

# Untersuchungen zu Energieversorgung und Antrieb einer Leichter-als-Luft-Höhenplattform

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie der Universität Stuttgart  
zur Erlangung der Würde eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.) genehmigte Abhandlung

Vorgelegt von

Michael Kotulla

geboren in Villingen-Schwenningen

Hauptberichter: Prof. Dr.-Ing. Stephan Staudacher

Mitberichter: Prof. Dr.-Ing. habil. Bernd Kröplin

Tag der Einreichung: 20.12.2007

Tag der mündlichen Prüfung: 20.06.2008

Institut für Luftfahrtantriebe der Universität Stuttgart

2008



# Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Zeit als Teammitglied des im Rahmen der Forschungsförderung des Landes Baden-Württemberg geförderten Verbundforschungsvorhabens AirChain am Institut für Luftfahrtantriebe (ILA) der Universität Stuttgart.

Das Gelingen der vorliegenden Arbeit verdanke ich in besonderem Maße Herrn Prof. Dr.-Ing. Stephan Staudacher, der mich durch seine fachlichen und methodischen Hinweise sowie das besondere von ihm entgegengebrachte Interesse an meiner Arbeit unterstützt und geleitet hat. Insbesondere die von ihm geschaffene gute Arbeitsatmosphäre am Institut sowie die dort bearbeiteten Tätigkeitsfelder haben zu meiner Motivation entscheidend beigetragen. Sehr herzlich danken möchte ich Prof. Dr.-Ing. habil. Bernd Kröplin für die sehr engagierte Leitung des Verbundforschungsvorhabens AirChain, die wertvollen Anregungen und das stets große fachliche Interesse. Ebenfalls bedanken möchte ich mich für die Übernahme des Mitberichts. Herrn Prof. Dr.-Ing. Alfred Kleusberg danke ich herzlich für die Bereitschaft, den Vorsitz meines Promotionsverfahrens zu übernehmen.

Bei allen Mitgliedern des Projektteams, besonders bei Dipl.-Ing. Peter Kungl bedanke ich mich für die gute Zusammenarbeit und die stets große Hilfsbereitschaft. Ebenfalls bedanke ich mich herzlich bei Dr.-Ing. Klaus Kuhn für die Betreuung der Fachgruppe am Institut für Luftfahrtantriebe sowie für die fachlichen Kommentare zu den im Rahmen meiner Arbeit am Institut entstandenen Berichten. Herrn Dipl.-Ing. Manfred Zippel gebührt mein besonderer Dank für die fachlichen Diskussionen zu Propellern und Gasturbinen. Die stets erfreuliche und motivierende Zusammenarbeit mit meinen Kollegen möchte ich an dieser Stelle dankend hervorheben. Herzlich bedanken möchte ich mich bei meinen Bürokollegen Dipl.-Ing. Rasmus Merkler und Dipl.-Ing. Frederik Schilling sowie bei Dipl.-Ing. Ulf Schirmeister und Dr.-Ing. Matthias Weißschuh für ihre kompetente Unterstützung.

Nicht zuletzt danken möchte ich von ganzem Herzen meinen Eltern, ohne deren stete Unterstützung und Rückhalt mein beruflicher Werdegang bis hin zu dieser Arbeit nicht möglich gewesen wäre. Insbesondere danke ich meinem Freund Max für seinen Ansporn, den moralischen Rückhalt und die in den letzten fünf Jahren stets entgegengebrachte Geduld.

München, im Juni 2008

Michael Kotulla



# Kurzfassung

Höhenplattformen besitzen ein großes Potential zum Ersatz von bodengebundenen Relaisstationen in der Telekommunikation im Nahbereich. Darüber hinaus sind Anwendungen auf dem Gebiet der Überwachung, zum Beispiel zum Schutz von Staatsgrenzen, durch gefesselte Ballone oder Stratosphärenflugzeuge bereits realisiert worden. Neben diesen Konzepten gibt es mehrere Forschungsprojekte zur Entwicklung stratosphärischer Luftschiffe für lange Einsatzdauern. Dabei ist eine stationäre Positionierung dieser Höhenplattformen und somit ein Ausgleich der in Einsatzhöhe auftretenden Windgeschwindigkeiten eine wesentliche Anforderung. Im Verbundforschungsprojekt AirChain von Universität und DLR Stuttgart wird ein Luftschiff als Gliederkette von fünf gelenkig miteinander verbundenen Prallkörpern untersucht. Dieses Luftschiff soll eine Nutzlast während einer möglichst langen Missionsdauer stationär in der unteren Stratosphäre positionieren. Im Rahmen dieser Arbeit wird der Aufbau eines echtzeitfähigen Simulationsmodells für Energieversorgung und Antrieb der Leichter-als-Luft-Höhenplattform behandelt.

Aus strukturmechanischen Gründen und zur Stabilisierung des Luftschiffs ist eine Aufteilung auf mehrere Antriebseinheiten notwendig. Für einen effizienten Betrieb des Antriebsstrangs über den breiten Betriebsbereich werden auch die Energieerzeuger auf mehrere Einheiten aufgeteilt. Es werden zu jedem Zeitpunkt nur ebensoviele Energieerzeuger betrieben wie zur Abdeckung des Antriebsbedarfs notwendig ist. Zur Reduktion von Verlusten kann durch Verwendung einer Pufferbatterie der Betrieb eines Energieerzeugers im energetisch ungünstigen Teillastbereich verringert werden. Weiterhin können durch die Pufferbatterie die dynamischen Eigenschaften der Energieerzeuger zur Abdeckung dynamischer Leistungsanforderungen deutlich verbessert werden. Die Auswahl der Subsysteme und Komponenten des Antriebsstrangs basiert auf dem Stand der Technik. Neben elektrisch betriebenen Propellern werden deshalb Gasturbinen und Generatoren für die Energieerzeugung ausgewählt und damit ein nicht-regeneratives System.

Das Modell des Antriebsstrangs ist modular aufgebaut, so dass einzelne Komponenten verändert oder durch weiterentwickelte Systeme ersetzt werden können. Dazu verfügen die Komponenten über eigene Regelungseinheiten. Darüber hinaus gibt es einen Gesamtregler des Antriebsstrangs, in welchem wesentliche Entscheidungen über die Betriebsweise der Energieerzeuger in Abhängigkeit des Ladezustands der Pufferbatterie getroffen werden. Als von großem Nachteil erweist sich hierbei die mangelnde Kenntnis über die Dynamik des stratosphärischen Windes, nach der sich einige grundlegende Systemeigenschaften ausrichten müssen. Mit den heute verfügbaren Winddaten ist eine maximale zeitliche Auflösung von sechs Stunden zu gering, um daraus die geforderten Informationen abzuleiten. Daher muss an dieser Stelle von einer hohen möglichen Winddynamik ausgegangen wer-

den. Die Einbindung der Pufferbatterie erfolgt konservativ, so dass der stationäre Betrieb der Antriebe weitgehend ohne Pufferbatterieleistung auskommt und die Pufferbatterie fast nur zur Abbildung der Dynamik verwendet wird. Es ist daher weiteres Potential zur Optimierung des Gesamtwirkungsgrads über den Rahmen dieser Arbeit hinaus vorhanden. Die erreichbaren Missionsdauern richten sich bei fest vorgegebener Brennstoffmasse nach der jeweiligen Windgeschwindigkeit. Über Mitteleuropa ist diese im Sommer gering, mit den durchgeführten Simulationen kann eine Missionsdauer von bis zu neun Tagen erreicht werden. Durch eine stärkere Einbindung der Pufferbatterie kann diese Zeitdauer noch ausgedehnt werden. In windstarken Wintermonaten verringert sich die Missionsdauer auf fünf bis sieben Tage. Trotz des höheren Antriebsbedarfs können mit dem untersuchten Modell des Antriebsstrangs alle stationären Leistungsanforderungen abgedeckt werden. Bei hoher Winddynamik erweisen sich die zur Umsetzung hoher Vortriebswirkungsgrade groß dimensionierten Propeller als nachteilig. Deren im Vergleich zu den Elektromotoren hohe Massenträgheit führt zu langen Beschleunigungs- und Verzögerungszeiten. An diesem Beispiel zeigen sich die Herausforderungen, welche für die Entwicklung von Antriebslösungen bei den in der unteren Stratosphäre vorherrschenden extremen Umweltbedingungen bestehen. Mit dem vorliegenden Simulationsmodell wurde hierfür eine mögliche Lösung ausgearbeitet.

# Abstract

High altitude platforms are one alternative to replace ground-bounded relay stations for telecommunication purposes. Already in service are such concepts like tethered balloons or stratospheric airplanes in the field of surveillance, for example to patrol borders. Disadvantages of those concepts are either to disturb the airspace by the wire or to be constricted in terms of mission endurance. Thus, untethered high altitude airships with long mission endurance are currently in the focus of research. One basic requirement for telecommunication platforms is to remain in a fix positioning frame over ground. Therefore wind speed has to be compensated by the propulsion system of the airship. The scope of this work is to investigate the drive and power generation system of a multiple-unit airship. The reduced rigidness of the hull and the resulting lower structural weight yield a higher load capacity and hence increase the mission length by larger fuel reserves. The drawbacks of this configuration are higher stabilization demands and distributed drive units. This leads to a rather complex propulsion system for which a real-time simulation model is provided.

Besides electrical driven propellers, the system involves gas turbines and generators to work as power plants, back-up batteries, power-electronics and distribution. Those power plants reflect the state of the art and are thus rather conservative compared to other propulsion concepts for high altitude platforms. The advantage of splitting up the power generation into multiple units is to run only as much power plants as currently required and for this reason, to save energy. In addition, an involvement of the back-up battery reduces the ineffective operation of a power plant in part load. Another reason to employ a battery system is that highly dynamic power requirements, caused for example by a gust of wind, cannot be covered immediately by the power plants. The maximum discharge power of the back-up battery is at level with the maximum power output of one power plant. It is available at any time. As a result, the dynamic properties of the system can be plainly improved.

The simulation model of the propulsion system is built-on independent modules. Single component models may easily be modified or exchanged by enhanced component models. Thus, single component models are equipped with their own control devices. Beyond, the overall propulsion system controls comprise routines to decide whether a single power plant is operated or not. This decision depends on the status of charge of the back-up battery. The lack of knowledge regarding the dynamic of stratospheric wind speed turns out to be of great disadvantage. Most of the control routines that decide a start-up or shut-down of a power plant require a short-term wind forecast. With a time resolution of currently six hours, available wind data doesn't contain this information. Here, a probably

high wind dynamic is taken into account. The involvement of the back-up battery is thus mainly limited to cover dynamic power requirements. The potential to optimize the power plant efficiency is thus not yet fully exploited.

Achievable mission endurance at a given amount of fuel is a result of seasonal wind speed. Over middle Europe, wind speed is at a minimum during summer and at a maximum during the winter months. At summer, the mission endurance that has been achieved by simulations lasts around nine days. This may be prolonged by a greater use of the back-up battery. During winter, the mission endurance is limited to five to seven days. All stationary power requirements can be covered by the propulsion system. For high propulsion efficiencies big propeller rotor diameters have been implemented. The resulting mass inertia is impeding acceleration and thus delaying the coverage of dynamic thrust requirements. Big diameters combined with little stationary power requirements are only one example for the challenges in the development of high altitude applications. With the given simulation model one possible solution for the drive and power generation system of a lighter-than-air high altitude platform has been worked out.



# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2</b>	<b>Stand der Technik</b>	<b>5</b>
2.1	Aufgabengebiete von Höhenplattformen . . . . .	6
2.2	Technologiekonzepte für Höhenplattformen . . . . .	11
<b>3</b>	<b>Konfiguration</b>	<b>17</b>
<b>4</b>	<b>Modellbildung für die Komponenten des Antriebsstrangs</b>	<b>25</b>
4.1	Gasturbine . . . . .	26
4.1.1	Modellierung der Gasturbine . . . . .	26
4.1.2	Skalierung der Gasturbine . . . . .	29
4.1.3	Modellierung der Reynoldseinflüsse . . . . .	30
4.1.4	Umstellung der Gasturbine auf Wasserstoffverbrennung . . . . .	34
4.1.5	Funktionsgeneratorenmodell der Gasturbine . . . . .	35
4.2	Propeller . . . . .	38
4.3	Elektromaschinen und Getriebe . . . . .	43
4.4	Pufferbatterie . . . . .	49
4.5	Leistungsnetz und Leistungselektronik . . . . .	55
<b>5</b>	<b>Modellbildung für den gesamten Antriebsstrang</b>	<b>59</b>
5.1	Kraftwerke . . . . .	60
5.2	Antriebe . . . . .	67
5.3	Leistungsregler . . . . .	68
<b>6</b>	<b>Simulation</b>	<b>73</b>

6.1	Wirkungsgrade . . . . .	75
6.2	Simulation des Gesamtsystems . . . . .	78
6.2.1	Antriebsdynamik bei unterschiedlicher Steuerung der Pufferbatterie	78
6.2.2	Langzeitsimulation . . . . .	86
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung</b>	<b>91</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>93</b>
<b>A</b>	<b>Funktionsgeneratorenmodell</b>	<b>103</b>
<b>B</b>	<b>Antriebsregler</b>	<b>105</b>

# Nomenklatur

## Abkürzungen

AC	Alternating Current
AP	Auslegungspunkt
APU	Auxiliary Power Unit
ARC	Airborne Relay Communications System
ATG	Advanced Technology Group
CCCV	Constant Current / Constant Voltage
CPU	Central Processing Unit
DC	Direct Current
DJF	Dezember, Januar, Februar
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ec.	elektro-chemisch
ECMWF	European Centre for Medium-Range Weather Forecasts
FU	Frequenzumrichter
GEO	Geostationary Earth Orbit
GPS	Global Positioning System
HAA	High Altitude Airship
HALO	High Altitude Long Operation
HI-SPOT	High Altitude Surveillance Platform for Over the Horizon Targeting

---

HTA	Heavier-than-Air
HWM	Horizontal Wind Model
IGBT	Insulated Gate Bipolar Transistor
ISIS	Integrated Sensor is Structure
JJA	Juni, Juli, August
LEO	Low Earth Orbit
$LH_2$	Liquid Hydrogene
LTA	Lighter-than-Air
MEO	Middle Earth Orbit
NE & SS	Naval Electronics & Surveillance Systems
NIAIST	National Institute of Advanced Industrial Science and Technology
P	Proportional
PEM	Polymermembran
PI	Proportional-Integral
POBAL	Powered Balloon
QSST	Quiet Supersonic Transport
SBJ	Supersonic Business Jet
TARS	Tethered Aerostat Radar System
TAT	transatlantisches Telefonkabel
THOR	Tera Hertz Operational Reachback
UMTS	Universal Mobile Telecommunications System
WAP	Wireless Application Protocol
WWW	World Wide Web

### Formelzeichen

$\dot{m}$  Massenstrom

$\frac{kg}{s}$

$\dot{m}_{Br}$	Brennstoffmassenstrom	$\frac{kg}{s}$
$\dot{n}$	Wellenbeschleunigung	$\frac{1}{s^2}$
$\frac{1}{s}$	Integratorglied	-
$A$	Fläche	$m^2$
$b_2$	Kanalbreite am Verdichteraustritt	$m$
$C$	Batteriekapazität	$Ah$
$C$	Batteriestromstärke relativ zur Kapazität	$A$
$c$	Korrekturfaktor Re Verdichter	-
$c_P$	Leistungsbeiwert	-
$C_u$	Korrekturfaktor für die Batteriespannung	-
$c_w$	Luftwiderstandsbeiwert	-
$D_2$	Rotordurchmesser am Verdichteraustritt	$m^2$
$d_h$	hydraulischer Durchmesser	$m$
$F$	Antriebsschub	$N$
$f$	Frequenz	$\frac{1}{s}$
$f$	Reibungsbeiwert der äquivalenten Rohrströmung	-
$f$	Reynolds-Korrekturfunktion Turbine	-
$H$	Flughöhe	$m$
$h$	relative Enthalpie	$\frac{J}{kg}$
$H_u$	unterer Heizwert	$\frac{kJ}{kg}$
$I$	Stromstärke	$A$
$J$	Massenträgheit	$kg \cdot m^2$
$J_P$	Fortschrittsgrad Propeller	-
$KF$	Korrekturfaktor	-
$l$	Länge	$m$

---

$M$	Drehmoment	$Nm$
$M$	Machzahl	-
$m$	Geradensteigung	-
$m$	Masse	$kg$
$N$	Anzahl	-
$n$	Peukert-Zahl	-
$n$	mechanische Drehzahl	$\frac{1}{s}$
$NRT$	Drehzahlparameter	$\frac{1}{m}$
$P$	Leistung	$W$
$p$	Druck	$Pa$
$PPB$	Pufferbatterieleistung	$W$
$R$	allgemeine Gaskonstante	$\frac{J}{kg \cdot K}$
$r, R$	Radius	$m$
$Ra$	Rauhigkeit	$\mu m$
$Re$	Reynoldsnummer	-
$RNI$	Reynolds Number Index	-
$SF$	Skalierfaktor	-
$SOC$	State of Charge - Ladezustand	%
$T$	Temperatur	$K$
$t$	Zeit	$s$
$TGR$	Transmission Gear Ratio	-
$U$	elektrische Spannung	$V$
$u$	Geschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
$u_2$	Rotorspitzen­geschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
$u_m$	Umfangsgeschwindigkeit im Mittelschnitt	$\frac{m}{s}$

$V$	gesamtes benetztes Volumen	$m^3$
$v_0$	Windgeschwindigkeit / relative Anströmgeschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
$W$	Energie/Arbeit	$J$
$w$	mittlere Strömungsgeschwindigkeit	$\frac{m}{s}$
$x$	Laufvariable	$s$
$x$	Radienstation Propeller	-
$x_1$	Kennfeldbezugspunkt	-
$y$	Laufvariable	$s$

### Griechische Buchstaben

$\alpha$	Temperaturkoeffizient	$\frac{1}{K}$
$\eta$	Wirkungsgrad	-
$\mu$	dynamische Viskosität	$Pa \cdot s$
$\nu$	kinematische Viskosität am Verdichtereintritt	$\frac{m^2}{s}$
$\Phi$	allgemeiner Funktionsparameter	-
$\psi$	Druckzahl	-
$\rho$	Luftdichte	$\frac{kg}{m^3}$
$\varphi$	Phasenwinkel / Leistungsfaktor	$deg$
$\varphi$	Volumenzahl	-
$\varphi_w$	spezifischer Leiterwiderstand	$\Omega m$

### Indizes

0	Umgebung
0	el.: Wert bei unbelasteter Maschine
1	Eintrittsebene in die Komponente
2	Verdichtereintritt
3	Brennkammereintrittsebene

---

4	Turbineneintrittsebene
5	Turbinenaustrittsebene
<i>A</i>	Antriebe
<i>B</i>	Backbord
<i>dyn</i>	dynamisch
<i>E</i>	elektrisch / Elektomaschine
<i>G</i>	Getriebe
<i>GT</i>	Gasturbine
<i>i</i>	allgemeine Laufvariable
<i>id</i>	ideal
<i>instat</i>	instationär
<i>ist</i>	Istwert
<i>KW</i>	Kraftwerk
<i>LE</i>	Leistungselektronik
<i>max</i>	maximal
<i>N</i>	Nennwerte
<i>n</i>	allgemeine Laufvariable
<i>off</i>	Entnahme
<i>opt</i>	optimal
<i>PB</i>	Pufferbatterie
<i>red</i>	reduziert
<i>ref</i>	Referenzwert
<i>rel</i>	relativ
<i>S</i>	Standard-ISA-Bedingungen
<i>S</i>	Steuerbord



---

<i>soll</i>	Sollwert
<i>stat</i>	stationär
<i>t</i>	Totalzustand
$T - V$	Differenzleistung zwischen Turbine und Verdichter
<i>tip</i>	Spitze
<i>V</i>	Verlust
<i>vfb</i>	verfügbar
<i>vor</i>	Vortrieb
<i>W</i>	Welle
<i>Zumess</i>	Zumesseinheit



# Kapitel 1

## Einleitung

Weltweit steigt die Nutzung mobiler Telekommunikationsmittel. Gleichzeitig wird der Leistungsumfang durch neue Dienste wie zum Beispiel das Internet oder GPS Satellitennavigation ständig erweitert. Es wird daher rund um den Globus nach neuen Möglichkeiten für die Übertragung schnell ansteigender Datenmengen gesucht. Als ein Ansatz gilt die Stationierung von Höhenplattformen oberhalb der bisher durch die zivile Luftfahrt erschlossenen Flughöhen. Für Telekommunikationsplattformen sind eine quasistationäre Positionierung mit festem örtlichem Bezugspunkt sowie eine lange Missionsdauer und damit eine autonome Flugführung erforderlich. Ein flugzeugähnliches Heavier-Than-Air- (HTA) Fahrzeug muss dazu in einem dafür vorgesehenen Positionierfenster kreisen, im Fall eines luftschiffähnlichen Lighter-Than-Air- (LTA) Fahrzeugs müssen die lokalen Windgeschwindigkeiten in Stationierungsflughöhe ausgeglichen werden. Weitere Anwendungsmöglichkeiten von Höhenplattformen gibt es in den Bereichen militärische Aufklärung, Überwachung und Forschung. Hier sind lange Missionsdauern und eine stationäre Positionierung nicht grundsätzlich erforderlich.

Im Verbundforschungsprojekt AirChain von Universität und DLR Stuttgart ist der Einsatz einer LTA-Höhenplattform für Telekommunikations- und Überwachungsaufgaben vorgesehen. Die stationäre Positionierung wird für beliebige Standorte in Mitteleuropa betrachtet und erfolgt in einer konstanten Flughöhe von 20km. Das Nutzlastgewicht der hierfür beförderten Systeme liegt zwischen einer und zwei Tonnen. In 20km Höhe stehen nur 7% des in Bodennähe vorhandenen statischen Auftriebs zur Verfügung, so dass aufgrund der geringen Tragkraft der Luft das Volumen des Auftriebskörpers zum Transport dieser Nutzlasten sehr groß ausgelegt werden muss. Aerodynamischer Widerstand und Antriebsbedarf verringern sich mit zunehmendem Streckungsverhältnis des Luftschiffs. Eine bei großem Streckungsverhältnis günstige Strukturmasse der Luftschiffkonstruktion wird durch das im Jahr 1999 mit dem Körberpreis für die europäische Wissenschaft „Hochfliegende Plattformen für die Telekommunikation“ ausgezeichnete Konzept einer Untergliederung des Luftschiffs in einzelne Segmente erzielt. Fünf autonome Prallkörper mit

geringem Streckungsverhältnis werden entlang der Längsachse gelenkig miteinander verbunden. Die einzelnen Prallkörper sind mit einem nur geringen Überdruck gegenüber dem Umgebungsdruck ausgeführt, so dass Bordsysteme, Antriebe und Nutzlast aus strukturellen Gründen auf die Prallkörper aufgeteilt werden. Der Vorteil dieses Konzepts ist ein günstiger Luftwiderstandsbeiwert bei gleichzeitig geringer Strukturmasse des Luftschiffs. Da diese Anordnung nicht mehr eigenstabil ist, müssen die Prallkörper einzeln stabilisiert und ausgerichtet werden.

Für die Höhenplattform im Projekt AirChain sind Antriebseinheiten an Backbord und Steuerbord der ersten drei Prallkörper vorgesehen. Die an Auslegern befestigten Antriebe dienen gleichzeitig der Stabilisierung und der Vortriebserzeugung. Mittels Schwenken der Einheiten am Kopfsegment um die Nickachse wird der Neigungswinkel des Luftschiffs eingestellt. Die beiden hinteren Prallkörper werden gemäß Abb. 1.1 über das Kreuzleitwerk des Hecksegments stabilisiert.

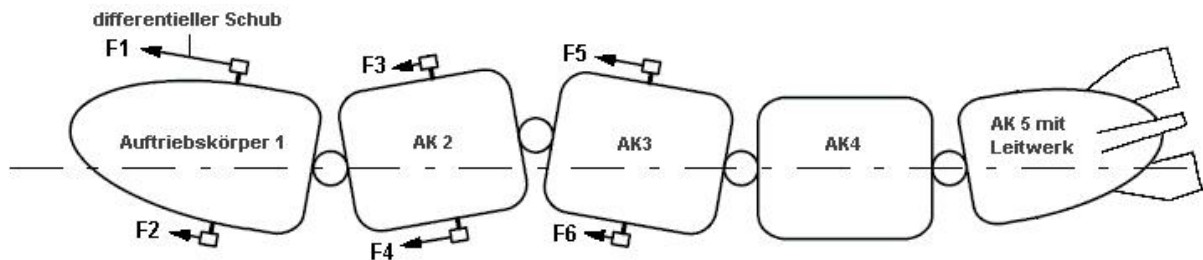


Abbildung 1.1: Aufbau und Antriebe der Höhenplattform

Wesentliche Eigenschaften der Höhenplattform wie zum Beispiel der Stabilisierungsbedarf oder deren Reaktionen auf plötzlich auftretende Windböen können nur durch eine Betrachtung des Gesamtsystems geklärt werden, entweder durch den Aufbau eines Prototypen oder durch Simulation. Ebenfalls hängen solche Gesamtsystemeigenschaften wesentlich von der Beschaffenheit der Teilsysteme, insbesondere des Antriebssystems ab. Im Verbundforschungsprojekt AirChain wird ein Systemprüfstand aufgebaut, in welchem sowohl reale Komponenten (zum Beispiel Sensorik und Aktuatorik) als auch Simulationsmodelle umgesetzt werden, um in einer virtuellen Umgebung die Anforderungen an die Höhenplattform und deren Komponenten präzisieren zu können. Um das Zusammenspiel zwischen realen und virtuellen Systemen realistisch nachzustellen, müssen die einzelnen Simulationsmodelle in Echtzeit und unter allen in der realen Welt auftretenden Betriebsbedingungen stabil betrieben werden können. Zudem müssen die wesentlichen Eigenschaften der realen Systeme abgebildet sein. Die Schnittstellenproblematik wird durch die einheitliche Verwendung von Matlab/Simulink gelöst.

Gegenstand der vorliegenden Ausarbeitung ist der Aufbau eines echtzeitfähigen Simulationsmodells für alle Komponenten des Antriebssystems der Höhenplattform, welche in dem Begriff Antriebsstrang zusammengefasst werden. Für die Konfiguration des Antriebs-

trangs ist eine mögliche Lösung vorgegeben, welche auf dem derzeitigen Stand der Technik basiert und daher nicht-regenerativ ausgeführt wird. Abgegrenzt werden hierbei die von anderen Projektgruppen bearbeiteten Themen Verbrennung und Brennstoffsspeicherung. Für die weiteren Komponenten werden Lösungen für den Einsatz in der Höhenplattform ermittelt, Simulationsmodelle erstellt und diese sowohl einzeln als auch im Verbundbetrieb getestet. Als Randbedingungen sind relative Fluggeschwindigkeiten von bis zu 130km/h zu erreichen, zudem sollen Bordsysteme und Nutzlast mit elektrischer Leistung versorgt werden. Auf- und Abstiegsphase bis zum Erreichen des Zielfensters werden nicht modelliert, nur der Betrieb in einer stationären Flughöhe von 20km. Das Antriebsmodell wird modular umgesetzt, so dass Komponentenmodelle auf einfache Weise geändert oder ausgetauscht werden können. Durch Simulation dynamischer Schubanforderungen werden Untersuchungen über den gesamten Betriebsbereich der Komponenten und des Gesamtsystems angestellt. Ziel der Simulationen ist die Ableitung wesentlicher Kriterien für die Entwicklung eines realen Systems.



## Kapitel 2

# Stand der Technik

Die untere Stratosphäre wird heute zunehmend luftfahrttechnisch erschlossen. Dabei besetzte die zivile Luftfahrt bis zur Außerdienststellung der Concorde im Jahr 2003 Flughöhen von bis zu 18km [39]. Auch nachdem der Flugbetrieb mit der Concorde eingestellt wurde sind mit den Überschall-Geschäftsflugzeugen QSST (Quiet Supersonic Transport) von Supersonic Aerospace International oder SBJ (Supersonic Business Jet) der Aerion Corporation Konzepte für eine weitere Nutzung dieser Flughöhen vorhanden. Die Möglichkeit des Trans- oder Überschallluftverkehrs in der unteren Stratosphäre muss bei der Definition der Stationierungshöhe von Höhenplattformen berücksichtigt werden. Ob eine gemeinsame Nutzung des Luftraumes durch zivile Luftfahrt und Höhenplattformen realisierbar ist, hängt von den in Kap. 2.1 genauer betrachteten Aufgaben von Höhenplattformen ab. Für einen Teil dieser Aufgaben sind eine stationäre Positionierung und eine lange Missionsdauer vorgesehen. Damit stellen Höhenplattformen, wenn sie in geringen Flughöhen positioniert werden, feste Hindernisse für den Flugverkehr dar. Eine entsprechende Einschränkung und Behinderung des Luftraums bedeutet eine Gefahrenquelle für den zivilen Flugverkehr. Wird berücksichtigt, dass viele Höhenplattformen vor allem über Ballungszentren betrieben werden sollen, so wird ersichtlich, dass die Lage großer Flughäfen und damit hoher Flugdichte mit einem möglichen Einsatzgebiet von Höhenplattformen geografisch zusammenfällt. Durch die zu erwartende kontinuierliche Zunahme des Flugverkehrs [76] ist eine Stationierung von geostationären Höhenplattformen innerhalb der bisher durch die zivile Luftfahrt erschlossenen Flughöhen nicht empfehlenswert.

Zur Festlegung einer Stationierungshöhe werden die Windverhältnisse in der jeweiligen Flughöhe betrachtet, durch welche insbesondere bei LTA-Fahrzeugen der Antriebsbedarf definiert wird. Die Ausprägung des Windes hängt unter anderem von der geografischen Lage ab [22]. Ortsunabhängig können jedoch saisonale Gesetzmäßigkeiten beobachtet werden. In Abb. 2.1 ist am Beispiel für Mitteleuropa zu sehen, dass die Windgeschwindigkeiten für mittlere Breiten der nördlichen Hemisphäre im Winter in einer Höhe von etwa 20km ein lokales Minimum aufweisen. Im Sommer kehrt sich die Windrichtung in

der Stratosphäre um, so dass in Höhen um 20km ein Nulldurchgang der Windgeschwindigkeit vorliegt. Eine Stationierung in Flughöhen von etwa 20km ist daher für die meisten Höhenplattformen vorgesehen. Ein weiteres für das Design der Höhenplattform wichtiges Kriterium ist die Anforderung an die Nutzlastkapazität. Eine hohe Nutzlastkapazität führt zu großen Systemen mit hohem Antriebsbedarf. Im Rahmen dieser Arbeit werden die Kriterien stationäre Positionierung, Missionsdauer und Nutzlastkapazität als maßgebliche Einflussfaktoren auf das Design einer Höhenplattform identifiziert und zur Unterscheidung verschiedener Konzepte für Höhenplattformen verwendet. Die genannten Kriterien stehen im Kontext zur beabsichtigten Anwendung.

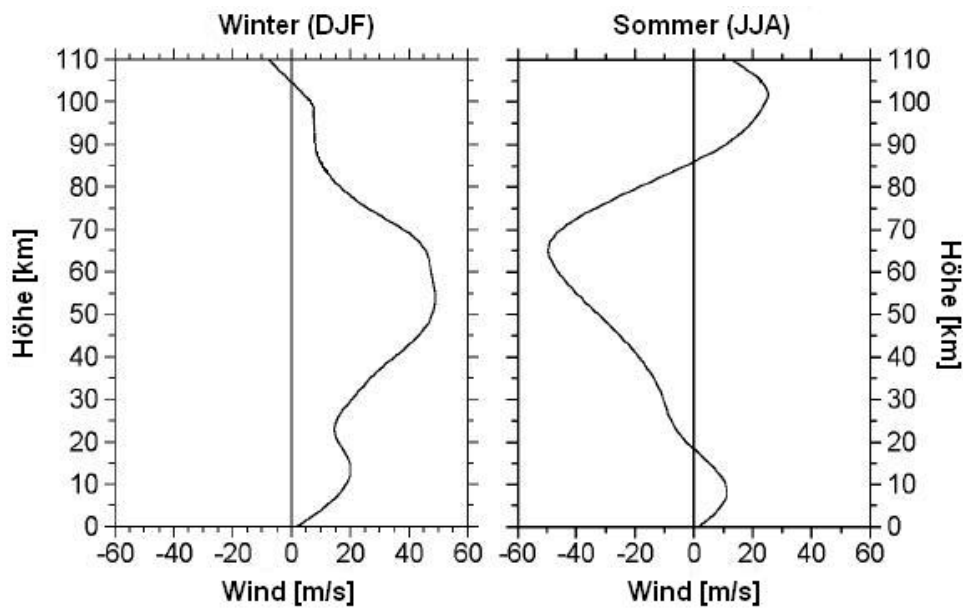


Abbildung 2.1: Vertikalprofil für mittlere Windgeschwindigkeiten aus dem HWM93-Windmodell [33]

## 2.1 Aufgabengebiete von Höhenplattformen

Die Anwendungsmöglichkeiten von Höhenplattformen können im wesentlichen vier Aufgabengebieten zugeordnet werden: Telekommunikation, Überwachung, sowie Forschung und militärische Aufgaben [91]. In Tab. 2.1 werden die verschiedenen Anwendungen diesen vier Aufgabengebieten zugeordnet und anhand der oben beschriebenen Kriterien bewertet. Darin zusammengefasst sind Telekommunikation und Überwachung, da sich einzelne Anwendungen dieser Aufgabengebiete kombinieren und damit auf einer einzigen Höhenplattform unterbringen lassen. In der dritten Spalte sind bekannte Konzepte für eine Umsetzung der jeweiligen Anwendung aufgeführt. Auf diese wird in Kap. 2.2 näher eingegangen. Bereits umgesetzte Konzepte sind mit Jahreszahl gekennzeichnet.



Anwendung	Anforderung	Umsetzung
<b>Telekommunikation und Überwachung</b>		
Broadcast mobile Kommunikation	<ul style="list-style-type: none"> <li>• langfristige Missionen</li> <li>• hohe Nutzlastkapazität</li> </ul>	AirChain(-) HAA(-)
Grenzschutz Umweltschutz (z.B. Wildschutz) Katastrophenschutz Verkehrsüberwachung	<ul style="list-style-type: none"> <li>• zumeist stationäre Positionierung</li> <li>• kombinierte Einsätze möglich</li> </ul>	Global Hawk (2002) Pathfinder (1997) Zenturion (1998) Helios (bis 2003), Global Observer (-)
<b>militärische Aufgaben</b>		
Kommunikation Aufklärung	<ul style="list-style-type: none"> <li>• keine stationäre Positionierung</li> <li>• niedrigere Nutzlastkapazität</li> <li>• kürzere Einsatzdauer</li> </ul>	Zephyr 3 (2005)
<b>Forschung</b>		
Umweltschutz (z.B. Emissionen) Atmosphärenforschung Erderkundung Wetterüberwachung	<ul style="list-style-type: none"> <li>• fallabhängige Missionsdauer</li> <li>• fallabhängige Positionierung</li> <li>• fallabhängige Nutzlastkapazität</li> <li>• kombinierte Einsätze möglich</li> </ul>	Condor (1988) STRATO 2C (1995) Grob 600 (-) Global Observer (-)

*Tabelle 2.1: Anforderungen an verschiedene Anwendungen von Höhenplattformen*

### **Telekommunikation**

Zur ersten Gruppe im Bereich Telekommunikation zählen Anwendungen im Bereich Broadcast, so die Übertragung von Fernseh- und Radioprogrammen oder Internetdienste. Alle diese Funktionen sind mittlerweile auch bei der zweiten Gruppe, dem Bereich der mobilen Kommunikation zu finden. Der Trend steigender Übertragungsraten innerhalb der Telekommunikation hält daher unvermindert an. So enthält der 2004 eingeführte UMTS (Universal Mobile Telecommunications System) Mobilfunkstandard erweiterte multimediale Dienste wie WAP und WWW, erweiterte Positionsanwendungen (Navigation) und Massendienste (Bankdienste, Beratungsdienste).

Es wird bei der Datenübertragung zwischen Langstrecken und Kurzstrecken sowie zwischen einer Kabel- und einer Funkverbindung unterschieden. Aus diesen Grundtypen haben sich die folgenden Ansätze zur Datenübertragung herausgebildet:

- Den ersten Ansatz für die Langstreckenkommunikation liefert das Glasfaser-Optik-Kabel. Mit dem im Jahr 1960 installierten Transatlantischen Telefonkabel TAT-3 konnten gleichzeitig lediglich 138 Telefongespräche geführt werden. Mit dem im März 2001 in Betrieb genommenen Nachfolger TAT-14 können heutzutage immerhin

1,5 Mio. Gespräche simultan durchgeführt werden. Durch den Datentransfer mit Lichtgeschwindigkeit gibt es nur sehr geringe Signalverzögerungen. Herstellung und Verlegung des TAT-14 beliefen sich auf 1,2 Mrd. Euro. Die lokale Weiterleitung der Datenströme ist darin nicht erfasst.

- Eine Alternative zu den Glasfaser-Optik-Kabeln in der Langstreckenkommunikation stellen Satellitensysteme dar. Durchschnittliche Telekommunikationssatelliten können Gebiete mit Durchmessern von 600km flächendeckend versorgen. Die Satelliten müssen sich dafür auf geostationären Bahnen bewegen, das heißt in einer Einsatzhöhe von 35800km [70]. Bei Telekommunikationssatelliten gibt es eine Signalverzögerung von 0,5s. Da im Weltraum keine Reparaturen möglich sind, wird im Vorfeld ein hoher Entwicklungsaufwand getrieben, um die Wartungsfreiheit zu gewährleisten. Die Entwicklungskosten für einen Telekommunikationssatelliten belaufen sich derzeit auf ca. 80 Mio. Euro. Ebenfalls hoch sind die Transportkosten in den Weltraum. Ein Ariane-5-Start kostet etwa 120 Mio. Euro.
- Zwischen den Medien zur Langstreckenkommunikation und dem Konsumenten muss eine weitere Instanz für den Datentransfer geschaltet werden. Diese Technologien zur Kurzstreckenkommunikation werden als Relaisstationen bezeichnet. Einen Ansatz für solche Relaisstationen stellen terrestrische Basisstationen dar. Die großen Datenmengen einerseits und die Strahlungsschutzverordnungen vieler Länder andererseits führen gerade in Großstädten zu einer Verkleinerung des Abdeckungsbereichs einzelner Stationen. Daraus resultiert ein dichtes Netz an Basisstationen. Herstellung, Installation und Unterhalt verursachen hohe Ausgaben, zudem fürchten viele Menschen ein gesundheitliches Risiko durch Elektromog, welcher von den Sendeanlagen ausgeht, so dass diese eine Wertminderung für nahe gelegene Immobilien darstellen.
- Ein weiterer Ansatz zur Datenübertragung stellt daher die Verwendung von Höhenplattformen dar. Eine einzelne, stationär positionierte Höhenplattform könnte dabei durch den in Abb. 2.2 skizzierten Abdeckungsradius von 60km bis 400km die Funktion zahlreicher Basisstationen, zum Teil auch von einzelnen Satelliten übernehmen. Letzteres gilt für Schwellenländer oder dünn besiedelte Regionen, wo durch wenige, entsprechend platzierte Höhenplattformen ganze Regionen mit ausreichender Bandbreite versorgt werden könnten. Zudem könnte die Größe der Funkzellen flexibel an den örtlichen und zeitlichen Bedarf angepasst werden. Eine weitere Anwendungsmöglichkeit gibt es für den Katastrophenfall, bei welchem mit Höhenplattformen eine lokal ausfallende Telekommunikation schnell zu ersetzen wäre. Das Marktpotential für Höhenplattformen allein für Telekommunikationszwecke ist enorm, wie die Entwicklung der mobilen Telekommunikation zeigt. Im Jahr 2000 lag die Zahl der Handynutzer bei 570 Mio. Menschen weltweit. Diese hat im Jahr 2005 bereits die Marke von 1,8 Mrd. Menschen überschritten. Die Tendenz ist auch weiterhin stark steigend.



Material-, Bau- und Instandhaltungskosten von 100 Mio. Euro für die Messbrücken verdeutlichen die Marktsituation für den Einsatz von Höhenplattformen. Weiterhin wäre eine Verwendung von Höhenplattformen für den Katastrophenschutz sinnvoll, zum Beispiel zur Überwachung von vom Waldbrand bedrohten Gebieten. Ebenfalls möglich wäre der Schutz von Tierschutzgebieten vor Wilderei.

### *Militärische Aufgaben*

Bei den militärischen Anwendungen ist die Aufklärung von unbekanntem Gelände sowie die Zielerfassung feindlicher Objekte eine Aufgabe, welche durch ultraleichte Einheiten mit nur wenig Nutzlastkapazität und relativ kurzer Einsatzdauer erfüllt werden soll. Erste Technologiekonzepte hierfür liegen zum Beispiel mit dem britischen HTA-Konzept Zephyr 3 bereits vor [62]. Wichtige Kriterien ist die schnelle Einsatzfähigkeit und gute Transportierbarkeit. Solche Systeme eignen sich nicht für kombinierte Einsätze und sind nur für die spezielle Anwendung konzipiert. Andere Anwendungsmöglichkeiten bestehen in der Telekommunikation über Einsatzgebieten, wo stabile und abhörsichere Verbindungen erforderlich sind. Hier ergeben sich andere Konfigurationen für Höhenplattformen.

### *Forschung*

Einige Anwendungen im Bereich Forschung werden in Tab. 2.1 genannt. In den meisten Fällen handelt es sich um Spezialeinsätze, deren Anforderungen für den jeweiligen Einsatz definiert werden. Es ist daher nicht möglich, für diesen Bereich einheitliche Missionsprofile oder Systemanforderungen zu definieren. Höhenflugzeuge, mit denen nicht-stationäre Missionen kurzer Dauer unternommen werden, kommen zum Beispiel zur Messung chemischer oder biologischer Stoffe in der Atmosphäre zum Einsatz. Bei anderen Anwendungen in der Atmosphärenforschung, zum Beispiel die Windforschung, werden lange Missionsdauern, zum Teil auch stationäre Positionierung vorausgesetzt. Dabei sind solche Anwendungen von hohem Interesse, da sie eine Lücke in der Atmosphärenforschung in der unteren Stratosphäre schließen könnten [49].

Der Schwerpunkt bei der Entwicklung von Höhenplattformen liegt in den Aufgabengebieten zivile Telekommunikation und Überwachung. Dabei ist die Entwicklung dieser Technologien wie am Beispiel des Projekts HAA oftmals durch nationale Interessen motiviert. Ebenfalls durch den US-amerikanischen Staat wird die Firma SkyStation (USA, 1995) mit ihrem gleichnamigen Konzept einer Telekommunikationsplattform unterstützt. Hier sollen 250 Höhenplattformen über den USA verteilt werden. Die Gesamtkosten werden mit \$2,5 Mrd. beziffert. Der Erstflug einer solchen Höhenplattform wurde zwischenzeitlich auf das Jahr 2002 verschoben, fand aber bis zum gegenwärtigen Zeitpunkt nicht statt. Im Rahmen des 1998 gestarteten SkyNet Programms zur Entwicklung von Telekommunikationsplattformen werden Projekte des National Institute of Advanced Industrial Science and Technology NIAIST und der Wireless Innovation Group durch Japan finanziert [105]. In einer ersten Programmphase bis zum Jahr 2004 wurden umgerechnet € 130 Mio. zur Verfügung gestellt. Im Jahr 2005 soll mit der Entwicklung eines 150m langen Demonstra-

tors begonnen werden, was mit einem Budget zwischen €140 und €270 Mio. gefördert werden und den Einsatz von Serienluftschiffen bis zum Jahr 2010 vorbereiten soll. Über den Start des Fortführungsprojekts ist nichts bekannt.

Für alle Anwendungen aus den Augabengebieten zivile Telekommunikation und Überwachung sind lange Missionsdauern und eine stationäre Positionierung erforderlich. Die Voraussetzungen für eine Kombination beider Aufgabengebiete in einer Höhenplattform sind somit gegeben. Für kombinierte Applikationen steigt die Anforderung an die Nutzlastkapazität der Höhenplattform auf über zwei Tonnen [16, 106]. Dabei gilt, dass die Wirtschaftlichkeit für den Einsatz von Höhenplattformen maßgeblich von der zeitlichen Verfügbarkeit des einzelnen Systems abhängt. Durch die Vielfalt der Anwendungen ist es wahrscheinlich, dass Höhenplattformen in größerer Stückzahl produziert und in der Anschaffung preiswerter werden. Für die Wirtschaftlichkeitsanalyse wichtiger werden somit die Infrastrukturkosten zum Austausch einer Höhenplattform, für Start und Landung sowie für Wartung oder Ersatz der Systeme. Dabei muss eine Ersatzplattform noch vor dem Ende der Einsatzdauer der ersten Höhenplattform in Position gebracht werden, damit eine unterbrechungsfreie Dienstleistung gewährleistet werden kann. Müssen die einzelnen Systeme weniger häufig ausgetauscht werden, so hat dies entscheidenden Einfluss auf die Infrastrukturkosten und damit die Wirtschaftlichkeit eines solchen Systems.

## 2.2 Technologiekonzepte für Höhenplattformen

In diesem Kapitel werden einige wesentliche Technologiekonzepte für Höhenplattformen auf Basis der in der Literatur beschriebenen Projekte herausgearbeitet. Dabei ist gemäß Kap. 2.1 der Bezug zur Anwendung ausschlaggebend für das Design der Höhenplattform und deren Antriebssysteme. In Abb. 2.3 sind einige Unterscheidungsmerkmale für HTA-Konzepte aufgetragen.

Die konventionellen HTA-Plattformen sind flugzeugähnliche Konzepte mit einer Nutzlastkapazität von zumeist über einer Tonne und Missionsdauern zwischen einigen Stunden und maximal zwei bis drei Tagen. Konventionelle Systeme verfügen über Turbomaschinen oder aufgeladene Hubkolbenmotoren als Antrieb. Die erste realisierte unbemannte HTA-Höhenplattform dieses Typs, der Condor von Boeing im Jahr 1988, wurde von Hubkolbenmotoren der Firma Continental mit zweistufiger Turboaufladung und jeweils 130kW Leistung angetrieben. Das bemannte Höhenflugzeug Strato 2C G850 von Grob [91] erreichte 1995 seine maximale Flughöhe von 18,5km, obwohl es für eine Dienstgipfelhöhe von 24km bei einer Nutzlast von 1000kg ausgelegt worden war. Der Antrieb bestand aus einem so genannten Compound-Antrieb [107, 108], zwei Lycoming TSIOL 540 Hubkolbenmotoren mit einem Leistungsvermögen von je 300kW und jeweils zweistufiger Turboaufladung. Bei diesem Antriebstyp muss die Umgebungsluft in großen Höhen für die Verbrennung

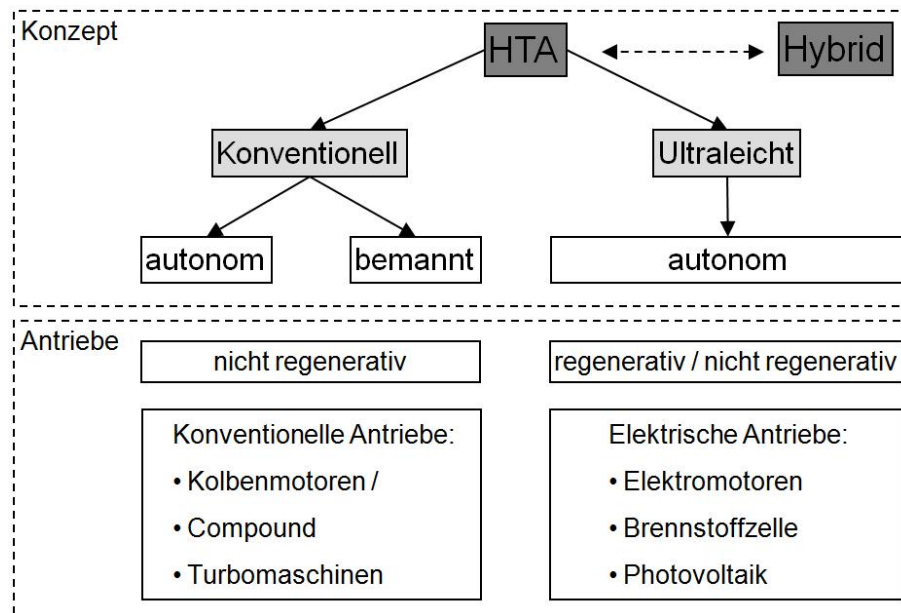


Abbildung 2.3: Unterscheidungsmerkmale für HTA-Konzepte

stark vorverdichtet werden. Daraus ergibt sich unter anderem ein hoher Kühlungsbedarf für die Ladeluft, um Fehlzündungen im Hubkolbenmotor zu vermeiden. Der Antrieb wird dadurch komplex und ein optimaler Betrieb schwierig. Der sich in Planung befindliche Nachfolger des Strato 2C, der G600 mit einer Nutzlastkapazität von 1,2t, soll nun mit modifizierten Turbomaschinen des Typs FJ44-4A angetrieben werden. Ebenfalls von Turbofantriebwerken angetrieben wird der seit 1998 in Betrieb befindliche unbemannte Global Hawk von Northrop Grumman (USA). In der Version B (Erstflug 2001) kann bei einer Gesamtflugdauer von 36h davon 24h lang eine Flughöhe von 19,8km gehalten werden. Der Antrieb erfolgt über Turbofantriebwerke des Typs AE 3007H von Allison. Auch das im Jahr 2000 eingestellte Projekt HALO-Proteus des Unternehmens Angel Technologies (USA) [69] wurde mit Turbofantriebwerken ausgeführt. Das mit zwei Piloten bemannte zweistrahlige Höhenflugzeug demonstrierte seine Einsatzfähigkeit im Jahr 1998 erfolgreich. Der HALO-Proteus sollte im rotierenden Wechsel zur kontinuierlichen Versorgung der Telekommunikation eingesetzt werden.

Alle bekannten ultraleichten HTA-Konzepte verfügen über elektrisch angetriebene Propeller, deren Energiebedarf entweder photovoltaisch, durch Brennstoffzellen oder Batterien abgedeckt wird. Sie sind grundsätzlich unbemannt und besitzen bis auf einige Konzepte der Firma AeroVironment geringe Nutzlastkapazitäten. AeroVironment stellte im Jahr 1997 mit dem Nurflügler Pathfinder einen Höhenflugrekord mit 20,5km auf. Der Einsatz des solar betriebenen Pathfinders war ohne Speichersysteme auf den Tag beschränkt. Mit den Nachfolgeprojekten Zenturion und Helios sollte dann auch die Basis für ein regeneratives Antriebskonzept mit Brennstoffzellen zur Nachtspeicherung von Energie geschaffen werden. Mit Helios wurde im Jahr 2001 ein neuer Höhenflugrekord von 29,4km aufge-

stellt. Bei dem Versuch im Jahr 2003 Helios ausschließlich über Brennstoffzellenenergie zu versorgen, stürzte das System ab. Die Kombination von regenerativen Brennstoffzellen und Solarzellen wurde von AeroVironment seither nicht wieder aufgegriffen. Mit dem aktuellen Konzept Global Observer geht AeroVironment den Weg einer klassischen Rumpf-Flügel-Konfiguration. Die Antriebsenergie wird aus der im Rumpf untergebrachten nicht-regenerativen Brennstoffzelle bereitgestellt. An den Flügeln des nicht-luftatmenden Konzepts befinden sich diesmal keine Solarzellen. Dennoch wird die Missionsdauer mit 7 bis 10 Tagen angegeben. Das DLR verfolgt mit dem Projekt Solitair [42] ebenfalls das Konzept der solar aufgeladenen regenerativen Brennstoffzellentechnologie. In der stärkeren der zwei Versionen soll eine Nutzlast von 50kg in bis zu 16km Flughöhe transportiert und das ganze Jahr über stationiert werden. Das im Jahr 2000 vorgestellte Design ist bisher nicht realisiert worden. Dagegen fand im Frühjahr 2005 der Erstflug des Zephyr 3 von QinetiQ (Großbritannien) statt. Der HTA-Aufklärer wird mit einem Ballon auf eine Höhe von 9km transportiert, um dort zu starten und auf bis zu 40km anzusteigen. Bei einer Spannweite von 12m besitzt er ein Gewicht von lediglich 12kg. Die Energieversorgung der Elektroantriebe funktioniert über Solarzellen, der Einsatz ist damit auf den Tag beschränkt. Die bisher geflogenen Konzepte für ultraleichte HTA-Konzepte basieren entweder auf Brennstoffzellen- oder auf Solarzellentechnologie, jedoch nicht auf einer Kombinationen dieser beiden. Die Schwierigkeiten ein kombiniertes Konzept umzusetzen weisen darauf hin, dass die komplexe Technologie der regenerativen Energieversorgung noch nicht ausgereift ist.

Aus Abb. 2.4 geht hervor, dass für LTA-Plattformen zwei Grundtypen unterschieden werden können. Alle nicht-angetriebenen LTA-Plattformen werden den Ballonen zugeordnet, alle angetriebenen werden als Luftschiffe bezeichnet. Für beide Grundtypen werden gefesselte von freien Systemen unterschieden. Freie Ballone, zum Beispiel Rawinsonden für die Wetterforschung, sind nicht stationär positionierbar. Gefesselte, an einem Theterseil befestigte Ballone in Flughöhen von bis zu 10km [8] befinden sich hingegen immer innerhalb eines festen Positionierfensters. Sie werden bisher vor allem zur Grenzüberwachung eingesetzt. Um den eingeschränkten Abdeckungsradius zu erhöhen gibt es Pläne für gefesselte Luftschiffe, welche auf 20km Flughöhe betrieben werden sollen [85]. Vorteil gegenüber den konventionellen Luftschiffen ist die Energieversorgung mittels Verbindungskabel. Nachteil ist dagegen die Notwendigkeit, Flugverbote um die Verbindungskabel herum einzuführen, so dass die Anwendung wiederum auf strukturschwache Gebiete beschränkt wäre. Für viele Applikationen sind daher nur freie Luftschiffe geeignet. Die ersten Erprobungsflüge von freien Luftschiffen fanden 1968 durch die U.S. Air Force statt. Die High Platform I und POBAL waren Polyethylen-Ballone, deren Elektroantriebe von Batteriesystemen gespeist wurden [123]. Der von Raven Industries entwickelte Nachfolger High Platform II erreichte 1970 eine Flughöhe von 20420m für eine Verweildauer von 2h. Die Energieversorgung erfolgte über Solarzellen [53]. Als reine Konzeptstudie sollte das HI-SPOT Konzept (High Altitude Surveillance Platform for Over the Horizon Targeting) von Lockheed-Martin nach

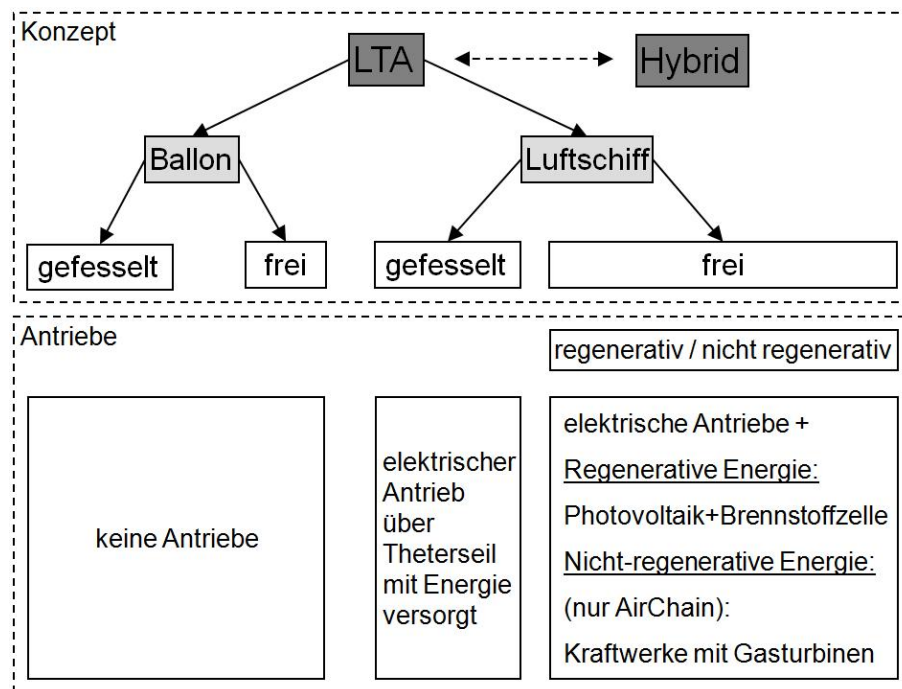


Abbildung 2.4: Unterscheidungsmerkmale für LTA-Konzepte

einem Missionsszenario der U.S. Navy sein Positionsziel in 19-22km Flughöhe über größere Entfernungen hinweg erreichen, dort für 19 Tage stationiert werden können und 250kg Nutzlast transportieren. Die Antriebsleistung sollte von vier aufgeladenen und mit Flüssigwasserstoff betriebenen Vierzylinder-Kolbenmotoren mit einem jeweiligen Leistungsvermögen von 39kW erbracht und zum Antrieb eines Heckpropellers verwendet werden. HI-SPOT kann als ein direkter Vorgänger heutiger Konzeptstudien gesehen werden [8], das Programm wurde jedoch 1982 eingestellt. Seitdem gab es eine Entwicklungslücke bei LTA-Konzepten, die bis in die Mitte der 90er Jahre reichte, als der Einsatz von Telekommunikationsplattformen zunehmend ins Blickfeld rückte. Ein kompletter Überblick über diese ersten LTA-Projekte wird bei Young gegeben [123].

Bei sämtlichen freien LTA-Konzepten seit 1995 sind Propeller für den Antrieb vorgesehen. Für den Transport großer Nutzlasten sind bei der geringen Luftdichte in 20km Höhe sehr große Auftriebskörper notwendig. Entsprechend hoch ist der Antriebsbedarf [92]. Hohe Antriebsschübe können entweder durch einen einzelnen, großen Propeller oder durch mehrere kleinere Propeller umgesetzt werden. Aerodynamisch vorteilhaft ist die Auslegung einzelner Heckrotoren [68]. Dieses Konzept wird beim britischen Projekt StratSat (gegründet 2001) von der Firma Advanced Technology Group ATG und ebenfalls bei der japanischen Höhenplattform SkyNet verfolgt [8, 31]. Nachteil durch die geringe Luftdichte in der unteren Stratosphäre ist, dass generell größere Fangflächen umgesetzt werden müssen, um den geforderten Schub zu erreichen und daher eine große Reaktionsträgheit sowie schwere Antriebseinheiten resultieren. Deshalb ist bei einigen neueren Konzepten wie in



den Projekten SkyStation und HAA vom Prinzip des einzelnen Heckrotors abgegangen und die Schubleistung auf mehrere kleinere Einheiten mit jeweils geringerer Tragfähigkeit verteilt worden.

Nach Kap. 2.1 ist eine lange Missionsdauer ein entscheidender Faktor bei der Auslegung von freien LTA-Plattformen. Für die Energieversorgung der Antriebe werden bei den meisten neueren Konzepten daher regenerative Systeme vorgeschlagen. So werden von SkyStation Missionsdauern von 5 bis 10 Jahren geplant, mit dem StratSat soll eine Einsatzdauer von 5 Jahren erreicht werden. Die Höhenplattform HAA soll zwischen einem Monat und einem Jahr in der Stratosphäre bleiben. Die Missionsdauer für eine einzelne Höhenplattform im Projekt SkyNet soll 6 Monate betragen [80, 109]. Um diese Missionsdauern zu erreichen ist im HAA Projekt der Einsatz von Akkusystemen erwogen, allerdings aufgrund des wie in Kap. 3 beschriebenen hohen Gewichts entsprechend großer Speicher nicht realisiert worden. In den Projekten SkyNet und SkyStation wurde anfangs eine Fern-Energieversorgung mittels Mikrowellen diskutiert. Diese nicht weiterverfolgte Idee beinhaltet die Erzeugung von Mikrowellen auf dem Boden und deren Übertragung zur Höhenplattform über geeignete Antennen [123]. Letztlich hat sich in allen genannten Projekten der Ansatz durchgesetzt, Solarzellen und regenerative Brennstoffzellen für die Energieversorgung vorzusehen. In Abb. 2.5 sind die wichtigsten Entwicklungstrends bei Höhenplattformen anhand der in diesem Kapitel beschriebenen Projekte zusammengefasst.

Die Tauglichkeit des Ballonkonzepts als Höhenplattform ist vielfach belegt: durch gefesselte LTAs, Wetterballone oder die Demonstrationsflüge von freien LTA-Konzepten. Eine Herausforderung bei der Entwicklung von für lange Missionsdauern einsetzbaren Höhenplattformen stellt die Frage nach einem geeigneten Antriebskonzept dar. Eine Realisierung neuer Technologiekonzepte wie regenerative Brennstoffzellen in Verbindung mit ultraleichten Solarzellen steht für die genannten Projekte bis zum Abschluss dieser Arbeit noch aus. An dieser Stelle wird daher ein nicht-regeneratives Antriebskonzept basierend auf verfügbaren Technologien untersucht.

**konventionelle HTA-Konzepte:**

*Condor (Boeing) 1988*  
*Strato 2C (Grob) 1995*  
*G600 (Grob)*  
*Global Hawk (NorthropGumman) 1998*  
*Halo Protheus (Angel Technologies Corp.)*

- *Trend geht zu autonomen Systemen.*
- *Bei den Antrieben setzen sich Turbomaschinen durch*

**ultraleichte HTA-Konzepte:**

*Pathfinder (AeroVironment) 1997*  
*Zenturion (AeroVironment) 1998*  
*Helios (AeroVironment) bis 2003*  
*Global Observer (AeroVironment)*  
*Solitair (DLR)*  
*Zephyr 3 (QuinetiQ) 2005*

- *solare Energieversorgung*  
 ↔ *Brennstoffzellen*
- *Trend geht weg von regenerativen Systemen*

**gefesselte LTA-Konzepte:**

*NE & SS Akron (Lockheed Martin) 1978*  
*diverse Aerostaten (TCOM LP) seit 1981*  
*ARC (Platform Wireless Int.)*

- *Systeme mit niedrigen Einsatzhöhen*
- *Einsatz zur Überwachung von Staatsgrenzen*

**freie LTA-Konzepte:**

*SkyStation (SkyStation)*  
*High Altitude Airship HAA (Lockheed Martin)*  
*SkyNet (Wireless Innovation Group, NIAIST)*  
*StratSat (Advanced Technologie Group)*

- *regenerative Antriebskonzepte*
- *alle Konzepte noch vor der Realisierung*

Abbildung 2.5: Beispiele und Entwicklungstrends für Höhenplattformen

# Kapitel 3

## Konfiguration

Gemäß Kap. 2 sind die Anforderungen an Höhenplattformen und deren Antriebe durch die beabsichtigte Anwendung geprägt. Wichtige allgemeine Anforderungen an eine Höhenplattform, die wie im Rahmen dieser Arbeit betrachtet speziell zur Telekommunikation und Überwachung dienen soll, sind hier zusammengefasst:

- quasi-stationäre Positionierbarkeit,
- Positionierbarkeit unter Berücksichtigung von Auf- und Abstieg,
- Einsatzhöhe oberhalb der derzeit erschlossenen Flughöhen,
- lange Missionsdauer,
- hohe Nutzlastkapazität,
- Sicherheit beim Einsatz über Ballungsräumen,
- Zuverlässigkeit,
- Umweltverträglichkeit,
- niedrige Investitionskosten,
- geringe Infrastrukturkosten.

Für den Einsatz in einer Flughöhe von 20km müssen die extremen Umweltbedingungen, ein Luftdruck von etwa  $1/20$  des Luftdrucks in Bodennähe, Temperaturen um 216K sowie die von  $340\text{W}/\text{m}^2$  am Boden auf  $1150\text{W}/\text{m}^2$  gestiegene Strahlungsdichte durch die Sonne [81] berücksichtigt werden. In Wechselwirkung mit den Umgebungsbedingungen führt die Sonneneinstrahlung zu großen Temperaturunterschieden und damit thermischen

Spannungen zwischen den der Sonne ausgesetzten Flächen und Schattenflächen. Der hohe UV-Anteil der Sonneneinstrahlung erhöht zudem das Risiko der Materialversprödung. Dies erfordert eine detaillierte thermodynamische Betrachtung des Flugsystems [34, 35] und eine sorgfältige Auswahl der Materialien [56]. Für die stationäre Positionierung einer freien LTA-Höhenplattform müssen die durch Wind auf die Plattform wirkenden Kräfte zu jedem Zeitpunkt mittels Schubkraft ausgeglichen werden. Die Definition der zu erwartenden Windstärke ist für die Auslegung von Antrieben und Energieversorgung somit von entscheidender Bedeutung. Gemäß Abb. 2.1 gibt es für Wind in der unteren Stratosphäre saisonal starke Unterschiede. In Abb. 3.1 sind die Häufigkeiten des im Jahr 2001 über Stuttgart gemessenen Windes exemplarisch für vier Monate abgebildet. In den Sommermonaten treten Windgeschwindigkeiten von über 50km/h gar nicht auf. In den Wintermonaten und den Übergangsjahreszeiten ist zwar stärkerer Wind möglich, Geschwindigkeiten von über 120km/h liegen jedoch in allen Monaten mit weniger als zehnpromentiger Häufigkeit vor. Die Auslegung von Antrieben und Energieversorgung muss daher so erfolgen, dass sowohl hohe Windgeschwindigkeiten kompensiert als auch gute Antriebswirkungsgrade für den Teillastbetrieb umgesetzt werden können.

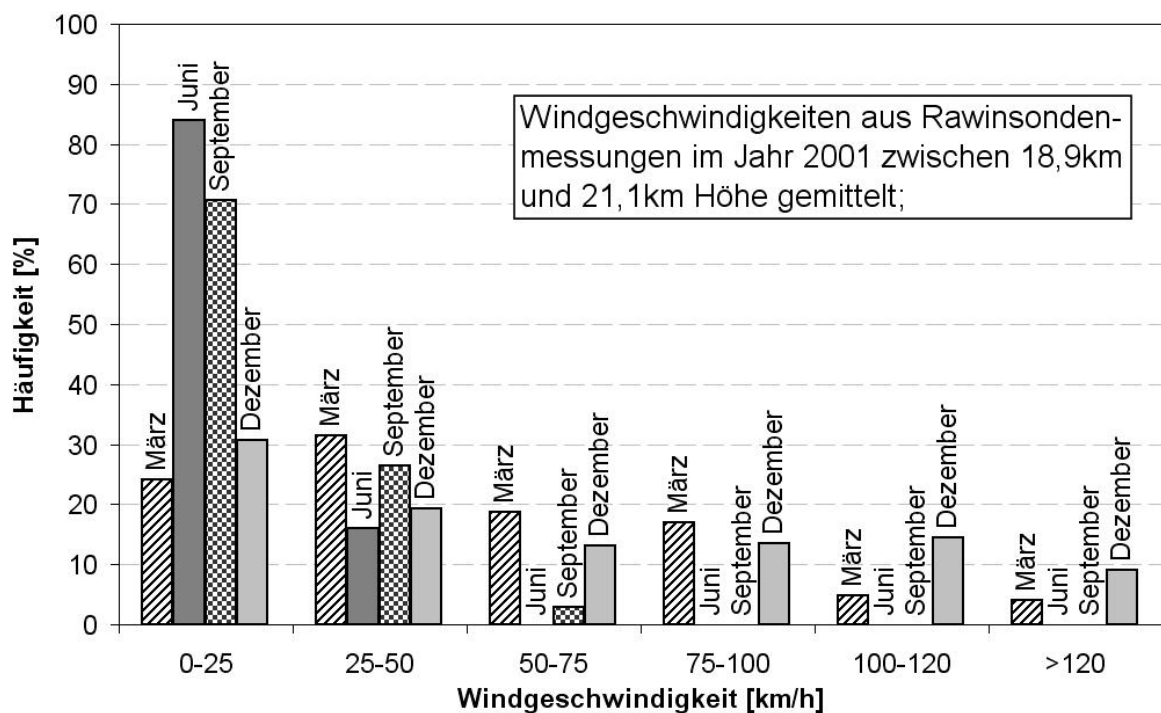


Abbildung 3.1: Relative Häufigkeiten der Windgeschwindigkeit über Stuttgart

Neben der Häufigkeitsverteilung ist eine Kenntnis der Winddynamik von entscheidender Bedeutung für die Leistungsregelung des Antriebsstrangs. Zwischen den der Abb. 3.1 zugrunde liegenden Messungen mit Rawinsonden [49] liegen Intervalle von 6 bis 12 Stunden. Weitere Messmethoden sind für diese Höhen derzeit nicht verfügbar [54]. Auch mit

Windmodellen sind keine kürzeren Zeitintervalle zu erreichen. Die zeitliche Auflösung des europaweit genauesten Wettermodells des ECMWF beträgt 6 Stunden. Die Winddynamik unterhalb dieser Auflösung kann daher nur durch ein grundsätzliches physikalisches Verständnis der Atmosphärenprozesse abgeschätzt werden. Verantwortlich für das lokale Minimum der Windgeschwindigkeiten in etwa 20km Höhe ist, dass sich Wellenamplituden und -frequenzen stabiler Windformen beim Aufstieg durch die Stratosphäre reduzieren, bis sie in 18-24km Höhe instabil werden. In noch höheren Luftschichten bilden sich neue stabile Ausprägungen [22]. In den Instabilitätszonen liegen zwar minimale Windgeschwindigkeiten, eine jedoch wesentlich größere Winddynamik vor. Die für die Winddynamik unterhalb des heute messbaren Intervalls maßgeblichen Windformen sind Rossby- und Schwerewellen [20, 84]. Besonders Schwerewellen mit ihren kurzen Periodendauern von wenigen Stunden tragen entscheidend zur Ausprägung des Windes in der unteren Stratosphäre bei. Windformen mit noch kürzeren Wellenlängen werden als Turbulenzen bezeichnet. Obwohl schwächer als Schwerewellen, muss jedoch davon ausgegangen werden, dass aus der kurzen Periodendauer dieser Windform die Stabilitätsanforderungen an die Höhenplattform resultieren. Durch das hohe Maß an Unbestimmtheit bezüglich der dynamischen Systemanforderungen wird für die weiteren Untersuchungen vorausgesetzt, dass sich der Wind über kurze Zeiträume stark ändern kann. Der Antrieb der Höhenplattform muss daher in der Lage sein, Schubanforderungen rasch abzudecken.

Die dem Projekt AirChain zugrunde liegende Konfiguration des LTA-Fahrzeugs basiert auf der in Kap. 1 beschriebenen Untergliederung des Luftschiffs in fünf Einzelsegmente [52, 87]. Einige wichtige Designgrößen der Höhenplattform sind hier wiedergegeben [23]:

- geometrische Daten:
  - Länge: ..... 232,00m
  - maximaler Durchmesser: ..... 22,60m
  - gesamtes benetztes Volumen  $V$ : .....  $70000m^3$
- Positioniergenauigkeit der Höhenplattform:
  - Horizontal: ..... 5km
  - Vertikal: ..... 2km
- Luftwiderstandsbeiwert (bezogen auf  $V^{2/3}$ ): ..... 0,025
- max. Staudruck in 20km Höhe bei Windgeschwindigkeit: ..... 130km/h
- max. Antriebsschub bei 130km/h: ..... 2500N
- max. Vortriebsleistung: ..... 90kW
- Leistungsanforderung für Bordsysteme und Nutzlast: konst ..... 10kW
- Kryotanks: Gesamtmenge  $LH_2$ : ..... 1460kg

Der maximale Antriebsschub von 2500N wird nach

$$F = \frac{\rho(H)}{2} \cdot c_w \cdot v_0^2 \cdot V^{\frac{2}{3}} \quad (3.1)$$

berechnet, worin  $c_w$  der Luftwiderstandsbeiwert,  $v_0$  die maximale Relativgeschwindigkeit zwischen Höhenplattform und Wind und  $V$  das gesamte benetzte Volumen darstellen. Der maximale Staudruck auf die Hülle dieser Konfiguration ist bei einer Relativgeschwindigkeit von 130km/h in 20000m Flughöhe erreicht. Eine stationäre Positionierung des Luftschiffs ist damit auf das ganze Jahr bezogen in unter einem Prozent der Zeit nicht mehr möglich. Der in Gl. 3.1 verwendete Wert für den Luftwiderstandsbeiwert wurde an dieser Stelle abgeschätzt [23] und ist Gegenstand der aerodynamischen Betrachtung des Flugsystems im Rahmen des Projekts AirChain [36]. Eine Berechnung des Stabilisierungsbedarfs der Höhenplattform und damit der Aufteilung des Gesamtschubs auf die einzelnen Antriebe ist Teil der flugmechanischen Modellbildung [97]. Für die Auslegung wird der Gesamtschub gleichmäßig auf die einzelnen Antriebe aufgeteilt. Diese werden als Propellerantriebe ausgelegt. Mit dem nach Tab. 3.1 abgeschätzten Wert für den Propellerwirkungsgrad von 0,80 und einer Reserve von einem Drittel der Leistung bei Ungleichverteilung der Schubanforderung ergibt sich ein Auslegungswert von 25kW Wellenleistung pro Antriebseinheit. Die Antriebe werden als Elektromotoren ausgeführt. Die Elektromaschine erreicht gute Wirkungsgrade über einen großen Betriebsbereich bei gleichzeitig hoher Leistungsdichte [51].

Zum Erreichen einer langen Missionsdauer ist eine regenerative Energieversorgung der Antriebe zu bevorzugen. Eine mögliche Lösung stellt die Verwendung von Solarzellen in Verbindung mit regenerativen Brennstoffzellen dar. Während einer nutzbaren Sonnenscheindauer im europäischen Winter von im Mittel zehn Stunden täglich muss genügend Energie gespeichert werden, um das System die ganze Nacht hindurch betreiben zu können. Durch Verknüpfung der oben genannten maximalen Vortriebsleistung und der Wirkungsgrade der Antriebskomponenten und Leitungen nach Tab. 3.1 ergibt sich eine maximal zu erbringende Kraftwerksleistung von 150kW. Während der nutzbaren Sonnenscheindauer müssen daher im Mittel 360kW Leistung durch die Solarzellen erzeugt werden. Es ist zu berücksichtigen, dass die erzielbaren Flächenleistungen nicht in demselben Maß wie die Strahlungsdichte zwischen Erdboden und unterer Stratosphäre ansteigen, da die Wirkungsgrade mit steigendem Anteil der hochenergetischen Wellenanteile abnehmen [47]. Zudem ist die Bestrahlungsstärke vom Einfallswinkel des Lichts abhängig. Mit heute verfügbaren ultraleichten monokristallinen Solarzellen wären 3000m<sup>2</sup> Solarfläche auf der Höhenplattform anzubringen, bei einem Gewicht der Solarzellen von 600kg [47].

Der Leistungsüberschuss muss an einen Energiespeicher mit einer Kapazität von 2,1MWh übertragen werden. Ein solcher, aus modernen Lithium-Ionen-Zellen aufgebauter Batteriespeicher wiegt rund 10t. Selbst bei einer erwarteten Steigerung der Energiedichte auf 300Wh/kg [86] in den kommenden Jahren, sind Batteriesysteme zur Speicherung der

Komponente	Wirkungsgrad [-]
Propeller	0,80
Motor und Getriebe	0,81
Elektrische Leitungen	0,90
Kraftwerke	0,25
<b>Bilanz</b>	<b>0,15</b>

*Tabelle 3.1: Wirkungsgrade und Leistungen des Antriebsstrangs [23]*

genannten Energiemengen zu schwer. Von den verfügbaren Technologien zur Energiespeicherung ist kurzfristig nur der Einsatz von Polymermembran- (PEM-) Brennstoffzellen vorstellbar [47]. PEM-Brennstoffzellen sind für schnelle Lastwechsel geeignet und haben ein gutes Startverhalten auch bei niedrigen Temperaturen [26]. Bei halboffenen Systemen wird der Sauerstoff für die Wassersynthese aus der Umgebung aufgenommen und muss dafür verdichtet werden. Um den Sauerstoff lediglich auf den Druck auf Meeresniveau zu komprimieren ist bereits ein Verdichtungsdruckverhältnis von 20 notwendig, das erwärmte Gas muss für die Wasserstoffverbrennung in der PEM-Zelle anschließend gekühlt werden. Hochtemperaturzellen scheiden aufgrund einer höheren spezifischen Masse aus. Nach derzeitigem Stand der Technik sind Brennstoffzellen-Stacks mit einer Leistungsdichte von 1,5kW/kg verfügbar, komplette Brennstoffzellensysteme für den Betrieb in Kraftfahrzeugen kommen auf eine Leistungsdichte von 1kW/kg und Wirkungsgrade von 0,50 [5, 16]. Aufladung, Zwischenkühlung, Elektrolyseur sowie die Tanks sind in dieser Bilanz nicht berücksichtigt. Die Entwicklung regenerativer Brennstoffzellensystemen für Höhenplattformen wird zwar als erreichbares Ziel definiert [5, 17], jedoch sind bis heute keine derartigen Systeme verfügbar.

Die Energieversorgung wird in dieser Arbeit daher nicht-regenerativ ausgeführt. Als nicht-regenerative Systeme können Hubkolbenmotoren oder Wellengasturbinen in Verbindung mit Generatoren für die Stromerzeugung verwendet werden. Hubkolbenmotoren müssen in den großen Flughöhen aufgeladen werden [119]. Die Entwicklung eines so genannten Compoundantriebs erfolgte im Rahmen des Projekts Strato 2C [91, 107, 108] von der Firma Grob. Ebenfalls sind mit Rotax-Motoren mehrfach aufgeladene Konzepte für Anwendungen in großer Flughöhe umgesetzt worden [89]. Diese Entwicklungen resultierten in hoch komplexen und aufwendig zu regelnden Systemen. Zudem ist das Leistungsgewicht höher als bei Gasturbinen, allerdings bei größerer spezifischer Leistung [4]. Ein verschlechtertes Leistungsgewicht ergibt sich bei Hubkolbenmotoren, wenn für die Verbrennung Wasserstoff eingesetzt werden soll [51]. Gasturbinen sind ebenfalls in großen Flughöhen nachgewiesene Systeme und können für die erforderliche Leistung ausgelegt werden. Sie sind dabei weniger komplex als Hubkolbenmotoren, so dass sie die im Rahmen dieser Arbeit gewählte Lösung darstellen.

Wie der oben aufgeführten Liste zu entnehmen ist, wird als Speichermedium zur Energieversorgung aufgrund der hohen Energiedichte kryogener Wasserstoff verwendet. Bei einer nicht-regenerativen Energiewandlung muss die Speichermenge des kryogenen Wasserstoffs für eine lange Einsatzdauer maximiert werden. Sie wird durch die Aufteilung des Luftschiffs in Segmente zur Verteilung der Last auf drei einzelne Kryotanks aufgeteilt [57]. Gasturbinen und Generatoren werden gemäß Abb. 3.2 im Antriebsstrang des Luftschiffs zu so genannten Kraftwerken zusammengefasst.

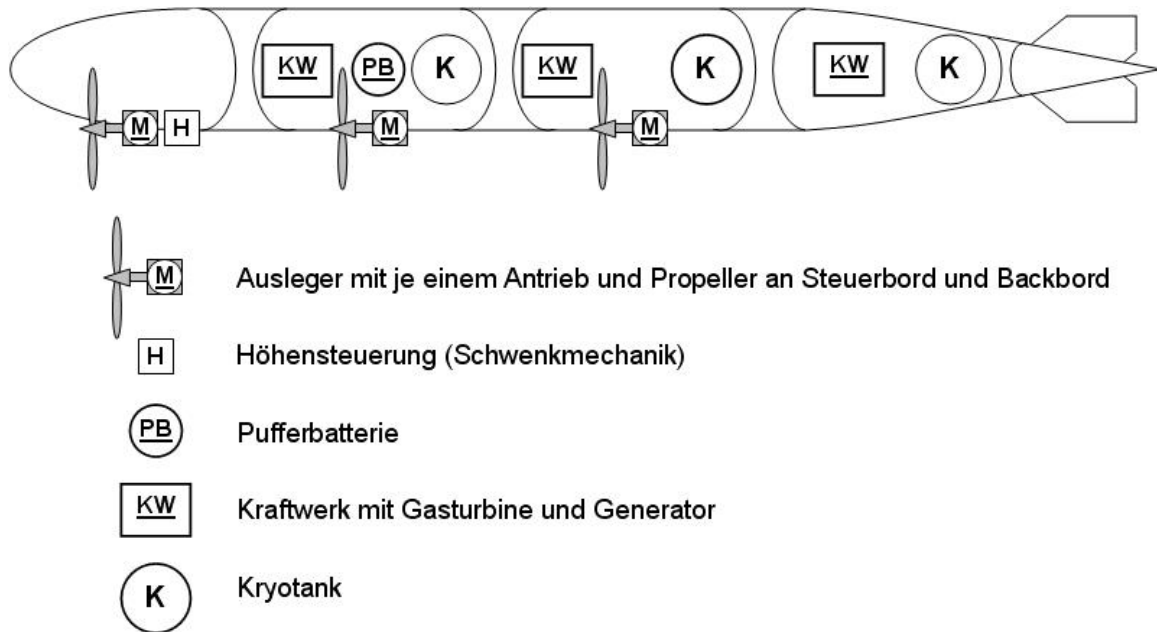


Abbildung 3.2: Anordnung der Komponenten des Antriebsstrangs im Luftschiff

Die in Tab. 3.1 aufgeführten Verlustleistungen basieren auf abgeschätzten Wirkungsgraden für die Komponenten des Antriebsstrangs bei maximaler Leistungsanforderung. Einheiten zur Stromwandlung und -Umrichtung sind bei dieser Betrachtung zunächst nicht berücksichtigt worden. Durch die variablen Windgeschwindigkeiten wird während der gesamten Missionsdauer überwiegend kein Volllast- sondern Teillastbetrieb mit verschlechterten Wirkungsgraden vorliegen. Die Aufteilung der Kraftwerke auf drei gleich große Einheiten gemäß Abb. 3.2 dient daher nicht nur der gleichmäßigen Verteilung der Systemmassen, sondern vielmehr einem effizienten Betrieb des Antriebsstrangs bei reduzierter Schubanforderung. Es werden ebenso viele Kraftwerke betrieben wie zur Abdeckung der Leistungsanforderung von Antrieben und Bordsystemen benötigt. Die Unterteilung in drei gleich große Einheiten ermöglicht Einsparungen bei Entwicklung, Produktion und Wartung der Kraftwerke, da jeweils drei gleiche Kraftwerke verwendet werden können.

Mit einem im Rahmen dieser Arbeit zu entwickelnden Leistungsregler muss einerseits die Energieversorgung sichergestellt, sowie andererseits ein möglichst sparsamer Verbrauch des Speichermediums erreicht werden. Die drei Gasturbinen werden mit einer maxima-



len Leistungsabgabe von jeweils 50kW ausgelegt. Zur Zwischenspeicherung von Energie, Abdeckung von Leistungsspitzen sowie zur Energieversorgung des Startermotors einer Gasturbine ist eine Pufferbatterie vorgesehen. Bei der statischen Zwischenspeicherung können schlechte Kraftwerkswirkungsgrade vermieden werden, indem Leistungsanforderungen, welche den Teillastbetrieb eines Kraftwerks zur Folge haben, durch Laden oder Entladen der Pufferbatterie vermieden werden. Zudem können durch die Leistung der Pufferbatterie dynamische Leistungsanforderungen innerhalb der Leistungsbeschränkungen fast verzögerungsfrei abgedeckt werden. Ein herkömmliches Turboflugtriebwerk benötigt zur Änderung des Betriebspunktes hingegen mehr Zeit: zum Beispiel dauert eine Beschleunigung von Leerlauf auf Vollast zwischen 5s und 8s [72]. Pufferbatterie, Kraftwerke und Antriebe werden an einem gemeinsamen Gleichstromnetz betrieben. Die Konfiguration des Antriebsstrangs ist in Abb. 3.3 zu sehen.

Die Leitungen der einzelnen Kryotanks sind miteinander verbunden, so dass ein Gewichtsmanagement der sich entleerenden Kryotanks unabhängig vom Betrieb der Kraftwerke erfolgen kann. Brennstoffzufuhr und Verbrennung sind nicht Teil dieser Arbeit. Eine Untersuchung der Zündbereiche des Wasserstoff-Luft-Gemischs in der Brennkammer erfolgt durch Versuche am DLR [44]. Ausführung und Modellierung der für den Antriebsstrang der Höhenplattform ausgelegten Komponenten wird in den folgenden Kapiteln beschrieben. Dabei wird das Simulationsmodell des Antriebsstrangs modular aufgebaut mit voneinander unabhängigen Komponentenmodellen, so dass Ersatz oder Modifikation einzelner Komponenten einfach umgesetzt werden können. Für die Anbindung an die Echtzeitumgebung des Systemprüfstands und den Hauptregler der Höhenplattform wird eine entsprechende Schnittstelle geschaffen [121].

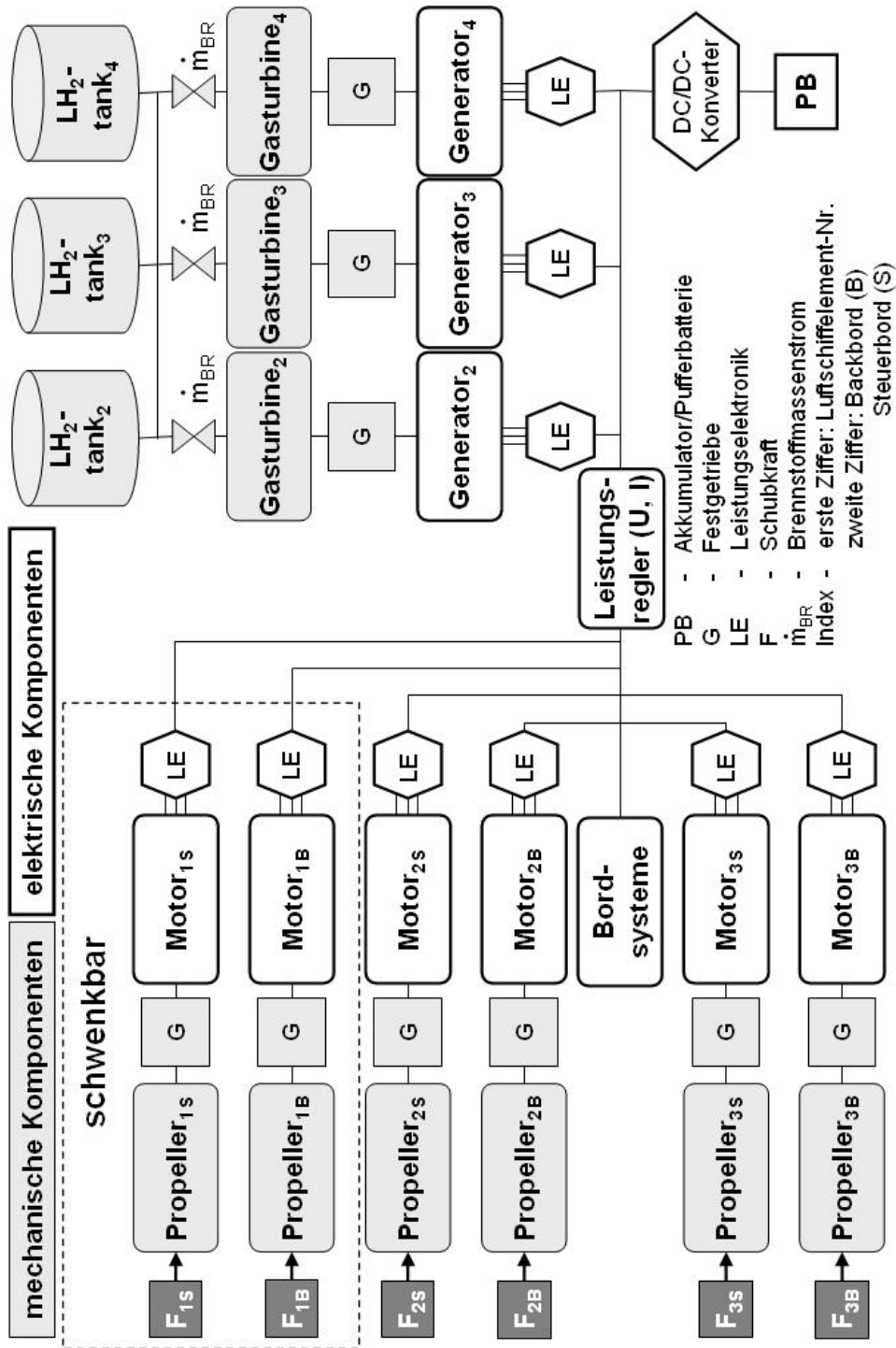


Abbildung 3.3: Konfiguration des Antriebsstrangs

## Kapitel 4

# Modellbildung für die Komponenten des Antriebsstrangs

Um ein echtzeitfähiges Simulationsmodell des in Kap. 3 vorgestellten Antriebsstrangs aufzubauen, ist zunächst eine detaillierte Betrachtung dessen Komponenten erforderlich. Auf der Basis einzelner Komponentenmodelle wird anschließend ein modular aufgebautes Gesamtmodell mit autonomen Regelungseinheiten für die Komponentenmodelle vorgestellt. Durch diesen modularen Aufbau sind Veränderungen an einzelnen Komponenten oder deren Austausch auf einfache Weise möglich. Voraussetzung für die Integration des Antriebsmodells in die System-Versuchsplattform des Forschungsverbundvorhabens AirChain mit realen und virtuellen Komponenten ist dessen Echtzeitfähigkeit. Echtzeitfähigkeit ist nach [46] dann gegeben, wenn die Dauer für die Berechnung eines Betriebszustandes unterhalb eines Echtzeitabschnitts liegt. Für jeden Echtzeitabschnitt wird genau ein Betriebspunkt berechnet. Die Länge des Echtzeitabschnitts ist durch die Schrittweite des Luftschiffreglers mit 25ms fest vorgegeben.

Im folgenden werden die technische Ausführung der Komponenten, deren Betriebsverhalten sowie die einzelnen Komponentenmodelle beschrieben. Dabei sind die Komponenten so aufeinander abgestimmt, dass im Verbundbetrieb hohe Gesamtwirkungsgrade über weite Teile des Betriebsbereichs erzielt werden. Das Ziel der Auslegung ist die Maximierung der Missionsdauer. Start und Landung der Höhenplattform werden nach Kap. 1 nicht berücksichtigt, lediglich der Betrieb in einer stationären Flughöhe von 20km.

## 4.1 Gasturbine

Die Gasturbine dient der Wandlung chemisch gespeicherter Energie in Wellenleistung. Für einen Einsatz in der Höhenplattform muss zudem der Betrieb in großen Flughöhen möglich sein. In Abb. 4.1 ist exemplarisch das Schnittbild des Hilfsaggregats RE220 abgebildet. Das RE220 wurde von Rolls-Royce Deutschland, Allied Signal, Kawasaki Heavy Industries, Singapore Aerospace und Alfa Romeo Avio für den Einsatz als Auxiliary Power Unit APU in der Leistungsklasse 220kW für zivile Anwendungen entwickelt. Es wurde erstmals 1997 in der Gulfstream V eingesetzt. Das RE220 kann bis zu einer Flughöhe von 14,4km angelassen werden. Es verfügt in einer Flughöhe von 13716m (20kft) über eine Wellenleistung von 44kW, wobei nach dem Verdichter bis zu 50% Abzapfluft für Kabinenluft, Hydraulik und Bordsysteme entnommen werden. In der Turbine wird somit ein erheblicher Anteil der Leistung zur Verdichtung der Abzapfluft abgeführt. Das Einstrom-Einwellentriebwerk besitzt einen einstufigen Radialverdichter, eine Umkehrbrennkammer und eine zweistufige Axialturbine. Radiale Turbomaschinen eignen sich durch eine geringere Empfindlichkeit für den Reynoldseffekt für den Betrieb in großen Flughöhen [120]. Eine APU des Typs RE220 wiegt 107kg. Die Entnahme der Wellenleistung ist beim RE220 bei einer maximalen Drehzahl von 48320 1/min durch die Verwendung von Getrieben und moderner Leistungselektronik möglich [122]. Die Leistungsabgabe der APU ist für die Anwendung in der Höhenplattform zu klein, andererseits besteht kein Bedarf einer Luftentnahme nach dem Verdichter. Im Rahmen dieser Arbeit wird das Modell einer dem RE220 geometrisch ähnlichen Gasturbine aufgebaut. Radialverdichter und Axialturbine werden durch die Charakteristika geometrisch ähnlicher Turbokomponenten beschrieben und nach den Gesetzen der Ähnlichkeit von Geometrie, Mach- und Reynoldszahlen [10] skaliert. Für die Anwendung in der Höhenplattform wird keine Abblasung verdichteter Luft vorgesehen.

### 4.1.1 Modellierung der Gasturbine

Die Berechnung des stationären sowie instationären Betriebsverhaltens der Gasturbinen in der Höhenplattform erfolgt durch aero-thermodynamische Berechnung der repräsentativen Zustandsgrößen im Mittelschnitt in den Ebenen zwischen den Komponenten. In der so genannten Leistungssyntheserechnung werden komponentenbezogen alle wichtigen Größen des Arbeitsprozesses in Kennfeldern abgelegt [11]. Die darin verwendeten Parameter sind Ähnlichkeitsgrößen, welche unter vergleichbaren Bedingungen konstant sind, so dass sie auf ähnliche Betriebszustände oder auch geometrisch ähnliche Komponenten anderer Maschinen mit unterschiedlicher Baugröße übertragbar sind [10]. Die Berechnung erfolgt vom Einlauf zur Düse gemäß der Abfolge der Ebenen. Durch dieses Berechnungsschema müssen Eingangsgrößen geschätzt, die Lösung iterativ ermittelt werden [88].

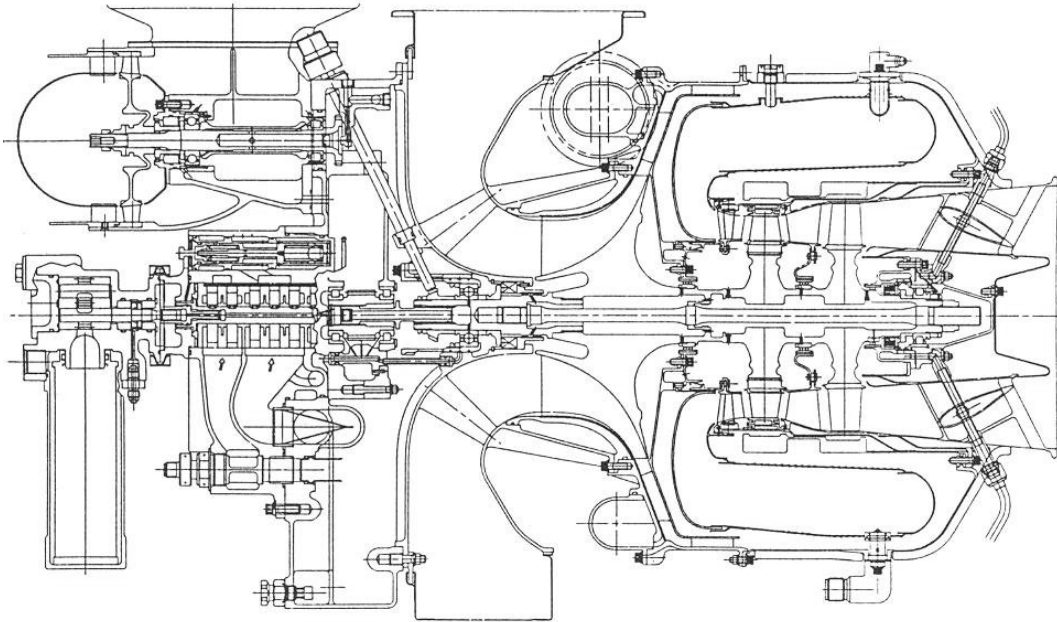


Abbildung 4.1: Hilfsgasturbine RE220 [29]

Für die Turbokomponenten werden die Charakteristika eines einstufigen Radialverdichters und einer zweistufigen Axialturbine verwendet, welche in Abb. 4.2 und Abb. 4.3 in ihrer endgültigen Form abgebildet sind. Die Werte des Verdichterkennfelds unterhalb der relativen Drehzahl von 80% wurden durch Anwendung der am Lehrstuhl für Luftfahrtantriebe vorhandenen Erfahrungen bis in den tiefen Teillastbereich extrapoliert [12, 43, 88]. Bei der Leistungsumsetzung in der Turbine sollte die Druckzahl bei einem Reaktionsgrad von 0,5 pro Turbinenstufe zwischen 2 und 4 liegen [11]. Diese beträgt hier

$$\psi = \frac{\Delta h_t}{u_m^2/2} = 2,75, \quad (4.1)$$

wobei  $u_m$  die Umfangsgeschwindigkeit im Mittelschnitt darstellt. Der Auslegungspunkt im Turbinenkennfeld ist durch Skalierung der spezifischen Arbeit so festgelegt, dass durch die Wahl einer kleinen Druckzahl stets unterkritischer Betrieb vorliegt. Der engste Querschnitt der Turbine sperrt noch nicht, Stoßverluste können vermieden werden [120]. Es wird damit auf ein Kennfeld einer im Vergleich zum RE220 ähnlich gering belasteten Turbine zurückgegriffen. Mit den gezeigten Kennfeldern der Turbokomponenten kann die Gasturbine als Ganzes modelliert und deren Leistungsvermögen für unterschiedliche Betriebsbedingungen berechnet sowie auf die Anwendung in der Höhenplattform hin skaliert werden.

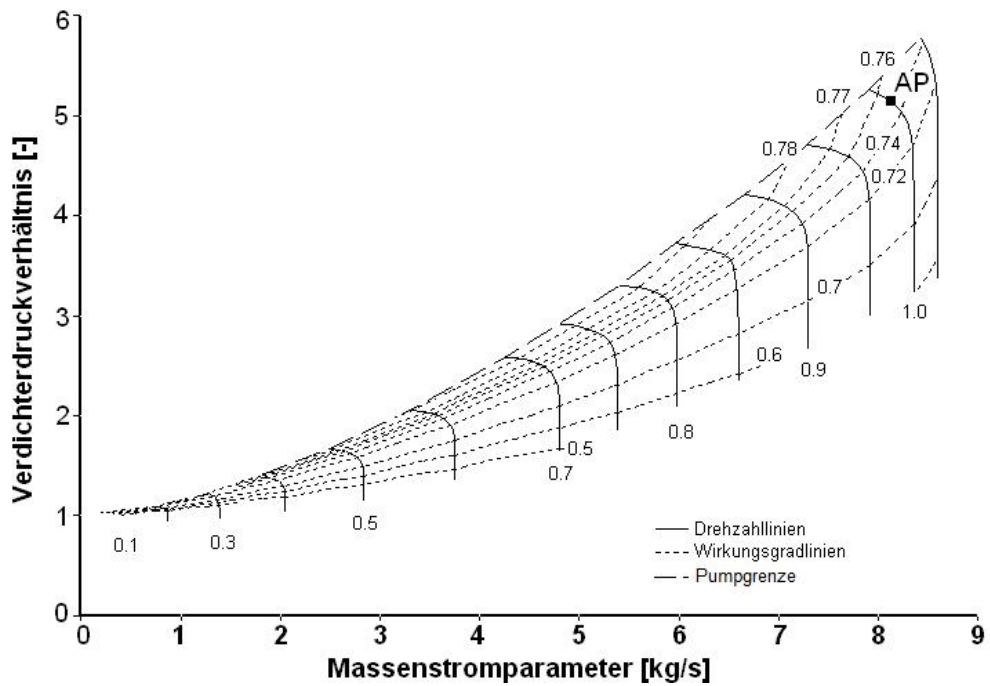


Abbildung 4.2: Kennfeld des einstufigen Radialverdichters

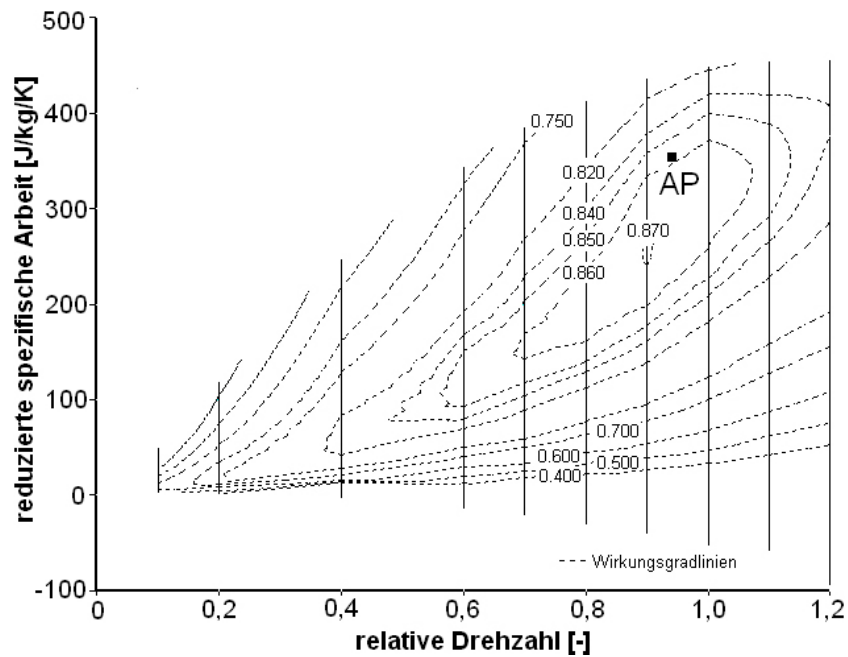


Abbildung 4.3: Kennfeld einer zweistufigen Axialturbinen

### 4.1.2 Skalierung der Gasturbine

In einem ersten Schritt wird die Leistungsentfaltung einer Gasturbine in der Leistungsklasse des RE220 in unterschiedlichen Flughöhen bewertet. Wie in Abb. 4.4 zu sehen ist, wird das für eine maximale Flughöhe von 13716m angegebene Leistungsvermögen aus dem Handbuch des RE220 verwendet, um das Leistungsvermögen der geometrisch ähnlichen Gasturbine festzulegen. Die Bestimmung des Leistungsvermögens dieser geometrisch ähnlichen Gasturbine in einer Flughöhe von 20000m erfolgt nach den Gesetzen der Mach-ähnlichkeit. Die aus den Relativ- und Absolutgeschwindigkeiten gebildeten Mach-Dreiecke in den Turbokomponenten sind für ähnliche Betriebszustände kongruent [10]. Bei zunehmender Flughöhe nehmen die Schall- und Strömungsgeschwindigkeiten ab. Anstelle der absoluten Leistung der Turbokomponente wird daher der Leistungsparameter betrachtet, welcher sich aus den Ähnlichkeitsparametern für den Massenstrom und die spezifische Arbeit zusammensetzt und damit ebenfalls ein Ähnlichkeitsparameter ist [10].

$$\frac{P}{p_{t1}\sqrt{RT_{t1}}} = \frac{\dot{m}\sqrt{RT_{t1}}}{p_{t1}} \frac{\Delta h}{RT_{t1}} = \text{const.} \quad (4.2)$$

Unter Annahme einer über der Flughöhe konstanten mechanischen Verlustleistung ist auch der Wellenleistungsparameter eine Ähnlichkeitsgröße. Da auf diese Weise die Änderung der Luftdichte und damit die Reynoldsähnlichkeit nicht berücksichtigt wird, divergieren gerechnete Daten und die Daten des Handbuchs ausgehend vom Bezugspunkt. Somit kann der Einfluss der Reynoldsähnlichkeit auf die Leistungsentfaltung über der Höhe auf einfache Weise genähert werden. Die Abweichung beträgt bei 9000m Flughöhe 2,7%. Zwischen 13716m und 20000m Flughöhe ändert sich die Luftdichte um den Faktor 1,37 relativ zur Änderung zwischen 9000m und 13716m. Damit kann das tatsächliche Leistungsvermögen des RE220 in 20000m auf etwa 3,7% unterhalb der gerechneten Kurve zu etwa 15,7kW abgeschätzt werden. Eine genauere Betrachtung des Reynoldseffekts erfolgt in Kap. 4.1.3.

Um in einer Flughöhe von 20km eine Wellenleistung von 50kW zu erzielen, muss das Modell einer dem RE220 ähnlichen Gasturbine skaliert werden. Der Auslegungspunkt wird mit den für Bodenbetrieb bekannten Eckdaten und unter Einhaltung der Ähnlichkeit von Betriebszuständen auf eine Flughöhe von 20km übertragen. Dabei wird zur Einstellung des Arbeitspunkts der Turbine die Düsenfläche angepasst, wobei darauf zu achten ist, dass der Totaldruck am Düsenaustritt den Umgebungsdruck um mindestens 5% überschreitet. Die Charakteristika von Verdichter und Turbine werden auf Basis von Maßstabsgesetzen skaliert [10], wobei die Komponentenwirkungsgrade bei Erhöhung des Massendurchsatzes oder den geometrischen Maßen ansteigen [120]. Ausgehend von der Leistungsanforderung wird ein Skalierfaktor gebildet

$$SF = \frac{P_{soll}}{P_{ist}} = \frac{\dot{m}_{soll}}{\dot{m}_{ist}}. \quad (4.3)$$

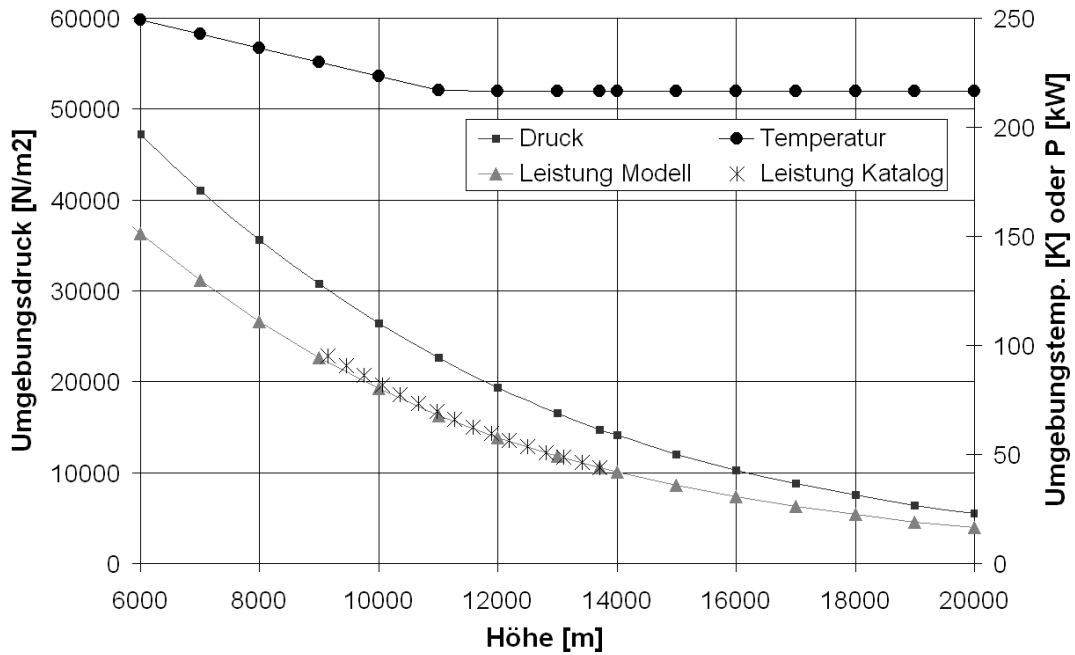


Abbildung 4.4: Leistungsentfaltung des RE220 über der Flughöhe

Aus Massenerhaltungssatz folgt unter der Voraussetzung konstanter Dichte

$$\dot{m} \sim A \sim l^2 \quad (4.4)$$

für die geometrischen Dimensionen der Gasturbine sowie

$$m \sim l^3 \quad (4.5)$$

für die Triebwerksmasse. Die Drehzahl der skalierten Turbomaschine ist

$$n \sim \frac{1}{l} \quad (4.6)$$

und nimmt damit bei der größer skalierten Maschine ab. Aufgrund der größeren Massenträgheit der Rotorkomponenten muss zu deren Beschleunigung mehr Leistung aufgewandt werden. Diese Leistung wird thermodynamisch durch die Verbrennung von Brennstoff erzeugt. Unter Berücksichtigung betriebsbedingter Beschränkungen der Brennstoffzufuhr wie der Pumpgrenze des Verdichters sinkt das Beschleunigungsvermögen des Gasturbinenrotors bei der größer skalierten Maschine. Unter anderem wird für das Starten einer vergrößerten Gasturbine mehr Zeit benötigt. Reynoldseinflüsse wurden bei der geometrischen Skalierung nicht berücksichtigt, sie sind Thema des folgenden Kapitels.

### 4.1.3 Modellierung der Reynoldseinflüsse

In diesem Abschnitt werden die Auswirkungen von geometrischer Skalierung sowie des Gasturbinenbetriebs in der Stratosphäre auf Druckverhältnisse, Pumpgrenze, Wirkungsgrade



und Massenströme [10] aufgezeigt. Die Reynoldszahl stellt das Verhältnis der Trägheitskräfte zu den Reibungskräften dar und ist direkt von der Grenzschichtdicke in Relation zum durchströmten Querschnitt abhängig [115]. Mit der Grenzschichtdicke ändern sich die effektiven Querschnittsflächen der Gasturbine und damit die Dissipation des Fluids. Auf Basis der am Lehrstuhl für Luftfahrtantriebe vorhandenen Erfahrung [95] werden ausschließlich die Auswirkungen der Reynoldseffekte auf die Turbokomponenten untersucht.

Für die Übertragung des Betriebsbereichs in große Höhen werden auf Grundlage der Ähnlichkeit von Betriebszuständen für die zweistufige Turbine die Näherungen für axiale Turbomaschinen nach Kurzke verwendet [60]. Danach ist der Quotient der Reynoldszahlen über den gesamten Betriebsbereich abhängig von Druck und Temperatur

$$RNI = \frac{Re}{Re_{ref}} = \frac{p}{p_{ref}} \left( \frac{T}{T_{ref}} \right)^{-1,15}. \quad (4.7)$$

Mit dem Reynoldszahlindex RNI wird weiterhin die Korrektur auf den isentropen Wirkungsgrad

$$f = \frac{\eta}{\eta_{ref}} = m \cdot \log(RNI), \text{ für } RNI < x_1 \quad (4.8)$$

$$f = 1, \text{ für } RNI \geq x_1$$

berechnet [58]. Mit der Größe  $x_1$  wird der Bezugspunkt bezeichnet, für welchen das Kennfeld ermittelt wurde. An diesem Punkt ergibt sich der Korrekturfaktor auf den Wirkungsgrad zu Eins, für Werte größer Eins wird keine Korrektur auf den Wirkungsgrad vorgenommen. Die bei logarithmischer Auftragung des Reynoldszahlindex konstante Steigung  $m$  aus Gl. 4.8 wird in der Regel empirisch ermittelt. An dieser Stelle wird der in [58] angegebene Zahlenwert verwendet. Dabei sind die Auswirkungen des Reynoldseffekts auf den Wirkungsgrad der Turbine deutlich größer als für den diesbezüglich unempfindlicheren Radialverdichter. Der Verlauf der Funktion  $f$  ist schematisch abgebildet in Abb. 4.5.

In dem oben verwendeten Reynoldszahlindex ist keine Veränderung der Längen berücksichtigt, weshalb bei geometrischer Skalierung auf die Grundgleichung für die Reynoldszahl

$$Re = \frac{\rho \cdot w \cdot d_h}{\mu}, \quad (4.9)$$

zurückgegriffen wird. Bei geometrisch ähnlich ausgeführten Maschinen sind sowohl die Mach- als auch die Geschwindigkeitsdreiecke kongruent. Deshalb bleibt die mittlere Strömungsgeschwindigkeit  $w$  in der Turbine ebenso konstant wie die Dichte  $\rho$  und die Zähigkeit  $\mu$  [110]. Aus der Änderung des hydraulischen Durchmessers  $d_h$  ergibt sich dann der Reynoldszahlindex zur Wurzel des Skalierfaktors. Zur Verknüpfung der in diesem Kapitel ermittelten Reynoldszahlindizes für die Turbine werden beide Werte miteinander multipliziert. Dabei wirkt sich die Übertragung des Betriebsbereichs in großen Flughöhen

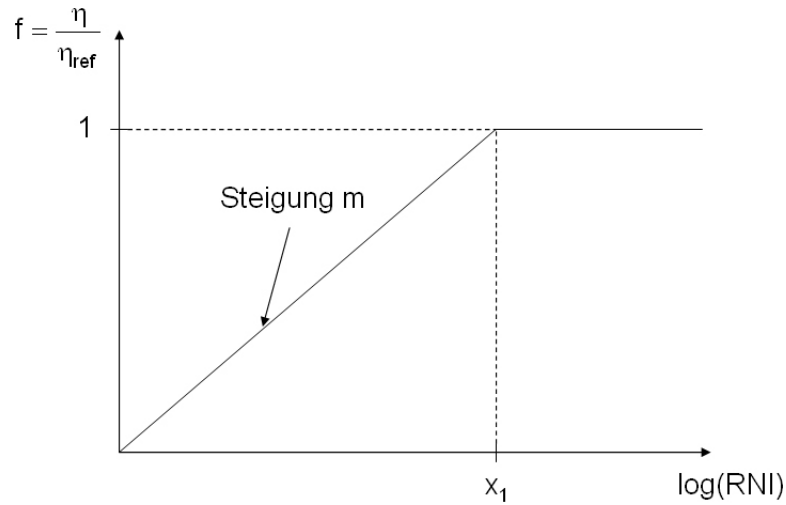


Abbildung 4.5: Reynoldszahlindex für ähnliche Betriebszustände in der Turbine

stärker aus als die geometrische Skalierung. Dies hat kleinere Turbinenwirkungsgrade zur Folge. Mit der Angabe von Kurzke, dass der Einfluss einer Reynoldszahländerung auf den Wirkungsgrad etwa doppelt so groß ist wie auf den Massenstrom [60] sinken durch die Reynoldseinflüsse auch die Durchsätze in der Turbine.

Für die Beschreibung der Reynoldseinflüsse beim Verdichter werden die für Radialverdichter ermittelten Formeln nach Casey verwendet [13]. Danach ist der Reynoldseinfluss auf den Wirkungsgrad

$$\delta\eta = \frac{c}{\psi} \delta f, \quad (4.10)$$

wobei  $\delta f$  die Änderung des Reibungsbeiwerts der äquivalenten Rohrströmung für eine Änderung der Reynoldszahl angibt. Der Reibungsbeiwert wird mit

$$f = \frac{1}{\left\{ -1,8 \cdot \log \left[ \left( \frac{6,9}{Re} \right) + \left( \frac{\frac{Ra}{b_2}}{3,75} \right)^{1,11} \right] \right\}} \quad (4.11)$$

bestimmt [32]. Mit  $b_2$  wird die Kanalbreite am Austrittsquerschnitt bezeichnet. Bei konstanter Rauigkeit ist der Reibungsbeiwert ausschließlich eine Funktion der Reynoldszahl. Der Faktor  $c$  wurde von Casey [13] empirisch ermittelt und ergibt sich zu

$$c = 15,5 / (1 + 35 \cdot b_2 / D_2), \quad \text{für } b_2 / D_2 \leq 0,06 \quad (4.12)$$

$$c = 5 \quad \text{für } b_2 / D_2 > 0,06.$$

$D_2$  ist der Rotordurchmesser am Verdichteraustritt. Die Druckzahl  $\psi$  aus Gl. 4.10 ist als Ähnlichkeitsgröße für ähnliche Betriebsbedingungen oder geometrisch ähnliche Verdichter

konstant. Reibungsbeiwert und Wirkungsgrad stehen damit in einem linearen Zusammenhang. Zur Berechnung der Reynoldszahlen wird im Verdichter die vereinfachte Formel

$$Re = \frac{u_2 b_2}{\nu_1} \quad (4.13)$$

verwendet [13], wobei  $u_2$  die Rotorspitzen­geschwindigkeit darstellt. In den Gl. 4.11 und 4.13 werden die Reynoldseinflüsse sowohl durch Skalierung als auch durch die Verlagerung des Betriebspunkts in große Flughöhen berücksichtigt. Aus der Kombination beider Einflüsse ergibt sich wiederum ein Absinken der Reynoldszahlen und damit des Wirkungsgrads. Druckzahl  $\psi$  und Volumenzahl  $\varphi$  ändern sich im Radialverdichter nach [13] mit

$$\frac{\psi}{\psi_{ref}} = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \frac{\eta_{ref}}{\eta} \quad (4.14)$$

und

$$\frac{\varphi}{\varphi_{ref}} = \frac{3}{4} + \frac{1}{4} \frac{\eta}{\eta_{ref}}. \quad (4.15)$$

Aus Gl. 4.14 wird ersichtlich, dass beim Absinken der Reynoldszahl und folglich des Wirkungsgrads die Druckzahl zunimmt. Nach Wiesner [117] wird die Stabilitätsgrenze eines Radialverdichters bei Druckzahlen um 0,9 erreicht. Ein früheres Erreichen dieser Grenze durch den Reynoldseffekt ist damit gleichzusetzen mit einem Absinken der Pumpgrenze. Weiterhin ergibt sich aus dem linearen Zusammenhang von Volumenzahl und Wirkungsgrad aus Gl. 4.15, dass auch der Massenstromparameter durch den Reynoldseffekt für ähnliche Betriebszustände zurückgeht. In Abb. 4.6 ist dies schematisch abgebildet, indem die Drehzahl­linien nach links verschoben werden.

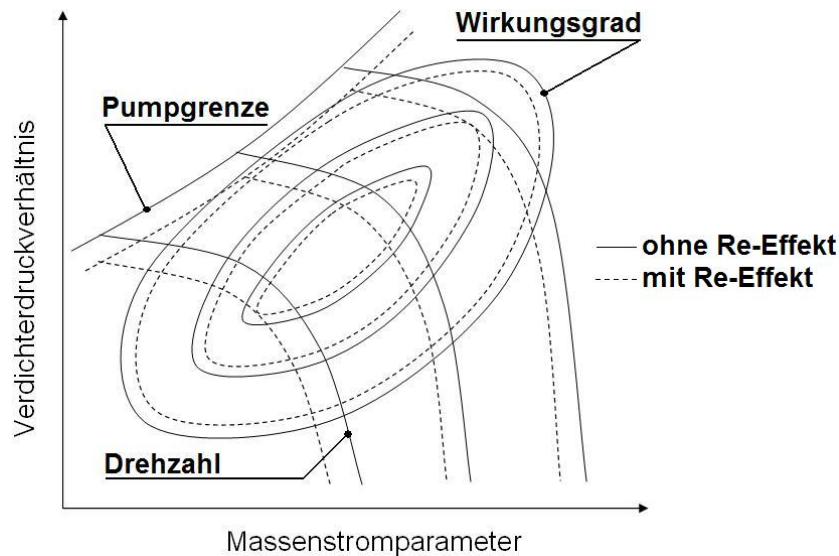


Abbildung 4.6: Schematische Darstellung des Reynoldseffekts bei Verdichtern nach [11]

Die Reynoldskorrekturen für Turbine und Verdichter für den Auslegungspunkt werden als konstante Werte für das gesamte Kennfeld angewandt. Im Gesamtmodell der Gastur-

bine hat der Reynoldseffekt zur Folge, dass die zur Verdichtung aufzuwendende Arbeit ansteigt, die nutzbare Turbinenarbeit jedoch absinkt. Im Verdichterkennfeld steigt die Arbeitslinie an, der Pumpgrenzenabstand verringert sich. Dadurch, dass die Turbinenarbeit absinkt, müssen der Massenstrom durch weitere geometrische Skalierung angehoben und die Drehzahl unter Einhaltung der Ähnlichkeit reduziert werden. Die Drehzahl als mechanische Kenngröße wird dabei erst am Ende der Auslegungsrechnung verändert, was keine Rückwirkung mehr auf die bereits skalierten Turbocharakteristika hat [59].

#### 4.1.4 Umstellung der Gasturbine auf Wasserstoffverbrennung

Die Verbrennung in der Gasturbine wird auf einen Betrieb mit Wasserstoff umgestellt. Die Zündeigenschaften von Wasserstoff sind besser als bei Kerosin. Das DLR Stuttgart hat die Wiederzündbarkeit der Brennkammer bei den in 20km vorherrschenden Umweltbedingungen untersucht und bei den durch die Leistungsberechnung der Gasturbine festgelegten Randbedingungen bestätigt, dass die Gasturbine gezündet werden kann [44]. Damit ist eine der wesentlichen Voraussetzungen für den Betrieb von Gasturbinen in der Höhenplattform bei hoher Flexibilität bezüglich An- und Abschalten gegeben. Die Umstellung auf Wasserstoffbetrieb führt ferner zu einem knapp dreimal so großen Heizwert des Kraftstoffs. Die spezifische Wärmekapazität der Verbrennungsprodukte ist bei Wasserstoffverbrennung höher als bei Kerosinverbrennung [111, 114]. Die Reduktion des Brennstoffmassenstroms und zudem des Volumenstroms bei der Wasserstoffverbrennung durch Änderung der molaren Zusammensetzung führen singulär betrachtet zum Absinken der Turbinenleistung oder aber zu einem Absinken von Turbinenaustrittsdruck und -temperatur. Durch die erhöhte spezifische Wärmekapazität der Verbrennungsprodukte werden diese Faktoren kompensiert. Insgesamt resultiert ein Anstieg der spezifischen Arbeit in der Turbine, die Turbinenleistung erhöht sich durch die Umstellung des Kraftstoffs bei gleicher Brennkammertemperatur um 1,5% [9]. Die Verbrennungstemperaturen sind bei Kleingasturbinen niedriger als bei Turboflugtriebwerken und sinken nochmals bei ähnlicher Betriebsweise in großen Flughöhen. Im Auslegungspunkt beträgt die Turbinen-eintrittstemperatur hier 950K. Wie von Bauer [3] gezeigt wurde, steigt der Ausbrenngrad in der Brennkammer mit höherer Brennkammertemperatur. Dieser Zusammenhang muss bei der Konstruktion einer Gasturbine für Anwendungen in großer Flughöhe beachtet werden. An dieser Stelle sind keine Untersuchungen zum Ausbrenngrad angestellt worden, der Wert für den Ausbrenngrad wird vom Betrieb der Brennkammer mit Kerosin übernommen. Dasselbe gilt für den Brennkammerdruckverlust.

Der drastischen Senkung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs steht ein erhöhter Aufwand für die Lagerung des Wasserstoffs in kryogener Form entgegen. Für die Höhenplattform sind drei Kryotanks in Dewarbauweise mit einem Tankinhalt für jeweils 400kg flüssigen Wasserstoff und einem Leergewicht von 250kg konzipiert worden [57]. Die Zuleitungen von

den Kryotanks der Höhenplattform zu den Gasturbinen sowie der Einspritzmechanismus in die Brennkammer sind nicht Gegenstand dieser Ausarbeitung.

Das skalierte und auf den Betrieb mit Wasserstoff umgestellte voll thermodynamische Modell der Gasturbine soll in eine Echtzeitsimulation des Antriebsstrangs integriert werden. Aufgrund der Komplexität des Antriebsstrangs ist eine Reduktion des Rechenaufwands zur Leistungsberechnung der Gasturbinen unumgänglich. In der Literatur werden dafür verschiedene Möglichkeiten genannt [37]. Im Rahmen dieser Arbeit erfolgt die Modellierung der Gasturbinen auf Basis von Funktionsgeneratoren.

### 4.1.5 Funktionsgeneratorenmodell der Gasturbine

Die verschiedenen Methoden zur Erstellung echtzeitfähiger Simulationsmodelle für das stationäre und transiente Betriebsverhalten von Gasturbinen und deren jeweilige Anwendung werden in der Literatur ausführlich diskutiert [2, 46, 67, 77, 99]. Für die Modellierung der Gasturbinen in der Höhenplattform bieten Funktionsgeneratoren den wesentlichen Vorteil eines einfachen Modellansatzes [37], so dass der Rechenaufwand zur Leistungsberechnung gering bleibt. Bei Funktionsgeneratorenmodellen wird das Betriebsverhalten der Gasturbine in einfache Tabellen parametrisierter Größen übersetzt, allein abhängig von einer Referenzgröße, dem Drehzahlparameter. Die parametrisierten Größen  $\Phi_i$  (Temperaturen, Drücke und Massenströme) werden nur an Stützstellen berechnet. Stützstellen sind diskrete und über den Betriebsbereich äquidistant verteilte Werte des Drehzahlparameters. Zwischen den Stützstellen wird linear interpoliert. Die in den Tabellen des Funktionsgeneratorenmodells abgelegten Werte entsprechen den Ergebnissen des voll thermodynamischen Modells für äquivalente Betriebspunkte. Stationäre Betriebszustände werden mittels stationärer Funktionsgeneratoren berechnet

$$\Phi_{i,stat} = f(NRT_{rel}). \quad (4.16)$$

Die Referenzgröße, der Drehzahlparameter, ist dabei abhängig vom Brennstoffmassenstrom

$$NRT_{rel} = f(\dot{m}_{Br,red}). \quad (4.17)$$

Im Modell kann nur eine Änderung des Brennstoffmassenstroms einen instationären Vorgang auslösen. Eine Änderung des Brennstoffmassenstroms führt im Modell über einen instationären Vorgang zu einem neuen stationären Betriebspunkt. Ein instationärer Vorgang kann mit einer Taylor-Reihenentwicklung um einen stationären Betriebspunkt beschrieben werden

$$\Phi_{i,instat} = \Phi_{i,stat} + \frac{\partial \Phi_i}{\partial \dot{m}_{Br,red}} \Delta \dot{m}_{Br,red} + \dots + \frac{\partial^n \Phi_i}{n! \partial \dot{m}_{Br,red}^n} \Delta \dot{m}_{Br,red}^n. \quad (4.18)$$

Durch den Abbruch nach dem 2. Glied spricht man von linearem Funktionsgeneratorenmodell. Die instationären Funktionsparameter werden durch Auslenkung des Brennstoffmassenstromparameters an einer Stützstelle um einen festen Teil des stationären Werts gebildet. Es wird isotropes Verhalten bezüglich einer Erhöhung oder Reduktion des Brennstoffmassenstroms vorausgesetzt. Es gilt ebenfalls

$$\frac{\partial \Phi_i}{\partial \dot{m}_{Br}} = f(NRT_{rel}) \quad (4.19)$$

und somit

$$\Phi_{i,instat} = \Phi_{i,stat} + \frac{\partial \Phi_i}{\partial \dot{m}_{Br,red}} \Delta \dot{m}_{Br,red} = \Phi_{i,stat} + \Delta \Phi_{i,instat}. \quad (4.20)$$

Die instationären Funktionsparameter werden nach Gl. 4.19 genau wie die stationären Funktionsparameter in Tabellen über dem Drehzahlparameter abgelegt. Für den instationären Fall wird ein Leistungsparameter gebildet. Der Parameter repräsentiert die um Wellenverluste korrigierte Leistungsdifferenz zwischen Turbine und Verdichter  $\Delta P_{red}$ . Der Leistungsparameter enthält nicht die an der Welle abgeführte Leistung. Aus dem Leistungsparameter wird die Beschleunigung oder Verzögerung der Welle gemäß

$$\Delta n = \frac{\Delta P_{red} \cdot pt_2}{J \cdot 4\pi^2 \cdot NRT_{rel} \cdot NRT_{ref}} \quad (4.21)$$

mit

$$J = J_{Gasturbine} + \frac{1}{TGR^2} \cdot J_{Elektromaschine} \quad (4.22)$$

berechnet. Wie aus Gl. 4.22 zu erkennen ist, wird die Trägheit des Generatorrotors in der Trägheitsbilanz berücksichtigt. TGR stellt dabei das Übersetzungsverhältnis des Getriebes dar. Die Wellenbeschleunigung wird für das nächste Zeitinkrement zur aktuellen Drehzahl hinzuaddiert.

Die Ausführung der Gasturbine als Wellenleistungstriebwerk führt im Funktionsgeneratorenmodell zu einer weiteren Abhängigkeit der Betriebsgrößen von der extern zu- oder abgeführten Leistung. Das bedeutet, dass nicht nur eine Änderung des Brennstoffmassenstroms, sondern auch eine Änderung der Leistungsentnahme an der Welle einen instationären Vorgang auslöst und zu einem neuen stationären Betriebspunkt führt. Werden innerhalb gewisser Grenzen beliebige Brennstoffmassenstrom- und Leistungskombinationen zugelassen, so wird die Modellstruktur sehr komplex. Es wird deshalb eine einfachere Lösung vorgestellt, welche sich an den Eigenschaften permanenterregter Synchronmaschinen orientiert. Permanenterregte Synchronmaschinen werden in Kap. 4.3 näher beschrieben. Hier muss für die Einspeisung elektrischer Energie ins Gleichstromnetz die Generatorausgangsspannung den innerhalb gewisser Grenzen konstanten Wert des Stromnetzes annehmen. Soll eine konstante Spannung durch die Betriebsweise des Generators erreicht werden, so besteht zwar grundsätzlich ein linearer Zusammenhang zwischen Spannung und Drehzahl, andererseits geht die Spannung bei konstanter Drehzahl und einer Erhöhung

der Leistungsentnahme zurück, so dass einem Spannungsabfall nur durch eine Erhöhung der Drehzahl entgegengewirkt werden kann. Diese Drehzahlvariation beträgt zwischen Null- und Vollast 40-50%. Im Antriebsstrang der Höhenplattform wird die Spannung zwar über die Leistungselektronik eingestellt, jedoch wird ein fester Zusammenhang zwischen Leistungsentnahme und Drehzahl eingeführt. Während bei stationären Gasturbinen Leistungen zwischen Null- und Vollast bei konstanter Drehzahl entnommen werden, erfolgt die Leistungsentnahme in den Gasturbinen der Höhenplattform zwischen 96% und 100% der relativen Drehzahl. Der Drehzahlbereich wird deshalb so eng definiert, um den Zeit- und Energiebedarf zur Einstellung eines anderen Lastpunkts gering zu halten. Infolgedessen können alle Kenngrößen der Gasturbine über den gesamten Betriebsbereich ausschließlich in Abhängigkeit des Drehzahlparameters beschrieben werden. Die unter Berücksichtigung der Wellenverlustleistung gebildete Leistungsdifferenz zwischen Verdichter und Turbine wird aufgeteilt in einen stationären und einen instationären Anteil. Der stationäre Anteil wird aufgetragen als Funktionsparameter  $\Delta P_{W,red}$  über der Drehzahl und zur Berechnung des stationären Brennstoffmassenstroms verwendet. Ein vereinfachtes Schaltbild dieses Modellansatzes ist in Abb. 4.7 zu sehen, das komplette Modell ist in Anhang A abgebildet.

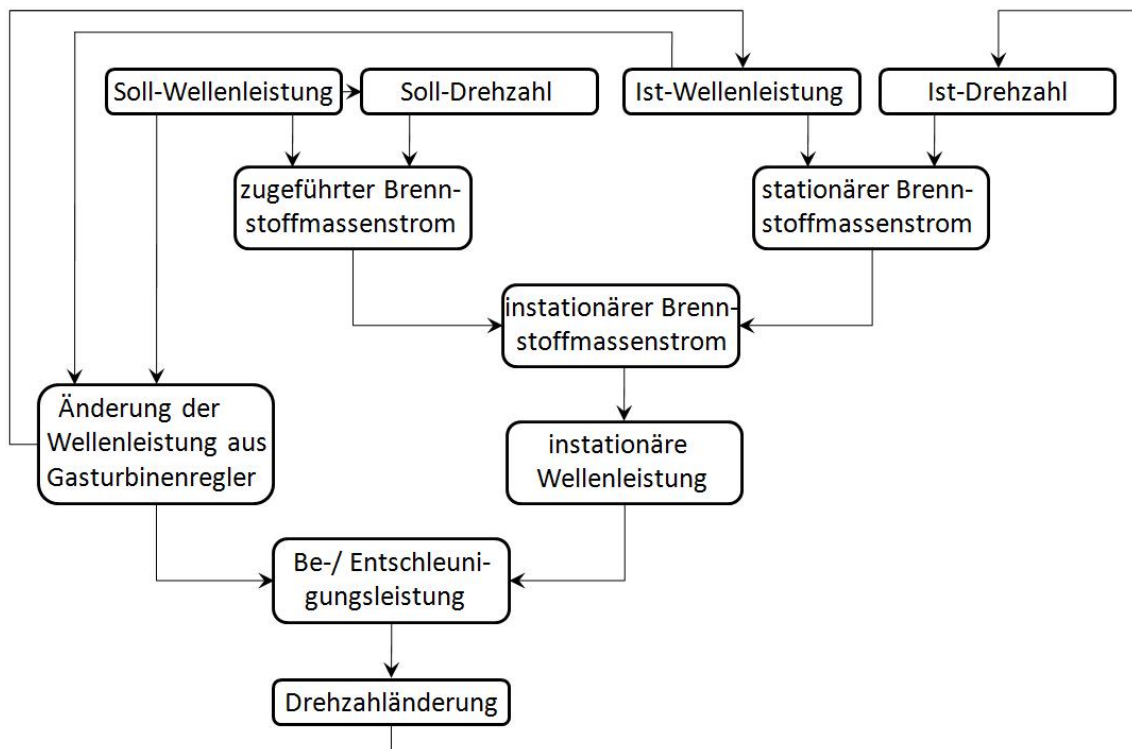


Abbildung 4.7: Vereinfachtes Ablaufschema des Funktionsgeneratormodells

Für die Zustandsgrößen werden Korrekturterme gebildet, indem mittels Leistungssyntheseprogramm entlang der Drehzahlstützstellen stationäre Betriebspunkte für feste Leis-

tungsentnahmen berechnet und von den ebenfalls stationären Betriebspunkten ohne Leistungsentnahme subtrahiert werden. Es ergeben sich Differenzenquotienten in der Art der instationären Funktionsparameter, welche mit dem Funktionsgenerator  $\Delta P_{W,red}$  verknüpft werden. Der Term

$$\frac{\partial \Phi_i}{\partial P_{W,red}} \Delta P_{W,red} = f(NRTrel)$$

mit

$$\Delta P_{W,red} = f(NRTrel) \quad (4.23)$$

wird zu Gl. 4.20 hinzuaddiert, so dass

$$\Phi_{i,instat} = \Phi_{i,stat} + \frac{\partial \Phi_i}{\partial \dot{m}_{Br,red}} \Delta \dot{m}_{Br,red} + \frac{\partial \Phi_i}{\partial P_{W,red}} \Delta P_{W,red}. \quad (4.24)$$

Für die Bildung der Differenzenquotienten an den Stützstellen werden die tatsächlichen Werte für die Leistungsentnahme bei Standardbedingungen verwendet. Die Ergebnisse des voll thermodynamischen Modells können somit genau nachgebildet werden. Leistungsvorgaben des Reglers werden über die Bemessung des Brennstoffmassenstroms umgesetzt. Im Funktionsgeneratorenmodell folgt daraus eine Änderung der Drehzahl und dementsprechend der Leistungsabgabe. Die Generatorleistung wird damit über den Brennstoffregler des Gasturbinenmodells gesteuert. Um eine vom Leistungsregler vorgegebene Leistungsanforderung umzusetzen müssen ferner die Wirkungsgrade von Getriebe und Generator für die Einstellung des Brennstoffmassenstroms ermittelt werden. Da diese abhängig vom jeweiligen Betriebspunkt sind, ist die Einstellung der Leistungsvorgabe ein iterativer Prozess. Starten und Betrieb einer Kraftwerkseinheit werden in Kap. 6.2 behandelt.

## 4.2 Propeller

Die sechs Propeller werden für eine Anwendung in 20000m Höhe und eine maximale Leistung an jeder Welle von 25kW konzipiert. Um die Propeller über den gesamten Lastbereich bei guten Wirkungsgraden zu betreiben, verfügen die Propeller über einen variablen Verstellwinkel. Die Auslegungsdrehzahl kann durch die Wahl von Motortyp und Getriebe weitgehend frei festgelegt werden. Alle Propeller werden gleich ausgeführt. Die lokalen Windgeschwindigkeiten an der Höhenplattform betragen zwischen 0m/s und 36m/s, wobei die Anströmgeschwindigkeiten der Propeller durch die induzierten Geschwindigkeiten darüber liegen. Um für die Höhenplattform ausreichenden Schub zu erzeugen, müssen gemäß Impulssatz entweder hohe Massendurchsätze oder große Geschwindigkeitsdifferenzen über den Antrieb erzielt werden. Nach der Strahltheorie werden hohe Vortriebswirkungsgrade allerdings nur bei kleinen Quotienten zwischen Propellerstrahl- und Anströmgeschwindigkeit erreicht [71]. In Abb. 4.8 ist der Vortriebswirkungsgrad über dem Geschwindigkeitsquotienten abgebildet. Vortriebswirkungsgrade bis 0,80 ergeben sich für Geschwindigkeitsquotienten kleiner 1,5.



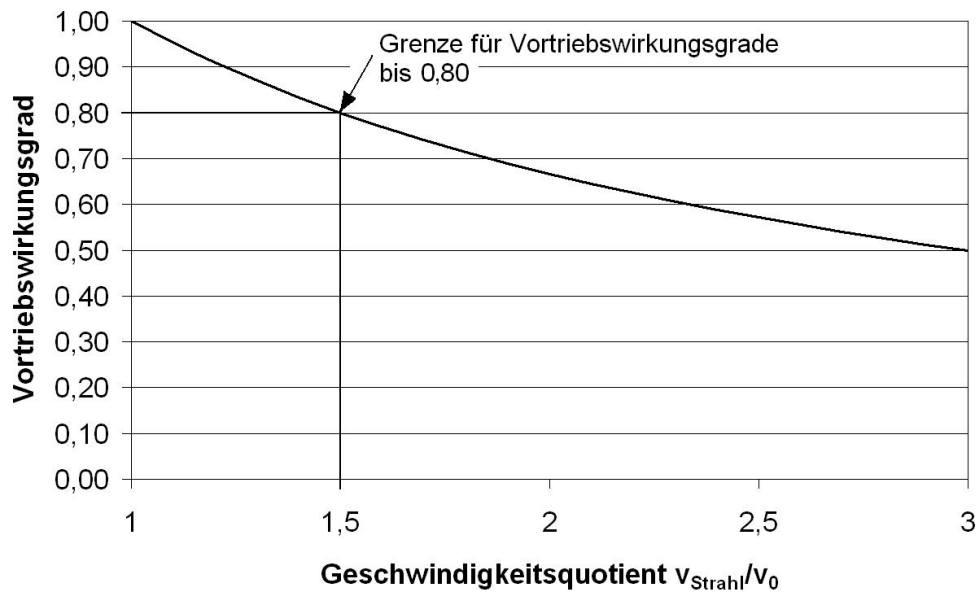


Abbildung 4.8: Vortriebswirkungsgrad nach der Strahltheorie

Der geforderte Schub kann bei gleichzeitig hohen Vortriebswirkungsgraden daher nur durch einen großen Massendurchsatz erzielt werden. Durch die geringe Luftdichte in der Auslegungshöhe werden hierfür große Propellerdurchmesser benötigt. In Abb. 4.9 ist der Propellerdurchmesser für unterschiedliche Vortriebswirkungsgrade über dem Schub abgebildet. Aufgrund der strukturellen Belastungen für die Höhenplattform wird der Propellerdurchmesser auf maximal 4m beschränkt. Für dieses beim Propellerentwurf ausgewählte Maß werden bei Maximalschub Vortriebswirkungsgrade um 0,85 erreicht. Verluste durch Reibungswiderstände sowie die Art des Antriebs sind in der Strahltheorie nicht berücksichtigt.

Die Geometrie des im Rahmen dieser Arbeit entworfenen Propellers ist in Abb. 4.10 wiedergegeben. Das Nabenverhältnis beträgt 0,07. Der Auslegungspunkt liegt bei einer Anströmgeschwindigkeit  $v_0$  von 25m/s, oberhalb der im Mittel auftretenden Windgeschwindigkeiten, so dass die aus Kap. 3 bekannten Maximalschübe mit der verfügbaren Wellenleistung erreicht werden können. Bei einer Drehzahl von 1000 1/min und Blattspitzengeschwindigkeiten von  $M=0,7$  besitzt der modellierte Zweiblattpropeller [98] einen Auslegungswirkungsgrad von 0,67. Das Gewicht für eine Konstruktion mit Vollprofilen aus Kohleverbundmaterialien beträgt 98kg, die Massenträgheit liegt bei  $45kgm^2$ . Die Auswirkungen der Propellerträgheit auf das Reaktionsvermögen des Antriebsstrangs wird in Kap. 6.2 untersucht.

Ein Problem bei der Auslegung von Propellern für große Flughöhen sind die geringen Reynoldszahlen, da aufgrund der geringen Luftdichte die viskosen Eigenschaften der Luft stärker ausgeprägt sind. Andererseits resultieren aus dem beim Propellerentwurf festgelegten großen Durchmesser hohe Blattspitzengeschwindigkeiten nahe der Schallgeschwin-

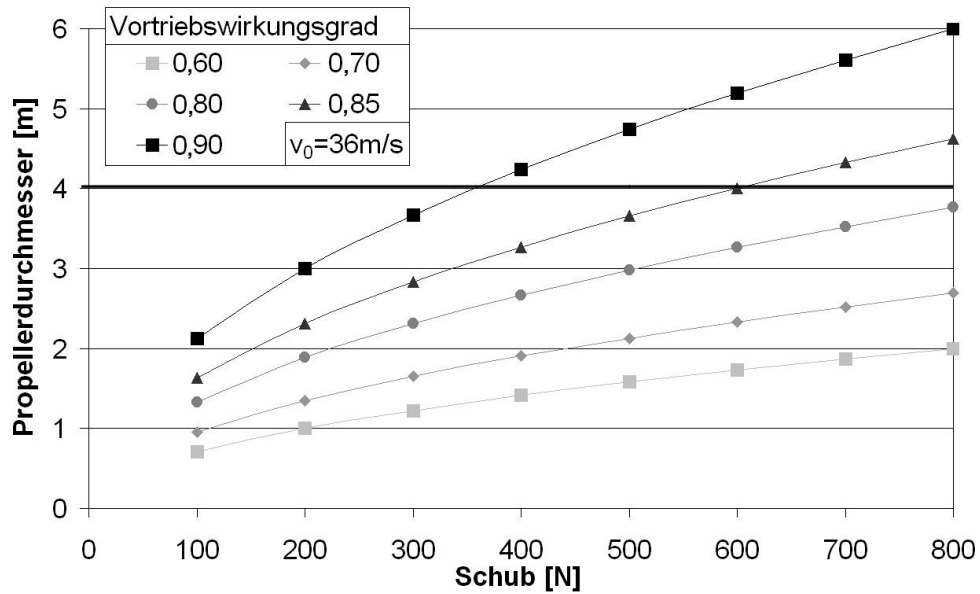


Abbildung 4.9: Propellerdurchmesser nach der Strahltheorie

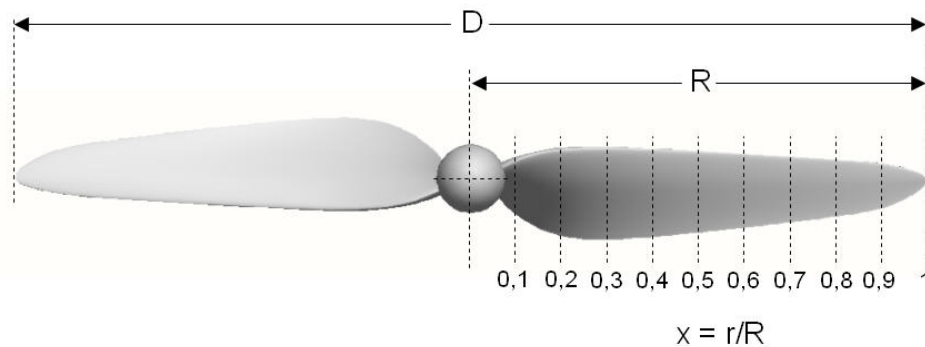


Abbildung 4.10: Geometrie des Propellers

digkeit. Die Probleme beim Entwurf von Propellern hochfliegender Luftfahrzeuge werden in der Literatur ausführlich beschrieben [19, 48, 55, 75]. Über den Betriebsbereich können Änderungen der Relativgeschwindigkeiten am Blattelement zu unterkritischen Reynoldszahlen führen, so dass sich das aerodynamische Verhalten des Propellers stark ändert. Zur Erhöhung der Reynoldszahl kann durch die Limitierung der Blattspitzengeschwindigkeiten allenfalls die Blatattiefe vergrößert werden. Eine vergrößerte Blatattiefe steigert jedoch die Empfindlichkeit für Falschanströmung, so dass der Propellerverstellwinkel sehr genau eingestellt werden muss und lokale Abweichungen vom idealen Anstellwinkel zu hohen Verlusten führen. Nach der Blattelement-Theorie [6] wurden bei der Propellerauslegung eine Anzahl zweidimensionaler Profile an unterschiedlichen Radienstationen gemäß Abb. 4.10 definiert. Als Blattprofile wurden die Eppler-Profile 850 bis 858 [24] für stark belastete Propeller mit hohen Blattspitzen-Machzahlen verwendet. Die Steigungsverteilung

wurde aus den mit dem Programm XFOIL [18] für große Flughöhen approximierten Profildaten bestimmt. Nach dem Goldstein-Verfahren [30, 63, 103] wurden Blatttiefenverlauf und Blattabwicklung für eine optimierte Zirkulationsverteilung berechnet.

In den einzelnen Radienstationen kann jedes Blattelement durch Profiltiefe, Kontur und profilspezifischen Anstellwinkel beschrieben werden. Mit dem profilspezifischen Anstellwinkel wird die relative Lage des Profils zu den Profilen der anderen Radienstationen bezeichnet. Dieser wird so gewählt, dass im Auslegungspunkt für alle Profile ideale Anströmbedingungen vorliegen. Der Propeller liefert dann bei gegebener Leistung und Anströmgeschwindigkeit einen optimalen Schub. Für andere Betriebspunkte können die Anstellwinkel in den Radienstationen nur noch um den gemeinsamen Wert des Verstellwinkels verändert werden. In Abb. 4.11 ist die Differenz zwischen Anström- und Profilmoment über der Radienstation sowie dem Quotienten aus Umfangsgeschwindigkeit an der Blattspitze und Anströmgeschwindigkeit aufgetragen. Der Verstellmechanismus liefert für die Radienstation 0,7 ideale Anströmbedingungen, da in diesem Bereich des Propellers der meiste Schub erzeugt wird. Wird für beliebige Betriebszustände die Propellerdrehzahl so eingestellt, dass sich der für den Auslegungspunkt definierte Geschwindigkeitsquotient von 5,5 ergibt, so werden alle Propellerbereiche weiterhin richtig angeströmt. Bei der Anwendung in der Höhenplattform richtet sich die Propellerdrehzahl jedoch nach der Schubanforderung. Jede Abweichung des Geschwindigkeitsquotienten vom Idealwert bewirkt eine Erhöhung des aerodynamischen Widerstands und damit das Absinken des Propellerwirkungsgrads.

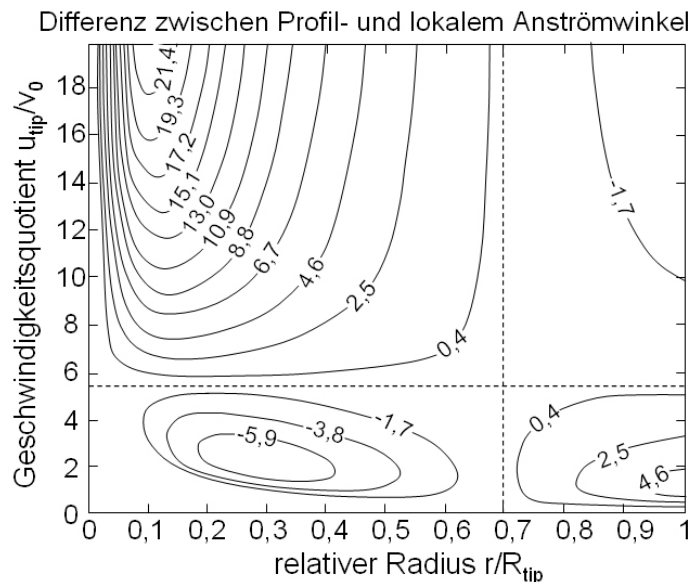


Abbildung 4.11: Fehlanströmung von Propellerabschnitten im Off-Design [61]

Verdeutlicht wird die Abhängigkeit des Propellerwirkungsgrads vom jeweiligen Betriebspunkt durch Abb. 4.12. Hierin ist der Leistungsbeiwert

$$c_P = \frac{P_W}{n^3 \cdot D^5 \cdot \rho_0}, \quad (4.25)$$

über dem Fortschrittsgrad

$$J_P = \pi \cdot \frac{v_0}{u_{tip}}, \quad (4.26)$$

für eine konstante Propellerdrehzahl von 400 1/min aufgetragen. Nach älterer deutscher Literatur wird der Fortschrittsgrad ohne den Faktor  $\pi$  gebildet [116]. In dieser Definition stellt der Fortschrittsgrad ein Maß für den Anströmzustand dar und kann verglichen werden mit der Volumenzahl bei Turbomaschinen. Es ist zu erkennen, dass abhängig von der Anströmung bei konstantem Leistungsbeiwert und damit konstanter Wellenleistung sehr unterschiedliche Propellerwirkungsgrade erzielt werden. In Abb. 4.12 wird deutlich, dass unter anderem während transienter Manöver verschlechterte Propellerwirkungsgrade nicht vermieden werden können.

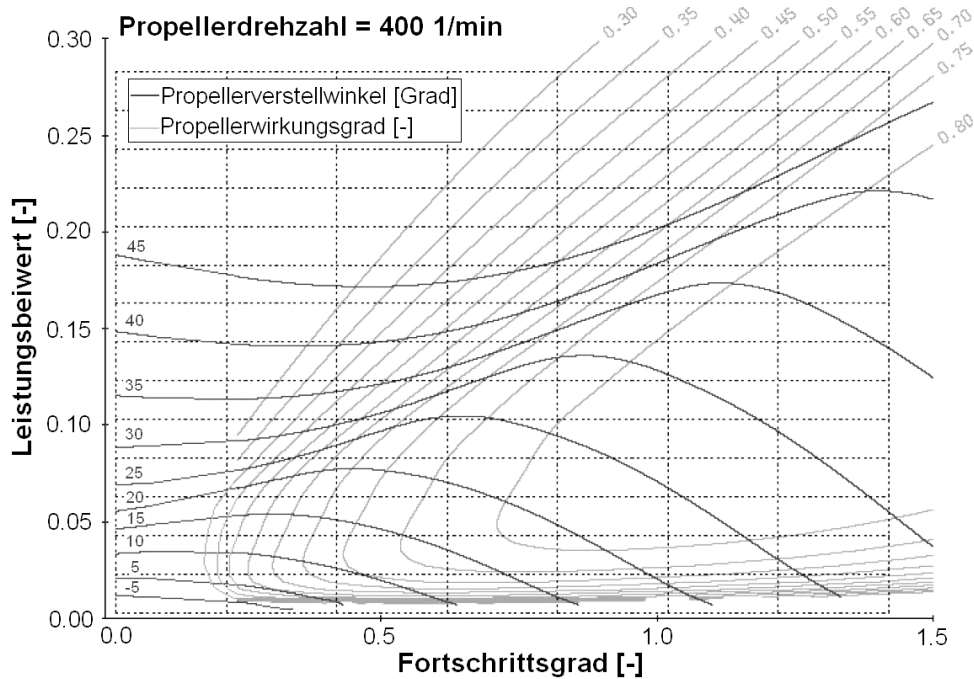


Abbildung 4.12: Kennfeld für die Propellermodellierung

Für das Propellermodell wird ein Satz Kennfelder nach Abb. 4.12 für unterschiedliche Propellerdrehzahlen verwendet. Zwischen den diskreten Propellerdrehzahlen wird linear interpoliert. Diese Kennfelder werden an zwei Stellen verwendet, einmal zur Berechnung des aktuellen Schubs bei gegebener Wellenleistung, zum anderen zur Berechnung der stationären Sollleistung aus dem vom Regler übertragenen Sollschub. Aus dem Sollschub und

der lokalen Anströmgeschwindigkeit werden die Soll Drehzahl der Propellerwelle sowie der Leistungsbeiwert abgelesen. Aus Leistungsbeiwert und Drehzahl kann die Sollleistung an der Welle aus Gl. 4.25 berechnet werden. Für jeden Betriebspunkt wird der Verstellwinkel so eingestellt, dass ein optimaler Propellerwirkungsgrad bei gegebenem Leistungsparameter und Fortschrittsgrad erzielt wird. Der Verstellmechanismus arbeitet im Modell verzögerungsfrei. Um den momentanen Schub zu ermitteln, werden wiederum Kennfelder mit der aktuellen Drehzahl und der lokalen Anströmgeschwindigkeit als Eingangsgrößen ausgelesen. Die Referenzbedingungen für die Kennfelder sind eine Flughöhe von 20km und Standardatmosphäre. Druck- und Temperaturschwankungen werden mit dem Korrekturfaktor

$$KF = \frac{\rho_0}{\rho_{0,S}} = \frac{p_0}{T_0} \cdot \left( \frac{p_0}{T_0} \right)_S^{-1} \quad (4.27)$$

berücksichtigt, mit welchem durch die Proportionalität zwischen Schub und Luftdichte sowohl der aktuelle als auch der Solls Schub beaufschlagt werden. Reynolds- und Macheffekte durch unterschiedliche Betriebsbedingungen können durch die Anwendung in einer Flughöhe von stationär 20km vernachlässigt werden.

## 4.3 Elektromaschinen und Getriebe

Im Rahmen dieser Arbeit wird der Einsatz von Elektromaschinen als Generator und Startermotor an der Gasturbine sowie als Motor zum Propellerantrieb untersucht. Die Aufgabe von Motor und Generator besteht in der Wandlung elektrischer in mechanische Energie und umgekehrt. Dies kann in der Gleichung

$$2\pi \cdot n \cdot M \cdot \eta = \sqrt{3} \cdot U_N \cdot I_N \cdot \cos(\varphi) \quad (4.28)$$

ausgedrückt werden [21]. Dabei kann dieselbe Maschine sowohl als Motor als auch als Generator verwendet werden [21, 96]. Daher werden die Generatoren in den Kraftwerken auch als Startermotoren zum Hochfahren der Gasturbinen betrieben [40]. Für die Anwendung in der Höhenplattform können einige allgemeine Anforderungen an die elektrischen Maschinen in Kraftwerken und Propellerantrieben definiert werden:

- Leistungsvermögen
- Leistungsdichte / Gewicht
- Wirkungsgrade
- Regelung / Betriebsverhalten
- Dynamik

- Betrieb in 20km Flughöhe
- Wartung / Zuverlässigkeit

Für die Generatoren der Kraftwerke ist ein Leistungsvermögen von 50kW, für die Propellerantriebe 25kW pro Einheit projektiert. Für diese Leistungsklassen stehen unterschiedliche Maschinentypen zur Verfügung, wobei für die Anwendung in der Höhenplattform Drehstrommaschinen in der Ausführung als permanenterregte Synchronmaschinen geeignet sind [50]. Synchronmaschinen sind durch moderne Leistungselektronik über einen großen Betriebsbereich einsetzbar. Sie verfügen über hohe Wirkungsgrade und eine hohe Leistungsdichte, sind wartungsarm und bürstenlos, was für den Einsatz bei niedrigen Drücken und Temperaturen günstig ist. In permanenterregter Ausführung sind Regelung und Aufbau gegenüber der fremderregten Ausführung vereinfacht [41]. Permanenterregte Synchronservomaschinen werden bis zu einer Drehzahl von 8000 1/min und einem Drehmoment von maximal 200Nm ausgeführt. Dabei sind schnelllaufende Maschinen mit Getriebe den so genannten High-Torque-Maschinen ohne Getriebe im Leistungsgewicht deutlich überlegen. Im Rahmen dieser Arbeit wird ein Modell des marktgängigen Siemensmotors 1FT6086-8WK7 für die im Antriebsstrang vorgesehenen Elektromaschinen verwendet. Dieser Synchronservomotor erreicht bei Standardbedingungen eine Leistung von 25kW unterhalb der Nenndrehzahl bei  $n=5500$  1/min. Von den konventionellen Synchronmaschinen dieser Leistungsklasse werden die Servomotoren durch Aufbau und Verschaltung ihrer Spulenwicklungen unterschieden. Servomotoren werden in der Industrie wegen ihrer hohen Antriebsdynamik und Stellgenauigkeit verwendet. Sie besitzen eine hohe Leistungsdichte und niedrige Rotorträgheitsmomente, wodurch sie herkömmlichen Synchron- und Asynchronmaschinen dynamisch überlegen sind. In Tab. 4.1 sind die wesentlichen Merkmale dieser Maschine aufgeführt.

$n_N$ [1/min]	$M_0$ [Nm]	$M_N$ [Nm]	$I_0$ [A]	$I_N$ [A]	$TGR$
6000	47	44	61	70	5
$P_N$ [kW]	$m$ [kg]	$J$ [kgm <sup>2</sup> ]	$U_N$ [V]	<b>Kühlungsart</b>	
27,6	26	0,00665	480	Wasserkühlung	

Tabelle 4.1: Motordaten für den Motor 1FT6086-8WK7 von Siemens

Der Siemensmotor ist flüssigkeitsgekühlt. Die Kühlung hat wesentlichen Einfluss auf die Leistungscharakteristik des Motors, wobei eine Flüssigkeitskühlung zu einer deutlichen Leistungssteigerung gegenüber luftgekühlten Motoren führt [50]. In Abb. 4.13 ist die Betriebscharakteristik des Siemens 1FT6086-8WK7 dargestellt. Es wird zwischen dynamischem und stationärem Betriebsbereich unterschieden. Stationärer und dynamischer Betriebsbereich werden jeweils durch das Grenzdrehmoment sowie die Grenzdrehzahl beschränkt. Das Grenzdrehmoment ist eine Maschinenkonstante und wird durch das Kipp-

moment an der Welle definiert. Die Grenzdrehzahl stellt gleichzeitig die Nenndrehzahl dar und ist durch die mechanischen Eigenschaften von Läufer und Lagern definiert. Während die stationäre Betriebsgrenze annähernd konstant ist, knickt die dynamische Betriebsgrenze ab. Im abfallenden Bereich wird das Grenzdrehmoment als Begrenzung durch die Spannungsgrenzkurve oder Feldschwächekurve ersetzt. Diese obere Schranke der Ankerspannung ist eine Funktion über die Drehzahl. Wird sie erreicht, so fließt kein Strom mehr durch die Maschine, da die Spannung des Erregerfelds durch den Motor aufgehoben wird. Bei konstanter Last bleibt der Motor plötzlich stehen. Um dies zu Vermeiden wird ein Sicherheitsabstand von 10% definiert, die maximal zulässige Spannung stellt die Nennspannung dar.

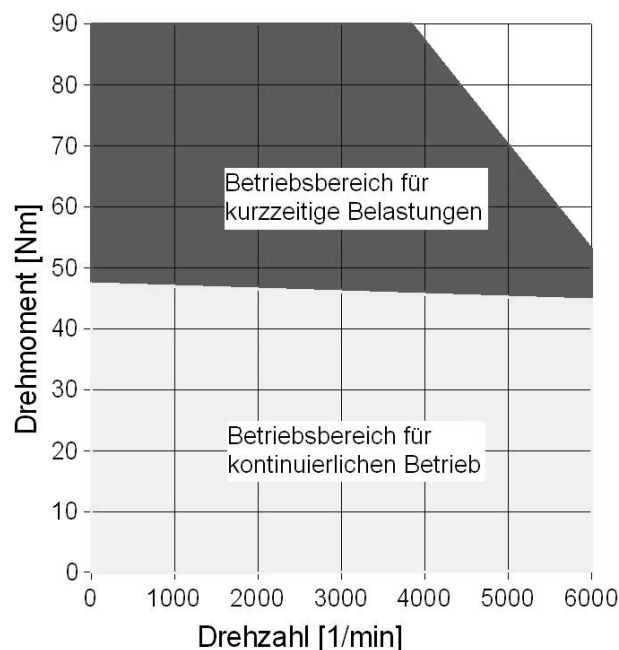


Abbildung 4.13: Betriebscharakteristik der Siemens 1FT6086-8WK7

Für die in Tab. 4.1 aufgeführten Daten ist eine zulässige Betriebshöhe von 1000m über Nullniveau und eine zulässige Temperatur von 40°C angegeben. Mit zunehmender Höhe oder steigender Temperatur nimmt das Leistungsvermögen ab, wobei der Hersteller eine maximale Betriebshöhe von 5000m angibt. Bis zu dieser Betriebshöhe kann angenommen werden, dass für ein konstantes Leistungsvermögen des Motors bei einer Zunahme der Betriebshöhe um 1000m die Temperatur entsprechend um 10K abgesenkt werden muss. Bei größeren Höhen ändern sich die elektrischen Eigenschaften des Motors. Während im Modell weiterhin konstante elektrische Eigenschaften zugrunde gelegt werden, müssten bei einer Realisierung der Synchronmaschine Stator und Rotor bedingt durch die abnehmende Luftdichte besser gegeneinander isoliert werden. Zudem müsste der Einfluss der Betriebshöhe auf die mechanischen Eigenschaften der Maschine untersucht und Kühlung sowie Kühlungsart angepasst werden. Hierzu sind im Rahmen dieser Arbeit keine Unter-

suchungen angestellt worden.

### ***Propellerantriebe***

Bei der Auslegung des Propellerantriebs ist die Antriebsdynamik ein entscheidendes Kriterium. Schubanforderungen des Gesamtreglers der Höhenplattform müssen schnell umgesetzt werden, um die Steuerbarkeit und Positionierung der Höhenplattform zu gewährleisten. Abhängig von der Getriebeübersetzung können bei der Auslegung Drehzahlen und Drehmoment flexibel aufeinander abgestimmt werden, wobei auf die Verwendung mehrstufiger Getriebe verzichtet und ein festes Untersetzungsverhältnis verwendet wird, um einen besseren Getriebewirkungsgrad und ein geringeres Gewicht zu erreichen [78]. Die Wahl des Untersetzungsverhältnisses folgt beim Propellerantrieb dem Ziel einer maximalen Antriebsdynamik und kann aus der Drehmomentbilanz

$$M_{Antrieb} = 2\pi \cdot \left( J_{Antrieb} \cdot \frac{dn_{Antrieb}}{dt} + \frac{J_{Last}}{TGR} \cdot \frac{dn_{Last}}{dt} \right) \quad (4.29)$$

abgeleitet werden. Mit  $J_{Last}$  wird das Trägheitsmoment des Propellers bezeichnet. In 4.29 wird bereits berücksichtigt, dass sich antriebs- und abtriebsseitiges Drehmoment mittels des Untersetzungsverhältnisses  $TGR$  ineinander überführen lassen. Wird jetzt noch  $n_{Antrieb}$  mit Hilfe des Untersetzungsverhältnisses ersetzt, so ergibt sich

$$M_{Antrieb} = 2\pi \cdot \frac{dn_{Last}}{dt} \cdot \left( J_{Antrieb} \cdot TGR + \frac{J_{Last}}{TGR} \right). \quad (4.30)$$

Damit ist der Zusammenhang zwischen Motordrehmoment und Lastbeschleunigung gegeben. Für

$$TGR_{opt}^2 = \frac{J_{Last}}{J_{Antrieb}} \quad (4.31)$$

kann eine geforderte Beschleunigung der Last  $dn_{Last}/dt$  mit minimalem Antriebsdrehmoment  $M_{Antrieb}$  erreicht werden. Umgekehrt ergeben sich bei durch das Antriebsvermögen begrenztem Drehmoment maximale Beschleunigungen der Last. Aufgrund der großen Massenträgheit der Propeller ergibt sich ein sehr hohes optimales Untersetzungsverhältnis. Die Propellerdrehzahlen sind vorgegeben. Daraus resultieren hohe Wellendrehzahlen, welche mit den marktgängigen Motoren dieser Leistungsklasse generell nicht möglich sind. Andererseits ist die Auswahl von Motoren mit größerem Trägheitsmoment durch die Gewichtsanforderungen der Höhenplattform limitiert. Aus dem Datenblatt des Siemens 1FT6086-8WK7 ergibt sich das Untersetzungsverhältnis des einstufigen Festgetriebes zu  $TGR = 5 : 1$ , wenn der gesamte Drehzahlbereich bis zur Nenndrehzahl ausgenutzt wird. Daraus entstehende Nachteile für die Antriebsdynamik werden in Kap. 6.2.1 betrachtet. Bei der Modellierung des Getriebes wird eine Leistungskorrektur über den Wirkungsgrad vorgenommen. Wie in Abb. 4.14 wiedergegeben wird, steigt der Wirkungsgrad mit zunehmender Drehzahl, da relativ zur übertragenen Leistung die Reibungsverluste abnehmen [65].



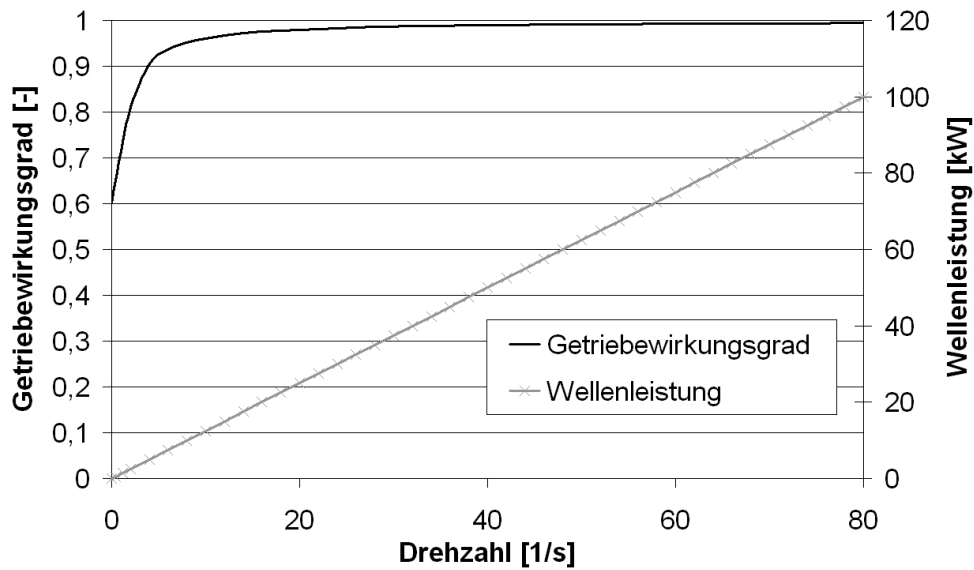


Abbildung 4.14: Getriebemodell mit Wirkungsgradcharakteristik

### Generatoren

Die Auswahl marktgängiger Synchronmaschinen mit Nennleistungen von 50kW ist im wesentlichen auf High-Torque-Maschinen beschränkt, welche eine geringe Leistungsdichte aufweisen. Für die Modellierung der Generatoren ist im Rahmen dieser Arbeit eine Kopplung zweier Maschinen des Typs Siemens 1FT6086-8WK7 vorgesehen, so dass diese auf dieselbe Welle montiert und deren elektrische Anschlüsse parallel geschaltet wären. Die Drehmomente an der Welle sowie die elektrischen Ströme können bei unveränderten Drehzahlen und Betriebsspannungen verdoppelt werden. Die Elektromaschinen der Kraftwerke müssen vor allem im Generatorbetrieb hohe Wirkungsgrade aufweisen und in einem dafür günstigen Drehzahlbereich betrieben werden. Das Übersetzungsverhältnis des einstufigen Festgetriebes wird dementsprechend für den Generatorbetrieb festgelegt. Bei einem Übersetzungsverhältnis von  $TGR = 1 : 3,07$  liegt in der Elektromaschine bei Vollastbetrieb Nenndrehzahl vor. Beim Betrieb als Startermotor ist die wesentliche Anforderung an die Elektromaschine, die Gasturbine schnellstmöglich zu beschleunigen,  $J_{Last}$  aus Gl. 4.31 stellt damit das Trägheitsmoment der Gasturbine dar. Für die Kraftwerke konnte durch die Wahl der Elektromaschine ein nahezu optimales Übersetzungsverhältnis umgesetzt werden.

Bei der Modellbildung für die permanenterregte Synchronmaschine werden ausschließlich Effektivwerte verwendet. Dadurch können alle wesentlichen Betriebsparameter in Kennfeldern abgelegt werden, welche aus den Katalogdaten des Siemens 1FT6086-8WK7 sowie einem im Rahmen dieser Arbeit aufgebauten mathematischen Modell dieser Maschine [50] generiert wurden. Der Leistungsfaktor  $\varphi$  aus Gl. 4.28, womit der Phasenwinkel zwischen Strom und Spannung bezeichnet wird, entfällt. Damit geht ein Maß für die Belastung der Synchronmaschine verloren, so dass der Betriebsbereich im Modell durch Vorgabe

der Grenzspannung eingeschränkt werden muss. Die Spannung der Synchronmaschine besitzt einen zur Rotordrehzahl proportionalen Verlauf. Je nach Belastung (Strom oder Drehmoment) der Maschine ergibt sich ein anderer Proportionalitätsfaktor. In Abb. 4.15 ist die Idealcharakteristik  $U = f(n, M)$  für den verwendeten Synchronmotor zu sehen. Die Proportionalität zwischen Drehzahl und Spannung ist in der Abbildung durch den äquidistanten Abstand zwischen aufeinanderfolgenden Kurven entlang einem konstanten Drehmoment gegeben.

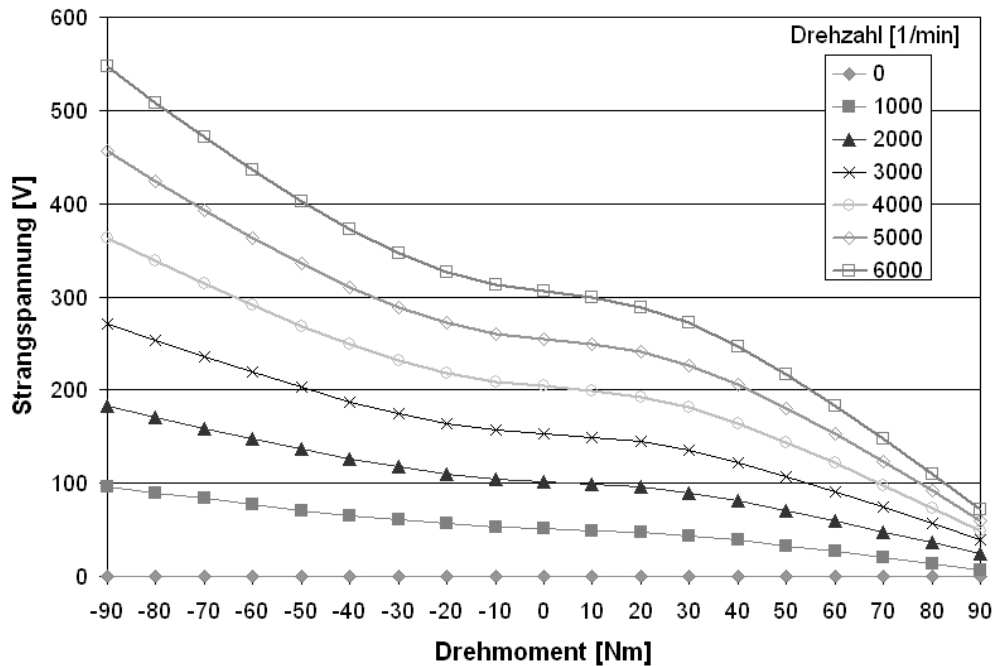


Abbildung 4.15: Spannungscharakteristik des verwendeten Synchronmotors

Eine Erhöhung der Maschinenlast führt mechanisch zu einem größeren Drehmoment und elektrisch zu einem größeren Strom. Zwischen diesen Größen besteht damit ebenfalls ein Zusammenhang  $I = f(M)$ , der im Idealfall eine Gerade darstellt. Um die verlustbehaftete Synchronmaschine zu modellieren, wird die Idealcharakteristik für den Strom mit dem Wirkungsgrad verknüpft. Die Wirkungsgradcharakteristik kann nicht aus dem mathematischen Modell ermittelt werden [93], sondern wird an dieser Stelle der Literatur in Form von Kennfeldern [14, 15] entnommen. Dabei wird die ursprüngliche Charakteristik gemäß Abb. 4.16 beibehalten, die Werte für Drehzahlen, Drehmomente und für Wirkungsgrade werden auf die für den Siemensmotor bekannten Dimensionen übertragen.

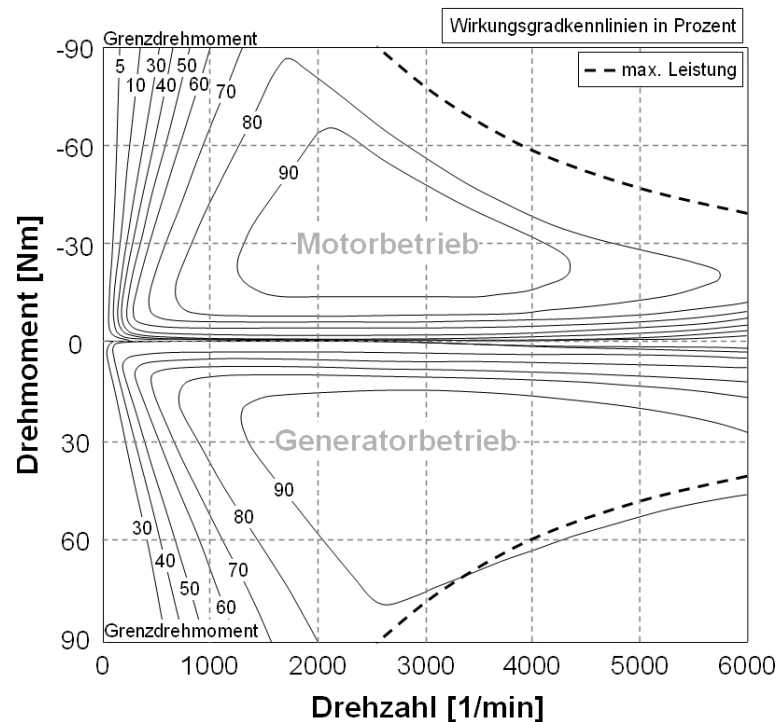


Abbildung 4.16: Wirkungsgradcharakteristik der Synchronmaschine

## 4.4 Pufferbatterie

Mit der Pufferbatterie werden im Antriebsstrang der Höhenplattform nach Kap. 3 verschiedene Aufgaben erfüllt. Die maximale Leistungsabgabe der Pufferbatterie ist auf 50kW projektiert, womit zwischenzeitlich ein Kraftwerk ersetzt werden kann. Der Betrieb von Kraftwerken und Antrieben ist somit weitgehend voneinander entkoppelt. Vorteil der Pufferbatterie ist, dass unterhalb des Leistungslimits jede Leistung ohne physikalische Zeitverzögerung bereitgestellt werden kann. Die Dynamik auf Seiten der Energieerzeugung wird maximiert. Außerdem liefert die Pufferbatterie Energie zur Abdeckung von Leistungsspitzen, welche mit den Kraftwerken allein nicht bewältigt werden können. Der Betrieb der Pufferbatterie hat damit starke Auswirkungen auf die Leistungsregelung der Höhenplattform.

Bei den sekundären Batterien oder auch Akkumulatoren sind drei verschiedene chemische Zusammensetzungen mit unterschiedlichen physikalisch-chemischen Eigenschaften untersucht worden: Blei-Säure-, Nickel-Cadmium und Lithium-Ionen-Batterien [28, 66]. Vor- und Nachteile dieser Batterietypen werden in Tab. 4.2 zusammengefasst. Als Kenngröße wird hier nicht die Stromstärke sondern die Kapazität  $C$  verwendet. Der Quotient aus Entlade- oder Ladestromstärke und Kapazität stellt die Betriebsdauer dar, für welche die

Batterie für die angegebenen Bedingungen betrieben werden kann. Der einzelne Hersteller bestimmt die Entladestromstärke, für welche die von ihm angegebene Kapazität ermittelt wird. Kapazität und Entladestromstärke sind nicht direkt proportional, sondern es gilt die folgende Formel

$$C = I^n \cdot t, \quad (4.32)$$

welche den Peukert-Effekt beschreibt. Der Exponent  $n$  ist die batteriespezifische Peukert-Zahl. Der vom Aufbau der jeweiligen Batterie abhängige Peukert-Effekt [82, 101] bedeutet, dass bei niedrigeren Entladestromstärken der Batterie mehr Strom zu entnehmen ist. Bei Lithium-Ionen Batterien ist der Exponent  $n$  sehr niedrig und liegt je nach Batterie zwischen 1,01 und 1,02. Der Peukert-Effekt macht sich damit erst bei sehr großen Entladestromstärken bemerkbar.

Der Memory-Effekt tritt nur bei Nickel-Cadmium-Batterien auf. Bei unvollständiger Entladung oder zu geringen Ladeströmen bilden sich Cadmium-Kristalle an der negativen Elektrode der Batterie, welche zu einer Absenkung der Kapazität führen. Ebenfalls nur bei Nickel-Cadmium-Batterien tritt der Lazy-Battery-Effekt auf, welcher zum Absinken der Batteriespannung führt. Hingegen positiv wirkt sich der Recovery-Effekt bei Lithium-Ionen-Akkus aus, welcher die Erholung der Batterie nach starken Belastungen beschreibt [82]. Da der Recovery-Effekt allerdings nur durch Pulsladetechniken gezielt ausgenutzt werden kann [118], wird er bei der Auslegung des Batteriesystems der Höhenplattform nicht berücksichtigt. Die Kapazität der Batterie wird daher immer etwas über dem hier ermittelten Wert liegen.

Die in Tab. 4.2 beschriebenen Vor- und Nachteile führen zur Festlegung auf Lithium-Ionen-Batterien als Pufferbatterie in der Höhenplattform. Nickel-Cadmium-Batterien haben zwar gute Lade- und Entladeeigenschaften, die geringe Energiedichte und das geringe elektrochemische Potential machen diesen Batterietyp jedoch zu schwer für den Einbau in die Höhenplattform. Ebenfalls schließen Memory-Effekt und Lazy-Battery-Effekt den für die Anwendung vorausgesetzten flexiblen Betrieb aus. Blei-Säure-Batterien werden bereits in der Luftfahrt als Starterbatterien eingesetzt [25]. Die Starter-Batterie für eine Cessna C208, welche von einem Pratt & Whitney PT6A-114 Turboproptriebwerk angetrieben wird, wiegt 40kg und liefert 10kW Leistung für einen Zeitraum von 20s [104]. Blei-Säure-Batterien sind sehr empfindlich für den Peukert-Effekt, so dass eine höhere Belastung eine weitere Überdimensionierung notwendig macht. Um eine Leistung von 50kW zu erreichen wäre ein Batteriegewicht von 250kg notwendig. Der Ladevorgang dauert bei Blei-Säure-Batterien ein Vielfaches des Entladevorgangs. Bei einem maximalen Ladestrom von  $\frac{C}{3}$  dauert der Ladevorgang 60mal so lange wie die schnellst mögliche nicht destruktive Entladung. Die Anforderung, dass möglichst hohe Kraftwerksströme durch den Akkumulator aufgenommen werden können, kann daher mit Blei-Säure-Batterien nicht umgesetzt werden.

<b>Blei-Säure-Batterien</b> (ec:elektro-chemisch)	<b>Nickel-Cadmium-Batterien</b>	<b>Lithium-Ionen-Batterien</b> (als Polymerelektrolyt)
<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ höchste Entladeströme (20C)</li> <li>⊕ völlige Entladung möglich</li> <li>⊕ wartungsfreie Ausführungen</li> <li>⊕ Lebensdauer: 400 Vollzyklen</li> <li>⊕ kein Memory Effekt</li> <li>⊕ kein Lazy-Battery-Effekt</li> <li>⊕ preiswert</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ hohe Entladeströme (15C)</li> <li>⊕ völlige Entladung möglich</li> <li>⊕ hohe Ladeströme (15C)</li> <li>⊕ Lebensdauer: 2000 Vollzyklen</li> <li>⊕ Peukert-Empfindlichkeit gering</li> <li>⊕ temperaturunempfindlich</li> <li>⊕ robust</li> <li>⊕ preiswert</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ höchstes ec. Potential (4,2V)</li> <li>⊕ höchste Energiedichte</li> <li>⊕ bis 160Wh/kg</li> <li>⊕ wartungsfrei</li> <li>⊕ gute Umweltverträglichkeit</li> <li>⊕ robust</li> <li>⊕ formvariabel</li> <li>⊕ kein Memory-Effekt</li> <li>⊕ Peukert-Empfindlichkeit gering</li> <li>⊕ kaum Selbstentladung</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ lange Ladezeiten (8 Stunden)</li> <li>⊕ geringste Energiedichte (30-50Wh/kg)</li> <li>⊕ empfindlich für Peukert-Effekt</li> <li>⊕ geringe Umweltverträglichkeit</li> <li>⊕ geringe Betriebssicherheit</li> <li>⊕ temperaturempfindlich</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ geringstes ec. Potential (1,2V)</li> <li>⊕ geringe Energiedichte (40-60Wh/kg)</li> <li>⊕ hohe Verluste (hohe Ströme)</li> <li>⊕ geringste Umweltverträglichkeit</li> <li>⊕ geringe Betriebssicherheit</li> <li>⊕ Memory-Effekt</li> <li>⊕ Lazy-Battery-Effekt</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ keine Tiefentladung (&lt;10-15%)</li> <li>⊕ nur 60% der Kapazität nutzbar</li> <li>⊕ Regelung komplex</li> <li>⊕ Lebensdauer &lt;250 Vollzyklen</li> <li>⊕ nur mittlere Ströme (1C-3C)</li> <li>⊕ temperaturempfindlich</li> <li>⊕ teuer</li> </ul>

Tabelle 4.2: Eigenschaften sekundärer Batterien

Bei Lithium-Ionen-Batterien können nur 60-70% der Kapazität genutzt werden, um Beschädigungen durch Umpolung im niederen Ladebereich oder schlechte Ladewirkungsgrade oberhalb 0,80 des Ladezustands zu vermeiden. Dennoch sind sie aufgrund ihrer hohen Energiedichte der leichteste Batterietyp. Bei der Auslegung hat die Betrachtung marktgängiger Systeme mehrerer Hersteller zu den in Tab. 4.3 zusammengestellten Charakteristika geführt [28]. Um die geforderten Leistungen zu erreichen werden 45 einzelne Lithium-Ionen-Zellen in Serie zu einem einzigen Pufferbatterieblock zusammengeschaltet. Bei einer Serienschaltung werden die Spannungen der einzelnen Zellen addiert, die Kapazität sowie die maximalen Lade- und Entladeströme bleiben gleich. Die Pufferbatterie wird als ein einzelner Block ausgeführt. Dies stellt die beste Lösung in Bezug auf die Verluste sowie die Systemkomplexität dar. Bei einer maximalen Entladung von 3C wird eine Leistung von 54kW abgegeben, die maximale Ladestromstärke ist 1C, wodurch der schnellste Ladevorgang dreimal so lange dauert wie die schnellste Entladung.

	<b>Zelle</b>	<b>Block</b>
<b>Kapazität</b>	110Ah	110Ah
<b>Spannungsbereich</b>	2,8 - 4,2V	124-189V
<b>Max. Entladestrom</b>	330A	330A
<b>Max. Ladestrom</b>	110A	110A
<b>Gewicht</b>	2,75kg	123,75
<b>Cycle life 3C</b>	250	250
<b>Maße</b>	230x63x45 (mm)	230x945x435 (mm)
<b>Energiedichte</b>	160Wh/kg	160Wh/kg

*Tabelle 4.3: Charakteristika der Lithium-Ionen-Batterie*

Das Modell der Pufferbatterie besteht aus Blöcken für die Lithium-Ionen-Batterie, einen Lade-/Entladeregler sowie die Leistungselektronik. Mit Leistungselektronik wird hier ein DC/DC-Wandler bezeichnet, welcher durch Wirkungsgradcharakteristiken für Lade- und Entladebetrieb [27] beschrieben wird. Die Wirkungsgrade der Pufferbatterie hängen vom Reaktionsträger, der Temperatur und vom fließenden Strom ab. Es wird zwischen Lade- und Entladevorgang unterschieden. Beim Entladewirkungsgrad ist die Abhängigkeit vom fließenden Strom linear. Verluste resultieren ausschließlich aus dem inneren Widerstand der Batterie [100]. Der Ladewirkungsgrad wiederum hängt zusätzlich vom Ladezustand der Batterie ab [100]. Ladeverluste von Lithium-Ionen-Batterien wurden aus der Literatur entnommen [102]. Die Wirkungsgrade erreichen bei Lithium-Ionen-Batterien bei einer Betriebstemperatur von 23°C ein Optimum. Diese Temperatur muss durch ein Temperaturmanagement eingehalten werden [90]. Beispiele für ein Temperaturmanagement finden sich in der Literatur [112], werden bei der Auslegung des Antriebsstrangs allerdings nicht berücksichtigt. Ebenfalls wird die Batteriealterung in Abhängigkeit der Zyklenzahl nicht

modelliert. Bei Lithium-Ionen-Batterien wird eine Lebensdauer von 250 Vollzyklen bei maximalen Entladeströmen (3C) und 600 Vollzyklen bei Entladeströmen von 1C angegeben.

Das Funktionsprinzip des Lade-/Entladereglers ist in Abb. 4.17 gezeigt. Der Ladevorgang folgt einem Constant Current / Constant Voltage CCCV Prinzip [74], nach welchem beginnend bei niedrigen Ladezuständen SOC (Status of Charge) so lange mit konstantem maximalem Ladestrom geladen wird, bis die maximale Ladespannung erreicht wird. Danach wird weiterhin mit konstanter maximaler Ladespannung geladen, wobei die Ladeströme mit steigendem Ladezustand stark abfallen. Für Strom und Spannung werden die Betriebscharakteristika jeweils über SOC aufgetragen. Beim Entladen wird aus der Leistungsvorgabe und dem aktuellen Spannungswert der Pufferbatterie ein Sollwert für den Strom ausgerechnet. Der Entladestrom wird auf den maximalen Entladestrom begrenzt. Für die Spannungsberechnung ist einmal der Verlauf der Spannung über dem Ladezustand aufgetragen [66]. Zudem hängt die Spannung vom Wert des Entladestroms ab, so dass ein zusätzlicher Korrekturfaktor  $C_U$  für die Spannung gebildet wird. Das Produkt aus Spannung und Korrekturfaktor liefert den neuen Spannungswert, welcher für den nächsten Zeitschritt bereitgestellt wird.

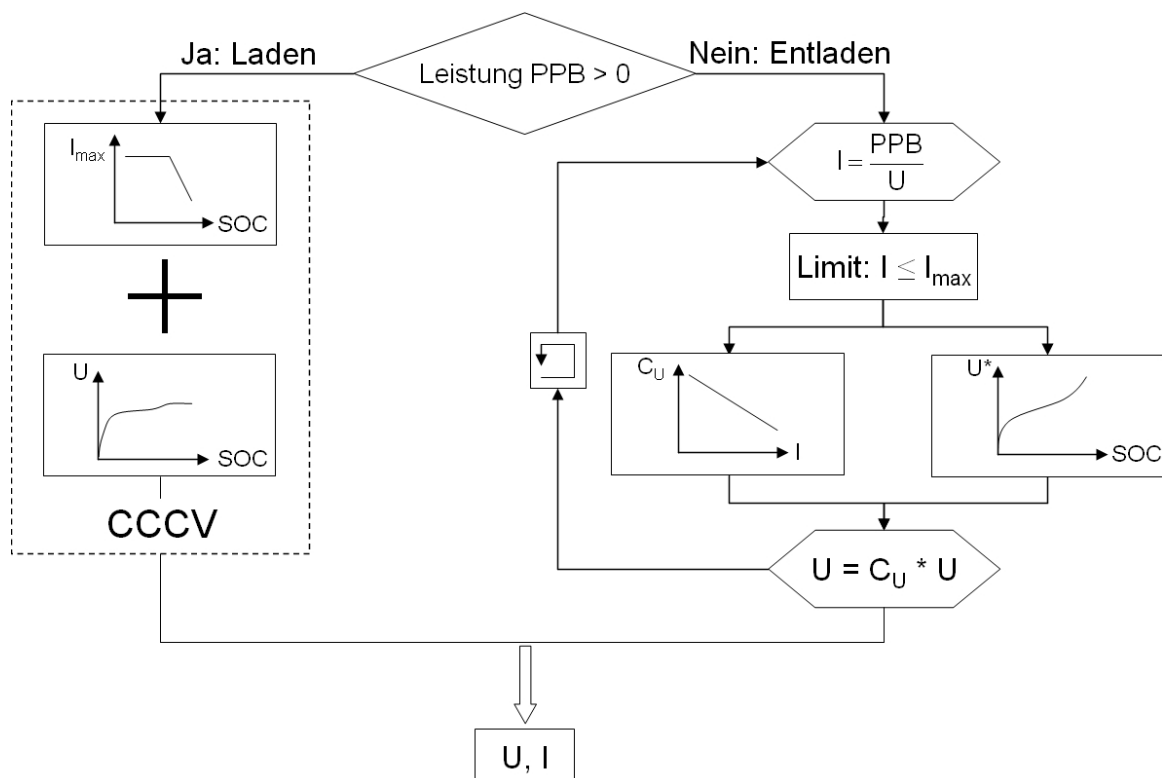


Abbildung 4.17: Lade-/Entladeregler der Pufferbatterie

Der Batteriebetrieb wird zum Schutz vor Umpolarisierung – und damit Zerstörung der Zellen – auf einen minimalen Ladezustand von 20% beschränkt. Bei hohen Ladezuständen sinkt gemäß Abb. 4.18 der Ladewirkungsgrad, so dass der Ladevorgang bei einem Ladezustand von 80% der Batteriekapazität gestoppt wird. Durch diese Beschränkungen ist eine maximale Betriebsdauer der Pufferbatterie von 11,5 Minuten bei maximaler Entladeleistung möglich. Die maximal zu entnehmende Entladeleistung beträgt 54kW. Die für die Batterie wirksame Stromstärke ergibt sich aus einer Verknüpfung der Idealcharakteristik mit den Wirkungsgradcharakteristika und den Korrekturen für den Peukert-Effekt.

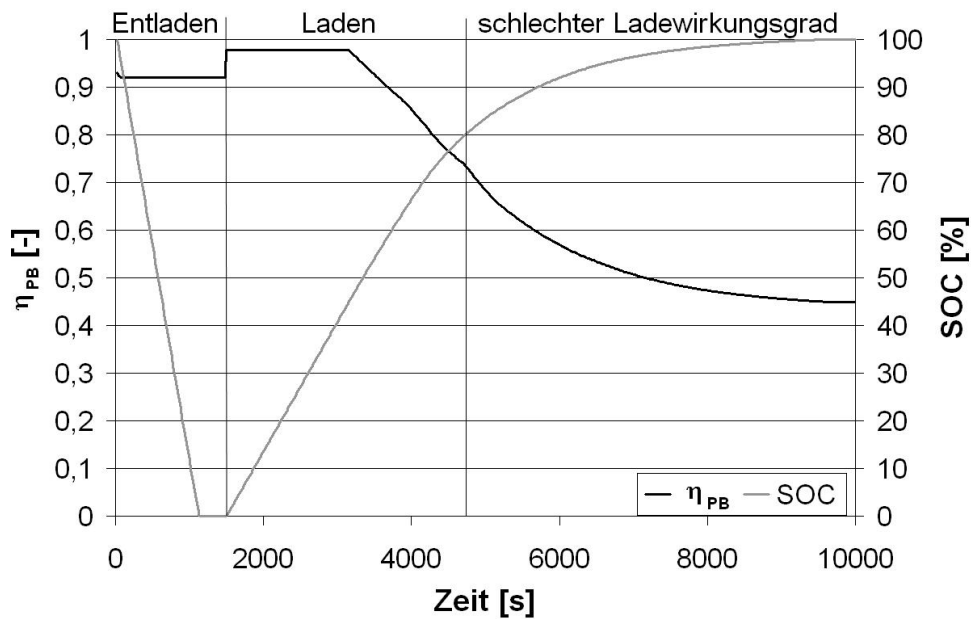


Abbildung 4.18: Lade-/Entladewirkungsgrad der Lithium-Ionen-Batterie bei maximalen Strömen

In Abb. 4.18 ist der Entlade- und Ladewirkungsgrad, in Abb. 4.19 die Entlade- und Ladeleistung bei jeweils maximalen Strömen abgebildet. Die oben definierten Beschränkungen des Betriebsbereichs werden hierfür nicht angewandt, um das Systemverhalten zu verdeutlichen. Entladestromstärke sowie Entladewirkungsgrad bleiben über den Entladevorgang konstant, wobei Batteriespannung und Entladeleistung zurückgehen. Wirkungsgrad und nutzbare Batteriekapazität nehmen bei langsamerer Entladung deutlich zu. Der Grund dafür kann auf einfache Weise klar gemacht werden: Bei maximaler Ladung mit 1C oder 110A sind die effektiven Ladeströme um den Wirkungsgrad geringer. Umgekehrt sind bei maximaler Entladung mit 3C oder 330A die effektiven Entladeströme in der Batterie um den Wirkungsgrad höher. Bessere Entladewirkungsgrade bedeuten daher eine größere nutzbare Kapazität. Anschließend wird die Batterie in CCCV Betriebsweise mit maximaler Stromstärke von 1C aufgeladen. Oberhalb etwa 45% des Ladezustands beginnt



der Ladewirkungsgrad deutlich abzufallen, die Verluste werden nach Umschalten auf den CV Lademodus signifikant. In Abb. 4.18 beziehungsweise Abb. 4.19 ist die Ladestromstärke bei CC Laderegelung nicht konstant, da der ideale Ladestrom des Reglers mit der Wirkungsgradcharakteristik des Batteriemodells verknüpft ist.

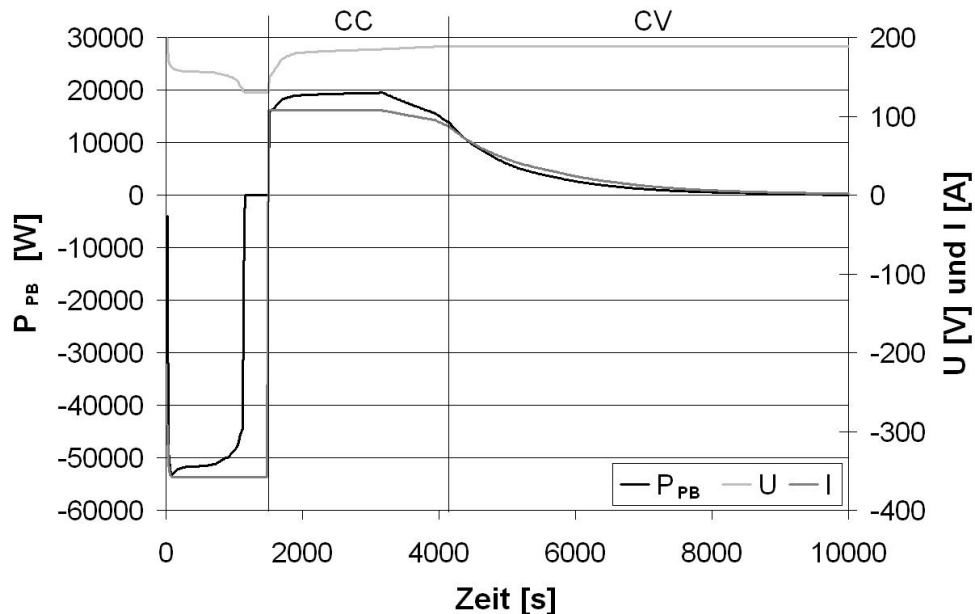


Abbildung 4.19: Lade-/Entladeleistung der Lithium-Ionen-Batterie bei maximalen Strömen

## 4.5 Leistungsnetz und Leistungselektronik

Es wird ein gemeinsames Leistungsnetz für Antriebsstrang und Bordsysteme ausgelegt, um eine größtmögliche Variabilität für den Betrieb der Komponenten zu erreichen. Um die permanenterrregten Synchronservomaschinen bei variablen Drehzahlen zu betreiben ist eine Frequenzmodulation notwendig. Wird das Leistungsnetz als Drehstromnetz konzipiert, so müssen Frequenzumrichter verwendet werden, welche den Strom im Zwischenkreis gleichrichten, um ihn bei der anschließenden Wechselrichtung mit der neuen Frequenz zu modellieren [113]. Die Wechselrichtung nach dem Zwischenkreis entfällt bei der Auslegung des Leistungsnetzes als Gleichstromnetz. Ebenfalls sind die Leiterverluste bei Gleichstrom geringer als bei Dreh- oder Wechselstrom [64]. Aufgrund der genannten Vorteile wird das Leistungsnetz als Gleichstromnetz ausgelegt.

Die Netzspannung wird an der Nennspannung der elektrischen Maschinen von 480VAC ausgerichtet und beträgt 679VDC. Als Leitermaterial wird Kupfer ausgelegt. In den Leitern treten durch den spezifischen Widerstand des Leitermaterials Spannungsverluste auf.

Diese werden in Abhängigkeit von der Temperatur mit

$$\Delta U = \varphi_w(T) \cdot \frac{l}{A} \cdot I \quad (4.33)$$

angegeben [38], wobei  $l$  die Leiterlänge,  $A$  den Leiterquerschnitt und  $\varphi_w(T)$  den spezifischen Widerstand mit

$$\varphi_w(T) = \varphi_{w,0} \cdot [1 + \alpha(T - T_0)] \quad (4.34)$$

bezeichnen. Die Konstante  $\alpha$  stellt den Temperaturkoeffizienten dar, welcher für Kupfer einen Wert von  $0,0039 \frac{1}{K}$  einnimmt. Der spezifische Widerstand von Kupfer bei  $T_0 = 293,15K$  beträgt  $1,78 \cdot 10^{-8} \Omega m$ . Die Temperatur des Leiters ergibt sich aus den fließenden Strömen und der Kühlung durch die umgebende Luft. Ein Temperaturmanagement wird an dieser Stelle vernachlässigt, es wird eine konstante Leitertemperatur von  $235K$  angenommen. Dieser Wert reflektiert die Umgebungstemperatur in  $20km$  Flughöhe sowie die durch Leiterverluste induzierte Erwärmung. Wie aus Gl. 4.33 hervorgeht, wurde der Leiterquerschnitt so festgelegt, dass in Abhängigkeit des Stroms die von Laures [64] angegebenen Verluste für Hochspannungsnetze in einer Größenordnung von einem Prozent nicht überschritten werden.

Durch die Größe der Höhenplattform und den Abstand der Propellerantriebe von der Mittelachse ergibt sich eine Gesamtlänge aller Leiter des Antriebsstrangs von etwa  $480m$ . Der Aufbau des Leistungsnetzes ist in Abb. 4.20 skizziert. Die mit Buchstaben gekennzeichneten Leiterabschnitte werden für jeweils unterschiedliche Leistungen ausgelegt. In den

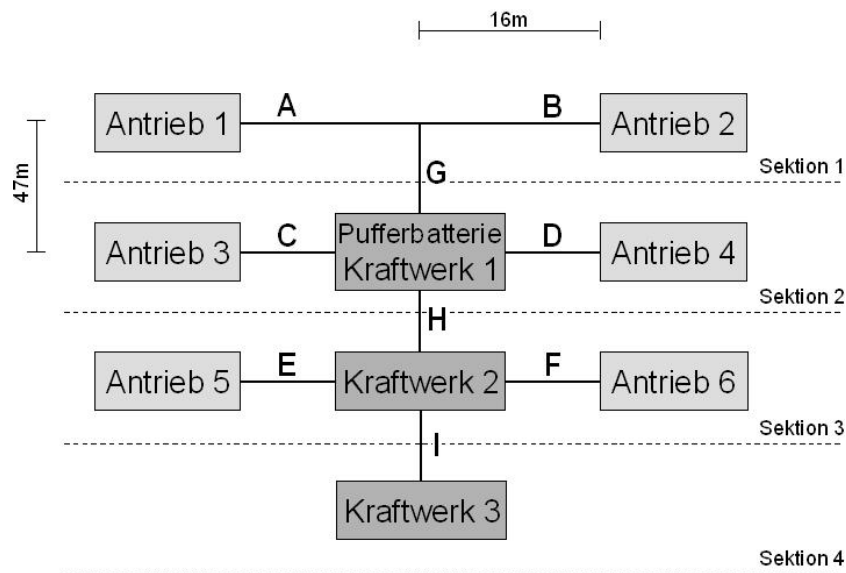


Abbildung 4.20: Aufbau des Leistungsnetzes

Abschnitten A-F werden nur die Leistungen für den Propellerantrieb übertragen, so dass nach den oben beschriebenen Formeln hier der kleinste Leiterquerschnitt mit  $3mm$  vorliegt. In den Abschnitten I und G werden jeweils maximal  $50kW$  Leistung transportiert,

weshalb der Leiterquerschnitt auf 4mm vergrößert wird. Die Pufferbatterie ist in Sektion 2 angeordnet, da von hier die kürzesten Entfernungen zu den Verbrauchern vorliegen und damit die Leiterverluste minimiert werden können. Aus demselben Grund wird Kraftwerk 1 bei niedrigen Antriebsleistung zur Energieversorgung betrieben, und Kraftwerk 2 und 3 werden nach Bedarf zu- oder abgeschaltet. Zwischen Sektion 2 und 3 werden die höchsten Leistungen transportiert, der Leiterquerschnitt wird zu 5mm bestimmt [27, 64].

In Abb. 4.21 ist die Verlustcharakteristik des Leistungsnetzes über der Gesamtleistung bei stationärem Betrieb abgebildet. Bei stetig steigender Leistungsanforderung reicht bei diskreten Leistungsniveaus die Leistung eines einzelnen oder von zwei Kraftwerken nicht mehr aus. Werden nur die Kraftwerke ohne zusätzlichen Strom aus der Pufferbatterie betrieben, so treten jeweils nach Start eines weiteren Kraftwerks erhöhte Leiterverluste auf, da gemäß Kap. 5.3 zunächst Kraftwerk 1 in den niederen Teillastbereich zurückgefahren und das neu gestartete Kraftwerk bei Vollast betrieben wird. Die Leitungswege von Kraftwerk 2 oder 3 zu den vorderen Propellerantrieben sind nach Abb. 4.20 groß und die Leiterverluste steigen jeweils sprunghaft an. Erst bei noch größeren Gesamtleistungen steigt die Leistung in Kraftwerk 1 wieder, die vorderen Antriebe werden zunehmend von diesem Kraftwerk versorgt und die Leiterverluste gehen zunächst zurück, um dann durch die weiter anwachsende Gesamtleistung wieder anzusteigen. Durch das Hinzunehmen der Pufferbatterie zur Deckung von Leistungslücken bis 30kW können lange Leitungswege weitgehend vermieden werden, da beim Start eines weiteren Kraftwerks zunächst die Pufferbatterieleistung zurückgenommen wird und die vorderen Antriebe somit weiterhin von Kraftwerk 1 versorgt werden.

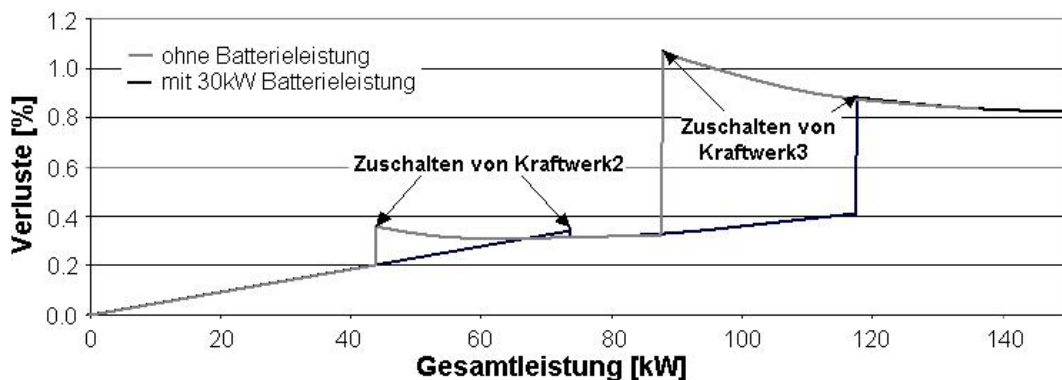


Abbildung 4.21: Leiterverluste des Antriebsstrangs

An der Schnittstelle des Gleichstromnetzes zu Synchronservomaschinen und Pufferbatterie werden Frequenzumrichter sowie Spannungswandler verwendet. In marktgängigen Frequenzumrichtern werden IGBT-Bauelemente eingesetzt. Die Verluste von IGBT-Bausteinen setzen sich aus Durchlassverlusten, Schaltverlusten und sonstigen Verlusten

zusammen [73]. Die Gruppe der sonstigen Verluste besitzt einen Verlustanteil von unter einem Prozent und wird in der Folge vernachlässigt. Durchlassverluste und Schaltverluste können mit

$$P_V = U_{Sättigung} \cdot I + (W_{ON} + W_{OFF}) \cdot f_{Netz} \quad (4.35)$$

beschrieben werden, wobei der erste Term in Gl. 4.35 die Durchlassverluste darstellt, welche durch den Spannungsabfall innerhalb des Bausteins entstehen, und der zweite Term die Schaltverluste. In der Klammer stehen die über den Betriebsbereich konstanten Verlustenergien beim An- und Abschalten. Zahlenwerte für die Sättigungsspannung und die Verlustenergien finden sich in den Angaben von Herstellern. In dieser Arbeit werden Daten von EUPEC/Infinition verwendet [27, 79]. Im unteren Leistungsbereich führen die Verluste bei den Schaltvorgängen zu schlechten Wirkungsgraden, bei ansteigenden Leistungen konvergiert der Wirkungsgrad gegen einen Wert abhängig von Sättigungs- und Strangspannung. Der Verlauf des Wirkungsgrads ist zusammen mit der Verlustcharakteristik des Spannungswandlers in Abb. 4.22 aufgetragen. Die hier abgebildete Charakteristik ist auch für einen Betrieb in einer Flughöhe von 20km zutreffend [83]. Für die Leistungselektronik der Synchronservomaschinen müssen die Charakteristika des Frequenzumrichters und des Spannungswandlers durch Multiplikation kombiniert werden, bei der Pufferbatterie wird nur die Charakteristik des Spannungswandlers benötigt.

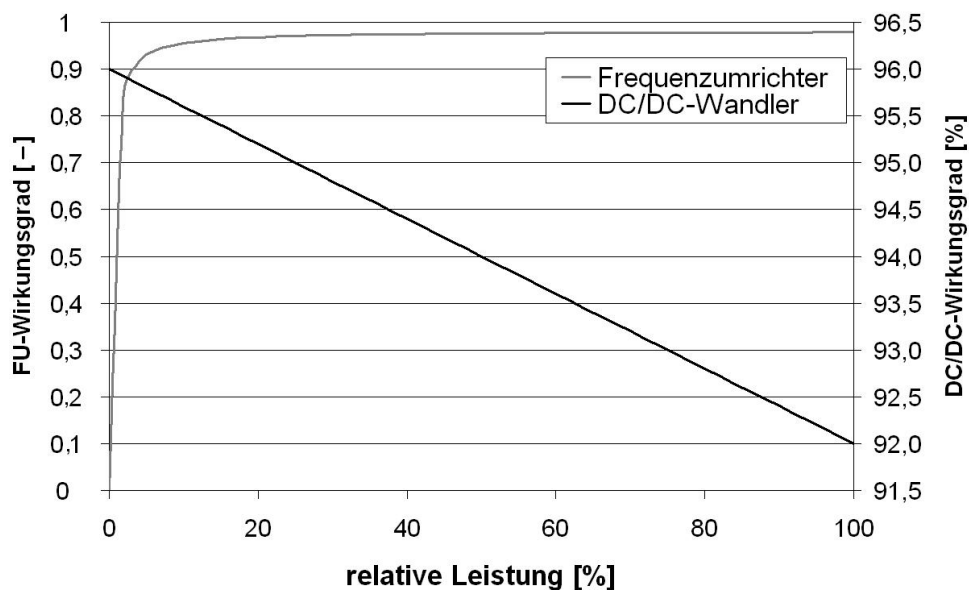


Abbildung 4.22: Wirkungsgradverläufe für Frequenzumrichter und Spannungswandler

Wie in Abb. 4.21 zu sehen, ist die Verlustcharakteristik des Leistungsnetzes vom Betrieb weiterer Komponenten des Antriebsstrangs abhängig. Durch die Wechselwirkungen zwischen einzelnen Komponenten ist es insbesondere für den Aufbau von Regelungen notwendig, die Integration der Komponentenmodelle in das Gesamtmodell zu betrachten.

## Kapitel 5

# Modellbildung für den gesamten Antriebsstrang

Mit Matlab Simulink können Subsysteme definiert und funktionale Einheiten zu Blöcken zusammengefasst werden. Dem entsprechend werden für das Simulink-Modell des Antriebsstrangs Blöcke nach physikalischen Merkmalen gebildet und in Ebenen abgelegt. Ebene 1 stellt gemäß Abb. 5.1 die Datenschnittstelle zum Regelungssystem der Höhenplattform dar. Von diesem Regelungssystem werden die jeweiligen Schubanforderungen und die lokalen Anströmgeschwindigkeiten bezogen. Alle weiteren Systemgrößen wie zum Beispiel der Brennstoffmassentrom werden innerhalb des Modells des Antriebsstrangs geregelt und nur noch zur Überwachung an das Regelungssystem übergeben. Daher wird in Ebene 2 neben den funktionalen Gruppen Kraftwerke, Pufferbatterie, elektrische Leitungen, sowie Antriebe auch der Leistungsregler eingeführt, in welchem die gesamten Schnittstellengrößen aus den Komponentenmodellen zusammenlaufen. Hier wird die Energieerzeugung auf den Energiebedarf der Antriebe und Bordsysteme abgestimmt. Der Leistungsregler wird in Kap. 5.3 ausführlich behandelt. In Ebene 3 werden die funktionalen Gruppen in die Kraftwerke 1 bis 3 und die Antriebe 1 bis 6 aufgeschlüsselt. In Ebene 4 ist neben den Komponentenmodellen von Kraftwerken, Pufferbatterie sowie Antrieben auch der Antriebsregler angeordnet. Gemäß Kap. 5.2 wird hierin der Motorregler um einige Schnittstellengrößen aus Propeller und Getriebe erweitert. Unter anderem liegt dem Antriebsregler die gesamte Trägheit eines Antriebs zugrunde. Bei den Kraftwerken hingegen wird der Generatorbetrieb der Synchronservomaschinen durch den Brennstoffregler auf Ebene 5 gesteuert. Für den Kraftwerksstart ist gemäß Kap. 5.1 zudem eine Steuereinheit im Komponentenmodell der Synchronservomaschine implementiert. Weiterhin ist neben der Steuerung der Synchronmaschine und dem Brennstoffregler nach Kap. 5.1 auch der Lade- und Entladeregler der Pufferbatterie auf Ebene 5 für den Kraftwerksstart von Bedeutung. Im Gegensatz zum Modell der Pufferbatterie ist in den Synchronmaschinenmodellen die Leistungselektronik bereits integriert.

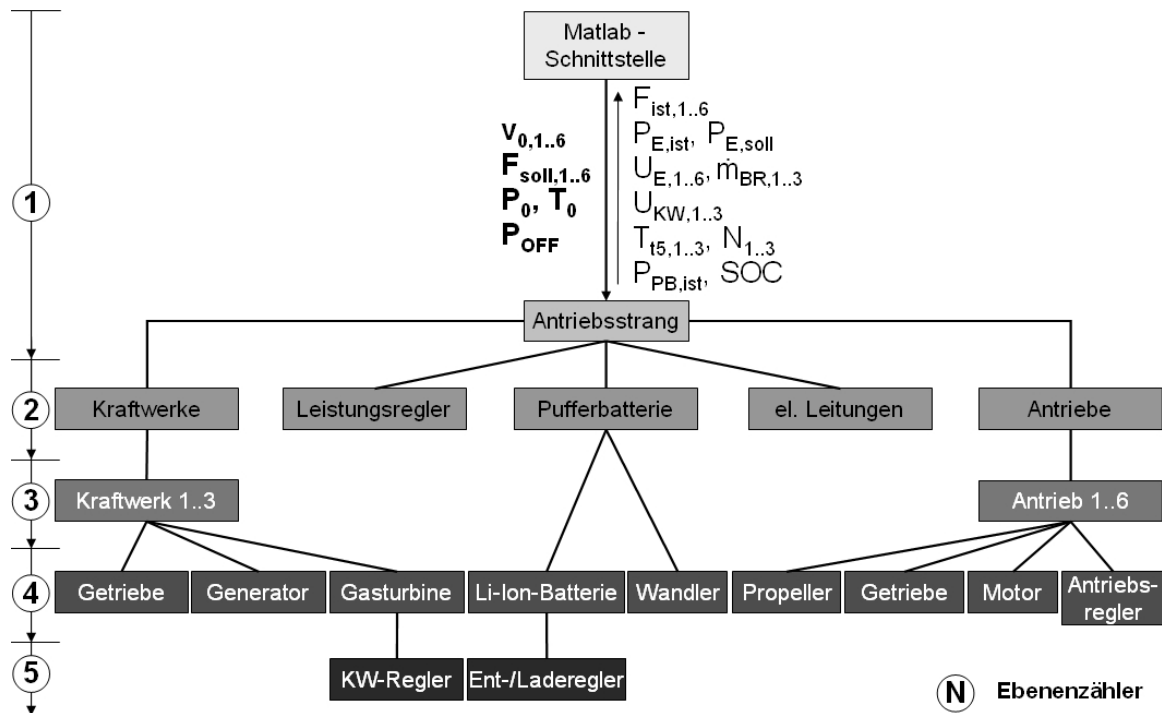


Abbildung 5.1: Aufbau des Antriebsmodells

## 5.1 Kraftwerke

Die drei Kraftwerke sind im Aufbau gleich, unterscheiden sich aber hinsichtlich ihrer Betriebsweise. Kraftwerk 1 wird zu Beginn der Mission gestartet und permanent betrieben. Ein Abschalten von Kraftwerk 1 ist nicht vorgesehen, stattdessen ist Teillastbetrieb möglich. Die Kraftwerke 2 und 3 werden jeweils nur bei entsprechendem Leistungsbedarf gestartet und ausschließlich bei Volllast betrieben. Diese Kraftwerke werden abgeschaltet, wenn der Leistungsbedarf sinkt und die Energieversorgung mit weniger Kraftwerken möglich ist. Entsprechende Steuerroutinen sind Gegenstand von Kap. 5.3. Für die Kraftwerksmodelle bedeutet dies, dass Kraftwerk 1 über einen Teillastregler verfügt, die Kraftwerke 2 und 3 dagegen über einen Abschaltmechanismus, durch welchen die Gasturbinen kontrolliert herunterfahren. Der Startvorgang hingegen wird bei allen drei Kraftwerken auf gleiche Weise modelliert.

Um auf starke Windschwankungen und damit Leistungsschwankungen entsprechend reagieren zu können, ist eine Minimierung der Startdauer erforderlich. Die verschiedenen Phasen des Startvorgangs sind von Beyene und Kim [7, 45] abgeleitet. Zur Beschleunigung des Gasturbinenrotors wird die Synchronmaschine als Startermotor verwendet, was als ‚Schleppen‘ bezeichnet wird. Die Steuerung des Startermotors erfolgt gemäß Abb. 5.2 über die Drehzahl. Zu Beginn des Startvorgangs wird die Turbomaschine ausschließlich durch den Startermotor angetrieben. Dabei wird für den zeitlichen Verlauf der in Abb.

5.2 gezeigten Größen angenommen, dass wie beim Start von Turboflugtriebwerken das komplette Leistungsvermögen der Pufferbatterie zur Verfügung steht [1]. Beim Anfahren aus dem Stillstand wird die Motorleistung zunächst durch das konstante, maximale dynamische Grenzmoment  $M_{E,dyn,max}$  der Synchronmaschine begrenzt. Oberhalb einer mechanischen Drehzahl  $n = 21391/s$  wird das Drehmoment  $M_E$  des Startermotors durch das Leistungsvermögen der Pufferbatterie beschränkt. Die Leistungsgrenze der Synchronservomaschine wird nicht erreicht. Die umgesetzte mechanische Leistung ist durch die variierenden Wirkungsgrade von Synchronmaschine und Leistungselektronik nicht konstant. Für das Beschleunigungsgesetz mittels Synchronmaschine ergeben sich

$$\Delta n = TGR \cdot \frac{\Delta P_W}{4\pi^2 \cdot J \cdot n_E}$$

mit

$$J = J_E + TGR^2 \cdot J_{CT} \quad (5.1)$$

Mit  $\Delta P_W$  wird die mechanische Leistung an der Synchronmaschinenwelle bezeichnet, welche identisch ist mit der Überschussleistung in der Leistungsbilanz zwischen Turbine und Verdichter unter Berücksichtigung der Wellenverlustleistung. Davon abgeleitet kann das Überschussmoment der Gasturbine einmal zur Beschleunigung und zum anderen als Lastmoment zur Einspeisung in den Generator verwendet werden.

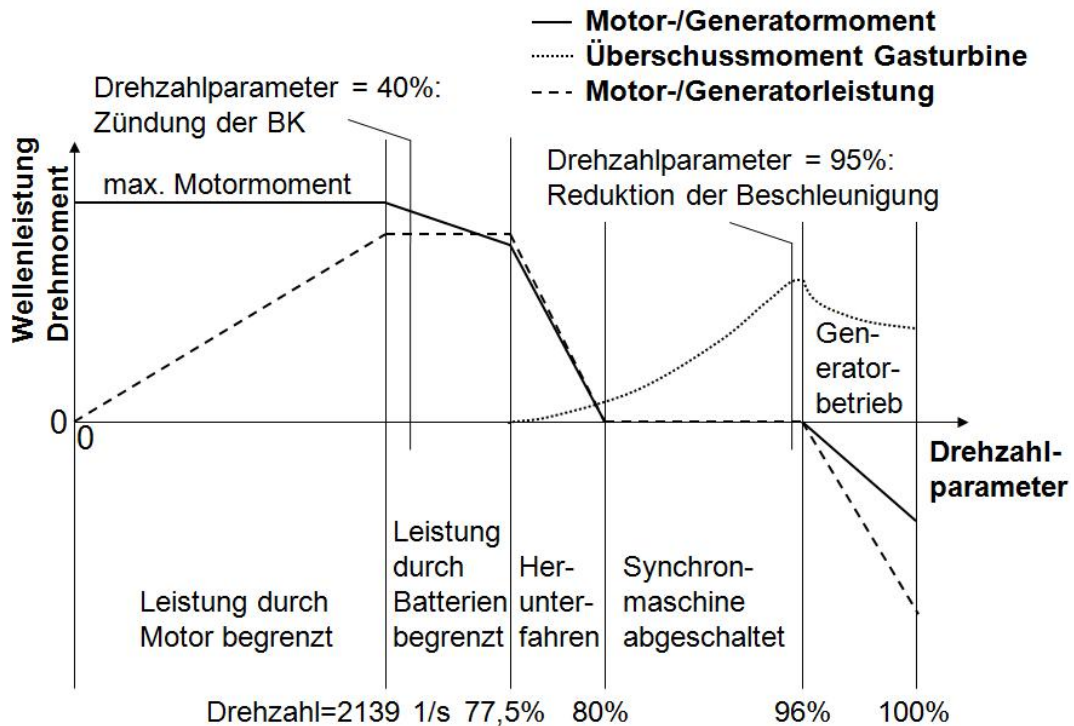


Abbildung 5.2: Qualitative Verläufe von Drehmomenten und Leistung beim Kraftwerksstart

Nach erfolgter Zündung der Brennkammer bei einem Drehzahlparameter von 40% wird weiterhin durch den Startermotor beschleunigt. Das Beschleunigungspotential der Gasturbine ist durch den geringen Pumpgrenzenabstand im unteren Drehzahlbereich gering, so dass der Brennstoffmassenstrom durch den Brennstoffregler der Gasturbine bis auf den stationären Wert des jeweiligen Betriebspunkts nachgeführt wird. Im Startermotor fällt nun mehr Überschussleistung zur Beschleunigung der Welle an. Bei einem Drehzahlparameter von 77,5% wird der Eigenanteil der Gasturbine an der Beschleunigung langsam erhöht. Ebenfalls wird die Motorleistung sukzessive verringert. Die Beschleunigung der Welle setzt sich in diesem Abschnitt aus den Gleichungen 4.21 und 5.1 zusammen. Die Leistung des Startermotors wird bis zu einem Drehzahlparameter von 80% auf Null heruntergefahren. Von hier an wird ausschließlich durch das Überschussmoment der Gasturbine  $M_{GT}$  beschleunigt. Im Brennstoffregler wird der Brennstoffmassenstrom oberhalb eines Drehzahlparameters von 77,5% durch Vorgabe eines Beschleunigungsverlaufs eingestellt [114]. Diese Methode hat durch Verfügbarkeit digitaler Regler [2] die Verwendung linearer Brennstofframpen in hydromechanischen Regelungen abgelöst [114]. Die auf den Einlaufdruck bezogene Beschleunigung

$$\dot{n}_{red} = \frac{\dot{n}}{p_{t2}} \quad (5.2)$$

wird über dem Drehzahlparameter aufgetragen. Die Beschleunigung  $\dot{n}$  wird an dieser Stelle mit dem Druck und nicht der Temperatur korrigiert, da die Beschleunigungszeiten zwar unabhängig von der Einlauftemperatur, jedoch abhängig vom Einlaufdruck sind [114]. Der Brennstoffmassenstrom wird anschließend über einen PI-Regler so eingestellt, dass die Beschleunigungsvorgaben eingehalten werden. Durch diesen Ansatz lassen sich gleiche Zeitdauern für Beschleunigungs- und Bremsvorgänge unabhängig von Umgebungsbedingungen, Leistungsentnahme, Luftentnahme oder Alterungsprozessen erzielen. Modelliert wird ein über dem Drehzahlparameter linearer Anstieg der Beschleunigung zwischen 77,5% und 95% des Drehzahlparameters und anschließend ein lineares Abfallen auf Null bei Nenn-drehzahl. In Abb. 5.3 sind die Verläufe von Beschleunigung und relativer Drehzahl über der Zeit abgebildet. Durch die Übergangsphase zwischen Motor- und Gasturbinenbeschleunigung zwischen 77,5% und 80% des Drehzahlparameters beginnt die Beschleunigungskurve der Gasturbine nicht bei Null, sondern besitzt einen positiven Startwert. Die Kurven verlaufen über der Zeit als Referenzparameter nicht linear, unter anderem wird deutlich, dass der Abbau der Beschleunigung anfangs deutlich ausfällt und dann asymptotisch auf den Wert Null zuläuft.

Die beschriebene Drehzahlabhängigkeit der Leistungsentnahme im Generator wird beim Startvorgang ausgenutzt, um zwischen 96% und 100% des Drehzahlparameters durch ein ansteigendes Lastmoment die Beschleunigung der Gasturbine zu verringern. Dafür wird eine lineare Charakteristik für das Lastmoment des Generators  $M_E$  über dem Drehzahlparameter verwendet. wie beschrieben wird die Wellenbeschleunigung bis zum Erreichen der Auslegungsdrehzahl auf Null reduziert, so dass ein stationärer Betriebspunkt bei Voll-



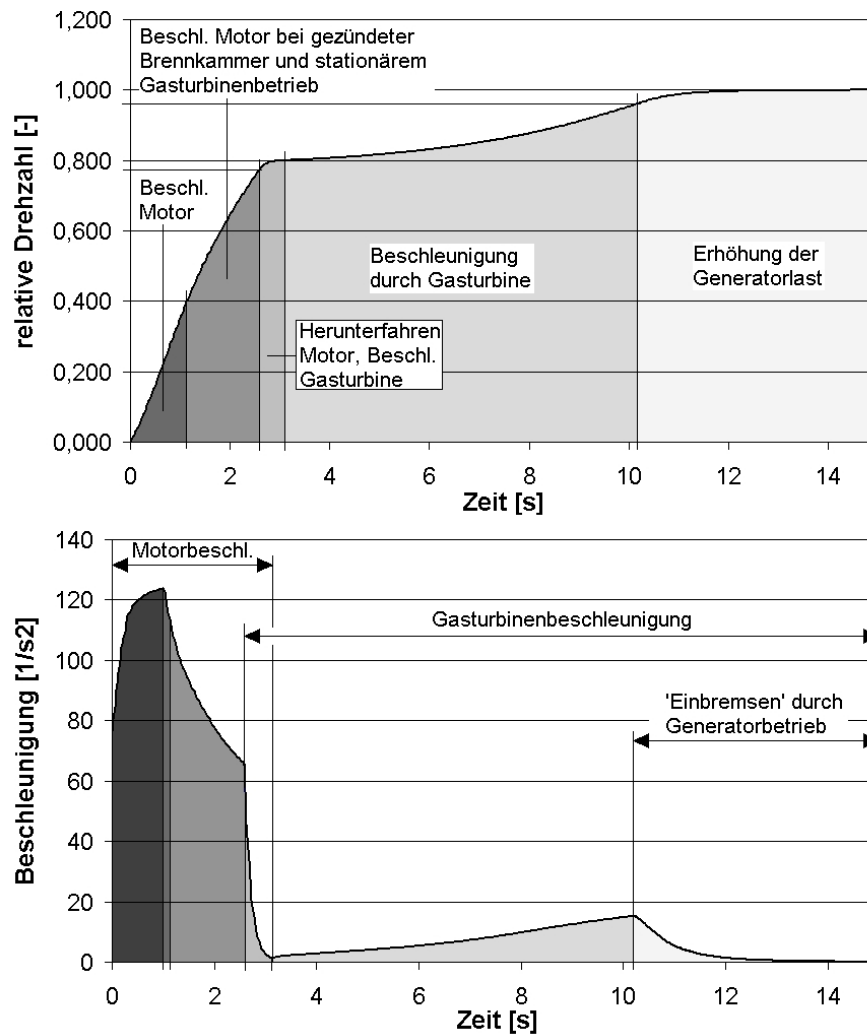


Abbildung 5.3: Drehzahlen und Beschleunigung beim Kraftwerksstart

last eingestellt wird. Dem entspricht der Abbau des Überschussmoments der Gasturbine, welches sich ebenfalls asymptotisch einem festen Wert annähert. Nach Abb. 5.2 sind am Volllastpunkt das Überschussmoment der Gasturbine und das Lastmoment des Generators entgegengerichtet gleich groß. Das Abbremsen durch das Lastmoment des Generators ermöglicht einen schnellen Startvorgang.

Nach Abb. 5.3 wird der Startermotor bereits nach 3s abgestellt. Für die Anwendung besitzen Gasturbine und Synchronmaschine ein gleich großes Leistungsvermögen, so dass die hohen Drehmomente des Startermotors entscheidend zur Verkürzung der Startdauer beitragen. Änderungen der Synchronmaschinenleistung führen zu direkten Reaktionen von Rotorbeschleunigung und relativer Drehzahl. Aus Abb. 5.4 geht hervor, dass für den gesamten Startvorgang bis zum Erreichen der Volllast 14s benötigt werden. Hier sind die zeitlichen Verläufe von elektrischer Leistung und Brennstoffmassenstrom aufgetragen.

Daraus folgt, dass die Startdauer maßgeblich durch die selbständige Beschleunigung der Gasturbine zustande kommt. Dabei wirken sich Änderungen des Brennstoffmassenstroms nur mit zeitlicher Verzögerung auf die mechanischen Größen aus, sofort jedoch auf die aerothermodynamischen Zustandsgrößen. Eine weitere Optimierung der Startdauer könnte durch einen längeren Betrieb der Synchronmaschine als Startermotor erreicht werden.

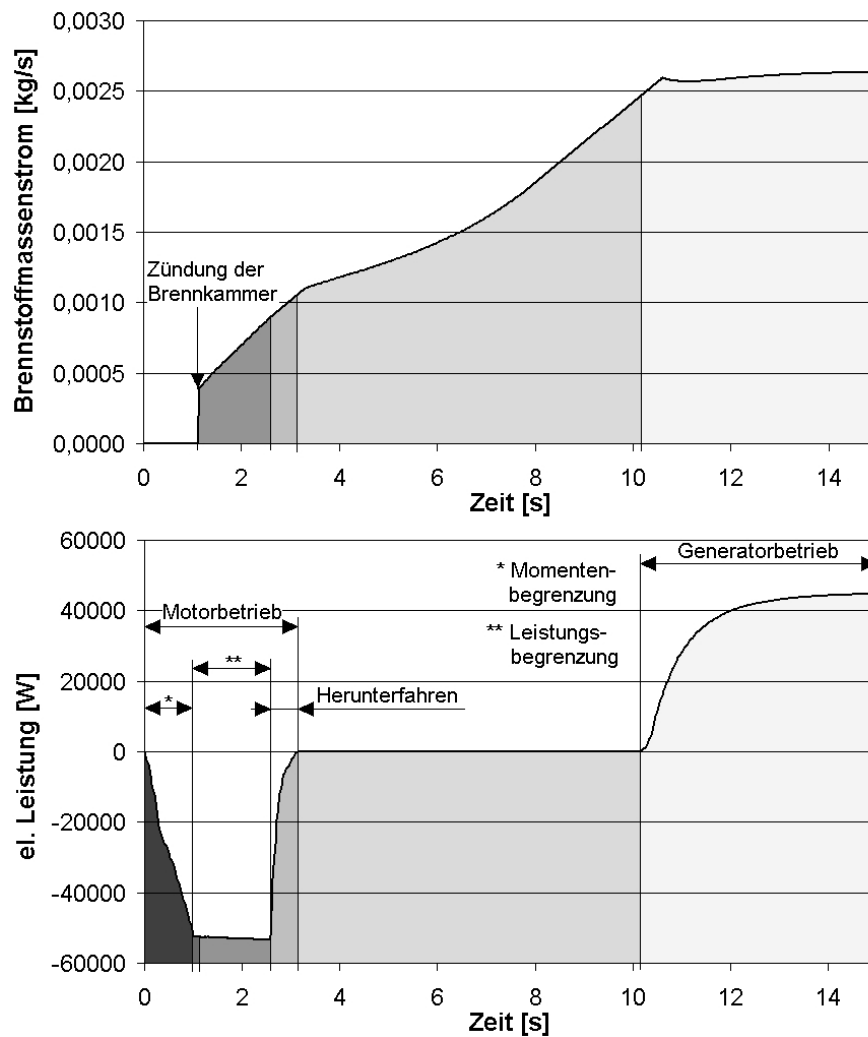


Abbildung 5.4: Brennstoffmassenstrom und elektrische Leistung beim Kraftwerksstart

In Abb. 5.5 wird die Betriebslinie der Gasturbine im Verdichterkennfeld für den soeben beschriebenen Startvorgang gezeigt. Oberhalb 77,5% des Drehzahlparameters beginnt die Anfahrkennlinie über die stationäre Betriebslinie anzusteigen. Der minimale Abstand zur Pumpgrenze, gekennzeichnet durch die Betriebsgrenze, wird dabei zu jedem Zeitpunkt eingehalten. Gleichzeitig wird der zur Beschleunigung verfügbare Betriebsbereich weitgehend ausgenutzt. Durch die Verwendung des Lastmoments des Generators zum Abbremsen wird die stationäre Lastkennlinie erst am Auslegungspunkt bei Volllast erreicht.

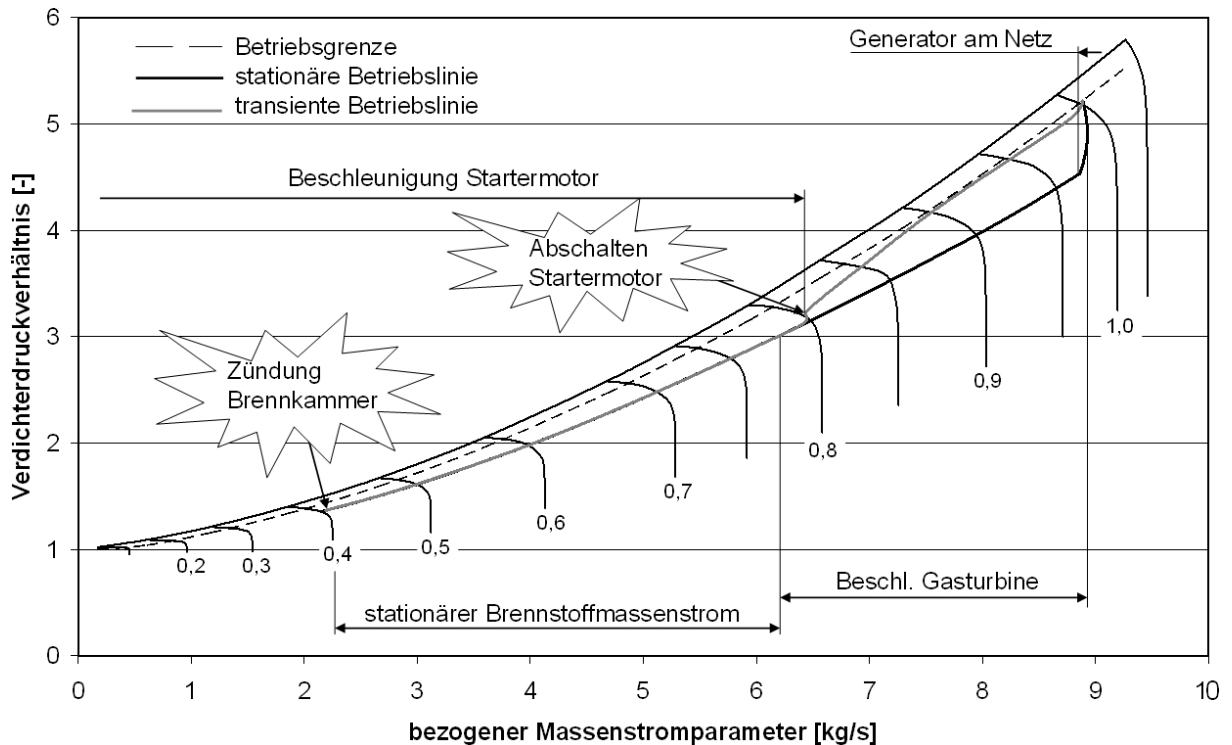


Abbildung 5.5: Anfahrkennlinie der Gasturbine im Verdichterkennfeld

Der Teillastbetrieb der Gasturbine von Kraftwerk 1 erfolgt über eine Verknüpfung von Leistungsvorgabe und Brennstoffmassenstrom. Durch eine Begrenzung der Gradienten werden große Sprünge des Brennstoffmassenstroms und damit Verdichterpumpen verhindert. Bei zu großen Leistungsanforderungen werden große Brennstoffmassenströme mittels Absolutwertbegrenzung verhindert. Die Leistungsentnahme wird auch weiterhin über den Drehzahlparameter eingestellt. In Abb. 5.6 ist derjenige Ausschnitt aus Abb. 5.5 abgebildet, welcher die stationäre Belastungskennlinie im Verdichterkennfeld enthält. Die Belastungskennlinie überstreicht den Drehzahlbereich zwischen 96% und 100%. Der Betrieb im niederen Teillastbereich ist dabei durch Einbeziehen der Pufferbatterieleistung gemäß Kap. 5.3 zu vermeiden, was aus der Definition des Gasturbinenwirkungsgrads folgt:

$$\eta_{GT} = \frac{P_W}{\dot{m}_{Br} \cdot H_u} \quad (5.3)$$

Im Idle oder Leerlauf wird keine Wellenleistung abgenommen, der Brennstoffmassenstrom dient ausschließlich zur Aufrechterhaltung des Betriebspunkts, der Gasturbinenwirkungsgrad ist unter Vernachlässigung des Restschubes in der Düse gleich Null. Im Auslegungspunkt liegt der Gasturbinenwirkungsgrad nach Kap. 6.1 bei 0,15. Je höher der Betriebspunkt durch eine Maximierung des Batterieladestromes desto höher der Gasturbinenwirkungsgrad. Nach oben wird die Kraftwerksleistung durch den für Vollast definierten Auslegungspunkt begrenzt.

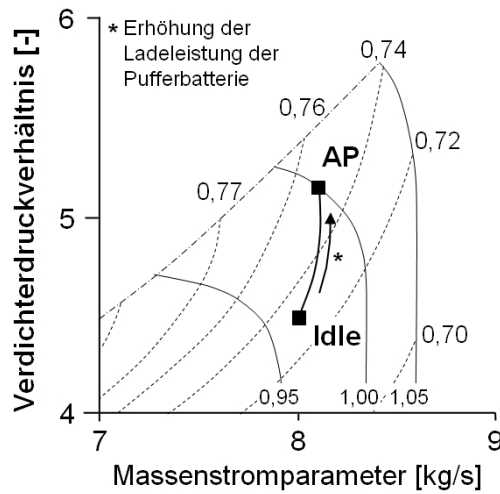


Abbildung 5.6: Teillastregelung im Verdichterkennfeld der Gasturbine

Anders als Kraftwerk 1 können die Kraftwerke 2 und 3 wie oben beschrieben abgeschaltet und wieder hochgefahren werden. Für das Herunterfahren wird eine fallende Drehzahlrampe vorgegeben. Entsprechend werden Brennstoffmassenstrom und Leistungsentnahme über die Drehzahl gesteuert, beim Erreichen von Nulllast wird der Brennstoff abgestellt. Ein Modell zur Berechnung der Rotordrehzahl nach Abschalten des Brennstoffmassenstroms wird nicht verwendet, die Drehzahl fällt gemäß dem Verlauf der Rampe. Ebenfalls wird durch den Leistungsregler verhindert, dass ein Kraftwerk abgeschaltet und wieder angefahren wird, bevor die Rotordrehzahl auf Null abgefallen ist.

Im Gegensatz zu dem hier gezeigten Startvorgang sind bei der Integration in den Antriebsstrang weitere Beschränkungen zu berücksichtigen. Einmal muss beim Start des ersten Kraftwerks zu Beginn der Mission berücksichtigt werden, dass aus der Pufferbatterie bereits die Anforderungen der Bordsysteme und nach Möglichkeit ein Teil des Antriebsbedarfs gedeckt werden. Für den Startermotor steht nicht die volle Pufferbatterieleistung zur Verfügung. Es wird hier davon ausgegangen, dass der Start des ersten Kraftwerks erst bei Erreichen der Stationierungsflughöhe der Höhenplattform erfolgt, so dass keine weiteren Energiequellen von außen verfügbar sind. Entsprechend ist der Grund für den Start eines weiteren Kraftwerks stets der ansteigende Leistungsbedarf der Antriebe, so dass auch hier nicht die gesamte Pufferbatterieleistung zum Starten verwendet wird. Dies ist Teil der Betrachtungen in Kap. 6. Im Modell der Kraftwerke wird die Leistung des Startermotors auf 35kW beschränkt. Dadurch ergibt sich eine Erhöhung der Startdauer um 1s auf 15s. Diese Lösung stellt einen Kompromiss zwischen Startdauer und der Versorgung weiterer Systeme mit Pufferbatterieleistung dar. Die Auswirkungen beschränkter Leistungsversorgung für das Regelungssystem der Antriebe wird im folgenden Abschnitt diskutiert.

## 5.2 Antriebe

Die sechs Antriebe sind vom Aufbau gleich. Vom Luftschiffregler werden individuelle Schubanforderungen an die Antriebe gesetzt, welche durch den Stabilisierungsbedarf der Höhenplattform von den lokalen Anströmgeschwindigkeiten an den einzelnen Propellern entkoppelt sind. Damit können sich alle Antriebe in jeweils unterschiedlichen Betriebszuständen befinden. Die Antriebsleistung wird durch die im Stromnetz verfügbare elektrische Leistung begrenzt. Um den Leistungsbedarf der Antriebe zu ermitteln, werden in den einzelnen Antriebseinheiten aus den Schubanforderungen die Sollleistungen berechnet, an den Leistungsregler weitergegeben und addiert. Dort wird diese Sollleistung mit der im System verfügbaren Leistung verglichen. Bei einer Deckungslücke wird die verfügbare Netzleistung gemäß dem Verhältnis der Sollleistungen aufgeteilt. Durch die Antriebsregler werden maximal diese verfügbaren Leistungen in den Antrieben umgesetzt.

Im Antriebsregler werden gemäß Abb. 5.7 eine Soll- und eine Istrechnung unterschieden. Aus der vom Propellermodell nach Kap. 4.2 ermittelten Solldrehzahl wird zunächst ein stationäres Sollmoment ermittelt. Um den neuen Betriebspunkt schnellstmöglich zu erreichen, müssen möglichst große dynamische Motormomente erzeugt werden, welche zum stationären Sollmoment hinzuaddiert und bis zu dessen Erreichen auf Null zurückgeführt werden. Im Antriebsregler geschieht dies einmal durch den Vergleich von Soll- und Ist-drehzahl und zum anderen durch Vergleich von Soll- und Ists Schub. Für den Motor ausschlaggebend ist der Abgleich der Drehzahlen, der Schubabgleich wird als Feinjustierung hinzugenommen, um durch Glättung entstehende Kennfeldabweichungen zwischen Soll- und Istrechnung auszugleichen. Die Schubdifferenz wird mittels PI-Regler in eine Drehzahldifferenz umgerechnet und der Differenz zwischen Soll- und Istdrehzahl beaufschlagt. Diese Drehzahldifferenz wird mittels P-Regler in ein dynamisches Moment umgerechnet und zum stationären Sollmoment hinzuaddiert. Anschließend wird dieses Gesamtsollmoment mit dem dynamischen Grenzmoment des Motors und dem Drehmoment bei maximaler Motorleistung verglichen. Die Sollleistung wird unter Berücksichtigung der für die Sollwerte ermittelten Wirkungsgrade für Motor und Leistungselektronik berechnet und an den Leistungsregler übergeben. Ein detailliertes Ablaufschema für das Modell des Antriebsreglers ist in Anhang B abgebildet.

In der Istrechnung wird zunächst die vom Leistungsregler übergebene elektrische Istleistung in eine mechanische Leistung an der Motorwelle umgerechnet, wofür die aktuellen Wirkungsgrade von Motor und Leistungselektronik ermittelt werden. Diese Leistung stellt die Summe aus stationärer und dynamischer Wellenleistung dar. Sie wird verglichen mit der vom Getriebemodul übergebenen stationären Wellenleistung. Diese Leistungsdifferenz ergibt den transienten Leistungsanteil im Antrieb. Sie wird im Dynamikregler zur Berechnung der neuen Drehzahl verwendet. Aus letzterer wird mit Hilfe der Propellerkennfelder der Ists Schub für den nächsten Zeitschritt berechnet.

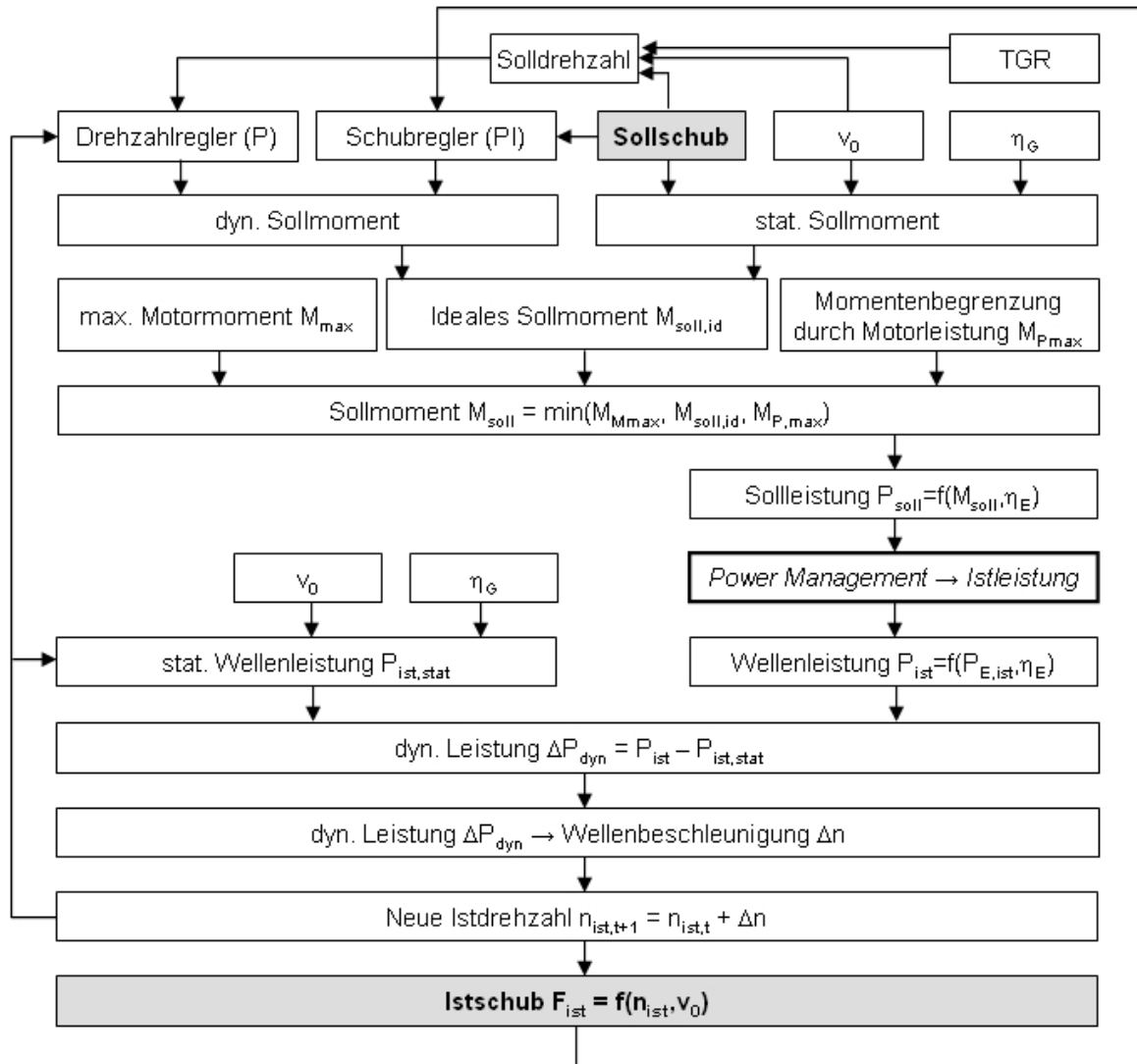


Abbildung 5.7: Modell des Antriebsreglers

### 5.3 Leistungsregler

Der Leistungsregler stellt das zentrale Steuerorgan des Antriebsstrangs dar. Seine Hauptaufgabe ist es sicherzustellen, dass die Antriebe mit ausreichender Leistung versorgt werden. Daneben sollen durch Steuerung des Startens und Abschaltens der Kraftwerke über den Betriebsbereich möglichst hohe Gesamtwirkungsgrade erreicht werden. Dabei gilt es im Einzelfall abzuwägen, ob der mit schlechten Wirkungsgraden verbundene Teillastbetrieb von Kraftwerk 1 effizienter ist als das Abschalten und Starten eines Kraftwerks am Anfang und Ende eines zeitlich begrenzten Abschnitts. Um solche Entscheidungen treffen

zu können ist eine genaue Kenntnis und zeitlich eng limitierte Prognose der Umweltbedingungen, vor allem des Windes notwendig. Da gemäß Kap. 3 eine derart fein aufgelöste Prognose zum gegebenen Zeitpunkt nicht möglich ist, müssen alle Entscheidungen des Leistungsreglers auf Grundlage der momentanen Leistungsanforderungen sowie des Ladezustands der Pufferbatterie entwickelt werden. Dass es daher zu ungünstigen Entscheidungen bezüglich der Betriebsweise der Kraftwerke kommen kann ist Thema von Kap. 6. Ein Nassi-Schneiderman-Diagramm des Leistungsreglers ist in Abb. 5.8 zu sehen.

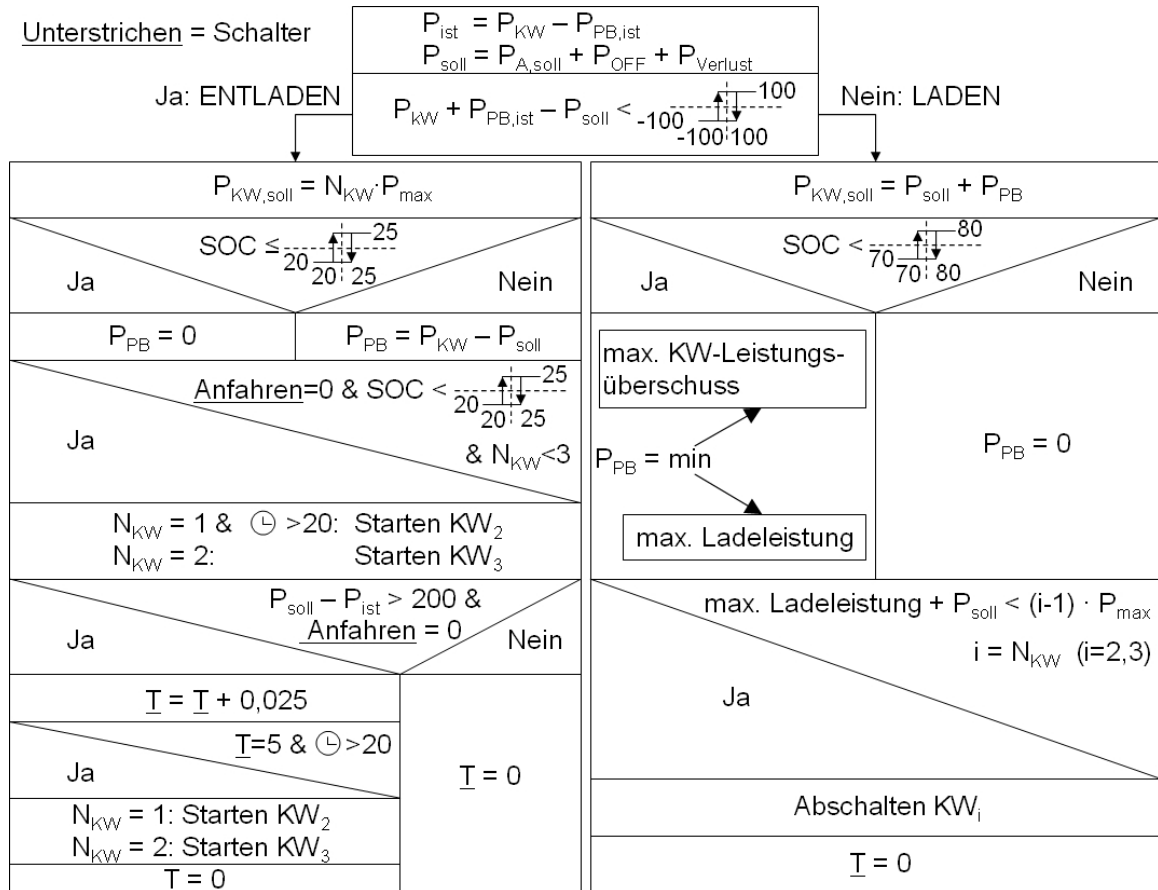


Abbildung 5.8: Nassi-Schneiderman-Diagramm des Leistungsreglers

Die Pufferbatterie besitzt eine zentrale Rolle bei der Steuerung des Antriebsstrangs. Mit einer Ausgangsleistung von maximal 54kW kann durch sie kurzzeitig ein Kraftwerk ersetzt werden. Die Pufferbatterie wird daher im Leistungsregler so eingesetzt, dass der ungünstige Teillastbetrieb von Kraftwerk 1 oder häufiges Starten der Kraftwerke 2 und 3 eingeschränkt werden kann. Die Steurroutinen des Leistungsreglers bauen somit auf der Betriebsweise der Pufferbatterie auf, ob diese gerade geladen oder ob sie entladen wird. Die Leistung der Pufferbatterie wird aus der Leistungsdifferenz zwischen Kraftwerken und Verbrauchern ermittelt. Zu den Verbrauchern zählen Antriebe, Bordsysteme und Nutzlast. Zur Vermeidung von Reglerschwingungen zwischen Lade- und Entlademodus wird

ein Schmitt-Trigger [94] verwendet, welcher auch als Schwellwertschalter bezeichnet wird. Die weiteren Entscheidungen des Leistungsreglers werden auf Basis des Ladezustands der Pufferbatterie getroffen. Diese Steuerroutinen werden anhand von zwei Beispielen in Abb. 5.9 erklärt und sind im folgenden aufgeführt:

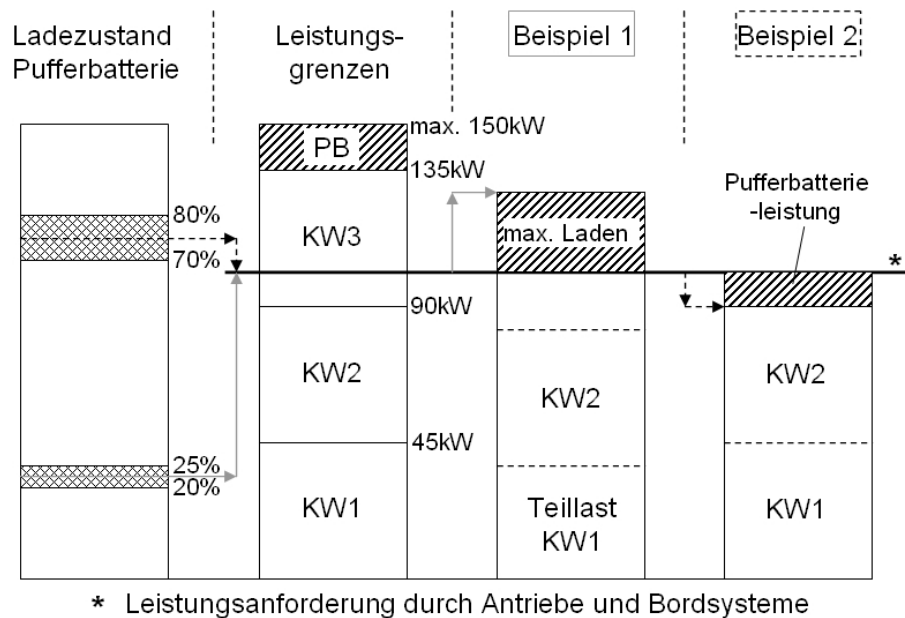


Abbildung 5.9: Beispiele für die Funktionsweise des Leistungsreglers

- Die Grundlast des Systems ist durch die Versorgung von Bordsystemen und Nutzlast definiert und liegt bei konstant 10kW.
- Kraftwerk 1 wird zu Missionsbeginn gestartet. Es ist zur Versorgung der Grundlast immer in Betrieb. Eine Teillastregelung des Kraftwerks 1 ist nur dann möglich, wenn die Pufferbatterie im Lademodus betrieben wird. Im Entlademodus wird auch Kraftwerk 1 immer bei Volllast betrieben. Zur Ermittlung der Leistung bei Teillastbetrieb wird die maximale Ladeleistung der Pufferbatterie zur geforderten Leistung von Antrieben und Bordsystemen hinzuaddiert. Diese maximale Leistungsanforderung wird von der Leistung der sich außer Kraftwerk 1 in Betrieb befindlichen Kraftwerke abgezogen. Die Differenz wird an den Kraftstoffregler des Kraftwerks 1 übergeben. Auf diese Weise wird die maximale Ladeleistung der Pufferbatterie eingestellt.
- Die Kraftwerke 2 und 3 werden nach Bedarf gestartet oder abgeschaltet. Sie werden im Betrieb nur bei Volllast gefahren.
- Während des Startens eines Kraftwerks bis zur vollen Leistungsabgabe ans Netz kann kein weiteres Kraftwerk gestartet werden. Erst wenn auch nach abgeschlossenen Startvorgang die Leistungsanforderung nicht abgedeckt werden kann wird ein neuer



Startvorgang eingeleitet. Während der ersten 20s der Mission kann außer Kraftwerk 1 grundsätzlich kein weiteres Kraftwerk gestartet werden.

- Ein Ladezustand der Pufferbatterie über 80% ist nur zu Missionsbeginn möglich, wenn die Pufferbatterie davor am Boden voll geladen wurde. Während der Mission wird der Ladezustand auf maximal 80% begrenzt, um schlechte Ladewirkungsgrade zu vermeiden.
- Zur Vermeidung oszillierenden Betriebsverhaltens werden im Leistungsregler an mehreren Stellen Schmitt-Trigger verwendet. Solche befinden sich bei Ladezuständen von 70% und 80% sowie bei 20% und 25%. Durch die Hysterese der Schalter wird beispielsweise bei Erreichen der 80%-Ladegrenze ein erneutes Laden oberhalb eines Ladezustands von 70% verhindert.
- Das Laden bei einem Ladezustand zwischen 20% und 80% geschieht entweder mit der maximal möglichen Ladeleistung oder der Überschussleistung der sich unter Vollast im Betrieb befindlichen Kraftwerke. Das Anfahren eines weiteren Kraftwerks zum Laden der Pufferbatterie wird nicht veranlasst.
- Ein Kraftwerk kann nur abgeschaltet werden, wenn ein Betrieb im Lademodus vorliegt. Ein Abschalten wird veranlasst, wenn die maximale Ladeleistung der Pufferbatterie auch mit einem Kraftwerk weniger erbracht werden kann als mit den sich im Betrieb befindlichen.
- Steigt hingegen die Leistungsanforderung über das Leistungsvermögen der sich in Betrieb befindlichen Kraftwerke an, so wird bei einem Ladezustand der Pufferbatterie zwischen 20% und 80% gemäß Beispiel 2 aus Abb. 5.9 Batteriestrom zur Pufferung verwendet.
- Ein Kraftwerksstart wird im Entlademodus dann ausgelöst, wenn die Pufferbatterieleistung einen im Modell definierten Leistungswert für mehr als 5s lang überschreitet. Die Definition dieser Leistungsgrenze ist Teil des nächsten Kapitels. Die Verzögerung von 5s dient dazu, das Startverhalten der Kraftwerke nicht von stark oszillierenden Leistungsanforderungen abhängig zu machen. Während des Anfahrvorgangs eines Kraftwerks werden diese 5 Sekunden nicht gezählt.
- Auch wenn der Ladezustand die untere Ladegrenze von 20% erreicht, wird ein weiteres Kraftwerk angefahren. Die Leistung für den Kraftwerksstart wird den sich im Betrieb befindlichen Kraftwerken entnommen, die Pufferbatterieleistung zu Null gesetzt. Die Deckungslücke, die bei der Abdeckung der Antriebsanforderung entsteht, wird in Kap. 6 näher betrachtet. Bis zum oberen Schwellenwert von 25% wird die Pufferbatterie mit maximaler Ladeleistung aufgeladen, was in Beispiel 1 aus Abb. 5.9 skizziert ist. Hier wird mit maximalem Batterieladeleistung geladen, Kraftwerk 1 befindet sich im Teillastbetrieb.

- Liegen sehr hohe Leistungsanforderungen vor und die Sollleistung übersteigt die Gesamtleistung aus allen drei Kraftwerken, so dass die Leistungsanforderung mit Hilfe der Pufferbatterie abgedeckt werden muss, so ist dieser Betriebszustand nur bis zum Erreichen der Entladegrenze von 20% durchzuhalten. In Abb. 5.9 ist die Grenze für einen dauerhaften Betrieb des Antriebsstrangs für den Fall einer konstanten Leistungsanforderung bei 135kW eingezeichnet. Leistungsanforderungen, die dauerhaft über diesem Wert liegen führen zu einem Positionsverlust der Höhenplattform. Zeitlich begrenzte Spitzenlasten können hingegen durch Leistung aus der Pufferbatterie abgedeckt werden. Beispiele hierfür finden sich in Kap. 6.

# Kapitel 6

## Simulation

Die in diesem Kapitel beschriebenen Simulationen wurden mit Matlab/Simulink auf einem Pentium IV Rechner mit einer CPU-Frequenz von 1,7GHz und einem Arbeitsspeicher von 256MB durchgeführt. Für die Berechnungen ist in allen Komponentenmodellen eine Schrittweite von 25ms implementiert. Die für das Gesamtmodell erreichte Simulationsschwindigkeit ist schneller als Echtzeit, wobei dem Lösungsalgorithmus das Runge-Kutta Verfahren zugrunde liegt. Die Simulation des Gesamtmodells läuft stabil und schwingungsfrei.

### *Antriebsvermögen*

Alle drei Kraftwerke verfügen zusammengenommen über ein Leistungsvermögen von 135kW in 20km Flughöhe und Standardbedingungen. Mit den in Kap. 6.1 beschriebenen Wirkungsgraden der Antriebe liegt bei den für die Höhenplattform maximal möglichen Anströmgeschwindigkeiten von 130km/h eine Leistungsanforderung von stationär 122kW vor. Diese Leistungsanforderung kann unter Berücksichtigung der Leiterverluste sowie des Leistungsbedarfs der Bordsysteme durch die Kraftwerke abgedeckt werden. Wird zusätzlich Leistung zur Stabilisierung der Höhenplattform gefordert, so führt dies unter Vernachlässigung der Pufferbatterieleistung zu einer Reduktion der maximal möglichen Anströmgeschwindigkeit der Höhenplattform. In Abb. 6.1 ist der Antriebsbedarf als Funktion der Windgeschwindigkeit mit verschiedenen Annahmen für den Stabilisierungsbedarf aufgetragen. Je nach Höhe des Stabilisierungsbedarfs ergeben sich die darüber liegenden Kurven. Danach beträgt die maximale Anströmgeschwindigkeit der Höhenplattform bei einem Stabilisierungsanteil von 30% noch 115km/h.

Der Stabilisierungsbedarf ist eine Folge der unterschiedlichen Ausrichtung der einzelnen Segmente der Höhenplattform. Der für den Vortrieb wirksame Gesamtschub ergibt sich aus der vektoriellen Addition der Einzelschübe. Der Stabilisierungsbedarf ist damit abhängig von der Dynamik der lokalen Windverhältnisse sowie der Genauigkeit des Luftschiffreglers und der Dynamik der Antriebe. Hier ist die sofortige Verfügbarkeit von Antriebsleistung durch die Pufferbatterie ein Vorteil der Konfiguration des Antriebsstrangs, da die

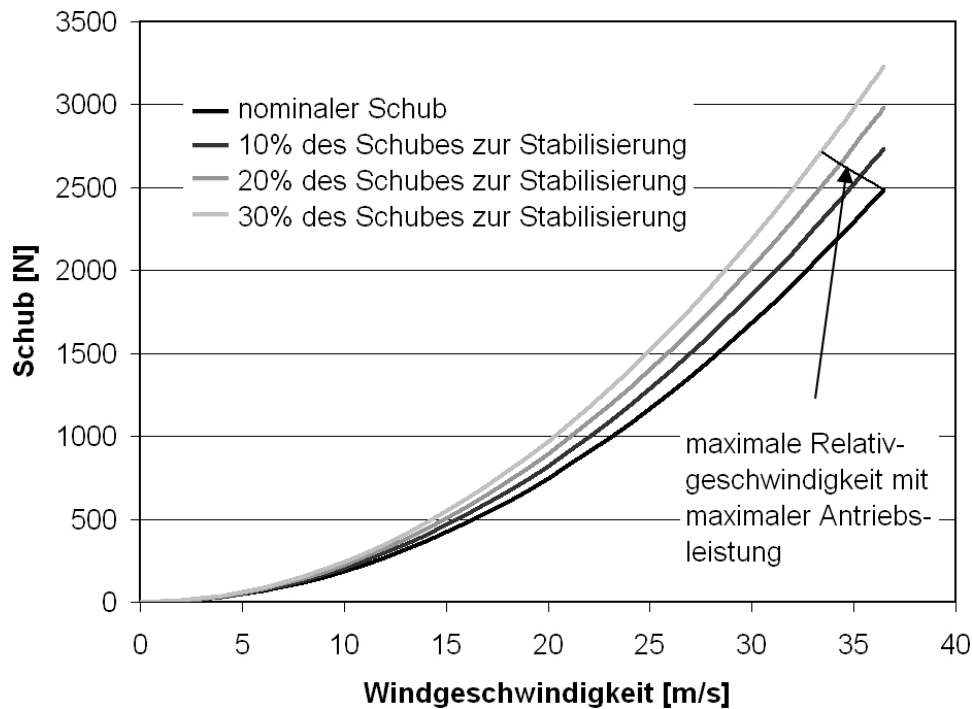


Abbildung 6.1: Gesamtschubanforderung

Antriebsdynamik somit im wesentlichen durch die Massenträgheit der Propellerantriebe beschränkt wird. Ebenfalls können durch die Leistung der Pufferbatterie kurzzeitige Leistungsanforderungen über das Leistungsvermögen der Kraftwerke hinaus abgedeckt werden. Die Herabsetzung des Antriebsvermögens der Höhenplattform durch das Leistungsvermögen des Antriebsstrangs gilt daher nur, wenn bei hohen Anströmgeschwindigkeiten ein permanenter Stabilisierungsbedarf in gezeigter Höhe vorliegt.

Änderungen der Umgebungsbedingungen in der hier untersuchten stationären Flughöhe von 20km haben sowohl Einfluss auf den Antriebsbedarf der Höhenplattform als auch auf das Leistungsvermögen der Kraftwerke. An dieser Stelle werden die Ergebnisse einer Parameterstudie zu diesem Thema vorgestellt. Der maximale Antriebsbedarf ist durch die Limitierung des Staudrucks auf die Luftschiffhülle von der Luftdichte abhängig. Im Modell wird der Propellerschub deshalb mit einem Korrekturfaktor beaufschlagt, der in Abhängigkeit von Umgebungsdruck und -temperatur gebildet wird. Änderungen dieser Größen führen zu den in den in Tab. 6.1 gezeigten maximalen Vortriebsleistungen  $P_{vor}$ , wobei an dieser Stelle der Stabilisierungsbedarf vernachlässigt wird. Für die Berechnung der Leistungsanforderung  $P_{soll}$  werden die in Kap. 6.1 vorgestellten Antriebswirkungsgrade verwendet. Die Leistung der Bordsysteme ist in den in Tab. 6.1 aufgeführten Werten berücksichtigt. Auf Seiten der Energieerzeugung werden die Umgebungsbedingungen in den Funktionsgeneratorenmodellen der Gasturbinen durch die Verwendung von Ähnlichkeitskenngrößen berücksichtigt. Die maximale Leistung der Kraftwerke  $P_{KW}$  ist

stets für denselben Punkt im Verdichterkennfeld definiert. Dementsprechend sind Verdichterdruckverhältnis, Massenstromparameter und Drehzahlparameter für unterschiedliche Umgebungsbedingungen konstant. Für unterschiedliche Umgebungsdrücke ist zudem die mechanische Drehzahl bei Volllast konstant. Steigt der Umgebungsdruck, dann steigen Verdichteraustrittsdruck, Durchsatz und Gasturbinenleistung. Für unterschiedliche Umgebungstemperaturen ändern sich auch die mechanischen Drehzahlen bei Volllast, allerdings bleiben die Verdichteraustrittsdrücke konstant. Bei ansteigender Umgebungstemperatur sinkt der Massendurchsatz der Gasturbine, die Turbine läuft heißer und die Gasturbinenleistung steigt. Im Falle eines Einsatzes der Höhenplattform in 20km Höhe ist eine Erhöhung der Turbineneintrittstemperatur unkritisch, ebenso der Anstieg der mechanischen Drehzahl. Geringere Umgebungstemperaturen führen dagegen zu absinkenden Gasturbinenleistungen bei gleichzeitig absinkenden mechanischen Drehzahlen bei Volllast. Für diesen Fall kann die nach Tab. 6.1 gestiegene Leistungsanforderung nicht mehr abgedeckt werden. Allerdings ist durch eine Verschiebung des Betriebspunkts zu höheren Drehzahlparametern eine Kompensation des Leistungsabfalls möglich, ohne die mechanische Drehzahl im Vergleich zum Volllastpunkt bei Standardbedingungen deutlich zu erhöhen. Die Regelung des Funktionsgeneratorenmodells müsste hierfür angepasst werden, was nicht Gegenstand dieser Arbeit ist.

	max. $P_{\text{vor}}$ [kW]	$P_{\text{soll}}$ [kW]	max. $P_{\text{KW}}$ [kW]	Abdeckung
ISA-Bedingungen	91,0	132,4	135,3	Ja
$T_{ISA} - 10K$	95,1	137,8	132,3	Nein
$T_{ISA} + 10K$	86,7	126,6	138,5	Ja
$P_{ISA} - 10\%$	81,7	119,7	121,8	Ja
$P_{ISA} + 10\%$	99,8	144,1	149,1	Ja

*Tabelle 6.1: Leistungen bei unterschiedlichen Umgebungsbedingungen*

## 6.1 Wirkungsgrade

Für ein Verständnis der Simulationsergebnisse in den folgenden Abschnitten ist es notwendig, zunächst die Wirkungsgrade der Komponenten zu betrachten. Diese ergeben sich aus komplexen Systemzuständen, so dass die Komponentenwirkungsgrade nur aus der Simulation und nicht aus der Modellbildung abgeleitet werden können. An dieser Stelle werden nur die quasistationären Wirkungsgrade betrachtet, welche durch langsames Durchfahren des Betriebsbereichs ermittelt werden. Der Kraftwerkswirkungsgrad setzt sich zusammen aus den Wirkungsgraden von Gasturbine, Getriebe und Generator. Die Verluste der Leistungselektronik sind im Generatorwirkungsgrad berücksichtigt. Während der Generator

gemäß Abb. 6.2 oberhalb etwa 13kW annähernd konstante Wirkungsgrade um 0,90 aufweist, steigt der Gasturbinenwirkungsgrad nahezu linear auf maximal 0,15 bei Volllast an. Es resultieren Kraftwerkswirkungsgrade von 0,13 bei Volllast und 0,08 bei 30kW. Durch eine entsprechende Leistungsregelung nach Kap. 5.3 ist der Betrieb im Teillastbereich daher weitgehend zu vermeiden.

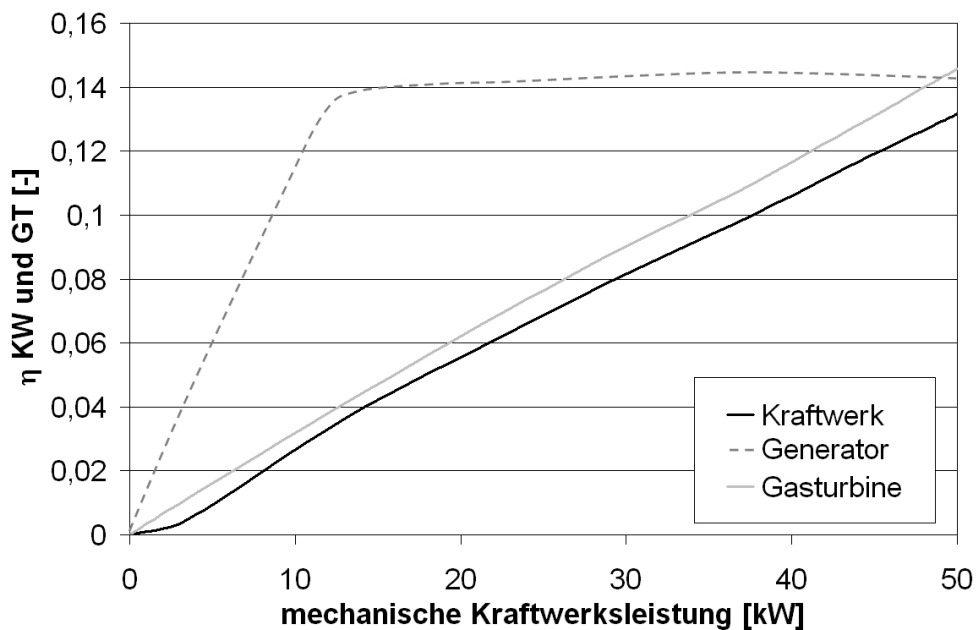


Abbildung 6.2: Wirkungsgrade im Kraftwerk

Der Antriebswirkungsgrad setzt sich zusammen aus den Wirkungsgraden von Propeller sowie Getriebe, Motor und Leistungselektronik. Letztere werden in Abb. 6.3 zu einer Kurve zusammengefasst. Für die Ermittlung der hier gezeigten Kurven wurde eine Antriebssimulation durchgeführt, bei welcher eine linear ansteigende Leistungsvorgabe quasi-stationär durchlaufen wird. Die geforderte Leistung ist zu jedem Zeitpunkt der Simulation verfügbar. Gemäß dem Regelalgorithmus wird aus dem Propellerkennfeld für jeden einzelnen Betriebspunkt eine Drehzahl für einen optimalen Propellerwirkungsgrad ausgewählt und damit der Betriebspunkt im Elektromotor festgelegt. Unstetigkeiten im Verlauf des Wirkungsgrades für Getriebe, Motor und Leistungselektronik sind ein Resultat der im unteren Lastbereich sehr empfindlichen Propellerkennfelder. Der Propellerwirkungsgrad verläuft relativ flach und bis zu einem Schub von 2500N ansteigend. Motor, Wandler und Getriebe besitzen im niederen Teillastbereich geringe Wirkungsgrade und haben bei 1950N ein flaches Wirkungsgradmaximum von 0,94. Der Antriebswirkungsgrad besitzt ein Maximum von 0,75 bei 1950N und liegt bei einem Schub von 2500N bei 0,74.

Für eine Betrachtung des Gesamtwirkungsgrads des Antriebsstrangs müssen verschiedene Vereinfachungen getroffen werden:

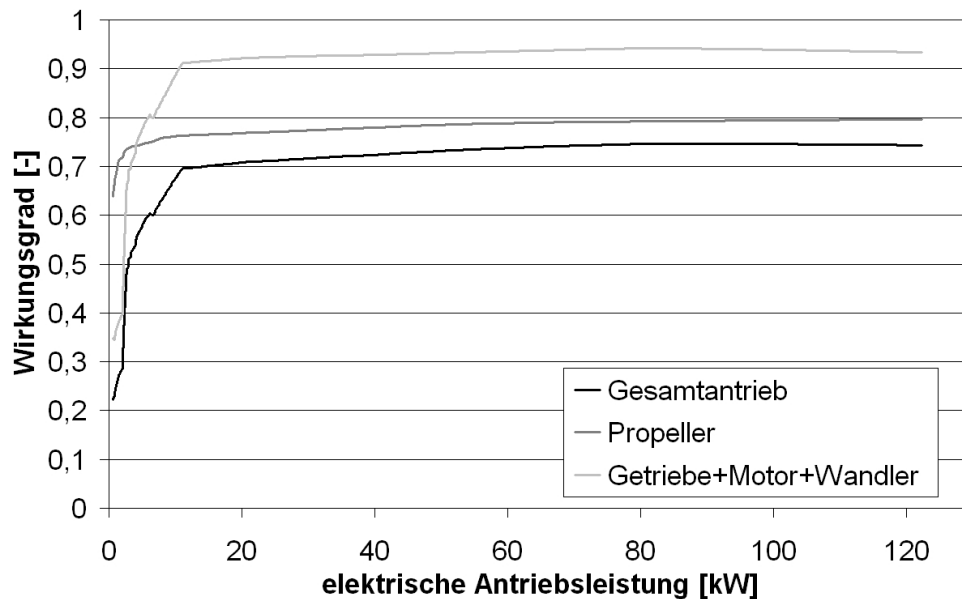


Abbildung 6.3: Wirkungsgrade im Antrieb

- Die Pufferbatterie wird nicht verwendet. Dadurch werden beliebige Zwischenzustände zwischen Kraftwerks- und Antriebsleistung vermieden. Durch Hinzunahme der Pufferbatterie steigen die Gesamtwirkungsgrade, zum einen durch Vermeidung des Teillastbetriebs in Kraftwerk 1, zum anderen sind die in Kap. 4.4 ermittelten Wirkungsgrade der Pufferbatterie höher als die Kraftwerkswirkungsgrade, so dass auch im Entladebetrieb der Gesamtwirkungsgrad steigt.
- Leiterverluste werden vernachlässigt. Diese liegen in einer Größenordnung von einem Prozent.
- Die Betrachtung erfolgt rein stationär, der Stabilisierungsbedarf wird nicht berücksichtigt. Der Gesamtwirkungsgrad wird bis zu einer Gesamtleistung von 125kW aufgetragen.

In Abb. 6.4 ist der Gesamtwirkungsgrad über der elektrischen Antriebsleistung aufgetragen. Von letzterer ist bereits der Leistungsbedarf der Bordsysteme abgezogen, so dass für eine Antriebsleistung von 0kW im Kraftwerk 1 bereits 10kW umgesetzt werden. Bis zu einer Antriebsleistung von 13,5kW oder Anströmgeschwindigkeiten von 7,6m/s liegen die Wirkungsgrade unter 0,05. Oberhalb dieser Leistung liegen die Wirkungsgrade kontinuierlich über dieser Marke. Allerdings knickt die Wirkungsgradkurve zweimal nach unten ab, jeweils wenn ein weiteres Kraftwerk ans Netz geht und Kraftwerk 1 im niedrigen Teillastbereich betrieben wird. Der Gesamtwirkungsgrad bleibt für alle Betriebspunkte unterhalb von zehn Prozent.

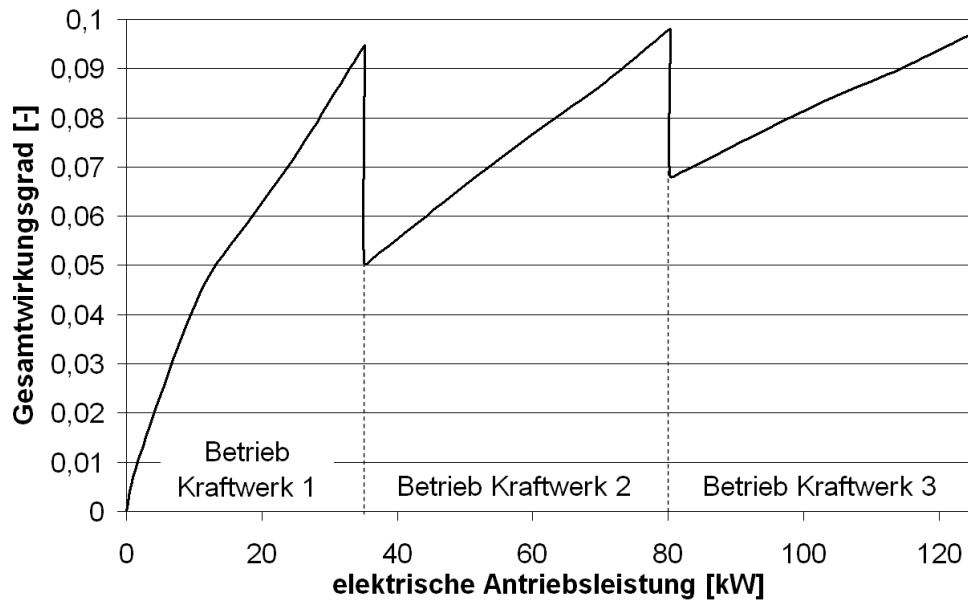


Abbildung 6.4: Vereinfachte Betrachtung des Gesamtwirkungsgrads des Antriebsstrangs

## 6.2 Simulation des Gesamtsystems

### 6.2.1 Antriebsdynamik bei unterschiedlicher Steuerung der Pufferbatterie

#### *Ladezustand*

Positionierung und Stabilisierung der Höhenplattform sind im wesentlichen davon abhängig, wie schnell und wie genau der geforderte Schub am jeweiligen Propellerantrieb eingestellt werden kann. Mit Blick auf das Gesamtsystem ist neben der Dynamik der Antriebseinheit selbst auch die Frage zu betrachten, wie schnell die geforderte Energie an den Antrieben zur Verfügung steht. Wie gezeigt werden wird, hängt dies entscheidend von der Steuerung der Pufferbatterie ab. Für die folgenden Simulationen werden Windbeziehungsweise Schubvorgabe über zwei Sprungeingaben definiert. Die Sprünge werden so festgelegt, dass Schaltvorgänge der Kraftwerke erforderlich werden. Dafür steigt die Windgeschwindigkeit einmal von 15m/s auf 35m/s an und fällt 50s später auf den Anfangswert zurück. Gemäß Abb. 6.5 steigt der Gesamtschub aller sechs Antriebe auf 2300N und fällt anschließend auf den Anfangswert von 420N ab. Die Schubanforderung ergibt sich dabei aus Gl. 3.1 aus der Windgeschwindigkeit, ohne dass der Stabilisierungsbedarf der Höhenplattform berücksichtigt wird. Für diese und alle weiteren Simulationen in diesem Kapitel wird die Gesamtschubanforderung gleichmäßig auf die einzelnen Antriebe aufgeteilt.



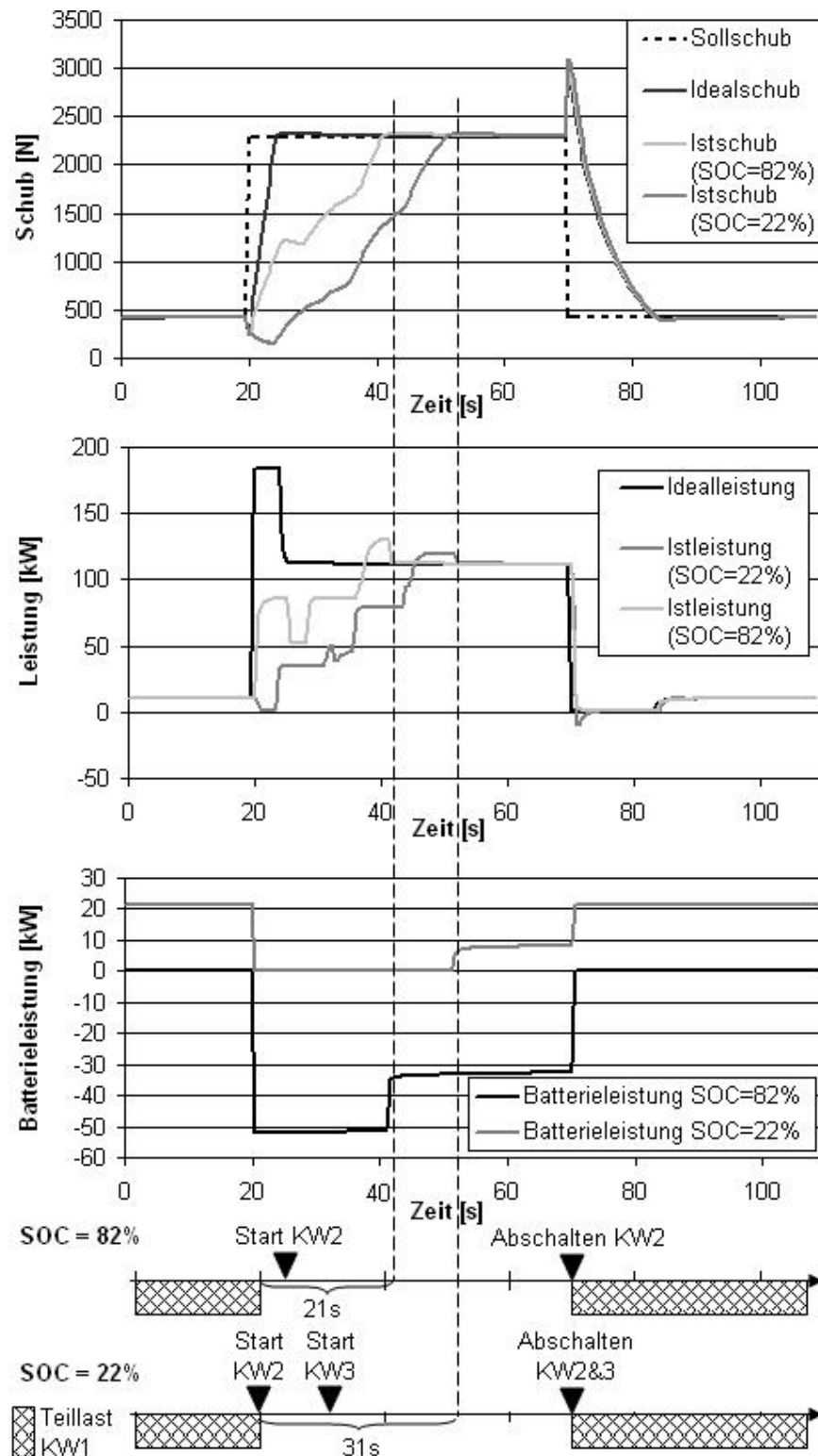


Abbildung 6.5: Antriebsdynamik bei variablen Ladezuständen der Pufferbatterie

In einem ersten Schritt wird ein System simuliert, in welchem die Leistungsanforderung verzögerungsfrei durch das System zur Verfügung gestellt wird. Für diesen idealen Fall steigt der Schub nach Abb. 6.5 innerhalb von 5s auf den Vorgabewert an, wobei ebenfalls ein leichtes Überschwingen zu sehen ist. Die Antriebsleistung nimmt während der Beschleunigung einen Wert an, der nur durch die Stromaufnahme der Antriebsmotoren beschränkt ist. Auf Seiten der Energieerzeugung müssen für diese Kurve bereits zu Simulationsbeginn alle drei Kraftwerke gestartet sein. Zum Zeitpunkt der hohen Schubanforderung wird zudem die volle Leistung aus der Pufferbatterie benötigt. Für die abfallende Flanke wird bei entsprechender Charakteristik mit 13,5s wesentlich mehr Zeit beansprucht. Der größere Zeitaufwand zum Abbremsen ist eine Folge der Antriebsregelung, da das minimale Motormoment im Antriebsregler auf Null beschränkt und ein negatives Drehmoment nicht zugelassen ist. Der Betrieb des Antriebsmotors als Generator und eine Rückspeisung von Bremsleistung ins Stromnetz oder deren Abbau über einen zusätzlichen Widerstand sind im Modell nicht vorgesehen. Entsprechend geht die Antriebsleistung in diesem Betriebsabschnitt auf Null zurück. Ein leichtes Unterschwingen unter die Nullmarke kommt durch das Umschalten vom Entlade- in den Lademodus im Leistungsregler zustande.

Zu Beginn der steigenden Flanke ist ein recht schwach ausgeprägter, zu Beginn der fallenden Flanke ein recht stark ausgeprägter Ausschlag beim Istschub zu sehen. Diese Sprünge sind in die entgegengesetzte Richtung ausgeprägt und resultieren aus der Sprungeingabe für die Windgeschwindigkeit. Bei geänderter Windgeschwindigkeit wird der Propellerstellwinkel so variiert, dass unter den neuen Betriebsbedingungen ein optimaler Wirkungsgrad erreicht wird. Da gemäß Kap. 4.2 die Trägheit des Verstellmechanismus nicht modelliert wurde, stellt sich bei unveränderter Propellerdrehzahl augenblicklich ein neuer Schub ein, welcher so im realen System nicht zu beobachten wäre.

In zwei weiteren Simulationen werden das Zeitverhalten der Energieerzeuger Kraftwerke und Pufferbatterie bei der Bereitstellung der Antriebsleistung berücksichtigt, mit dem Unterschied, dass bei Simulation 2 ein Batterieladezustand von 82% vorliegt, bei Simulation 3 einer von 22%. Oberhalb 80% ist ein Laden der Pufferbatterie nicht möglich, unterhalb 25% besteht eine Entladesperre. Die Entladesperre gibt es gemäß Kap.5.3 dann, wenn die Pufferbatterie zuvor auf die untere Entladegrenze von 20% entladen worden war. Während der ersten 20s wird bei Simulation 2 das Kraftwerk 1 im niederen Teillastbereich betrieben. Beim Schubsprung stehen die vollen Leistungen von Pufferbatterie sofort und von Kraftwerk 1 nach 2,5s zur Verfügung. Da diese nicht ausreichen, um die Leistungsanforderung abzudecken, wird nach weiteren 5s gemäß Kap.5.3 ein stillstehendes Kraftwerk hochgefahren. Dabei wird durch den Startvorgang die verfügbare Leistung des Systems reduziert, die Schubkurve knickt ein. Die Kraftwerke 1 und 2 sowie die volle Pufferbatterieleistung reichen für die weitere Beschleunigung der Propellerantriebe aus. Nach insgesamt 21s wird die Schubvorgabe erreicht, so dass die Entladung der Pufferbatterie bei stationärem Betrieb auf 32kW absinkt. Ein Starten von Kraftwerk 3 ist nicht notwendig. Beim Sprung

auf den niedrigen Schubwert gibt es in Simulation 2 kein Unterschwingen, da das Aufladen der Batterie weiterhin nicht möglich ist und der Leistungsregler daher nicht in den Lademodus umschaltet. Nach dem Rücksprung auf das ursprüngliche Schubniveau wird Kraftwerk 2 abgeschaltet und Kraftwerk 1 erneut im niederen Teillastbereich betrieben.

In Simulation 3 wird Kraftwerk 1 während der ersten 20s im oberen Teillastbereich betrieben, die Pufferbatterie wird mit maximaler Ladeleistung aufgeladen. Beim Sprung der Schubvorgabe greift beim Umschalten in den Entlademodus im Leistungsregler eine Schutzmaßnahme für die Pufferbatterie und der Start von Kraftwerk 2 wird sofort und nicht erst nach 5s veranlasst. Dies gilt sowohl für den Start von Kraftwerk 2 als auch für den anschließenden Start von Kraftwerk 3. Nachdem die Entladeleistung der Pufferbatterie allerdings auf Null beschränkt ist, muss die gesamte Startleistung durch Kraftwerk 1 aufgebracht werden, so dass die Schubkurve in Abb. 6.5 deutlich einbricht. Die Antriebsleistung geht zwischenzeitlich auf Null zurück, da aus Kraftwerk 1 neben 35kW für den Kraftwerksstart auch 10kW für die Bordsysteme bereitgestellt werden muss. Während des Starts von Kraftwerk 3 bleibt ein weiteres Abknicken der Schubkurve aus, da die Leistung zum Kraftwerksstart aus der ansteigenden Leistung des Kraftwerks 2 abgedeckt werden kann. In Abb. 6.5 bleibt daher ein Leistungsknick beim Kraftwerksstart aus. Nachdem Kraftwerk 3 die volle Leistung ans Netz abgibt wird für einen kurzen Zeitraum mit maximaler Leistung beschleunigt. Der geforderte Schub wird in diesem Fall nach 31s erreicht. Danach liegt die stationäre Antriebsleistung vor, der Leistungsüberschuss aus Kraftwerk 3 wird zum Laden der Pufferbatterie verwendet. Beim Rücksprung auf das ursprüngliche Schubniveau werden sowohl Kraftwerk 2 als auch Kraftwerk 3 abgeschaltet. Kraftwerk 1 wird erneut im oberen Teillastbereich betrieben und die Pufferbatterie mit maximalem Ladestrom aufgeladen.

Der Ladezustand der Pufferbatterie hat damit Rückwirkungen auf die Antriebsdynamik, aber auch auf den Gesamtwirkungsgrad des Antriebsstrangs sowie das Starten und Abschalten von Kraftwerken. Bei aufgeladener Pufferbatterie verlängert sich die Zeitdauer bis zur Abdeckung der Schubanforderung im Vergleich zum idealen Fall ohne Beschränkung der verfügbaren Leistung um die Dauer des Startvorgangs von Kraftwerk 2. Bei entladener Pufferbatterie dauert es bis zur Einstellung der Schubanforderung 10s länger, da Kraftwerk 3 zusätzlich gestartet werden muss. Unter realen Einsatzbedingungen sind derartige Sprünge des Sollschubs durch den Wellencharakter des Windes auszuschließen. Im nächsten Abschnitt wird daher der Einfluss der Pufferbatterieleistung auf das Starten und Abschalten von Kraftwerken für stetige Verläufe der Schubvorgabe untersucht.

### ***Schwellenwert der Pufferbatterieleistung für einen Kraftwerksstart***

Für die folgenden Simulationen werden zwei unterschiedliche Windverläufe generiert. Änderungen der Eingabegrößen Windgeschwindigkeit und Schub werden als sinusförmige Wellen modelliert. Simulationsverlauf 1 besteht aus einer Grundwelle niedriger Frequenz. Für Simulationsverlauf 2 wird dieselbe Grundwelle mit einer zweiten Welle mit modulier-

ter Frequenz und Amplitude überlagert. Mit Simulation 2 wird über den Zeitraum von 1000s der gesamte Schubbereich abgedeckt. Beiden Verläufen liegt dieselbe arithmetisch gemittelte Windgeschwindigkeit von 21,7m/s zugrunde. Zusätzlich zur Kompensation der Windgeschwindigkeit wird der nach Gl. 3.1 berechnete Schub mit einem Stabilisierungsbedarf von konstant 10% beaufschlagt, so dass sich eine mittlere Schubanforderung von 960N für beide Simulationen ergibt. Unter Berücksichtigung der Leistung der Bordsysteme sowie der Leiterverluste ergeben sich die in Abb. 6.6 abgebildeten Leistungsanforderungen des Gesamtsystems. Der Zeitraum  $\Delta x$  bezieht sich auf Simulationsverlauf 2, der Zeitraum  $\Delta y$  auf die Grundwelle aus Simulationsverlauf 1.

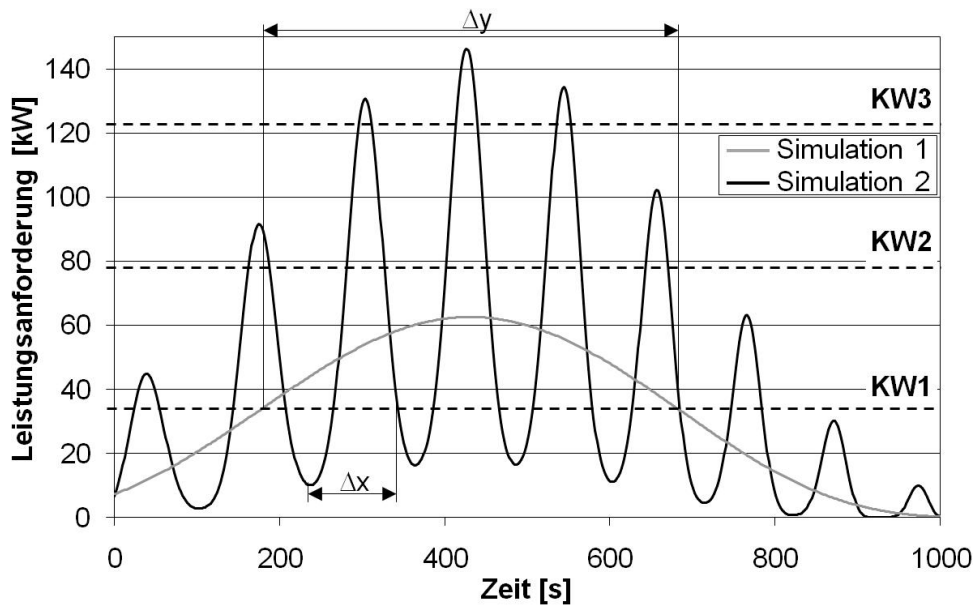


Abbildung 6.6: Leistungsanforderung der Antriebe bei einer 1000s-Simulation

Für beide Simulationsverläufe gilt, dass bei ansteigender Flanke, nachdem Kraftwerk 1 Volllast erreicht hat, zunehmend mehr Leistung aus der Pufferbatterie benötigt wird. Es wird an dieser Stelle in mehreren Simulationen untersucht, wie sich die Definition des Schwellwerts der Pufferbatterieleistung für das Starten eines weiteren Kraftwerks auf die Dynamik des Antriebsstrangs sowie die Anzahl der Kraftwerksstarts auswirkt. In Abb. 6.7 ist der Schubverlauf für den Zeitabschnitt  $\Delta x$  aus Abb. 6.6 zwischen 230s und 340s zu sehen. In dieser ersten Simulation wird ein weiteres Kraftwerk erst dann gestartet, wenn die Leistungsanforderung für mehr als 5s mit den sich in Betrieb befindlichen Kraftwerken und voller Batterieleistung nicht abgedeckt werden kann. Zu Beginn des Abschnitts  $\Delta x$  ist wie für die weiteren hierzu gezeigten Simulationen nur Kraftwerk 1 in Betrieb. Das Starten von Kraftwerk 2 führt hier zu einem deutlichen Abknicken des Istschubs, da bereits die volle Pufferbatterieleistung für die Aufbringung des Antriebsschubs aufgebracht wird und keine Reserven mehr für den Kraftwerksstart vorhanden sind. Nachdem auch mit Kraftwerk 2 die Leistungsanforderung nicht abgedeckt werden kann, wird zum Zeit-

punkt der maximalen Schubanforderung mit dem Starten von Kraftwerk 3 begonnen. Der Sollschub wird erst 30s nach dem ersten Abweichen vom Vorgabewert wieder erreicht, die maximale Schubabweichung beträgt 30%.

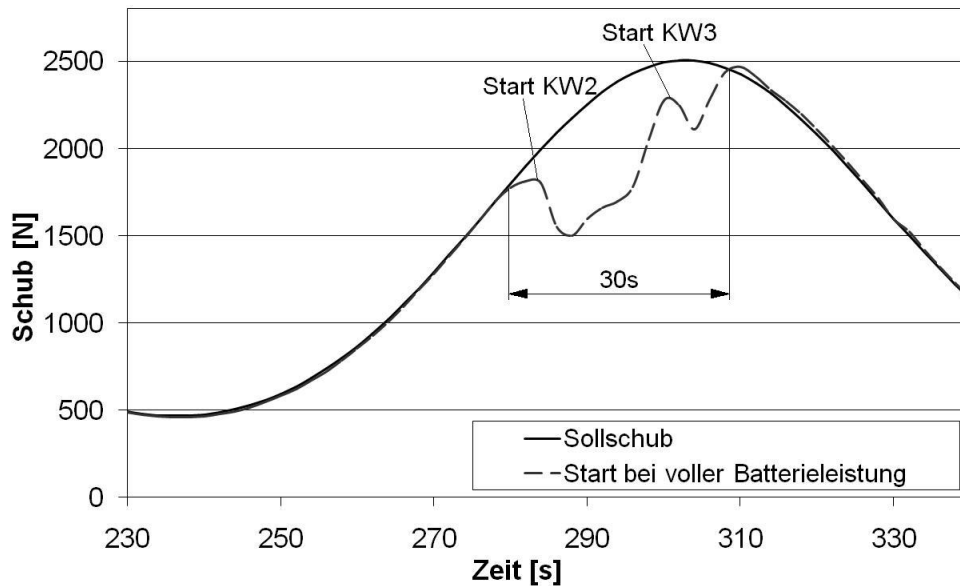


Abbildung 6.7: Schubverlauf bei hohem Schwellwert der Pufferbatterieleistung

In einer weiteren Simulation wird der Kraftwerksstart bei einem Schwellwert der Pufferbatterieleistung von 25kW veranlasst. Hier wird mit dem Starten von Kraftwerk 2 deutlich früher begonnen. Nach Abb. 6.8 wird nach 16s der Sollschub erreicht. Allerdings muss kurz darauf Kraftwerk 3 aufgrund der weiter steigenden Leistungsanforderung gestartet werden, so dass erneut für 10s der Sollschub nicht eingestellt werden kann. Die Abweichung vom Sollschub beträgt über die gesamte Simulationsdauer maximal 15%.

In einer dritten Simulation wird der Kraftwerksstart bei einer Entladeleistung der Pufferbatterie von 10kW veranlasst. In diesem Fall kann der Sollschub gemäß Abb. 6.9 bis auf den Zeitraum von zweimal jeweils 5s über die gesamte Simulationsdauer bereitgestellt werden. Während dieser Zeiträume werden Kraftwerk 2 und 3 gestartet, das Starten erfolgt jedoch jeweils früher als bei den vorhergehenden Simulationen, so dass größere Leistungsreserven zur Abdeckung der Schubanforderungen in der Pufferbatterie vorhanden sind.

Ein Abweichen vom Sollschub ist mit einem Positionsverlust der Höhenplattform verbunden, der in allen hier gezeigten Fällen weniger als 200m beträgt. Damit ist nicht zu befürchten, dass die Höhenplattform das in Kap. 3 definierte Positionierfenster von im Durchmesser 5km aufgrund der Startvorgänge der Kraftwerke verlässt. Der

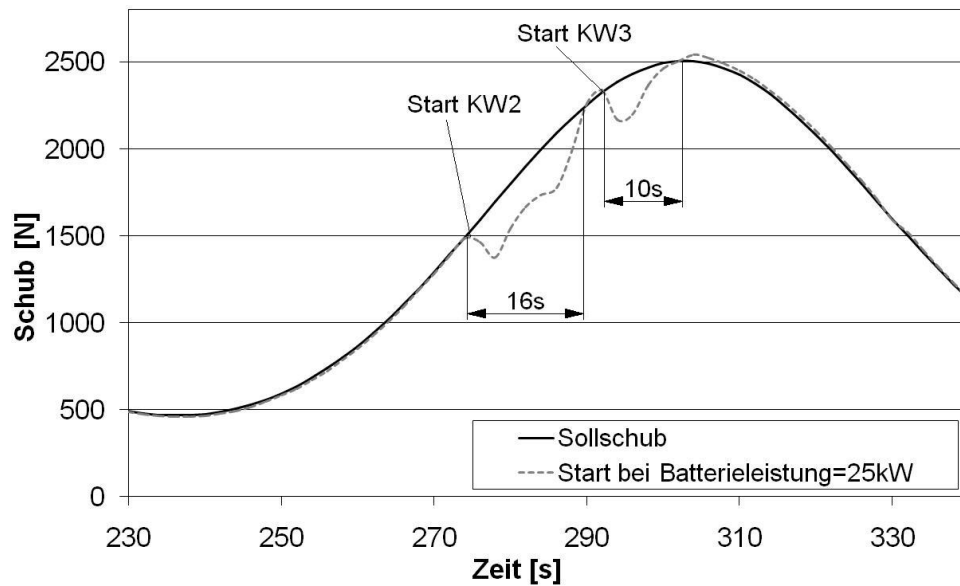


Abbildung 6.8: Schubverlauf bei mittlerem Schwellwert der Pufferbatterieleistung

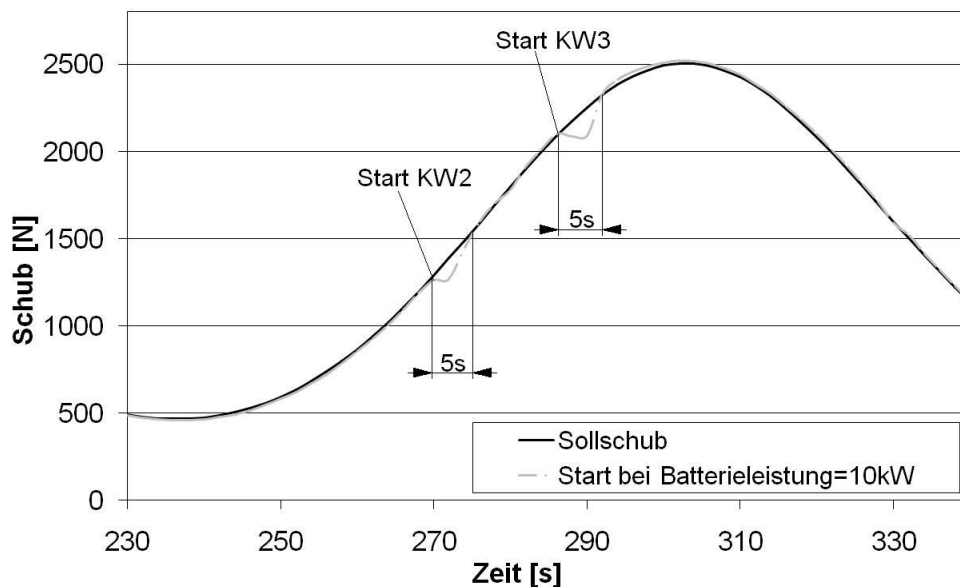


Abbildung 6.9: Schubverlauf bei niedrigem Schwellwert der Pufferbatterieleistung

Positionsverlust kann nach Erreichen des Sollschubs wieder ausgeglichen werden. Ein weiterer Unterschied zwischen den drei Simulationen besteht in der Ausnutzung der Pufferbatterie. Der Ladezustand am Ende des betrachteten Zeitabschnitts ist für die Simulation mit dem höchsten Schwellwert der Pufferbatterieleistung gemäß Abb. 6.10 um 1,2% niedriger als bei der Simulation mit einem Schwellwert von 10%. Bei späterem Starten eines Kraftwerks wird die Pufferbatterie stärker beansprucht. Die Auswirkungen der verringerten Batterienutzung sind Thema von Kap. 6.2.2.

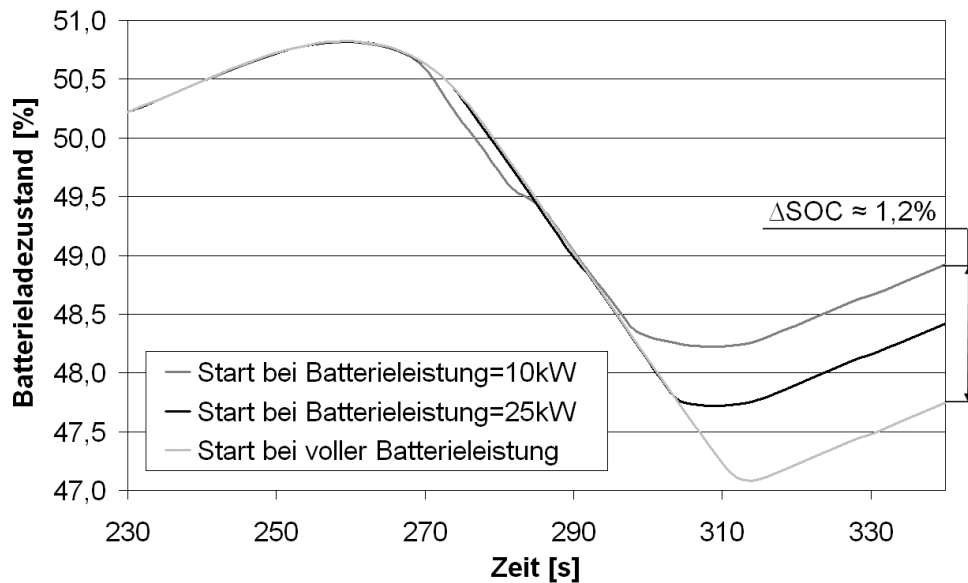


Abbildung 6.10: Ladezustand der Pufferbatterie bei unterschiedlichen Schwellwerten der Pufferbatterieleistung

Bei Simulationen über den gesamten Zeitraum von 1000s gemäß Simulationsverlauf 2 und gemäß der oben beschriebenen Startkriterien für den Kraftwerksstart werden die Kraftwerke je nach Betriebsweise unterschiedlich oft gestartet und abgeschaltet. Bei Start und Ende der Simulation ist jeweils nur Kraftwerk 1 in Betrieb. Die Anzahl der Kraftwerksstarts ist in Tab. 6.2 zu sehen. Es ergibt sich entweder häufigeres An- und Abschalten von Kraftwerken oder aber länger andauernder und energetisch ungünstiger Teillastbetrieb von Kraftwerk 1 je nach Schwellwert der Pufferbatterieleistung für den Kraftwerksstart. Eine ähnliche Problematik gibt es auch für weniger dynamische Leistungsanforderungen. Aus der Betrachtung des Zeitintervalls  $\Delta y$  aus Simulationsverlauf 1 der Abb. 6.6 ist ersichtlich, dass entweder Teillastbetrieb von Kraftwerk 1 vorliegt oder aber über den gesamten Zeitraum Leistung aus der Pufferbatterie benötigt wird. Ein solches Intervall  $\Delta y$  kann wesentlich länger dauern als in der Abbildung gezeigt, so dass an dieser Stelle die zugrunde liegende Problematik anhand eines allgemeinen Falles skizziert wird.

<b>Kraftwerksstarts bei</b>	<b>Kraftwerk 2</b>	<b>Kraftwerk 3</b>
voller Batterieleistung	3	3
Batterieleistung = 25kW	4	3
Batterieleistung = 10kW	5	5

Tabelle 6.2: Anzahl der Kraftwerksstarts für die Simulationen gemäß Abb. 6.6

Dem in Abb. 6.11 gezeigten Beispiel liegt eine konstante Leistungsanforderung  $P_{soll}$  zugrunde. Es wird ferner davon ausgegangen, dass der Ladezustand der Pufferbatterie SOC zum Zeitpunkt  $t_0$  der oberen Ladegrenze entspricht und weiteres Laden nicht möglich ist. Im Fall 1 wird Kraftwerk 1 bis zum Zeitpunkt  $t_3$  im Teillastbetrieb gefahren, es resultieren verschlechterte Gesamtwirkungsgrade. Im Fall 2 wird zum Zeitpunkt  $t_0$  das Kraftwerk 1 abgeschaltet, der Leistungsbedarf ausschließlich aus der Pufferbatterie abgedeckt. Vor Erreichen der unteren Entladegrenze wird Kraftwerk 1 zum Zeitpunkt  $t_1$  wieder gestartet. Der Startvorgang ist bis zum Zeitpunkt  $t_2$  abgeschlossen. Während des Startens wird zusätzliche Leistung aus der Pufferbatterie benötigt, so dass unter Umständen die Leistungsanforderung  $P_{soll}$  während dieses Intervalls nicht abgedeckt werden kann. Nach dem Starten bis zum Zeitpunkt  $t_3$  liefert Kraftwerk 1 eine Überschussleistung, welche zum Aufladen der Pufferbatterie verwendet wird. Damit steigt der Gesamtwirkungsgrad in diesem Abschnitt an, da Kraftwerk 1 entweder bei Volllast oder aber in einem deutlich günstigeren Teillastpunkt betrieben wird. Beim Erreichen der oberen Ladegrenze der Pufferbatterie kann der gezeigte Vorgang beliebig oft wiederholt werden. Der bessere Wirkungsgrad von Kraftwerk 1 muss mit dem Energiebedarf des Kraftwerkstarts verrechnet werden. Die Frage, ob das Abschalten des Kraftwerks zu einem besseren Gesamtwirkungsgrad führt hängt damit von der Dauer des Zeitintervalls, dem Ladezustand der Pufferbatterie sowie der Höhe der Leistungsanforderung  $P_{soll}$  ab. Ohne eine genaue Kenntnis der Winddynamik ist diese Frage nicht zu entscheiden. Aufgrund dieser Lücke und der oben beschriebenen Untersuchungen zur Antriebsdynamik wird im Leistungsregler der Schwellwert der Pufferbatterieleistung für den Start eines Kraftwerks für die im folgenden beschriebenen Langzeitsimulationen auf 10kW gesetzt, um die beste Antriebsdynamik zu erreichen.

## 6.2.2 Langzeitsimulation

Zur Überprüfung der Eignung des Antriebsstrangs und seiner Regelung sind drei Simulationen über einen Zeitraum von jeweils einem Missionstag durchgeführt worden. Der Ladezustand der Pufferbatterie beträgt zu Beginn jeweils 50%. In den Simulationen 1 und 2 liegen die mittleren Windgeschwindigkeiten bei je 17,6m/s. Dieser Durchschnittswert wird über Mitteleuropa nach Kap. 3 in den windstarken Wintermonaten erreicht. Der Stabilisierungsbedarf der Höhenplattform wird bei der Berechnung des Schubbedarfs nicht berücksichtigt. In Simulation 1 wird über die gesamte Missionsdauer der volle Schubbereich überstrichen. In Simulation 2 werden lediglich 20% des Schubbereichs mit Werten zwischen 350N und 850N ausgenutzt. Trotz derselben mittleren Windgeschwindigkeiten liegt nach Gl. 3.1 der mittlere Gesamtschub bei Simulation 1 bei 770N, bei Simulation 2 um 25% niedriger bei 580N. In Simulation 3 wird ein Missionstag simuliert, dessen mittlere Windgeschwindigkeit von 9,0m/s für die warme Jahreszeit über Mitteleuropa typisch ist. Die Schubanforderungen liegen zwischen 50N und 300N, im Mittel bei 160N.





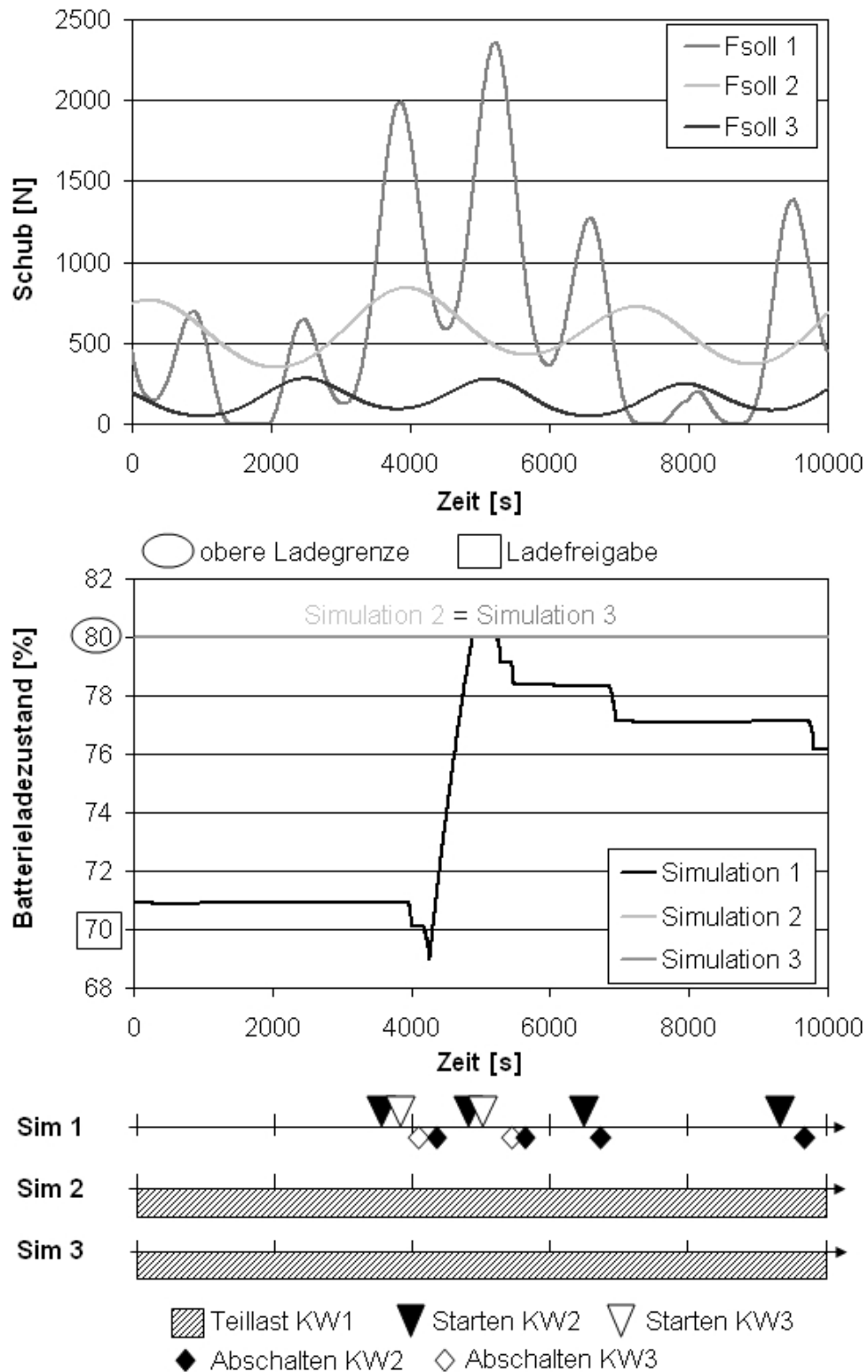


Abbildung 6.12: Zeitabschnitt von 10000s aus den Langzeitsimulationen 1 bis 3

so eingestellt, dass ein Propeller stets rotiert, um die Überwindung hoher Stillstandsmomente beim Wiederanfahren des Propellers zu vermeiden. Der Restschub ist in Relation zur Größe und den Kräftebilanzen der Höhenplattform allerdings sehr gering. Die untere Grenze von 8N Schub pro Antriebseinheit wird beim Herunterfahren durch die Trägheit des Propellers und die Begrenzung der Bremsleistung auf 0kW sehr langsam erreicht. Sinkt die Sollleistung auf Null ab, kann kein Bremsmoment mehr aufgebaut werden, der Propeller läuft ungebremst aus.

Brennstoffverbrauch, erreichbare Missionsdauer und mittlere Gesamtwirkungsgrade der drei 24h-Simulationen sind in Tab. 6.3 aufgeführt. Der Berechnung der erreichbaren Missionsdauer liegt der im Rahmen des Projekts AirChain vereinbarte Tankinhalt von 1460kg Flüssigwasserstoff zugrunde. Für die Simulationen 1 und 2 wurde wie oben beschrieben dieselbe mittlere Windgeschwindigkeit eingestellt. Durch den Vergleich der Gesamtwirkungsgrade dieser Simulationen ist zu erkennen, dass eine höhere Winddynamik zu einer besseren Nutzung der Pufferbatterie führt. Dementsprechend wird Kraftwerks 1 weniger häufig im unteren Teillastbereich betrieben. Bei geringer Winddynamik ist das Herabsetzen des Schwellwerts der Pufferbatterieleistung für den Start eines Kraftwerks nicht sinnvoll, da hier die Nutzung der Pufferbatterie stärker priorisiert werden muss. Die Abdeckung der Antriebsanforderung während eines Kraftwerksstarts ist hier aufgrund der langsamer ansteigenden Schubanforderung nicht entscheidend für die Einhaltung der Position. Es müssen zudem keine großen und schnell verfügbaren Leistungsreserven in der Pufferbatterie vorgehalten werden, um stark schwankende Schubanforderungen abzudecken. Bei Simulation 3 ist durch den geringen Gesamtwirkungsgrad zu erkennen, dass Kraftwerk 1 über die gesamte Simulationsdauer nur im niederen Teillastbetrieb gefahren wird. Für den Betrieb in den Sommermonaten ist es daher ratsam, ein Abschalten von Kraftwerk 1 zuzulassen.

Die erreichbaren Missionsdauern sind für den hier untersuchten Antriebsstrang einmal von der mittleren Windgeschwindigkeit und zum anderen vom Gesamtwirkungsgrad abhängig. Trotz des besten Gesamtwirkungsgrads in Simulation 1 wird aufgrund des höchsten Antriebsbedarfs die geringste Missionsdauer erreicht. In den Sommermonaten liegt die erreichbare Missionsdauer in der Größenordnung von 9-10 Tagen. Durch geschicktere

	<b>Simulation 1</b>	<b>Simulation 2</b>	<b>Simulation 3</b>
<b>mittlere Windgeschwindigkeit</b>	17,6m/s	17,6m/s	9,0m/s
<b>mittlerer Schub</b>	770N	580N	160N
<b>Brennstoffverbrauch (24h)</b>	280,45kg	197,42kg	163,26kg
<b>Gesamtwirkungsgrad</b>	0,0774	0,0768	0,0524
<b>erreichbare Missionsdauer</b>	5,21 Tage	7,40 Tage	8,94 Tage

*Tabelle 6.3: Ergebnisse der Simulationen 1 bis 3*

Leistungsregelung kann sie noch deutlich erhöht werden. Während der Wintermonate beträgt die erreichbare Missionsdauer etwa die Hälfte dieser Zeit. Hier gibt es Potential, die erreichbare Missionsdauer durch eine genauere Kenntnis der Windverhältnisse und deren Prognostizierbarkeit für die kommenden Stunden zu erhöhen, indem die Regelung des Antriebsstrangs entsprechend angepasst wird.

# Kapitel 7

## Zusammenfassung

Mit dem in der vorliegenden Arbeit erstellten Simulationsmodell können die wesentlichen Betriebscharakteristika des Antriebsstrangs einer LTA-Höhenplattform in Echtzeit abgebildet werden. Es wurde der Betrieb in einer stationären Flughöhe von 20km untersucht, Start und Landung wurden nicht berücksichtigt. Das Simulationsmodell erfüllt die gesetzten Ansprüche an Stabilität und Genauigkeit. Durch einen modularen Aufbau können einzelne Komponentenmodelle auf einfache Weise ergänzt oder durch die Modelle anderer Komponenten ersetzt werden. Der Antriebsbedarf der Höhenplattform zum Ausgleich von Windgeschwindigkeiten bis 130km/h kann stationär zu jedem Zeitpunkt bereitgestellt werden. Für den dynamischen Betrieb der Antriebe stehen darüber hinaus Reserven durch die Leistung der Pufferbatterie zu Verfügung. Damit kann durch die Energieerzeugung das dynamische Leistungsvermögen der Antriebe optimal abgedeckt werden. Nur wenn dauerhaft zusätzlicher Antriebsbedarf zur Stabilisierung der Höhenplattform notwendig ist, sind durch die Kapazität der Pufferbatterie zeitliche Grenzen gesetzt. Mit dem Modell des Antriebsstrangs wurde eine Verweildauer in 20km Höhe von zwischen fünf und neun Tagen errechnet. Diese ist abhängig von den saisonal unterschiedlichen Windverhältnissen, wobei in den Sommermonaten eine längere Verweildauer als in den windstarken Wintermonaten erreicht wird.

Die extremen Umweltbedingungen in einer Flughöhe von 20km führen zu grundlegend veränderten Systemanforderungen und Systemeigenschaften. In den Kraftwerken resultieren Wirkungsgrade der Gasturbinen von 0,15 bei Vollast. Die Höhe des Gesamtwirkungsgrads wird somit maßgeblich durch die Kraftwerke festgelegt. Die Wiederezündbarkeit der mit Wasserstoff betriebenen Kraftwerke in einer Höhe von 20km wurde im Rahmen des Verbundforschungsprojekt AirChain nachgewiesen, so dass ein flexibler Betrieb der drei Kraftwerke möglich ist. Bei den Propellern müssen zur Umsetzung der Vortriebsleistung große Durchmesser realisiert werden, um gute Vortriebswirkungsgrade zu erreichen. Durch die große Trägheit der in dieser Arbeit beschriebenen Propeller mit einem Durchmesser von vier Metern wird die Antriebsdynamik beeinträchtigt. Im niederen Lastbereich oder

wenn durch zusätzlichen Stabilisierungsbedarf der Propeller in einem ungünstigen Betriebsbereich betrieben werden muss, sinkt durch Fehlanströmung in einigen Radienstationen des verstellbaren Propellers der Wirkungsgrad. Auch bei den Elektromaschinen führen die extremen Umweltbedingungen zu veränderten elektrischen und mechanischen Eigenschaften. Für die Entwicklung alternativer Technologien zur Energieerzeugung wie zum Beispiel Brennstoffzellen sind daher ganz andere Voraussetzungen gegeben als beim Einsatz in Bodennähe. Die Auswirkungen des Einsatzes in großer Flughöhe sind dann intensiv zu untersuchen.

Eine genaue Kenntnis der Windverhältnisse ist vorausgesetzt, um den Leistungsregler des Antriebsstrangs optimal konfigurieren zu können. Dabei müssen nach saisonalen Kriterien unterschiedliche Steuerroutinen umgesetzt werden: während der Sommermonate sind die mittleren Windgeschwindigkeiten über Westeuropa so gering, dass der Antriebsbedarf abwechselnd aus Kraftwerken oder Pufferbatterie abgedeckt werden kann. Der Gesamtwirkungsgrad des Antriebsstrangs steigt, wenn der Teillastbetrieb eines Kraftwerks vermieden wird. Somit ist es günstiger, wenn die Pufferbatterie durch eventuell über den Antriebsbedarf hinaus verfügbare Kraftwerksleistung aufgeladen und nachdem das Kraftwerk ausgeschaltet ist wieder entladen werden kann. In den Wintermonaten führen höhere Windgeschwindigkeiten zu einem deutlich gesteigerten Antriebsbedarf der Höhenplattform. Außer der Windstärke spielt die Dynamik des Windes eine Rolle, da Pufferbatterieleistung für eine schnelle Abdeckung dynamischer Leistungsauslässe verwendet werden muss. Andererseits ist die Nutzung der Pufferbatterie entscheidend, um einen hohen Gesamtwirkungsgrad zu erreichen. Die Definition eines Schwellwerts der Pufferbatterieleistung zum Auslösen eines Kraftwerksstarts hängt von diesen gegenläufigen Kriterien ab. Durch einen niedrigen Schwellwert sinkt die Pufferbatterienutzung, das dynamische Antriebsvermögen steigt jedoch. Umgekehrt steigt durch einen hohen Schwellwert die Pufferbatterienutzung und damit der Gesamtwirkungsgrad. Diese Optimierung geht nur bei genauerer Kenntnis der Umgebungsbedingungen in Stationierungsflughöhe. Um das Verständnis der Windverhältnisse in der unteren Stratosphäre zu verbessern ist es notwendig, geostationär Messungen über längere Zeiträume durchzuführen. Dafür könnten mit Systemen mit konservativer Regelung und geringerer Verweildauer die notwendigen Erfahrungen gesammelt werden, um daraus die Regelung zum Erreichen einer optimalen Verweildauer anzupassen.

# Literaturverzeichnis

- [1] Agrawal, R., Yunis, M. *A generalized mathematical model to estimate gas turbines starting characteristics*. ASME-81-GT-202, Houston, 1981.
- [2] Babatunde, A., O., Ray, W., H. *Process Dynamics, Modeling and Control*. Oxford University Press Inc., New York, 1994.
- [3] Bauer, A. *Betriebsverhalten luftatmender Kombinationsantriebe für den Hyperschallflug unter besonderer Berücksichtigung der Triebwerksintegration*. Dissertation, TU München, 1994.
- [4] Bents, D. J., Mockler, T., Maldonado, J. *Propulsion System for Very High Altitude Subsonic Unmanned Aircraft*. NASA/TM-1998-206636, NASA Lewis Research Center, 1998.
- [5] Berton, J. J., Freeh, J. E., Wickenheiser, T. J. *An Analytical Performance Assessment of a Fuel Cell-Powered Small Electric Airplane*. NASA TM 2003-212393, Glenn Research Center, Cleveland Ohio, 2003.
- [6] Betz, A., Prandtl, L. *Vier Abhandlungen zur Hydrodynamik und Aerodynamik*. Selbstverlag der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen, 1927.
- [7] Beyene, A., Fredlund, T. *Comparative Analysis of Gas Turbine Engine Starting*. ASME, 98-GT-419, Stockholm, Sweden, 1998.
- [8] Bock, J. K., Knauer, B. *Leichter Als Luft – Transport- Und Trägersysteme*. 1. Auflage, Verlag Frankenschwelle Kg, Hildburghausen, 2003.
- [9] Boggia, S., Jackson, A. *Some Unconventional Aero Gas Turbines Using Hydrogen Fuel*. ASME GT2002-30412, Amsterdam, Netherlands, 2002.
- [10] Braig, W. *Turboflugtriebwerke I*. Vorlesungsskript, Universität Stuttgart, 1994.
- [11] Braig, W. *Turbomaschinen I*. Vorlesungsskript, Universität Stuttgart, 1994.

- 
- [12] Braig, W. *Extrapolation von Verdichterkennfeldern für die Drehzahlkennlinie Null und für hohe Austrittsvolumenzahlen bei niedrigen Drehzahlen unter Nutzung der inkompressiblen Eigenschaften*. Interner Bericht ILA-99 B04, Institut für Luftfahrtantriebe, Stuttgart, 1999.
- [13] Casey, M.V. *The Effects of Reynolds Number on the Efficiency of Centrifugal Compressor Stages*. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 107, April 1985.
- [14] Chedot, L., Friedrich, G. *Comparisons of direct and adaptive optimal controls for interior permanent synchronous integrated starter generator*. IEEE IEMDC, 2003.
- [15] Chedot, L., Friedrich, G. *Optimal control of interior permanent synchronous integrated starter-generator*. Power Electronics and Applications, Toulouse, 2003.
- [16] Colozza, A. *Initial Feasibility Study for a High Altitude Air Long Endurance Airship*. NASA/CR-2003-212724, Analex Corp., Brook Park, Ohio, 2003.
- [17] Cyrus, J. D., Franz, J. *Propulsion System Selection for a High Altitude Long Endurance Aircraft*. Agard CP-547-2, 1993.
- [18] Drela, M. *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*. Low Reynolds Number Aerodynamics, ed. T. J. Mueller, Lecture Notes in Engineering 54, Springer, New York, 1989.
- [19] Drela, M. *Transsonic Low Reynolds Number Airfoils*. Journal of Aircraft, Vol. 29, pp. 1106 - 1113, 1992.
- [20] Dunkerton, T. J. *The role of gravity waves in the quasi-biennial oscillation*. J. Geophys. Res., Vol. 102, 1997.
- [21] Eckhardt, H. *Grundzüge der elektrischen Maschinen*. Verlag B. G. Teubner, Stuttgart, 1982.
- [22] Ehernberger, L. J. *Stratospheric Turbulence Measurements and Models for Aerospace Plane Design*. NASA Technical Memorandum TM-104262. NASA Dryden Flight Research Center, 1992.
- [23] Epperlein, F., Kungl, P. *Technische Dokumentation AirChain*. Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart, 2003.
- [24] Eppler, R. *Airfoil Design and Data*. Springer, Berlin / New York, 1990.
- [25] Fleener, W. *Aircraft Main Battery Development Program for the F/A-18E/F Super Hornet Aircraft*. Technical Review, URL: <http://www.concordebattery.com>, <06/2004>.



- [26] Garche, J. *Energiesysteme*. Abschlussbericht, Fogl-Gruppe, Zentrum Für Sonnenenergie Und Wasserstoff-Forschung, Ulm, Dezember 2003.
- [27] Gembruch, C. *Modellierung und Simulation der Antriebskette einer Höhenplattform*. Diplomarbeit, Universität Stuttgart, 2004.
- [28] Gembruch, C., Kotulla, M. *Auslegung eines Batteriepaketes für den Antriebsstrang eines Luftschiffs*. Interner Bericht ILA – 04 A03, Institut für Luftfahrtantriebe, Stuttgart, 2004.
- [29] Gersdorff, K., Grasmann, K. *Flugmotoren und Strahltriebwerke*. Bernard- und Graefe Verlag, Konstanz, 1996.
- [30] Goldstein, S. *On the Vortex Theory of Screw Propellers*. Proceedings of the Royal Society, Vol. (A) 123, 1929.
- [31] Grünwald, R., Oertel, D. *Leichter-Als-Luft-Technologie – Innovations- und Anwendungspotenziale*. Arbeitsbericht Nr. 97, Büro für Technikfolgenabschätzung des Deutschen Bundestages, Nov. 2004.
- [32] Haaland, S. E. *Simple and Explicit Formulae for the Friction Factor in Turbulent Pipe Flow*. ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 105, Mar. 1977.
- [33] Hedin, A.E., Fleming, E.L., et al. *Empirical wind model for the upper, middle and lower atmosphere*. J. Atmos. Terr. Phys. 58, 1996.
- [34] Henze, M., Weigand, B. *Thermisches Management für hochfliegende Luftschiffplattformen*. Abschlussbericht im Projekt AirChain, Institut für Thermodynamik der Luft- und Raumfahrt ITLR, Universität Stuttgart, 2005.
- [35] Henze, M., Weigand, B., von Wolfersdorf, J. *Natural Convection Inside Airships*. AIAA-2006-3798, 9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, San Francisco, California, 2006.
- [36] Hirner, A., Lutz, Th., Krämer, E. *Aerodynamik einer stratosphärischen LTA Plattform*. Abschlussbericht im Projekt AirChain, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart, 2005.
- [37] Hollmeier, S. *Simulation des Betriebsverhaltens von Antrieben für Raumtransporter / Hyperschallflugzeuge*. Dissertation, TU München, 1997.
- [38] Czichos, H., Hennecke, M.. *Hütte - Grundlagen der Ingenieurwissenschaften*. 30. Auflage, Springer, Berlin, 1996.
- [39] Jackson, P., Munson, K., Peacock, L. *Jane's All the World's Aircraft*. June 2004.

- [40] Jones, W. D., Fletcher, A. R. *Electric Drives on the LV100 Gas Turbine Engine*. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, Vol. 116, 1994.
- [41] Jordan, H., Weis, M. *Synchronmaschinen I / II*. Vieweg Verlag, Braunschweig, 1970.
- [42] Keidel, B. *Design Of A Solar-Powered Hale Aircraft For Year-Round Operation At Intermediate Altitudes*. RTO Mp-052, Symposium On Unmanned Vehicles For Aerial, Ground And Naval Military Operations, Ankara, Turkey, 9-13 October 2000.
- [43] Köhli, R. *Erweiterung und Validierung eines Synthesemodells eines zivilen Turbofantriebwerkes für den tiefen Teillastbereich*. Diplomarbeit, München, 2003.
- [44] Kick, T., Aigner, M. *Zündbereiche für Wasserstoff-Flammen in Abhängigkeit vom Druck*. Abschlussbericht im Projekt AirChain, Institut für Verbrennungstechnik VT, DLR Stuttgart, 2005.
- [45] Kim, J., Kim, T., Song, T., Re, S. *Dynamic Simulation of Full Start-Up Procedure of Heavy Duty Gas Turbines*. ASME-2001-GT-0017, New Orleans, 2001.
- [46] Klobe, M., Riegler, C., Salchow, K. *Real Time Capability for an Off-The-Shelf Full Thermodynamic Engine Performance Computer Program*. Proceedings 9th CEAS European Propulsion Forum, Rome, Italy, 2003.
- [47] Knaupp, W., Mundschau, E. *Solar Electric Energy Supply at High Altitude*. DGLR-2002-175, Stuttgart, 2002.
- [48] Koch, D., L. *Design and Performance Calculations of a Propeller for a Very High Altitude Flight*. NASA TM-1998-206637, Lewis Research Center, Cleveland, 1998.
- [49] Kotulla, M. *Windanalysen für die Auslegung von hochfliegenden Plattformen in der niedrigen Stratosphäre*. Interner Bericht ILA-05A01, Institut für Luftfahrtantriebe, Stuttgart, 2005.
- [50] Kotulla, M., Gembruch, C., Schirmeister, U. *Auswahl und Modellierung elektrischer Maschinen zum Betrieb mit Turbomaschinen und Propellern*. Interner Bericht ILA – 05 A 02, Institut für Luftfahrtantriebe, Stuttgart, 2005.
- [51] Kotulla, M., Staudacher, S. *Grundsätzliche Überlegungen zur Architektur des Antriebs einer Leichter-Als-Luft Höhenplattform*. DGLR-2004-149, Dresden, 2004.
- [52] Kröplin, B.-H. *Angebot für ein wissenschaftliches Verbundprojekt im Rahmen der Verbundforschung Baden-Württemberg – Air Chain*. Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart, 2002.

- [53] Kueke, R., Lindstrand, P., Groepper, P. *High Altitude Long Endurance Aerostatic Platforms: Past, Present And Future*. Proceedings Of The 3rd International Airship Convention And Exhibition, Friedrichshafen, July 2000.
- [54] Kungl, P., Häcker, J., Kröplin, B.-H. *Integration und elektrische Vernetzung Bord-system*. Abschlussbericht im Projekt AirChain, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart, 2005.
- [55] Kunz, P., J., Strawn, R., C. *Analysis and Design of Rotors at Ultra-Low Reynolds Numbers*. AIAA-2002-0099, Reno, Nevada, 2002.
- [56] Kunze, A., Kröplin, B.-H. *Hülle*. Abschlussbericht im Projekt AirChain, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart, 2005.
- [57] Kurz, M., Kröplin, B.-H. *Kryogenes Brennstoffsystem/Kryotank*. Abschlussbericht im Projekt AirChain, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart, 2005.
- [58] Kurzke, J. *GasTurb 9 User's Manual*. Dachau, 2001.
- [59] Kurzke, J. *How to Create a Performance Model of a Gas Turbine from a Limited Amount of Data*. ASME GT2005-68536, Reno, Nevada, 2005.
- [60] Kurzke, J. *Calculation of Installation Effects within Performance Computer Programs*. AGARD Lecture Series 183, Februar 1992.
- [61] Kyritsis, V. E. *Fundamentals on aerodynamic three-dimensional propeller design for an altitude of 20km*. Interner Bericht ILA-04 B03, Institut für Luftfahrtantriebe, Stuttgart, 2004.
- [62] Lalovic, M., Fitch, M., Mohorcic, M., et al. *Delivering Broadband for All - Including Commercial and Technical Risk Assessment*. FP6-IST-2003-506745 CAPANINA Cons., University of York, USA, 2005.
- [63] Larrabee, E. E. *Analytic Design of Propellers having Minimum Induced Losses*. Report National Free-Flight Symposium, 1977.
- [64] Laures, W. *Untersuchung zum Einsatz von Höchstspannungskabeln großer Längen in der 400-kV-Ebene*. Dissertation, Fakultät für Ingenieurwissenschaften, Universität Duisburg-Essen, 2003.
- [65] Lechner, C. *Stationäre Gasturbinen*. Springer, Berlin / Heidelberg, 2003.
- [66] Linden, D. *Handbook of Batteries and Fuel Cells*. McGraw-Hill, New York, 1984.

- [67] Ljung, L. *System Identification - Theory for the user*. 2nd edition, Prentice Hall PTR, Upper Sadle River, NJ, 1999.
- [68] Lutz, Th., Funk, P., Jakobi, A., Wagner, S. *Calculation of the Propulsive Efficiency for Airships with Stern Thruster*. 14th AIAA Lighter-Than-Air Technical Committee Convention and Exhibition, Akron, Ohio, USA, July 15-19, 2001.
- [69] Martin, J. N., Colella, N. J. *Broadband Wireless Communications Via Stratospheric Halo Aircraft*. 0-7803-4902-4, Milcom 98. Proceedings IEEE, 1998.
- [70] Messerschmid, E., Fasoulas, S. *Raumfahrtssysteme*. 1. Auflage, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2000.
- [71] Mises, R. von, Hohenemser, K. *Fluglehre*. Springer, Berlin, 1936.
- [72] Müller, R. *Luftstrahlantriebe*. Vieweg, 1997.
- [73] Moisisidis, I. *Neuartige Netzeinspeiseeinheit für eine Photovoltaikanlage*. Studienarbeit, Institut für Leistungselektronik und Regelungstechnik, Universität Stuttgart, 2001.
- [74] Moore, S., Schneider, P. *A Review of cell equalization methods for Lithium Ion and Lithium Polymer Battery Systems*. 2001-01-0939, Society of Automotive Engineers, 2001.
- [75] Mueller, T., J. *Low Reynolds Number Vehicles*. AGARD No. 288, Neuilly-Sur-Seine, France, 1985.
- [76] N.N. *Entwicklung des Flugverkehrs*. Bericht des Umweltbundesamtes, Dessau, 1996.
- [77] N.N. *Real-Time Modeling Methods for Gas Turbine Engine Performance*. SAE Air-4548-Rev.A, 2001.
- [78] N.N. *Servogetriebemotoren*. SEW-Katalog, Bruchsal, 2002.
- [79] N.N. *Technische Information für IGBT-Module BSM 75 GB 60 DLC*. Firma Infineon/EUPEC, URL: <http://www.infineon.com/cms/en/product>, Power Semiconductors, High Power Semiconductors, IGBT-Modules, IGBT Modules up to 600V, <07/2007>.
- [80] Onda, Masahiko. *A Feasibility Study on a Solar Powered Stratospheric Long Endurance LTA Platform with 40m/s Air Speed*. 14th AIAA Lighter-Than-Air Technical Committee Convention and Exhibition, Akron, Ohio, USA, July 15-19, 2001.
- [81] Paland, E. G. *Technisches Taschenbuch*. 7. veränderter Nachdruck, Verlag Stürtz AG, Würzburg, Mai 2002.

- [82] Panigrahi, D., et al. *Battery Life estimation for mobile embedded systems*. Proc. Int. Conf., VLSI Design, 2001.
- [83] Patterson, R. L. *High-Voltage 1-kW dc/dc Converter Developed for Low-Temperature Operation*. NASA Lewis Research Center, URL: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/RT1997/5000/5480patterson.htm>, <09/2004>.
- [84] Preusse, P., Ern, M. *Messung des Schwerewellen-Impulsflusses vom Satelliten*. Institut für Chemie und Dynamik der Geosphäre: Stratosphäre (ICG-I), Forschungszentrum Jülich, Konferenzbericht DACH, Deutschland, 2004.
- [85] Rakov, D. *Die universellen stratosphärischen Plattformen*. DGLR-JT-2003-177, München, 2003.
- [86] Rehmet, M. A. *Eine Methode zur Auslegung von Solarflugzeugen*. Dissertation 1998/3572, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart, 1998.
- [87] Rehmet, M., Kröplin, B.-H., Epperlein, F., Kornmann, R., Schubert, R. *Recent Developments on High Altitude Platforms*. 3rd International Airship Convention and Exhibition, Friedrichshafen, 2000.
- [88] Riegler, C., Bauer, M., Kurzke, J. *Some Aspects of Modeling Compressor Behaviour in Gas Turbine Performance Calculations*. GT2000-GT-574, Munich, Germany, 2000.
- [89] Rodgers, C. *Turbocharging a High Altitude UAV C.I. Engine*. AIAA-2001-3970, ITC, San Diego, CA, USA, 2001.
- [90] Sauer, D. *Entladung - Temperatur-, Strom- und Alterseinflüsse*. Fraunhofer Institut für Solare Energiesysteme ISE, Beitrag 010416, URL: <http://www.ise.fhg.de/german/fields/field3/mb3/publications>, <06/2005>.
- [91] Schawe, D., Rohardt, C. H., Wichmann, G. *Aerodynamic design assessment of Strato 2C and its potential of unmanned high altitude airborne platforms*. Aerospace Science and Technology, 6/2002, S. 43 – 51, Oktober 2001.
- [92] Schäfer, I. *Ein Verfahren Zur Entwurfsoptimierung Von Luftschiffen*. Dissertation, Fakultät Luft- Und Raumfahrttechnik, Universität Stuttgart, 1997.
- [93] Schlensok, C., Henneberger, G. *Simulation of a PMSM with SIMPLORER-FLUX2D-Coupling*. ICEM 2002, Brügge, 2002.
- [94] Schmitt, O., H. *A Thermionic Trigger*. Journal of Scientific Instruments, Vol. 15, No. 3, p.24-26,, Jan. 1938.

- [95] Schneider, S. *Bewertung unterschiedlicher Verfahren zur Korrektur des Reynoldszahleinflusses auf Turboflugtriebwerke*. Diplomarbeit, Universität Stuttgart, 2003.
- [96] Schröder, D. *Elektrische Antriebe 2*. Springer Verlag, 1995.
- [97] Schubert, R., Well, K. H. *Flugmechanische Modellbildung und Reglersynthese*. Abschlussbericht im Projekt AirChain, Institut für Flugmechanik und Regelungstechnik, Universität Stuttgart, 2005.
- [98] Schulze, D. *Optimierung eines Propellerantriebs für Anwendungen in großer Flughöhe*. Studienarbeit, Universität Stuttgart, 2004.
- [99] Stamatis, A., Mathioudakis, K., Ruiz, J., Curnock, B. *Real Time Engine Model Implementation for adaptive Control and Performance Monitoring of Large Civil Turbofans*. ASME-2001-GT-0362, New Orleans, 2001.
- [100] Stevens, J., Cory, G. A. *A study of Lead-Acid Battery Efficiency near Top-Of-Charge and the Impact on PV System Design*. Technical Review, URL: <http://www.sandia.gov>, <06/2004>.
- [101] Störzbach, A. *Emulation mobiler Geräte: Integration eines Batteriegeräts*. Studienarbeit, Institut für Parallele und Verteilte Systeme IPVS, Universität Stuttgart, 2004.
- [102] Takeda, N., Imai, S., Honii, Y., Yoshida, H. *Development of High Performance Lithium-Ion Batteries for Hybrid Electric Vehicles*. Mitsubishi Technical Review, 2003.
- [103] Theodorsen, T. *Theorie of Propellers*. McGraw Hill Book Company Inc., New York, 1948.
- [104] Timmons, J., Koss, E. F. *Operational Testing of Valve Regulated Lead Acid Batteries in Commercial Aircraft*. IEEE Battery Conference on Applications and Advances, Long Beach, CA, 1997.
- [105] Tozer, T. C., Grace, D. *HeliNet – The European Solar-Powered HAP Project*. UVC-Tech EURO-UVS, Brussels, Belgium, 2001.
- [106] Tozer, T. C., Grace, D. *High-altitude platforms for wireless communications*. Electronics and Communications Engineering Journal, Vol. 13, No. 3, 2001.
- [107] Tronskötter, H. *The Strato 2c Propulsion System – A Low Cost Approach For High Altitude Long Endurance Aircraft*. Agard Cp-547, 1993.

- [108] Tronskötter, H., Scheithauer, D. *The Strato 2C Propulsion System – A New Compound Engine And Control Concept For High Altitude Flying*. Agard Cp 572-3, 1996.
- [109] Valera, L., Nagabhusan, B. *Design Trends And Global Developments In Modern LTA Vehicles*. ICAS Congress, Saint Louis University, 2002.
- [110] Verein Deutscher Ingenieure. *VDI Wärmeatlas: Berechnungsblätter für den Wärmeübergang*. 9. Auflage, Springer, 2002.
- [111] Verstraete, D. *Hydrogen as an (Aero) Gas Turbine Fuel*. ISABE-2005-1212, Munich, 2005.
- [112] Vlahinos, A., Pesaran, A. *Energy Efficient Battery Heating in cold climate for Electric Vehicles*. 17th Electric Vehicle Symposium, Montreal, 2000.
- [113] Wagemann, H.-G., Boit, C. *Werkstoffe und Bauelemente der Elektrotechnik – Teil I (Bauelemente)*. Vorlesungsskript, Institut für Halbleiter- und Hochfrequenztechnologien, TU Berlin, 2003.
- [114] Walsh, P., Fletcher, P. *Gas Turbine Performance*. Blackwell Science Ltd., Oxford, 1998.
- [115] Weigand, B. *Analytical Methods for Heat Transfer and Fluid Flow Problems*. Springer, 2004.
- [116] Weinig, F. *Aerodynamik der Luftschraube*. Springer, Berlin, 1940.
- [117] Wiesner, F.J. *A review of slip factors for centrifugal impellers*. ASME J. Eng. for Power, Vol. 89, 1967.
- [118] Wilkinson, J., Covic, G. *A new pulse charging methodology for lead-acid batteries*. IPENZ Transactions, Vol. 25, No. 1/EMCh, IPENZ Conference, Auckland, 1998.
- [119] Wilkinson, R. E., Benway, R. B. *Liquid Cooled Turbocharged Propulsion System for HALE Application*. ASME 91-GT-399, Orlando, 1991.
- [120] Wilson, D. G., Korakianitis, T. *The Design of High-Efficiency Turbomachinery and Gas Turbine*. 2nd Edition, Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, 1998.
- [121] Wimmer, D.-A., Moisisdis, I., Well, K. H. *Echtzeitsimulation und autonome Flugführung*. Abschlussbericht im Projekt AirChain, Institut für Flugmechanik und Regelungstechnik, Universität Stuttgart, 2005.

- [122] Yang, H.S., Cha, Y.B., et al. *Permanent Magnet High Speed Starter/Generator System Development Directly Coupled to Gas Turbine Engine for Mobile Auxiliary Power Unit*. ASME GT2004-53165, Vienna, Austria, 2004.
- [123] Young, A. D., Ardema, M. D., Mayer N. *Mission And Vehicle Concepts For Modern Propelled Lighter-Than-Air Vehicles*. Agard-R-724, Februar 1985.



# Anhang A

## Funktionsgeneratorenmodell



# Anhang B

## Antriebsregler

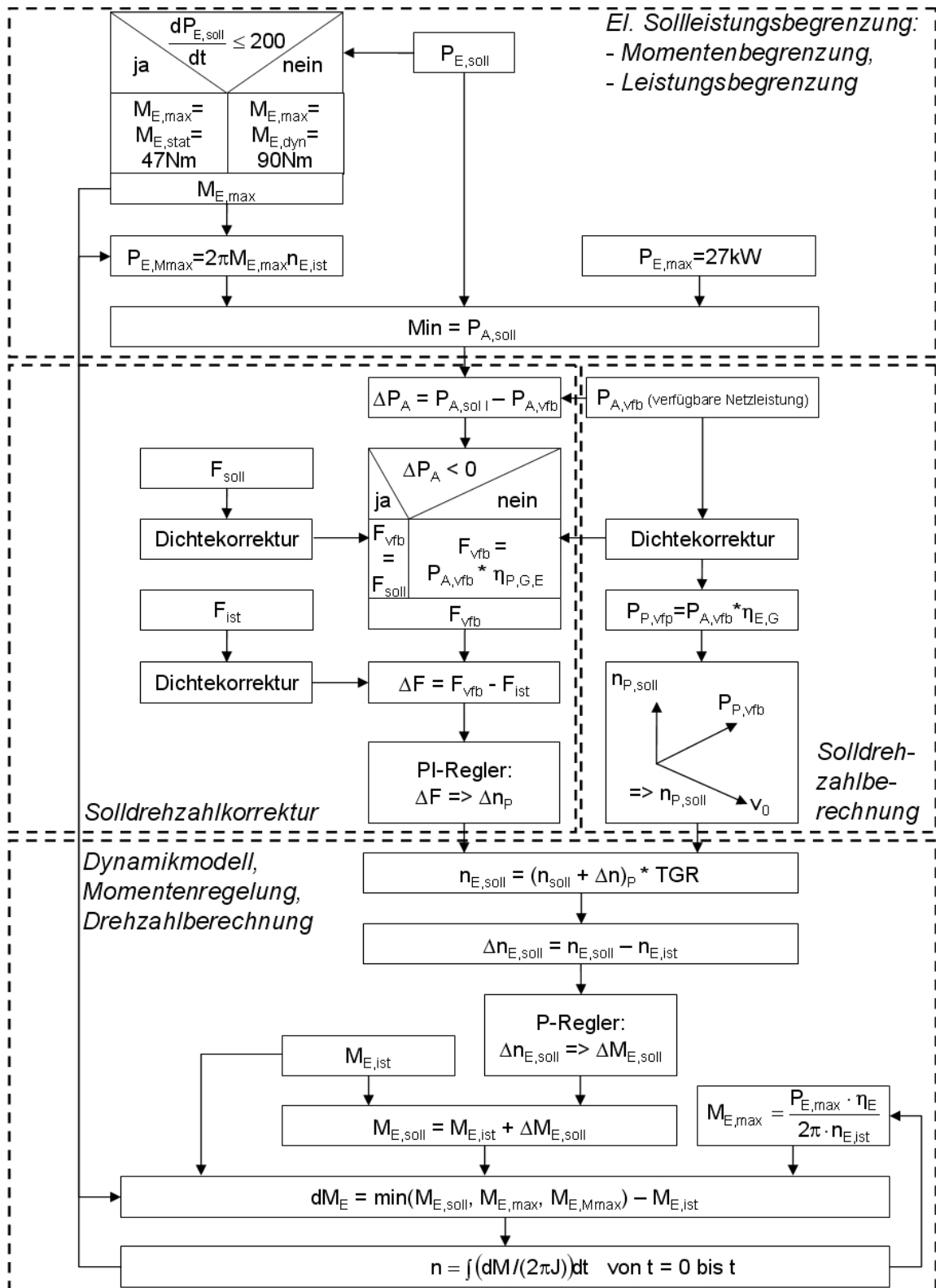


Abbildung B.1: Detailliertes Modell des Antriebsreglers

# Lebenslauf

Name: Michael Kotulla  
geboren: 17.06.1977  
Staatsangehörigkeit: deutsch

## **Schulbildung:**

1983-1987 Grundschule Dunningen-Seedorf  
1987-1996 Gymnasium Schramberg;  
Abschluss der allgemeinen Hochschulreife

## **Zivildienst:**

11/96-11/97 Zivildienst bei der Gustav-Werner  
Stiftung, Zweigstelle Bruderhaus Fluorn

## **Studium:**

10/97-05/03 Studium der Luft- und Raumfahrttechnik  
an der Universität Stuttgart mit Abschluss  
als Dipl.-Ing.

## **berufliche Tätigkeit:**

06/03-08/05 Wissenschaftliche Tätigkeit am Institut für  
Luftfahrtantriebe an der Universität Stuttgart;  
Antriebssimulation für das Modell einer  
hochfliegenden Plattform; beurlaubt für s.u.  
02/05-04/05 Tätigkeit in den Bereichen Produktions-  
und Qualitätsmanagement bei Rolls-Royce  
International Limited in Derby, England  
seit 09/05 Anstellung bei der MTU Aero Engines GmbH in  
München im Bereich Triebwerksleistungsrechnung