunis, T., Leth, T., Totu, L. C. und La Cour-Harbo, A., *Identification of Thrust, Lift, and Drag for Deep-stall Flight Data of a Fixed-wing Unmanned Aircraft*, *IEEE International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, Dallas, Texas/USA, 12.-15. Juni, 2018. DOI: 10.1109/ICUAS.2018.8453340.
- [144] Drela, M., *Low-Reynolds-number airfoil design for the M.I.T. Daedalus prototype- A case study*, *Journal of Aircraft*, Jg. 25, Nr. 8, S. 724–732, 1988, ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/3.45650.
- [145] Drela, M., *XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils*, *Lecture Notes in Engineering*, Springer, Berlin, Jg. 54, 1989. DOI: 10.1007/978-3-642-84010-4{\textunderscore}1.

- [146] Morgado, J., Vizinho, R., Silvestre, M. und Páscoa, J. C., *XFOIL vs CFD performance predictions for high lift low Reynolds number airfoils*, *Aerospace Science and Technology*, Jg. 52, S. 207–214, 2016, ISSN: 12709638. DOI: 10.1016/j.ast.2016.02.031.
- [147] Drela, M. und Youngren, H., *AVL 3.36: MIT AVL User Primer*, 2017. Adresse: https://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/AVL_User_Primer.pdf (besucht am 04.07.2024).
- [148] Drela, M., *Flight Vehicle Aerodynamics*, 1. Aufl. Cambridge, Massachusetts: The MIT Press, 2014, ISBN: 978-0-262-52644-9.
- [149] Voß, A., Handojo, V., Niemann, S. und Weiser, C., *Results from Loads and Aeroelastic Analyses of a High ALtitude, Long Endurance, Solar Electric Aircraft*, *Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics*, Jg. 8, Nr. 2, S. 1–22, 2022.
- [150] Camberos, J. A., Kolonay, R. M., Eastep, F. E. und Taylor, R. F., *An efficient method for predicting zero-lift or boundary-layer drag including aeroelastic effects for the design environment*, *The Aeronautical Journal*, Jg. 119, Nr. 1221, S. 1451–1460, 2015.
- [151] Thomas, F., *Fundamentals of Sailplane Design: Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen*, 1. Aufl. College Park, Maryland/USA: College Park Press, 1999, ISBN: 0-9669553-0-7.
- [152] Gur, O., Mason, W. H. und Schetz, J. A., *Full-Configuration Drag Estimation*, *Journal of Aircraft*, Jg. 47, Nr. 4, S. 1356–1367, 2010, ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/1.47557.
- [153] Prandtl, L., *Über den Reibungswiderstand strömender Luft*, in *Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen*, L. Prandtl und A. Betz, Hrsg., München und Berlin: R. Oldenbourg, 1927.
- [154] Hoerner, S. F., *Fluid-Dynamic Drag*, 1. Aufl. Bakersfield, Kalifornien/USA: Hoerner Fluid Dynamics, 1965.
- [155] Koch, D. L., *Design and Performance Calculations of a Propeller for Very High Altitude Flight*, *NASA Technical Manual, TM-1998-206637*, Cleveland, Ohio/USA, 1998.
- [156] García-Gutiérrez, A., Gonzalo, J., Domínguez, D., López, D. und Escapa, A., *Aerodynamic optimization of propellers for High Altitude Pseudo-Satellites*, *Aerospace Science and Technology*, Jg. 96, S. 105 562, 2020, ISSN: 12709638. DOI: 10.1016/j.ast.2019.105562.
- [157] Hepperle, M., *Inverse Aerodynamic Design Procedure for Propellers Having a Prescribed Chord-Length Distribution*, *Journal of Aircraft*, Jg. 47, Nr. 6, S. 1867–1872, 2010, ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/1.46535.
- [158] Hagmann, G., *Grundlagen der Elektrotechnik*, 12. Aufl. Wiebelsheim: AULA, 2006, ISBN: 978-3-89104-707-1.
- [159] Nagel, L. und Rohrer, R., *Computer analysis of nonlinear circuits, excluding radiation (CANCER)*, *IEEE Journal of Solid-State Circuits*, Jg. 6, Nr. 4, S. 166–182, 1971, ISSN: 0018-9200. DOI: 10.1109/JSSC.1971.1050166.
- [160] Katzenelson, J., *An Algorithm for Solving Nonlinear Resistor Networks*, *The Bell System Technical Journal*, Jg. 44, Nr. 8, S. 1605–1620, 1965.
- [161] Bierig, A., Rothe, D., Ackermann, D. und Voth, V., *Energy Flow Modelling for Simulating Missions of Solar Electric High-Altitude Aircraft*, *AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition, San Diego, Kalifornien/USA, 12.-16. Juni*, 2023.
- [162] Kirk, A. P., Cardwell, D. W., Wood, D. u. a., *Recent Progress in Epitaxial Lift-Off Solar Cells*, *IEEE 7th World Conference on Photovoltaic Energy Conversion (WCPEC) (A Joint Conference of 45th IEEE PVSC, 28th PVSEC and 34th EU PVSEC)*, Waikoloa Village, Hawaii/USA, 10.-15. Juni, 2018.

- [163] Alrahim Shannan, N. M. A., Yahaya, N. Z. und Singh, B., *Single-diode model and two-diode model of PV modules: A comparison*, *International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS)*, Gwangju/Korea, 20.-23. Oktober, 2013. DOI: 10.1109/ICCSC.2013.6719960.
- [164] Shockley, W. und Queisser, H. J., *Detailed Balance Limit of Efficiency of p-n Junction Solar Cells*, *Journal of Applied Physics*, Jg. 32, Nr. 3, S. 510–519, 1961, ISSN: 0021-8979. DOI: 10.1063/1.1736034.
- [165] Shockley, W., *The Theory of p-n junctions in semiconductors and p-n junction transistors*, *Bell system technical journal*, Jg. 28, Nr. 3, S. 435–489, 1949.
- [166] Mertens, K., *Photovoltaik: Lehrbuch zu Grundlagen, Technologie und Praxis : mit 294 Bildern und 34 Tabellen*, 4., aktualisierte Auflage. München: Fachbuchverlag Leipzig im Carl Hanser Verlag, 2018, ISBN: 3446448632. DOI: 44863.
- [167] Ackermann, D., Bierig, A. und Reininghaus, N., *Modeling Spectrum Dependent Characteristics of Triple Junction Solar Cells for Solar-Powered Aircraft*, *IEEE Annual Modeling and Simulation Conference (ANNSIM)*, Fairfax, Virginia/USA, 19.-22. Juli, S. 1–12, 2021. DOI: 10.23919/ANNSIM52504.2021.9552139.
- [168] Liang, C. L., Wong, H., Mutikainen, R. H. u. a., *Temperature dependence of GaAs metal-semiconductor field effect transistor threshold voltage*, *Journal of Vacuum Science & Technology B: Microelectronics Processing and Phenomena*, Jg. 6, Nr. 6, S. 1773–1778, 1988, ISSN: 0734-211X. DOI: 10.1116/1.584155.
- [169] Motahhir, S., El Hammoumi, A. und El Ghzizal, A., *The most used MPPT algorithms: Review and the suitable low-cost embedded board for each algorithm*, *Journal of Cleaner Production*, Jg. 246, S. 118983, 2020, ISSN: 09596526. DOI: 10.1016/j.jclepro.2019.118983.
- [170] Aripriharta, A., Bayuanggara, T. W., Fadlika, I. u. a., *Comparison of queen honey bee colony migration with various MPPTs on photovoltaic system under shaded conditions*, *EUREKA: Physics and Engineering*, Nr. 4, S. 52–62, 2023, ISSN: 2461-4254. DOI: 10.21303/2461-4262.2023.002836.
- [171] Ullah, S., Kimiabeigi, M., Scholes, B. u. a., *Optimisation of Permanent Magnet Machine Topologies Suitable for Solar Powered Aircraft*, *International Conference on Electrical Machines (ICEM)*, Alexandroupoli/Griechenland, 3.-6. September, 2018.
- [172] Lee, J.-Y., Lee, J.-H. und Nguyen, T. K., *Axial-Flux Permanent-Magnet Generator Design for Hybrid Electric Propulsion Drone Applications*, *Energies*, Jg. 14, Nr. 24, S. 8509, 2021. DOI: 10.3390/en14248509.
- [173] Schröder, D., *Elektrische Antriebe - Regelung von Antriebssystemen*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2009, ISBN: 978-3-540-89612-8. DOI: 10.1007/978-3-540-89613-5.
- [174] Schröder, D., *Elektrische Antriebe* (Springer-Lehrbuch), 3., erw. Aufl. Berlin: Springer, 2007, ISBN: 3540727647.
- [175] Spring, E., *Elektrische Maschinen: Eine Einführung*, 2. Aufl. Heidelberg: Springer, 2006, ISBN: 978-3-540-28241-9.
- [176] Samsung, *INR21700-50E Cell Specification of Product: Lithium-ion Rechargeable Cell*, 2017. Adresse: <https://battery.service.bg/wp-content/uploads/2018/12/INR21700-50E.pdf> (besucht am 08.03.2025).
- [177] Martí-Flores, M., Cecilia, A. und Costa-Castelló, R., *Modelling and Estimation in Lithium-Ion Batteries: A Literature Review*, *Energies*, Jg. 16, Nr. 19, S. 6846, 2023. DOI: 10.3390/en16196846.

- [178] Kurzweil, P. und Dietlmeier, O. K., *Elektrochemische Speicher: Superkondensatoren, Batterien, Elektrolyse-Wasserstoff, Rechtliche Rahmenbedingungen*, 2. Aufl. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2018, ISBN: 978-3-658-21828-7.
- [179] Keil, P. und Jossen, A., *Aufbau und Parametrierung von Batteriemodellen*, 19. DESIGN & ELEKTRONIK-Entwicklerforum Batterien & Ladekonzepte, München, 15.-16. Februar, 2012. (besucht am 12.02.2025).
- [180] Ackermann, D., *L3 Battery Cell Characterization: Test Report, DLR Institutsbericht, DLR-IB-FT-BS-2025-20, BRaunschweig*, 2025.
- [181] Carlson, L. A., *A New Thermal Analysis Model For High Altitude Balloons, Tenth AFGL Scientific Balloon Symposium, Portsmouth, New Hampshire/USA, 21.-23. August*, 1979.
- [182] Carlson, L. A. und Horn, W. J., *New thermal and trajectory model for high-altitude balloons, Journal of Aircraft*, Jg. 20, Nr. 6, S. 500–507, 1983, ISSN: 0021-8669. DOI: 10.2514/3.44900.
- [183] Cathey, J., *Transient thermal loading of natural shaped balloons, International Balloon Technology Conference, San Francisco, Kalifornien/USA, 3.-5. Juni*, 1997. DOI: 10.2514/6.1997-1498.
- [184] Stefan, K., *Thermal effects on a high altitude airship, AIAA 5th Lighter-Than Air Conference, Anaheim, Kalifornien/USA, 25.-27. Juli*, 1983. DOI: 10.2514/6.1983-1984.
- [185] Wu, J., Fang, X., Wang, Z. u.a., *Thermal modeling of stratospheric airships, Progress in Aerospace Sciences*, Jg. 75, S. 26–37, 2015, ISSN: 03760421. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.04.001.
- [186] Yang, X., *Prediction of thermal behavior and trajectory of stratospheric airships during ascent based on simulation, Advances in Space Research*, Jg. 57, Nr. 11, S. 2326–2336, 2016, ISSN: 02731177. DOI: 10.1016/j.asr.2016.02.030.
- [187] Lv, M., Yao, Z., Zhang, L., Du, H., Meng, J. und Li, J., *Effects of solar array on the thermal performance of stratospheric airship, Applied Thermal Engineering*, Jg. 124, S. 22–33, 2017, ISSN: 13594311. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2017.06.018.
- [188] Li, J., Lv, M., Sun, K. und Zhu, W., *Thermal insulation performance of lightweight substrate for solar array on stratospheric airships, Applied Thermal Engineering*, Jg. 107, S. 1158–1165, 2016, ISSN: 13594311. DOI: 10.1016/j.applthermaleng.2016.07.045.
- [189] Beneitez Ortega, C., Zimmer, D. und Weber, P., *Thermal analysis of a high-altitude solar platform, CEAS Aeronautical Journal*, Jg. 14, Nr. 1, S. 243–254, 2023, ISSN: 1869-5582. DOI: 10.1007/s13272-022-00636-9.
- [190] Mayer, S., Bierig, A. und Ossmann, D., *Thermal modeling of the power train of solar powered high altitude aircraft, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Hamburg, 30. September-02. Oktober*, 2024.
- [191] Ackermann, D. und Bierig, A., *Experimenteller Vergleich von Thermalsystemen für die Auslegung eines Batteriesystems für hochfliegende unbemannte Solarflugzeuge, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Hamburg, 30. September-02. Oktober*, 2024. DOI: 10.25967/630268.
- [192] Mobedi, M. und Gediz Ilis, G., *Fundamentals of Heat Transfer*, 1. Aufl. Singapur: Springer Nature, 2023, ISBN: 978-981-99-0956-8. DOI: 10.1007/978-981-99-0957-5.
- [193] Cengel, Y. A., *Heat Transfer: A Practical Approach*, 2. Aufl. New York: McGraw-Hill, 2002, ISBN: 978-0072458930.
- [194] Baehr, H. D. und Stephan, K., *Wärme- und Stoffübertragung*, 10. Aufl. Berlin: Springer, 2019, ISBN: 978-3662584415.
- [195] Stephan, P., Schaber, K., Stephan, K. und Mayinger, F., *Thermodynamik: Grundlagen und technische Anwendungen*, 1. Aufl. Berlin: Springer, 2009, Bd. 1, ISBN: 978-3540928959.

- [196] Kirchhoff, G., *Über das Verhältniss zwischen dem Emissionsvermögen und dem Absorptionsvermögen der Körper für Wärme und Licht*, *Annalen der Physik*, Jg. 185, Nr. 2, S. 275–301, 1860, ISSN: 0003-3804. DOI: 10.1002/andp.18601850205.
- [197] Hannoschöck, N., *Wärmeleitung und -transport*, 1. Aufl. Berlin: Springer, 2018, ISBN: 978-3-662-57572-7.
- [198] Sartori, E., *Convection coefficient equations for forced air flow over flat surfaces*, *Solar Energy*, Jg. 80, Nr. 9, S. 1063–1071, 2006. DOI: 10.1016/j.solener.2005.11.001.
- [199] Angermann, A., Beuschel, M. und Rau, Martin, Wohlfarth, Ulrich, *MATLAB - Simulink - Stateflow: Grundlagen, Toolboxen, Beispiele*, 7. Aufl. München: Oldenbourg Verlag, 2011, ISBN: 978-3-486-70585-0.
- [200] Depron, *Technisches Datenblatt Dämmplatten 3 und 6 mm: Extrudierter Polystyrol Hartschäum mit Flammschutzmittel in Plattenform*, 2009. Adresse: https://www.depron-daemmplatte.de/site/assets/files/1044/pdb-depron-d_mmplatte_de_20160301.pdf (besucht am 08.03.2025).
- [201] Tsilingiris, P. T., *Comparative evaluation of the infrared transmission of polymer films*, *Energy Conversion and Management*, Jg. 44, Nr. 18, S. 2839–2856, 2003, ISSN: 01968904.
- [202] Zhai, H. und Euler, A., *Material Challenges for Lighter-Than-Air Systems in High Altitude Applications*, *AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences*, Arlington, Virginia/USA, 26.-28. September, 2005.
- [203] Jones, J. M., Mason, P. E. und Williams, A., *A compilation of data on the radiant emissivity of some materials at high temperatures*, *Journal of the Energy Institute*, Jg. 92, Nr. 3, S. 523–534, 2019.
- [204] Li, X. und Strieder, W., *Emissivity of High-Temperature Fiber Composites*, *Industrial & Engineering Chemistry Research*, Jg. 48, Nr. 4, S. 2236–2244, 2009, ISSN: 0888-5885. DOI: 10.1021/ie8008583.
- [205] Vortmeyer, D. und Kabelac, S., *Wärmestrahlung - Sichtfaktoren*, in *VDI-Wärmeatlas*, Ser. VDI Springer Reference, P. Stephan, M. Kind, K. Schaber, T. Wetzel, D. Mewes und S. Kabelac, Hrsg., Wiesbaden: Springer, 2019, ISBN: 9783662529911.
- [206] Büschgens, D., Schubert, C. und Pfeifer, H., *Radiation modelling of arbitrary two-dimensional surfaces using the surface-to-surface approach extended with a blocking algorithm*, *Heat and Mass Transfer*, Jg. 58, Nr. 9, S. 1637–1648, 2022, ISSN: 0947-7411. DOI: 10.1007/s00231-022-03203-4.
- [207] Hottel, H. C. und Sarofim, A. F., *Radiative Transfer*, 1. Aufl. New York: McGraw-Hill, 1967.
- [208] Thornton, E. A., *Thermal Structures for Aerospace Applications*, 1. Aufl. Reston, VA: AIAA Education Series, 1996, ISBN: 1-56347-190-6.