

# Bachelorarbeit

## **Vergleich der Flugleistung von hybriden Antriebsarchitekturen auf verschiedenen Missionen am Beispiel eines Motorseglers**

**Verfasser:** Bieler, Juri

**Matr.-Nr:** 339117

**Betreuer an der TU-Berlin:** Dipl.-Ing. Kai Loftfield

**Betreuer bei Siemens:** Claus Zeumer

**Ausgabe:** 24.11.2015

**Abgabe:** 24.02.2016

# **Eidesstattliche Erklärung**

Hiermit erkläre ich, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig sowie ohne unerlaubte fremden Hilfe und ausschließlich unter Verwendung der aufgeführten Quellen und Hilfsmittel angefertigt habe.

Berlin, 22. Februar 2016

---

Juri Bieler

# Inhaltsverzeichnis

<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2 Hybride Antriebssysteme in Flugzeugen</b>	<b>4</b>
2.1 Serieller Hybridantrieb . . . . .	5
2.2 paralleler Hybridantrieb . . . . .	8
<b>3 Grundlagen</b>	<b>11</b>
3.1 Polare . . . . .	11
3.2 Schubberechnung . . . . .	13
3.3 Propeller . . . . .	15
3.4 Elektromotor und Generator . . . . .	17
3.5 Batterie . . . . .	19
3.6 Verbrennungsmotor . . . . .	20
3.7 Hybridantrieb . . . . .	24
<b>4 Berechnungsprogramm</b>	<b>26</b>
4.1 Definition des Flugzeugs . . . . .	26
4.2 Flugprofile . . . . .	28
4.3 Programmaufbau . . . . .	29
4.4 Flugsimulation . . . . .	29
4.5 Antriebsoptimierung . . . . .	32
<b>5 Auswertung</b>	<b>35</b>
5.1 Vergleichsflug . . . . .	36
5.2 Drei Platzrunden . . . . .	37
5.3 Flug mit großer Reichweite . . . . .	39
5.4 Flug in der Warteschleife . . . . .	42
5.5 Geschwindigkeits-Reichweite-Raster . . . . .	44
<b>6 Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>47</b>
<b>A Anhang</b>	<b>51</b>
A.1 Formelsammlung von MT-Propeller . . . . .	51
A.2 Kennfeld von MT-Propeller . . . . .	52
A.3 UML-Diagramm . . . . .	53
<b>B Handbuch zum Programm</b>	<b>54</b>

# Nomenklatur

## Lateinische Symbole

$A$	Auftriebskraft	N
$A_{Prop}$	Propellerfläche	$m^2$
$a$	Beschleunigung	$m/s^2$
$B$	Brennstoffmenge	l
$C$	Kapazität	Wh
$C_A$	Auftriebsbeiwert	-
$C_{A,Abh}$	Auftriebsbeiwert beim Abheben	-
$C_{Bat}$	Batteriekappazität	Wh
$C_P$	Leistungskoeffizient	-
$C_W$	Widerstandsbeiwert	-
$C_{W0}$	Nullwiderstandsbeiwert	-
$CAS$	berichtigte Fluggeschwindigkeit (eng. calibrated airspeed)	$m/s$
$D$	Durchmesser	m
$E$	Energie	-
$E_{max}$	maximale Gleitzahl	-
$e$	Oswald-Faktor	-
$F$	Schubkraft	N
$F_0$	Standschubkraft	N
$G$	Gewichtskraft	N
$g$	Erdbeschleunigung	$m/s^2$
$h$	Flughöhe	m
$i$	Umdrehungen pro Zündung (ICE), bzw. Getriebeübersetzung	-
$J$	Fortschrittsgrad	-
$K$	Betriebskosten	€
$k$	k-Faktor	-
$M$	Drehmoment	Nm
$m$	Masse	kg
$m_{Abh}$	Masse beim Abheben	kg
$m_B$	Brennstoffmasse	kg
$m_{PL}$	Nutzlastmasse (eng. Payload-Mass)	kg
$m_{TO}$	Abflugmasse (eng. Takeoff-Mass)	kg
$N$	Drehzahl	$m^{-1}$
$n$	Lastvielfaches	-
$P$	Leistung (eng. Power)	W

$P_{Bat}$	abgegebene Leistung der Batterie	W
$P_{Start}$	Leistung für den Start	W
$P_{Welle}$	Leistung der Motorwelle	W
$p_e$	Mitteldruck	pa
$\bar{q}$	Staudruck	$\text{kg m/ s}^4$
$R$	Reichweite	km
$R_S$	Startrollstrecke	m
$r$	Kurvenradius	m
$S$	Flügelfläche	$\text{m}^2$
$s_{Abh}$	Rollstrecke bis zum Abheben	m
$sfc$	spez. Brennstoffverbrauch (eng. spec. fuel consumption)	g/Wh
$SoC$	Ladezustand der Batterie (eng. state of charge)	%
$SoF$	Füllstand des Tanks (eng. state of fuel)	%
$t$	Zeit	s
$t_{Abh}$	Zeit vom Anrollen bis zum Abheben	s
$TAS$	tatsächliche Fluggeschwindigkeit (eng. true airspeed)	$\text{m/s}$
$u_g$	horizontaler Anteil der Fluggeschwindigkeit	$\text{m/s}$
$w_g$	vertikaler Anteil der Fluggeschwindigkeit	$\text{m/s}$
$V$	Betrag der Fluggeschwindigkeit	$\text{m/s}$
$V_{Abh}$	Fluggeschwindigkeit beim Abheben	$\text{m/s}$
$V_{MW}$	Geschwindigkeit des besten Gleiten	$\text{m/s}$
$V_h$	Hubvolumen	$\text{m}^3$
$V_{wg,min}$	Geschwindigkeit des geringsten Sinkens	$\text{m/s}$
$W$	Widerstandskraft	N

## Griechische Symbole

$\gamma$	Bahnneigungswinkel	rad
$\gamma_E$	Energiewinkel	rad
$\Delta t$	Zeitdifferenz	s
$\epsilon$	Gleitverhältnis	-
$\eta$	Wirkungsgrad	-
$\Lambda$	Flügelstreckung	-
$\mu$	Rollreibungsbeiwert	-
$\rho$	Luftdichte	$\text{kg}/(\text{m s}^2)$
$\Phi$	Hängewinkel	rad

## Abkürzungen

AC	Wechselstrom (eng. alternating current)
DC	Gleichstrom (eng. direct current)
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company (heute: Airbus Group SE)
ICE	Internal Combustion Engine
MTOM	max. Abflugmasse (eng. max. Take-Off Mass)
MSL	Meereshöhe (eng. Mean Sea Level)

## NOMENKLATUR

---

STOL	kurz-starten und -landen (end. short takeoff and landing)
UML	Unified Modeling Language

# **Kapitel 1**

## **Einleitung**

## Bachelorarbeit

Juri Bieler

Mat.-Nr.: 339117

### Vergleich der Flugleistung von konventionellen und hybriden Antriebsarchitekturen am Beispiel eines Motorseglers

In den letzten Jahren wurden in der elektrisch angetriebenen Luftfahrt signifikante Fortschritte erzielt. Viele Flugzeuge, die für den Flug erforderliche Energie aus Akkus oder Solarmodulen beziehen, sind bereits geflogen. Jedoch haben diese Energieträger alle ihre Grenzen. Entweder ist die Leistungsdichte der Energiequelle zu gering, wie beispielsweise bei Solarmodulen oder aber die Energiedichte reicht nur für einen sehr kurzen Flug, was bei reinem Akkubetrieb der Fall ist.

Eine Lösung für dieses Problem könnte ein hybrider Antrieb sein, bei dem Energie sowohl von Batterien als auch von einem durch einen Verbrennungsmotor angetriebenen Generator bezogen wird. Werden diese Energiequellen im richtigen Maße kombiniert, könnte es sogar möglich sein, gegenüber einem Flugzeug mit Verbrennungsmotor Energie einzusparen. Auch hybride Antriebe wurden schon verbaut und flugerprobt. Allerdings wurden von den Herstellern die Ergebnisse der Versuchsflüge nur in sehr beschränktem Maße veröffentlicht. Es ist von Energieersparnissen von etwa 25% die Rede. Diese Angabe und unter welchen Bedingungen sie gilt soll nun validiert werden.



Abbildung 1: Seriell hybrides Antriebskonzept

In dieser Bachelorarbeit soll untersucht werden, ob mit hybriden Antrieben tatsächlich Energie eingespart werden kann. Hierfür sollen zwei verschiedene hybride Architekturen sowie der konventionelle Antrieb miteinander verglichen werden. Anhand von verschiedenen Missionsprofilen soll überprüft werden, wo die Stärken und Schwächen von hybriden Antrieben liegen.

Zunächst soll dafür eine beispielhafte Mission definiert werden, welche typisch für die Anwendung von Motorseglern als Arbeitsflugzeug ist. Folgend soll ermittelt werden, wie viel Antriebsleistung während der Mission benötigt wird. Anhand dieses Flugprofiles soll abschließend für jedes der drei Antriebskonzepte ein Flug simuliert und der Energieverbrauch ermittelt werden.

## Aufgabenstellung

Im Einzelnen sind folgende Punkte zu bearbeiten:

- 1) Einarbeitung in folgende Themen anhand von Literatur:
  - a) Hybride Antriebe [1], [2]
  - b) Missionsprofile [4]
  - c) Flugleistung, Schubermittlung [3], [5]
  - d) Brennstoffverbrauch von Kolbentriebwerken [6], [7]
- 2) Definition eines Missionsprofiles der typischen Anwendung eines Arbeitsflugzeuges mit hoher Flügelstreckung am Beispiel der Stemme S6
- 3) Aufstellen von Gleichungen für die Berechnung der benötigten flugmechanischen Größen:
  - a) die Näherung der Widerstandspolare einer Stemme S6
  - b) den benötigten Schub in Abhängigkeit der Polare, der Höhe, der Horizontal- und Vertikalgeschwindigkeit sowie gegebenenfalls dem Kurvenradius unter Berücksichtigung des Fluggewichtes
  - c) den für den Start erforderlichen Schubes unter Variation des Steigungswinkels
- 4) Modellierung von drei Antriebskonzepten zur Abschätzung des Treibstoff- bzw. Stromverbrauches:
  - a) Abschätzung der Komponentenwirkungsgrade und -gewichte.
  - b) Modellierung von Antriebskonzepten:
    - i) Konventionell mit reinem Verbrennungsmotor
    - ii) Serieller Hybrid
    - iii) Paralleler Hybrid
- 5) Umsetzung der Punkte 2) – 4) in einem Rechenprogramm
- 6) Konzipieren und Programmieren eines Optimierungsprogramms, welches den optimalen Hybridisierungsgrad, definiert durch die Gewichtsverhältnisse der Einzelkomponenten der hybriden Antriebskonzepte aus Punkt 4), bezüglich Energiebedarf für die gegebene Mission bestimmt, mit
  - a) schrittweiser Berechnung des benötigten Schubes über dem Missionsverlauf und
  - b) Berechnung des Energieverbrauchs und der Flugmassenänderung
- 7) Diskussion der Ergebnisse
- 8) Dokumentation aller Arbeitsschritte

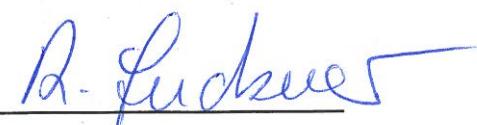
### Literatur:

- [1] Peter Hofmann: Hybridfahrzeuge, Springer-Verlag, Wien, 2010
- [2] Henning Wallentowitz: Strategien zur Elektrifizierung des Antriebstranges, Vieweg+Teubner, 2010
- [3] Prof. Dr.-Ing. Robert Luckner: Skript Flugmechanik 1 (Flugleistungen)
- [4] Joachim Scheiderer: Angewandte Flugleistung, Springer-Verlag Berlin, 2008
- [5] J. B. Russell: Performance and Stability of Aircraft, Butterworth-Heinemann London, 1996
- [6] David R. Greatrix: Powered Flight, Springer-Verlag London, 2012
- [7] Klaus Schreiner: Basiswissen Verbrennungsmotor, Vieweg+Teubner Verlag 2011

Diese Arbeit ist gemäß der „Richtlinien für die Anfertigung von Bachelor- und Masterarbeiten“ am Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität anzufertigen.

**Betreuer an der TU-Berlin:** Prof. Dr.-Ing. Robert Luckner  
Dipl. Ing. Kai Loftfield

**Betreuer bei Siemens:** Claus Zeumer



(Prof. Dr.-Ing. Robert Luckner)

## Kapitel 2

# Hybride Antriebssysteme in Flugzeugen

Der Hybridantrieb bezeichnet eine Kombination aus verschiedenen Antriebstechniken zu einem Antriebsstrang. Die gängigste Kombination eines Hybridantriebs ist Elektro- und Verbrennungsmotor. Der gängigste Hybridantrieb Auch die Kombinationen verschiedener Energiequellen wie Batterie, Solarenergie und Brennstoffzelle werden als Hybrid bezeichnet. Im Folgenden soll allerdings nur die Kombination aus Verbrennungsmotor und Elektromotor betrachtet werden.

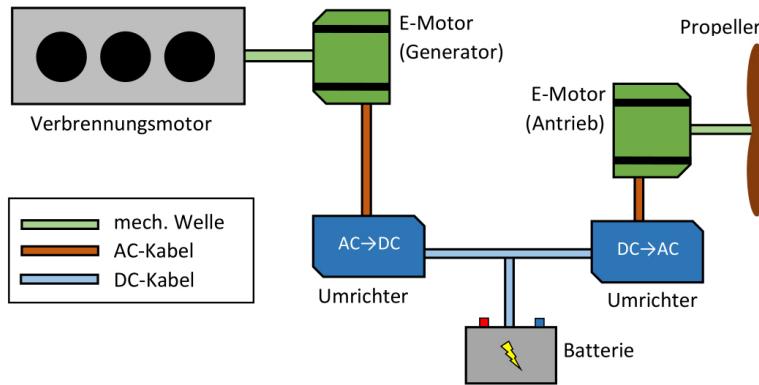
Im Fahrzeuggbau werden hybride Antriebssysteme schon seit 1897 eingesetzt. Bei PKW-Hybriden übernimmt in der Regel der Elektromotor das Anfahren und den Kurzstreckenbetrieb. Der Verbrennungsmotor ermöglicht auch längere Fahrstrecken. Der Elektromotor kann bei Bremsvorgängen als Generator eingesetzt werden und somit einen Teil der kinetischen Energie des Fahrzeuges wieder den Batterien zuführen. Bei diesem Konzept wird eine Treibstoffersparnis dadurch realisiert, dass der Verbrennungsmotor größtenteils in einem Betriebspunkt mit sehr hohem Wirkungsgrad betrieben wird. Die Drehzahl liegt in diesem Betriebspunkt im mittleren Betriebsbereich. Ein Elektromotor arbeitet hingegen auch in der Phase der Beschleunigung und bei niedrigen Drehzahlen mit hohem Drehmoment und gutem Wirkungsgrad. Auch Konzepte, bei denen der Elektromotor lediglich eine größere Beschleunigung ermöglicht, wurden bereits umgesetzt. [13]

In der Luftfahrt finden hybride Antriebskonzepte erst seit etwa 2011 Anwendung. Hier wird der Vorteil daraus gezogen, dass der Verbrennungsmotor für den Reiseflug ausgelegt ist und dort in seinem optimalen Betriebspunkt mit bestem Wirkungsgrad läuft. Für die Startbeschleunigung und den Steigflug wird eine höhere Leistungsanforderung an den Antrieb gestellt als für den Reiseflug. Aus diesem Grund wird bei konventionell angetriebenen Flugzeugen ein auf die Leistungsanforderung im Reiseflug bezogen viel zu großer Motor verbaut. Der erhöhte Leistungsbedarf kann bei einem Hybridantrieb von einem Elektromotor abgedeckt werden. Moderne Elektromotoren weisen eine sehr viel höhere Leistungsdichte als Verbrennungsmotoren auf und bringen somit eventuell eine Gewichtersparnis. Auch zu beachten ist jedoch, dass für den Elektromotor Umrichter und Energiespeicher notwendig sind, die zusätzlich Platz einnehmen und oft eine nicht unerhebliche zusätzliche Masse darstellen.

Grundsätzlich gilt, dass sich ein Hybridantrieb umso mehr rentiert, je weiter die verschiedenen Betriebspunkte, in denen ein Flugzeug operiert, auseinander liegen. Wird also im Reiseflug eher wenig Leistung benötigt, für den Start hingegen sehr viel, so könnte diese Leistungsdifferenz durch Elektroantrieb und Akkus ausgeglichen werden, ohne, dass der Verbrennungsmotor diese Leistungsspitzen abdecken muss.

Für die unterschiedlichen Anwendungen sind verschiedene Anordnungen der Komponenten eines Hybridantriebs möglich, die in seriellen und parallelen Hybridantrieb unterteilt werden können. Im Folgenden soll auf die verschiedenen Anordnungen genauer eingegangen werden. [13]

## 2.1 Serieller Hybridantrieb



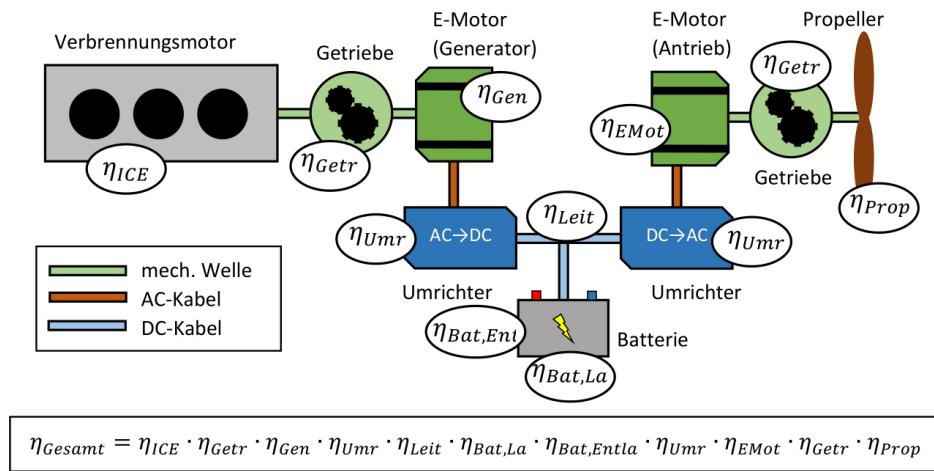
**Abb. 2.1:** das Schema eines seriellen Hybridantriebs

Bei einem seriellen Hybridantrieb besteht keine mechanische Verbindung zwischen Verbrennungsmotor und der Antriebsachse, wie in Abb. 2.1 zu sehen ist. Die gesamte Antriebsleistung wird von einem Elektromotor zur Verfügung gestellt. Bei modernen Flugzeugen kommen hier Drehstrommotoren zum Einsatz. Lieferant der für den Antrieb benötigten Energie ist ein Generator, der von einem Verbrennungsmotor angetrieben wird.

Es besteht die Möglichkeit, den Elektromotor direkt mit dem Drehstrom des Generators zu speisen. Bei dieser Vorgangsweise wird allerdings vorausgesetzt, dass dieser die selbe Leistung bereitstellt, die vom Elektromotor benötigt wird. Eine andere Möglichkeit ist, den durch den Generator gewonnenen Strom in Gleichstrom zu wandeln und diesen dann von einem Umrichter wieder in Drehstrom zu überführen. Mit dieser Anordnung ist es möglich, Energie von den Akkus abzurufen oder diese bei einem Leistungsüberschuss des Generators zu laden. [13]

Der Antriebsmotor muss so dimensioniert sein, dass für alle Manöver genug Schub zur Verfügung steht. Da in der Regel der Start den meisten Schub verlangt, wird die maximale Motorleistung durch diesen festgelegt. Die Leistung des Verbrennungsmotors kann auf den Reiseflug ausgelegt werden. Dies bedeutet, dass die für den Start nötige Energiedifferenz durch die Akkus abgedeckt wird und der Verbrennungsmotor dauerhaft in seinem optimalen Betriebspunkt arbeiten kann.

Durch diesen Vorteil ist es möglich, Treibstoff zu sparen und folglich weniger Emissionen freizusetzen. Hierbei müssen die Verluste, die durch die Verkettung der Wirkungsgrade der einzelnen Komponenten entstehen, berücksichtigt werden. In Abb. 2.2 wird ein solcher Fall verdeutlicht. Bei der Auslegung muss darauf geachtet werden, dass der Nutzen, der durch den Betrieb im Optimalpunkt des Verbrennungsmotors oder andere Vorteile dieser Konfiguration, wie zum Beispiel geschickte Nutzung des vorhandenen Bauraumes größer sind, als die durch die einzelnen Wirkungsgrade entstehenden Verluste.



**Abb. 2.2:** Verkettung von Wirkungsgrad eines seriellen Hybridantriebs

Durch die rein elektrische Erzeugung des Schubes können gegenüber konventionellen Antrieben und parallelen Hybridantrieben Vorteile entstehen. Einer davon ist die Möglichkeit, vollkommen neue Flugzeugkonfigurationen zu verwirklichen. Der Wirkungsgrad und die gewichtsspezifische Leistung eines Elektromotors wird mit zu- oder abnehmender Größe nur wenig beeinflusst. Außerdem können Elektromotoren im Vergleich zu Verbrennungsmotoren gleicher Leistung sehr klein gebaut werden (siehe Kapitel 3.4). Dies ermöglicht, den Schub am gesamten Flugzeug verteilt zu erzeugen. Dadurch können beispielsweise viele Elektromotoren entlang des gesamten Tragflügels positioniert werden und so STOL-Eigenschaften erlangt werden. Durch strategische Nutzung des Generators kann auch ermöglicht werden, die Lärmemission zu verringern, indem im bodennahen Bereich rein elektrisch geflogen wird.

### Bisherige Projekte



**Abb. 2.3:** E-Star [26]

**Abb. 2.4:** AC-Motor mit Getriebe [26]

Am 8. Juni 2011 flog erstmals ein Flugzeug mit einem Hybridantrieb. Bei diesem Flugzeug handelt es sich um den E-Star, welcher in einer Zusammenarbeit von Siemens, Diamond Aircraft, Austro Engine und EADS entstand (siehe Abb. 2.3). Die für den Vortrieb nötige Leistung lieferte ein

Drehstrommotor mit einem Getriebe von Siemens. Dieser bezog seine Energie primär von einem Generator, welcher von einem Wankelmotor von Austro Engines angetriebenen wurde. Diese Motoreinheit ist in Abb. 2.4 zu sehen. Der Wankelmotor lief während des gesamten Fluges mit einer auf den Verbrauch optimierten Drehzahl. Somit wurde genügend Leistung für den Reiseflug bereit gestellt. Für den Start und Steigflug konnte zusätzliche Energie aus Akkus abgerufen werden. Wurde für den Flug weniger Leistung abgerufen als von dem Generator bereit gestellt wurde, konnten die Batterien geladen werden. Siemens zu Folge wurde durch diese Konfiguration gegenüber modernen, konventionellen Flugzeugen eine Brennstoffersparnis von bis zu 25 % ermöglicht werden. [6]



**Abb. 2.5:** E-Star 2 [27]



**Abb. 2.6:** AC-Motor mit Getriebe [25]

Zwei Jahre später flog die überarbeitete Version, der E-Star 2, mit einem neuen Flugmotor (siehe Abb. 2.5). Zum Einsatz kam ein Drehstrommotor mit integriertem Getriebe und einer höheren Leistung, der in Abb. 2.6 zu erkennen ist. Trotz der Notwendigkeit einer Flüssigkühlung und der dazugehörigen Komponenten wie Radiator und Leitungen, konnte das Gewicht des Antriebes gegenüber des Vorgängers um etwa 100 kg verringert werden. [27]

Beide Versionen des E-Stars waren Versuchsträger und flogen nur wenige Male. In Tabelle 2.1 sind die technischen Daten der Flugzeuge zusammengefasst.

	E-Star	E-Star 2
Grundlage	DA36	DA36
Erstflug	08.06.2011	01.06.2013
MTOM in kg	770	770
Spannweite in m	16,1	16,1
<b>Verbrennungsmotor</b>	Austro Engines Winkel	Austro Engines Winkel
max. Leistung in kW	30	30
<b>Elektromotor</b>	Siemens AC-Motor	Siemens DC-Motor
max. Leistung in kW	70	80
<b>Akku</b>	k.A	Li-Ion Rundzellen
Kapazität in kWh	k.A	4
<b>max. Antriebsleistung</b> in kW	70	80

Tabelle 2.1: Bisherige, seriell-hybride Flugzeuge

## 2.2 paralleler Hybridantrieb

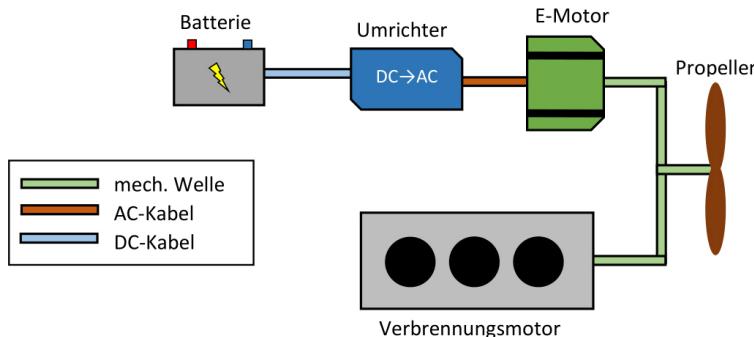


Abb. 2.7: Schema eines parallelen Hybridantriebs

Beim parallelen Hybridantrieb treiben, anders als beim seriellen Hybridantrieb, Elektromotor und Verbrennungsmotor gemeinsam den Propeller an. Die beiden Motoren werden auf mechanischem Weg kombiniert, wie Abb. 2.7 zeigt. Das ermöglicht eine schwächere Auslegung des Elektromotors und des Verbrennungsmotors, was Kosten, Gewicht und Bauraum spart. Wie auch beim seriellen Hybridantrieb, sollte für Luftfahrtanwendungen hier der Verbrennungsmotor auf den Reiseflug ausgelegt werden. Die nötigen Leistungsreserven für Start und Steigflug stellt der Elektromotor bereit. Dieser sitzt entweder direkt auf der Antriebswelle oder wird über ein Getriebe bzw. einen Riemen zugeschaltet. Der Elektromotor bezieht die notwendige Energie ausschließlich von Akkus. Der Elektromotor kann auch als Generator arbeiten, um überschüssige Verbrennungsmotorleistung den Akkus zuzuführen.

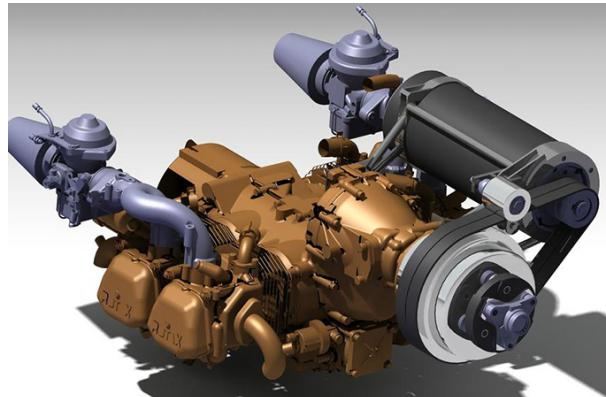
Ein großer Vorteil dieser Anordnung ist, dass im Vergleich zum seriellen Hybridantrieb weniger Komponenten notwendig sind. Der Generator fällt weg und der Antriebselektromotor kann sehr viel kleiner dimensioniert werden als beim seriellen Hybridantrieb. Verglichen mit einem konventionellen Antrieb hat man jedoch auch hier zusätzliche Komponenten. So muss bei der Auslegung darauf geachtet werden, dass die Vorteile, die sich durch den kleineren Verbrennungsmotor ergeben, das Zusatzgewicht des Elektromotors, der Leistungselektronik und der Akkus ausgleichen.

Ein Nachteil dieser Konfiguration ist, dass Verbrennungs- und Elektromotor aufeinander abgestimmt arbeiten müssen. Wird zu viel Drehmoment durch einen der Motoren erzeugt, das nicht von dem Propeller abgenommen werden kann, so überdreht das System. Dies kann nur mit Hilfe einer aufwändigen Regelung vermieden werden. Ein weiterer Vorteil des parallel-hybridischen Antriebs ist, dass er redundant ausgeführt ist. Bei einem Ausfall einer der zwei Motoren kann mit dem Verbleibenden je nach Auslegung weitergeflogen werden.

### Bisherige Projekte



**Abb. 2.8:** Eco Eagle mit MT-Propeller [14]



**Abb. 2.9:** Hybridmotor des Eco Eagle [35]

Der Eco Eagle basiert auf einer Stemme S10 und wurde als Wettbewerbsflugzeug der Embry Riddle Aeronautical University für den Green Speed Cup gebaut. Die Klappluftschraube der S10 wurde durch einen effizienteren Verstellpropeller der Firma MT Propeller ersetzt (siehe Abb. 2.8). Als Verbrennungsmotor wird anstatt dem in der S10 verwendete Rotax 914 der etwas kleinere Rotax 912 ULS mit Biobrennstoff eingesetzt. Über einen Riemen ist ein eigens von der Universität entwickelter Elektromotor mit der Antriebswelle verbunden (siehe Abb. 2.9). Mit einer Leistung von 30 kW deckt dieser den Leistungsbedarf im Reiseflug ab, während der Rotax 912 ULS mit 73,5 kW für den Start und Steigflug eingesetzt wird. Mit dieser ungewöhnlichen Regelungsstrategie absolvierte der Eco Eagle erfolgreich die Green Flight Challenge 2011 und erlangte den 4. und letzten Platz, wobei 8 der Teilnehmer die Flugaufgabe nicht schafften. [28], [33], [35]

Der mit einem parallelen Hybridantrieb ausgestattete Hybrid Song (siehe Abb. 2.10) wurde an der Cambridge University als ein von Boeing gesponsortes Projekt entwickelt. Der 7 kW Viertaktverbrennungsmotor, der in Abb. 2.11 zu erkennen ist, hat genügend Leistung, um im horizontalen Reiseflug über den 10 kW Elektromotor die Batterien zu laden. Somit ist weiteres Steigen oder erneutes Starten möglich. Laut der Cambridge University ergibt sich dadurch eine Brennstoffersparnis von 30% gegenüber dem Betrieb mit einem Verbrennungsmotor. Dieses



**Abb. 2.10:** Cambridge Hybrid Song [21]



**Abb. 2.11:** Hybridmotor [21]

Versuchsflugzeug soll außerdem die Möglichkeit bieten, alternative Brennstoffe zu testen. Die redundante Antriebskonfiguration sorgt dabei für Sicherheit bei einem Motorausfall. [8]

In Tabelle 2.2 sind die technischen Daten der zwei Flugzeuge zusammengefasst.

	EcoEagle	Song 120 Hybrid
Grundlage	Stemme S10	Song 120
Erstflug	01.09.2011	01.12.2014
MTOM in kg	907	235
Spannweite in m	23	11,2
<b>Verbrennungsmotor</b>	Rotax 912 ULS	Honda 4-Takt Verbrenner
max. Leistung in kW	73,5	7
<b>Elektromotor</b>	Prototyp	Sonderanfertigung E-Motor
max. Leistung in kW	30	10
<b>Akku</b>	LiFePo	LiPo
Kapazität in kWh	k.A	2,4
Gewicht in kg	k.A	18
<b>max. Antriebsleistung</b> in kW	103,5	17

**Tabelle 2.2:** Bisherige, parallel-hybride Flugzeuge

# Kapitel 3

## Grundlagen

Bei der Auslegung eines hybriden Antriebsstrangs müssen alle Komponenten aufeinander abgestimmt werden. Im Folgenden werden die Funktionsweise der Bauteile erklärt und deren Grenzen ermittelt. Zusätzlich wird beschrieben, wie die Flugleistung der Stemme S6 berücksichtigt wird und wie sich der zum Flug benötigte Schub berechnen lässt.

### 3.1 Polare

Für die Bestimmung der Flugleistungsparameter wird eine quadratische Polare verwendet. Diese wird nach der Gl. 3.1 berechnet [18]. Abbildung 3.1 zeigt diese sogenannte Lilienthalpolare, in der der Auftriebsbeiwert über dem Widerstandsbeiwert aufgetragen ist.

$$C_W = C_{W0} + k C_A^2 \quad (3.1)$$

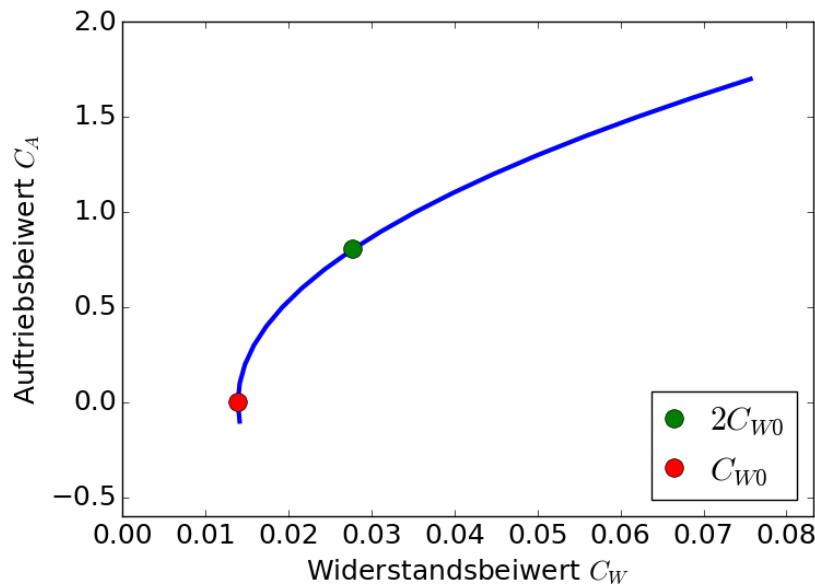


Abb. 3.1: Lilienthalpolare

Der Faktor  $k$  kann mit der Flügelstreckung  $\Lambda$  und dem Oswald-Faktor  $e$ , der zwischen 0 und 1 liegt, berechnet werden. [18]

$$k = \frac{1}{\Lambda \pi e} \quad (3.2)$$

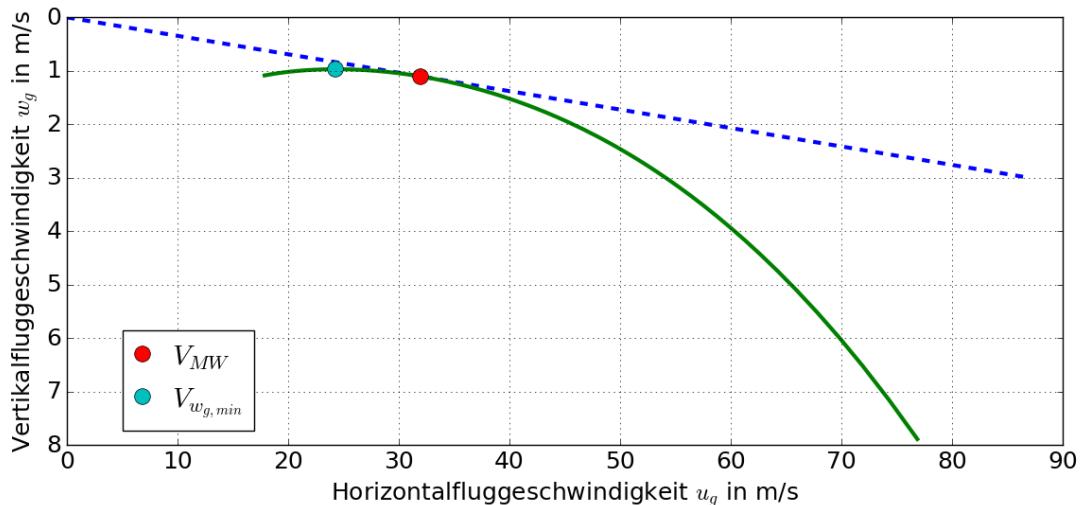
Der Nullwiderstandsbeiwert  $C_{W0}$  lässt sich mittels eines bekannten Punkts auf der Polaren berechnen. Das maximale Gleitverhältnis  $\epsilon$  sowie die Fluggeschwindigkeit des besten Gleitens  $V_{MW}$ , bei der dieses gewährleistet wird, sind in der Regel bekannt. Die Gl. zur Bestimmung der Geschwindigkeit des besten Gleitens lautet [18]

$$V_{MW} = \sqrt{\frac{2 m g}{\rho S \sqrt{\frac{C_{W0}}{k}}}} \quad (3.3)$$

Stellt man diese Gl. nach dem Nullwiderstandsbeiwert um, so erhält man

$$C_{W0} = \left( \frac{2 m g}{\rho S V_{MW}} \right)^2 k \quad (3.4)$$

Markante Punkte auf der Polare sind die des besten Gleitens und des geringsten Sinkens. Das beste Gleiten entspricht dem Flug mit minimalem Widerstand und stellt sich bei  $2 C_{W0}$  ein (siehe grüner Punkt Abb. 3.1). Dieser Punkt ist für den Flug mit maximaler Reichweite wichtig. Wie an Gl. 3.3 zu erkennen ist, ändert sich diese Fluggeschwindigkeit mit der Flugzeugmasse und Flughöhe. [18]



**Abb. 3.2:** Gleitflugpolare

Die Fluggeschwindigkeit des geringsten Sinkens  $V_{w_g,min}$  hingegen ist zu wählen, wenn die Flugzeit maximal sein soll. Auch diese Geschwindigkeit ist von Flugzeugmasse und Flughöhe abhängig (Gl. 3.5). Sie ist in der Gleitflugpolare am Maximum der Kurve zu finden (siehe Abb. 3.2). [18]

$$V_{w_g,min} = \sqrt{\frac{2 m g}{\rho S \sqrt{3} \frac{C_{W0}}{k}}} \quad (3.5)$$

## 3.2 Schubberechnung

Für die Berechnung des Schubes  $F$  genügt es, stationäre Flugzustände zu betrachten (ausgenommen dem Start), da Beschleunigungen einen sehr geringen Anteil der Flugmissionen ausmachen. Für den horizontalen, unbeschleunigten Geradeausflug gelten in x-, y- und z-Richtung die folgenden Kräftegleichgewichte: [18]

$$0 = F - W - G \sin(\gamma) \quad (3.6)$$

$$m \dot{\chi} V_K \cos(\gamma) = A \sin(\Phi) \quad (3.7)$$

$$0 = -A \cos(\Phi) + G \cos(\gamma) \quad (3.8)$$

Der Schub soll in Abhängigkeit der Flugzeugmasse  $m$ , der Flughöhe  $h$ , der Fluggeschwindigkeit  $V$ , dem Bahnneigungswinkel  $\gamma$  und dem Hängewinkel  $\Psi$  bestimmt werden. Hierzu wird von Gl. 3.6 ausgegangen und die Widerstandskraft  $W$  über den Widerstandsbeiwert  $C_W$  (Gl. 3.9) ausgedrückt.

$$C_W = \frac{W}{\bar{q} S} \quad (3.9)$$

$$F = \sin(\gamma) G + C_W \bar{q} S \quad (3.10)$$

Wird die quadratische Polare (Gl. 3.1) eingesetzt und der Auftriebsbeiwert durch dessen Definition in Gl. 3.11 ersetzt, ergibt sich:

$$C_A = \frac{A}{\bar{q} S} \quad (3.11)$$

$$F = \sin(\gamma) G + C_{W0} \bar{q} S + \frac{k A^2}{\bar{q} S} \quad (3.12)$$

Die Gleichgewichtsbedingung in z-Richtung (Gl. 3.8) kann nach  $A$  umgestellt und in Gl. 3.12 eingesetzt werden.

$$F = \sin(\gamma) G + C_{W0} \bar{q} S + \frac{k \left( G \frac{\cos(\gamma)}{\cos(\Psi)} \right)^2}{\bar{q} S} \quad (3.13)$$

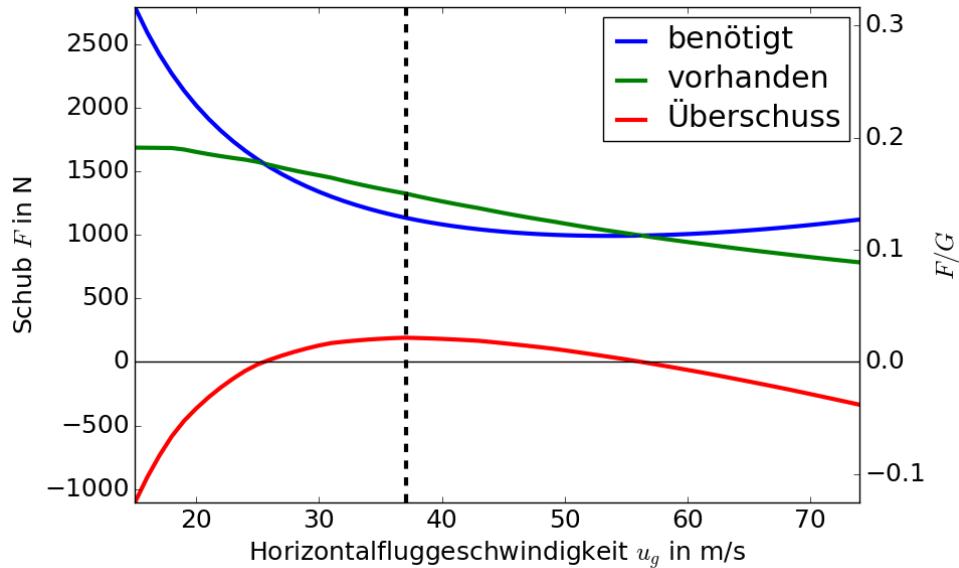
Wird der Staudruck  $\bar{q}$  über Gl. 3.14 ausgedrückt und  $G=m g$  eingesetzt, so wird Gl. 3.13 zu:

$$\bar{q} = \frac{\rho}{2} V^2 \quad (3.14)$$

$$F = \sin(\gamma) m g + C_{W0} \frac{\rho}{2} V^2 S + \frac{2 k \left( m g \frac{\cos(\gamma)}{\cos(\Psi)} \right)^2}{\rho V^2 S} \quad (3.15)$$

Mit dieser Gleichung kann nun der benötigte Schub für den unbeschleunigten, stationären, schiebefreien Flug bestimmt werden.

### 3.2.1 Steigflug



**Abb. 3.3:** Schubüberschuss

Für den Steigflug ist es möglich, eine Fluggeschwindigkeit zu wählen, bei der der Widerstand minimal wird, auch Geschwindigkeit des steilsten Steigens genannt. Diese Geschwindigkeit kann jedoch nicht analytisch bestimmt werden. [18] Abbildung 3.3 zeigt die grafische Lösung des Problems am Beispiel der Stemme S6, in einer Flughöhe von 2000 m bei einer Steigrate von 3,5 m/s. Über der Horizontalfluggeschwindigkeit ist der Schub bzw. auf der rechten Seite zur besseren Übersicht das Schub-Gewichtsverhältnis aufgetragen. Blau dargestellt ist der für diesen Steigflug benötigte Schub. Je langsamer das Flugzeug fliegt, desto stärker steigt die Kurve an, da ab der Abrissgeschwindigkeit keine Hubarbeit geleistet werden muss. Zu höheren Geschwindigkeiten steigt die Kurve langsam an, dort steigt der Widerstand. Die grüne Kurve zeigt den vom Antrieb zur Verfügung gestellten Schub. Dieser steigt zunächst an, da der Propellerwirkungsgrad bei niedrigen Geschwindigkeiten sehr schlecht ist. Bei höheren Geschwindigkeiten nimmt der Schub bei Propellertriebwerken jedoch ab, was aus Gl. 3.16 hervorgeht. Rot aufgetragen ist der Schubüberschuss, die Differenz von vorhandenem und benötigtem Schub. Zu erkennen ist, dass es nur einen begrenzten Geschwindigkeitsbereich gibt (von etwa 23 bis 67 m/s), in dem der Wert positiv ist und somit auch ein Überschuss vorhanden ist. Auch sichtbar ist, dass es genau ein Maximum gibt, bei dem der größte Schubüberschuss vorhanden ist. Dieses liegt bei etwa 37 m/s. Wird mit dieser Geschwindigkeit geflogen, so ist die benötigte Triebwerksleistung und somit auch der Brennstoffverbrauch für diese Steigleistung minimal. [18]

$$F = \frac{P}{V} \quad (3.16)$$

### 3.2.2 Start

Für die zu installierende Maximalleistung ist in den meisten Fällen die benötigte Startbeschleunigung ausschlaggebend, die daher möglichst genau bestimmt werden muss. Vorgaben hierfür sind die Abhebemasse  $m_{Abh}$ , die Flugplatzhöhe  $h$  und die Rollstrecke  $s_{Abh}$  bis zum Abheben  $s_{Abh}$ . Ist bekannt, bei welchem Auftriebsbeiwert  $C_{A,Abh}$  das Flugzeug abhebt, so kann mit Gl. 3.17 die Abhebegeschwindigkeit  $V_{Abh}$  bestimmt werden. Der Auftriebsbeiwert für den Start wird mit 90 % des maximalen Auftriebsbeiwert  $C_{A,max}$  abgeschätzt.

$$V_{Abh} = \sqrt{\frac{2 m_{Abh} g}{\rho S C_{A,Abh}}} \quad (3.17)$$

Für den Schub  $F$  während des Startlaufes wird der Standschub  $F_0$  angenommen, da Gl. 3.16 nicht für kleine Geschwindigkeiten gilt (siehe Gl. 3.18). [31]

$$F_0 = \eta_{Prop} P_{Start}^{2/3} (2 \rho A_{Prop})^{1/3} \quad (3.18)$$

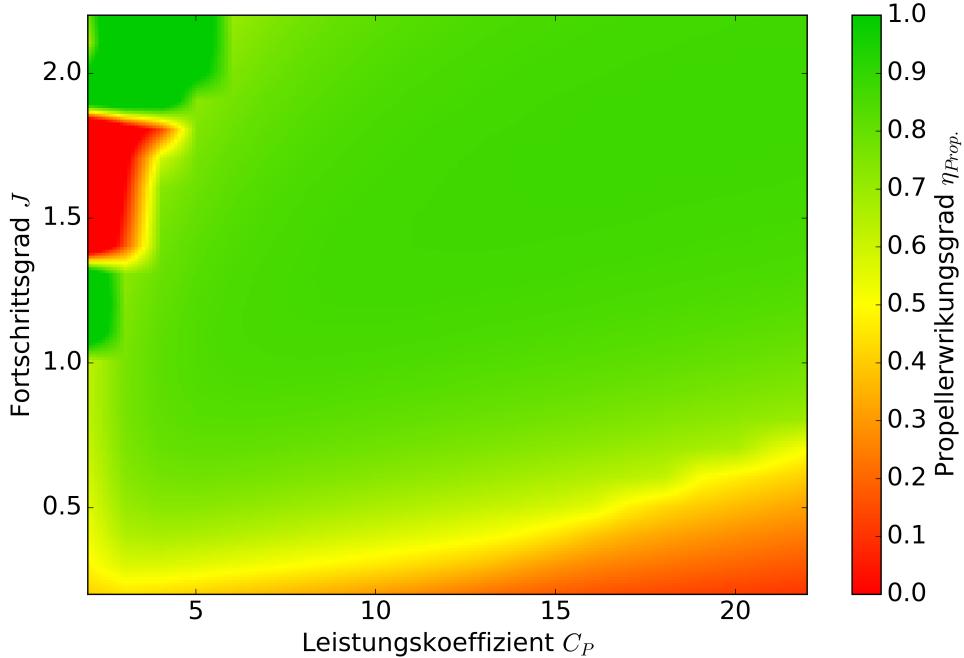
Der Schub ermöglicht die Beschleunigung  $a$ . Dem entgegen wirkt der Widerstand am Tragflügel, der mit der Geschwindigkeit wächst und die mit der Geschwindigkeit abnehmende Rollreibung. Die Rollreibung kann mittels des Rollreibungsbeiwertes  $\mu$  multipliziert mit der auf den Boden wirkenden Normalkraft berechnet werden. Diese entspricht der Gewichtskraft  $G$  des Flugzeugs, welches mit zunehmendem Auftrieb  $A$  aufgehoben wird.

$$a = \frac{F - W - \mu \cdot (G - A)}{m} \quad (3.19)$$

## 3.3 Propeller

Ist der für einen Flugzustand benötigte Schub  $F$  bekannt, kann mit Hilfe eines Propellerkennfelds (Abb. 3.4) die erforderliche Wellenleistung ermittelt werden. In der Stemme S6 kommt ein Verstellpropeller mit einem sogenannten Governor, der den Blattstellwinkel automatisch einstellt, zum Einsatz. Dieses System gewährleistet, dass die Propellerdrehzahl konstant gehalten wird, während Leistung und Propellerblattstellwinkel variabel sind. Wird die Leistung erhöht, führt das zunächst zu einer leichten Drehzahlerhöhung. Dem wirkt der Governor durch Erhöhung des Blattstellwinkels entgegen, bis der Widerstand des Propellers so groß ist, dass sich wieder die Ausgangsdrehzahl einstellt. Dies wird jedoch nur in gewissen Grenzen so praktiziert, da für beispielsweise den Start die maximale Drehzahl eingestellt werden muss und es ineffizient wäre, mit dieser den ganzen Flug über den Motor zu betreiben. Im Flughandbuch der Stemme S6

sind deshalb empfohlene Drehzahlen zu den verschiedenen Leistungseinstellungen angegeben. Das von MT-Propellers bereitgestellte Propellerkennfeld (Anhang A.2, visualisiert in Abb. 3.4) stellt den Propellerwirkungsgrad  $\eta_{Prop}$  über dem Leistungskoeffizienten  $C_P$  (x100) und dem Propeller-Fortschrittsgrad  $J$  dar. Es wird davon ausgegangen, dass für jeden Flugzustand der optimale Blattanstellwinkel gewählt wird, sodass eine Abhängigkeit von diesem entfällt. In der oberen, linken Ecke des Propellerkennfelds sind nebeneinander sehr schlechte und besonders gute Wirkungsgrade zu erkennen. Dies erscheint unrealistisch. Um diesen Bereich des Kennfeldes aus zu reißen müsste jedoch mit sehr geringer Leistung (für einen kleinen Leistungskoeffizienten  $C_P$ , Gl. 3.20) und zugleich sehr hoher Anströmgeschwindigkeit (für einen großen Fortschrittsgrad  $J$ , Gl. 3.21) geflogen werden. Dieser Zustand entspricht dem schnellen Sinkflug für den in dieser Arbeit davon ausgegangen wird, dass der Verbrennungsmotor im Leerlauf betrieben wird und somit keine Schubberechnung nötig ist.



**Abb. 3.4:** Propellerkennfeld des MTV-7

Laut der von MT-Propeller mitgelieferten Formelsammlung (Anhang A.1) berechnet sich der Leistungskoeffizient in Abhängigkeit der Wellenleistung  $P_{Welle}$ , der Luftdichte  $\rho$ , der Propellerdrehzahl  $N$  in Umdrehungen pro Minute und des Propellerdurchmessers  $D$  mit

$$C_P = \frac{P_{Welle}}{\rho \left( \frac{N}{60 \text{ s/min}} \right)^3 D^5} \quad (3.20)$$

Der Propeller-Fortschrittsgrad  $J$  ist abhängig von der Fluggeschwindigkeit  $V$ , der Propellerdrehzahl  $N$  und des Propellerdurchmessers  $D$ .

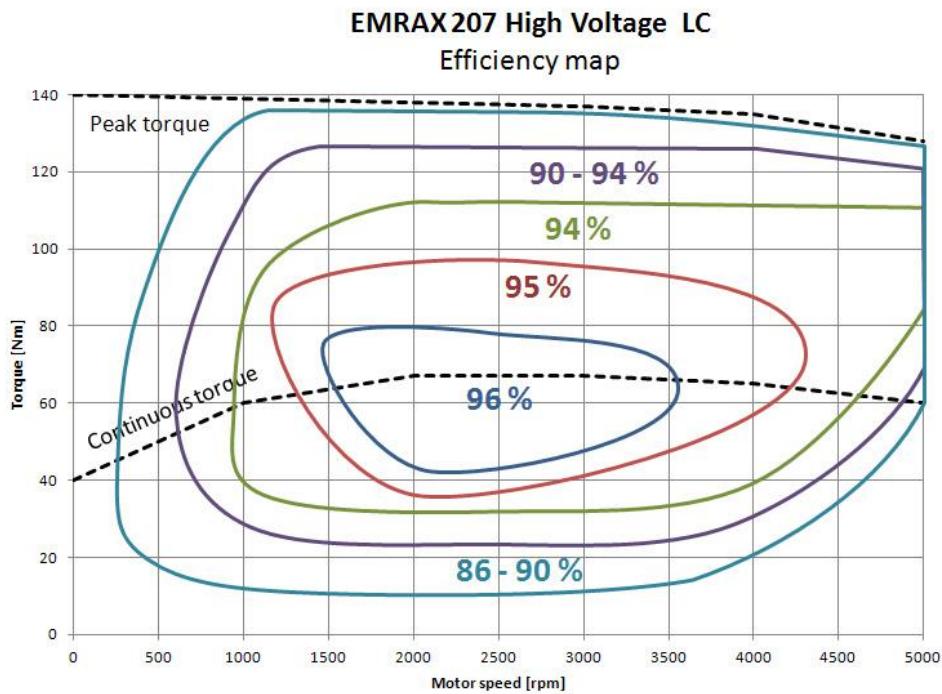
$$J = \frac{V \cdot 60 \text{ s/min}}{N \cdot D} \quad (3.21)$$

Aus dem Propellerkennfeld kann der zu dem  $C_P$  und  $J$  zugehörige Propellerwirkungsgrad  $\eta_{Prop}$  abgelesen werden. Die benötigte Wellenleistung ergibt sich zu:

$$P_{Welle} = \frac{F V}{\eta_{Prop}} \quad (3.22)$$

## 3.4 Elektromotor und Generator

Aktuell werden fast ausschließlich permanenterregte Synchronmaschinen in der elektrischen Luftfahrt verwendet [24]. Diese eignen sich besonders für den Einbau in Flugzeugen, da sie wartungsarm sind und einen sehr hohen Wirkungsgrad bei einer hohen Leistungsdichte  $P/m$  aufweisen. Der maximale Wirkungsgrad von modernen Motoren liegt etwa bei 95 %. Abbildung 3.5 zeigt das Kennfeld des Elektromotors Emrax 207. Dargestellt ist der Wirkungsgrad über dem Drehmoment und der Drehzahl. Zu erkennen ist, dass der Bereich, in dem sich der Wirkungsgrad bewegt nur maximal 10 % beträgt. Aus diesem Grund wird in dieser Arbeit vereinfacht von einem konstanten Wirkungsgrad für den Elektromotor ausgegangen.



**Abb. 3.5:** Emrax 207 Kennfeld

Elektromotoren lassen sich vereinfacht betrachtet relativ gut skalieren. Wird eine höhere maximale Leistung benötigt, so muss der gesamte Motor vergrößert werden. Bis auf die Anschlüsse kann also von einem linearen Gewichtsanstieg mit der Leistung ausgegangen werden. In der Realität kann mehr Leistung erzielt werden, indem der Motor in axialer oder in radialer Richtung vergrößert

wird. Bei einer Vergrößerung in radialer Richtung muss beachtet werden, dass sich dies auf das Drehzahlniveau auswirkt. Für diese Arbeit werden diese Effekte vernachlässigt.

Abbildung 3.6 zeigt die Masse  $m$  von gängigen Elektromotoren, die in der Luftfahrt eingesetzt werden, aufgetragen über ihrer Maximalleistung  $P$ . Blau dargestellt ist die durchschnittliche Leistungsdichte  $P/m$ , welche bei 3,76 kW/kg liegt. Diese führt jedoch nicht durch den Ursprung, da davon ausgegangen wird, dass 2 kg jedes Motors die Masse der nicht skalierbaren mechanischen und elektronischen Anschlüsse ausmachen. Somit kann Gl. 3.23 hergeleitet werden, mit der die Masse eines Elektromotors mit geforderter Dauerleistung abgeschätzt werden kann.

$$m_{E-Motor} = 2 \text{ kg} + \frac{P}{3760 \text{ W/kg}} \quad (3.23)$$

Ausgenommen aus der Durchschnittsberechnung wurden der EM 42 und der SP260. Der EM 42 ist ein sehr beliebter Motor, der für die Antares 20E entwickelt wurde. Diese hatte ihren Erstflug im Mai 1999 und spiegelt somit nicht mehr den aktuellen Stand der Technik wider. Der SP260 ist eine Entwicklung von Siemens und hat zwar eine sehr hohe Leistungsdichte, benötigt aber im Gegensatz zu den restlichen, dargestellten Motoren eine Wasserkühlung, die noch nicht in dem angegebenen Gewicht enthalten ist. Sehr exemplarisch sind die Emrax sowie die Rotex (REX) Motoren, die sehr modern sind und ein großes Leistungsspektrum abdecken. Diese liegen sehr nah an der Durchschnittsgeraden. Die werden in Motorsegeln und elektrisch betriebenen Ultraleichtflugzeugen eingesetzt. Der REX 90 findet Anwendung im Airbus E-Fan. [9], [7], [29]

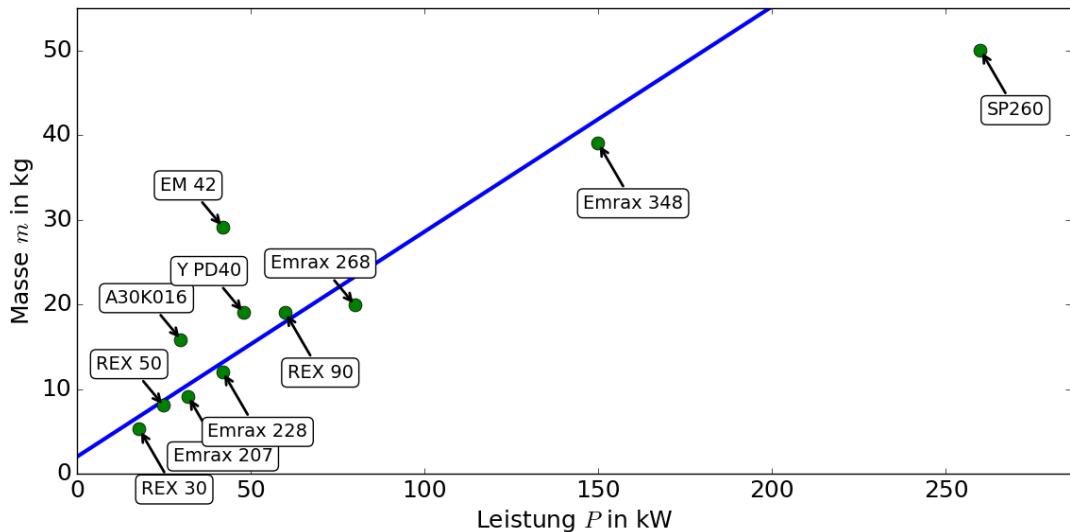


Abb. 3.6: Das Gewicht verschiedener Elektromotoren

Diese Elektromotoren können sowohl als Aktuator als auch als Generator betrieben werden. Für einen seriell-hybriden Antrieb wird zusätzlich zum Antriebselektrromotor ein Generator benötigt, für den deshalb ebenfalls die in Abb. 3.6 dargestellte Leistungsdichte angenommen wird. Um permanenterregte Synchronmaschinen zu betreiben, egal ob als Generator oder Motor, wird ein Umrichter benötigt, der einen Wechselstrom bereit stellt bzw. diesen in Gleichstrom überführt. Auch

dessen Gewicht verhält sich näherungsweise proportional zu seiner maximalen Leistung und wird hier mit 15 kW/kg plus einem Gewicht für Anschlüsse von 0,4 kg angenommen (siehe Gl. 3.24).

$$m_{Umrichter} = 0,4 \text{ kg} + \frac{P}{15000 \text{ W/kg}} \quad (3.24)$$

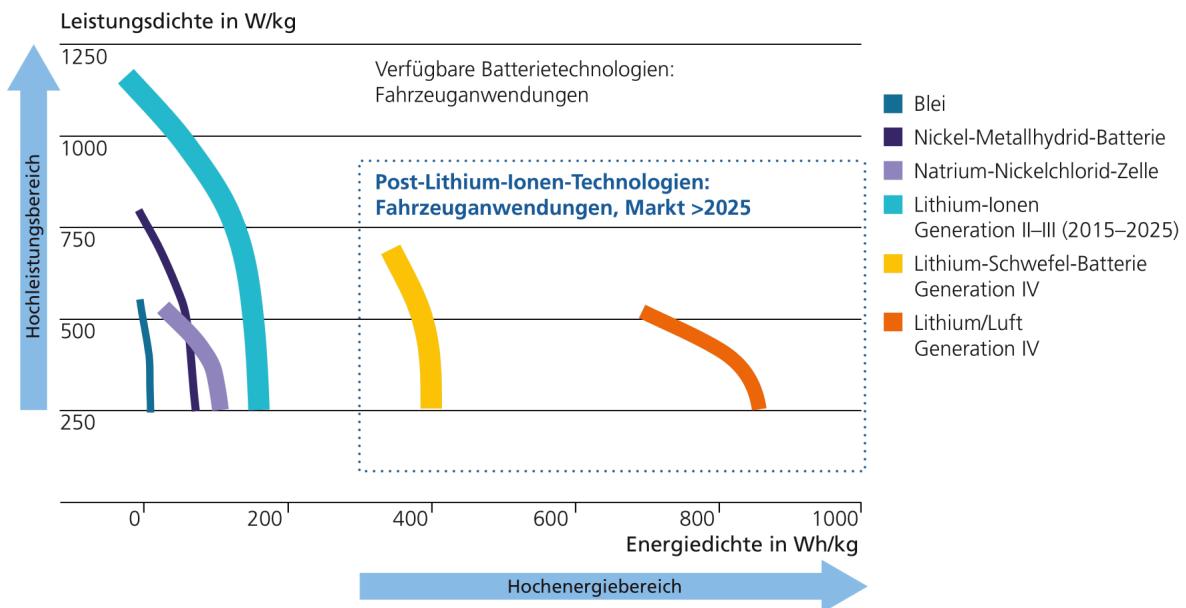
Die elektrische Energie, die für den Betrieb eines Elektromotors benötigt wird, lässt sich mit Gl. 3.25 berechnen.

$$E = \frac{P}{\eta_{E-Motor} \eta_{Umrichter}} \frac{\Delta t}{60^2} \quad (3.25)$$

Wobei die Leistung  $P$  in Abhängigkeit der Drehzahl  $N$  und des Drehmoments  $M$  bestimmt werden kann.

$$P = M N \frac{2 \pi}{60} \text{ min/s} \quad (3.26)$$

## 3.5 Batterie



**Abb. 3.7:** Leistungsdichte über Energiedichte von modernen Batterien [32]

Abbildung 3.7 entstammt einem Forschungsbericht des Fraunhofer-Instituts und zeigt den Zusammenhang zwischen Energiedichte und Leistungsdichte von modernen Batterietechnologien. Zusätzlich werden Prognosen für zukünftige Technologien aufgestellt. Diese Arbeit orientiert sich an dem zum Zeitpunkt des Verfassens aktuellsten Stand der Technik. Daher wird hier auf eine Lithium-Ionen-Technologie zurück gegriffen. In Abb. 3.7 ist für verschiedene Batterietechnologien die Leistungsdichte über der Energiedichte aufgetragen. Hierbei handelt es sich um die Angaben

für Batteriesysteme, das heißt die Massen der Anschlüsse und Behälter sind bereits berücksichtigt. Bei jeder Technologie nimmt die Leistungsdichte mit zunehmender Energiedichte ab. Zu erkennen ist, dass Lithium-Ionen-Batterien (türkiser Balken), eine Energiedichte von bis zu 170 Wh/kg aufweisen. Sie liegt etwa um den Faktor 75 unter der von Benzin (mit 12.800 Wh/kg) [12]. Es werden folgende Wirkungsgrade für das Be- und Entladen angenommen:

Wirkungsgrad, Laden	0.98
Wirkungsgrad, Entladen	0.9

**Tabelle 3.1:** Batterieparameter

Ist für eine Flugmission die benötigte Batteriekapazität und maximale Leistungsentnahme bekannt, so kann das optimale Verhältnis zwischen Energie- und Leistungsdichte bestimmt die passende Batterie entlang des türkisen Balkens in Abb. 3.7 ausgewählt werden. Gleichung 3.27 gilt zur Berechnung der Batteriemasse.

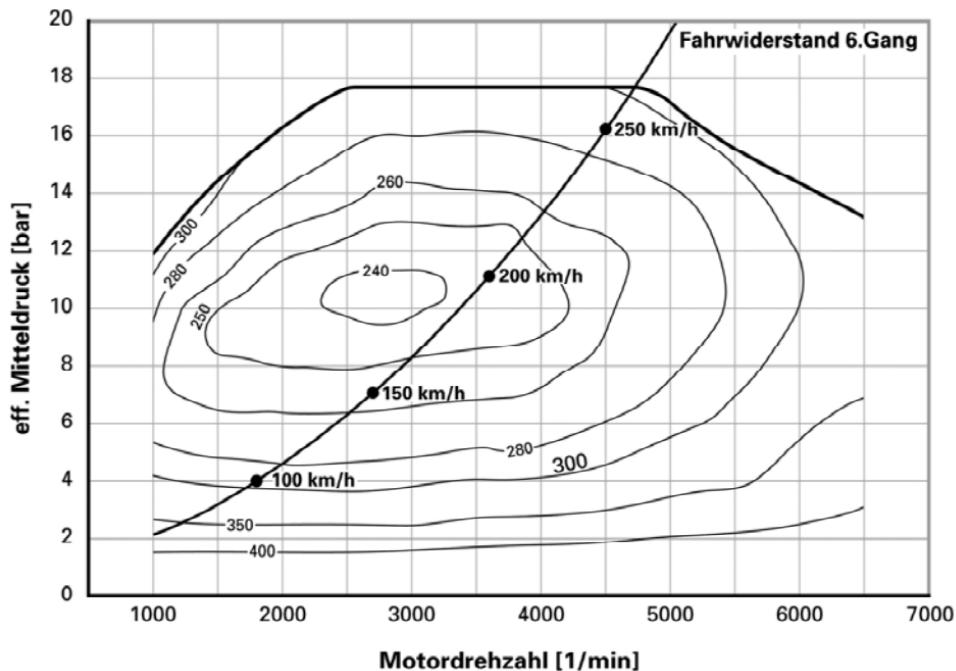
$$m_{Bat} = \frac{C_{Bat}}{\text{Energiedichte}_{Bat}} = \frac{P_{Bat,max}}{\text{Leistungsdichte}_{Bat}} \quad (3.27)$$

Um den Einfluss des Batterietechnologiestandes zu untersuchen, wird zusätzlich auch die Lithium-Schwefel-Batterietechnologie betrachtet. Bei der Forschung an dieser wurde in den vergangenen Jahren große Fortschritte gemacht (unter anderem von Airbus [11]) und sie verspricht mehr als doppelt so hohe Energiedichten wie Lithium-Ionen-Batterien. Die Brandgefahr ist bei Lithium-Schwefel-Batterien ähnlich wie bei Lithium-Ionen-Batterien einzuschätzen und hängt auch hier von vielen Faktoren wie dem verwendeten Elektrolyten oder dem Anodenkonzept ab. Die größte Schwierigkeit hierbei ist jedoch, viele Ladezyklen ohne Kapazitätsverluste zu realisieren. Bisher gelingt dies nur bei Batterien, die sehr geringe Energiedichten aufweisen. Erste Anwendungen in Verkehrsmitteln werden frühstens 2020 erwartet. [4]

## 3.6 Verbrennungsmotor

Um einen aussagekräftigen Vergleich zwischen konventionellem und hybrider Antrieb zu gewährleisten, muss der Verbrennungsmotor möglichst genau modelliert werden. Da in der Regel Motorenkennfelder nicht ohne Weiteres vom Hersteller veröffentlicht werden, wird auf ein exemplarisches Kennfeld aus einem Lehrbuch zurückgegriffen (siehe Abb. 3.8). Es handelt sich hier um das Kennfeld eines aufgeladenen Ottomotors. Ein solcher Motor findet auch in der Stemme S6 Anwendung. In diesem Kennfeld ist der spezifische Brennstoffverbrauch über dem effektiven Mitteldruck und der Motordrehzahl aufgetragen. Mit Hilfe von Gl. 3.28 lässt sich der Mitteldruck in Abhängigkeit zum Drehmoment ermitteln. Das Formelzeichen  $i$  steht hierbei für die Umdrehungen pro Zündung, also im Falle eines Viertakt-Ottomotors gleich 2 und  $V_h$  ist das Hubvolumen. [23]

$$p_e = \frac{2 \pi M i}{V_h} \quad (3.28)$$



**Abb. 3.8:** Verbrauchskennfeld eines aufgeladenen Ottomotors (in g/kWh) [23, Setie 159]

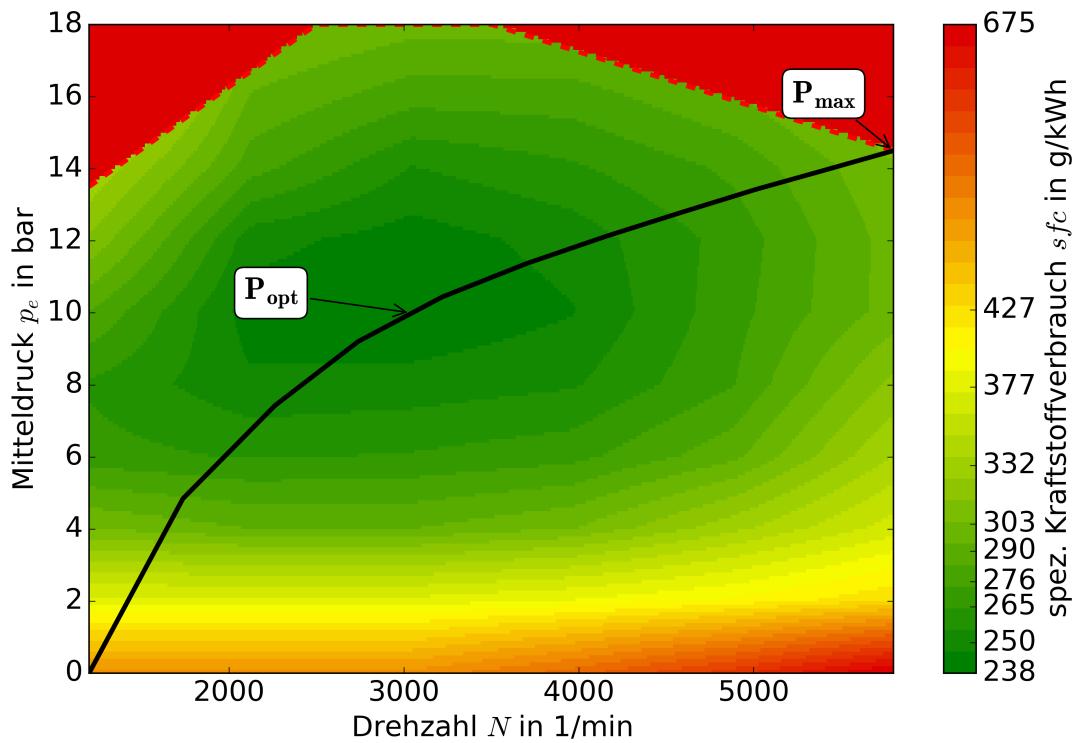
Sind Drehzahl und Drehmoment bekannt, so kann in dem Motorenkennfeld der spezifische Brennstoffverbrauch  $sfc$  (eng. specific fuel consumption) abgelesen werden. Mit Hilfe von diesem kann für eine Zeit  $\Delta t$  die Masse des verbrauchten Brennstoffs berechnet werden.

$$m_B = sfc \cdot P_{Welle} \cdot \Delta t \quad (3.29)$$

Bei aufgeladenen Motoren gibt es eine Flughöhe (bzw. ein Druckniveau), ab der der volle Ladedruck nicht mehr erreicht werden kann. Diese Flughöhe wird Volldruckhöhe genannt und liegt bei etwa 5.000 m. In dieser Arbeit werden jedoch ausschließlich Missionen betrachtet, die Unterhalb dieser Volldruckhöhe stattfinden. Somit wird die Motorleistung unabhängig von dem Umgebungsdruck betrachtet. [22]

In Verbindung mit einem Verstellpropeller können Betriebspunkte in einem großen Bereich des Motorenkennfelds angefahren werden. Deshalb ist es sinnvoll, die Arbeitslinie durch den Bereich des minimalen spezifischen Brennstoffverbrauchs zu legen, wie in Abb. 3.9 durch die schwarze Linie dargestellt ist. Zusätzlich sind in dieser Abb. der Arbeitspunkt mit dem minimalen spezifischen Brennstoffverbrauch  $P_{opt}$  und der Punkt an dem die Maximalleistung  $P_{max}$  erbracht wird markiert.

In der Realität ist es nicht möglich, einen Ottomotor zu skalieren. In dieser Arbeit wird jedoch davon ausgegangen, dass alle Komponenten genau für eine Mission ausgelegt wurden und auf dem selben Stand der Technik sind. Deshalb ist es wichtig, zu bestimmen, wie sich der Brennstoffverbrauch und das Gewicht mit der Motorgröße ändert. Zunächst wird davon ausgegangen, dass in dem Bereich, in dem der Motor skaliert wird, was etwa von 10 kW bis 84 kW ist, der Drehzahlbereich konstant bleibt. Da das Motorkennfeld in Abb. 3.8 über dem Mitteldruck aufgetragen ist, kann es für Motoren verschiedener Größen verwendet werden, in-



**Abb. 3.9:** Motorkennfeld mit Arbeitslinie

dem das Hubvolumen angepasst wird. Wird also ein Motor mit einer gewissen Maximalleistung modelliert, so kann Gl. 3.28 nach  $V_h$  umgestellt und das Hubvolumen für einen bekannten Punkt, beispielsweise den maximalen Betriebspunkt, bestimmt werden. Ist dieses bekannt, so kann jeder Punkt des Kennfelds in Abhängigkeit zur gegebenen Maximalleistung berechnet werden.

Der Wirkungsgrad eines Kolbenmotors verschlechtert sich für sehr kleine Hubräume stark. In Abb. 3.10 ist aufgetragen, in welchem Bereich der minimale spezifische Brennstoffverbrauch von Ottomotoren bei verschiedenen Hubräumen liegt. In blau wurde die untere Begrenzung des Bereiches markiert und für kleine Motoren extrapoliert.

Das Gewicht des Motors variiert ebenfalls mit der Maximalleistung. Um die Leistungsdichte abzuschätzen wurde auf Grundlage von existierenden Luftfahrzeugmotoren eine Statistik erstellt (siehe Abb. 3.11). Es ist zu erkennen, dass die Streuung hier etwas größer ist als die in der Elektromotoren-Statistik (Abb. 3.6). Die Ursache dafür kann in der unterschiedlichen Gewichtsberechnung der verschiedenen Hersteller liegen. Für diese Untersuchung ist das Trockengewicht ohne Lichtmaschine von Interesse, doch in der Regel ist nicht bekannt, ob diese bereits in dem angegebenen Gewicht enthalten ist. Das Ergebnis ist eine Leistungsdichte von 1,07 kW/kg, wobei ein Kilogramm auf die sich damit ergebende Motormasse addiert wird da einige Komponenten nicht beliebig skalierbar sind (Gl. 3.30). [17], [19], [22], [30]

$$m_{ICE} = 1 \text{ kg} + \frac{P}{1070 \text{ W/kg}} \quad (3.30)$$

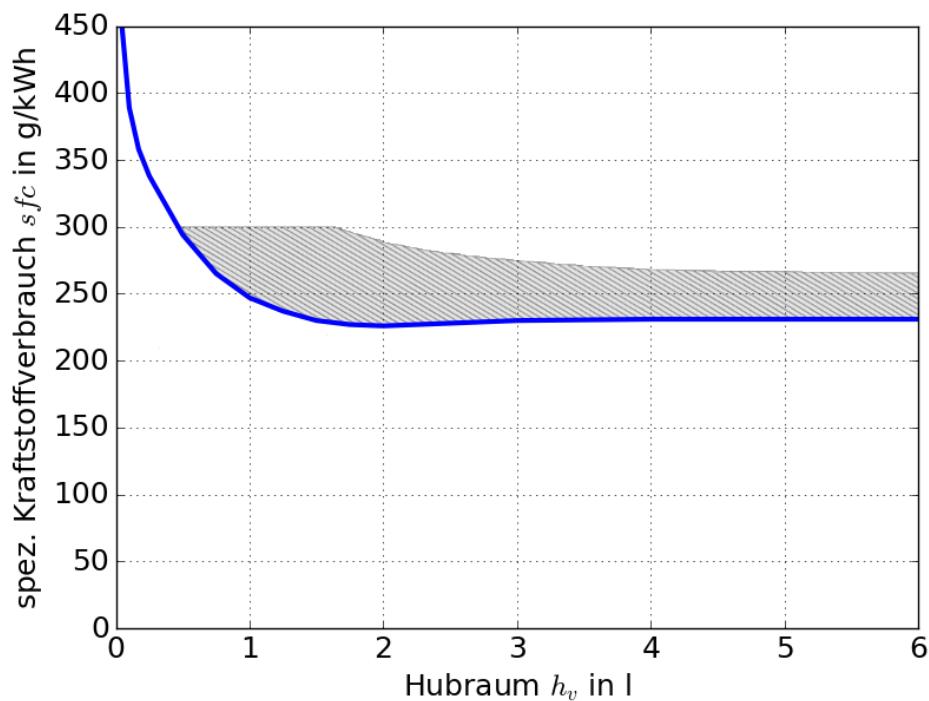


Abb. 3.10: FEV-Streuband mit Extrapolation [34, Seite 151, modifiziert]

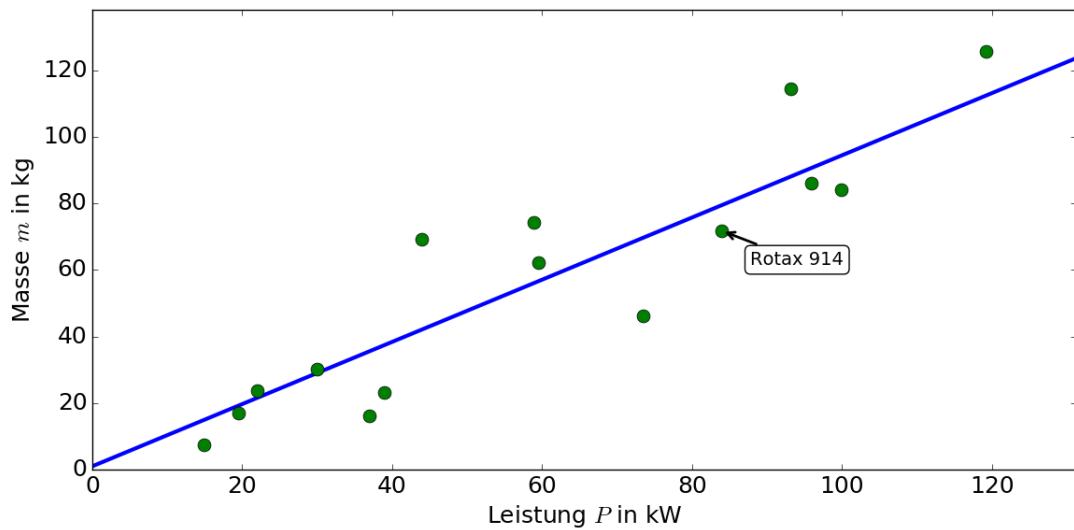
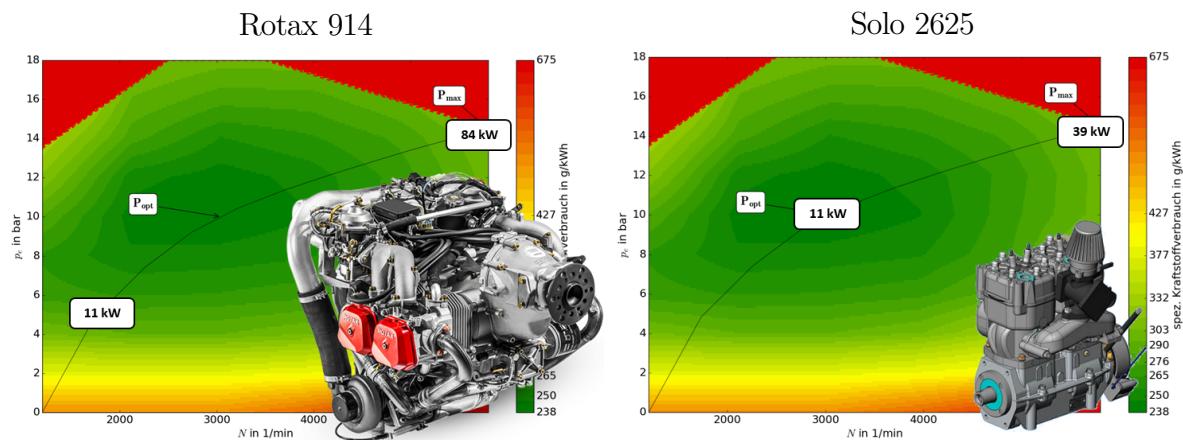


Abb. 3.11: Das Trocken-Gewicht verschiedener Verbrennungsmotoren

## 3.7 Hybridantrieb

Abbildung 3.12 verdeutlicht das grundlegende Prinzip von Hybridantrieben. Es wird davon ausgegangen, dass eine Startleistung von 84 kW benötigt wird, im langsamen Reiseflug mit der Geschwindigkeit des besten Gleiten jedoch nur 11 kW gefordert werden. Mit einem Rotax 914, dem Originalantrieb der Stemme S6, ergeben sich so zwei Betriebspunkte, die beide fernab des minimalen spezifischen Brennstoffverbrauches liegen (linke Grafik, Abb. 3.12). Wird im Vergleich dazu ein kleinerer Motor, beispielsweise der Solo 2625 mit einer maximalen Antriebsleistung von 39 kW verbaut, so stellt sich im Reiseflug der Arbeitspunkt mit dem besten Wirkungsgrad ein (rechte Grafik, Abb. 3.12). Die fehlende Startleistung müsste in diesem Fall von einem elektrischen Antrieb bereit gestellt werden.



**Abb. 3.12:** Grundprinzip von Hybridantrieben

Für diese Arbeit wird ein Hybridisierungsgrad definiert werden. Es wird festgelegt, dass ein hoher Hybridisierungsgrad einem Flugzeug mit überwiegend elektrischen Komponenten entspricht. Hierfür gibt es mehrere Möglichkeiten. Ein Ansatz ist, ihn über die Massen des Verbrennungsmotors und des elektrischen Antriebes auszudrücken wie in den Gleichungen 3.31 und 3.32. Ein Vorteil dieser Darstellung ist, dass der Hybridisierungsgrad des seriellen Hybridantriebs nicht Null werden kann. Dies entspricht der Realität, da der Antriebsmotor immer rein elektrisch arbeitet. Bei dem parallelen Hybridantrieb hingegen sind sehr kleine Hybridisierungsgrade möglich. Ein Hybridisierungsgrad von Null entspricht dem konventionell angetriebenen Flugzeug.

$$\text{Hybridisierungsgrad}_{\text{seriell}} = \frac{m_{E-\text{Motor}}}{m_{E-\text{Motor}} + m_{ICE}} \quad (3.31)$$

$$\text{Hybridisierungsgrad}_{\text{parallel}} = 1 - \frac{m_{ICE}}{m_{ICE} + m_{E-\text{Motor}}} \quad (3.32)$$

Nachteilig an der Berechnung anhand Komponentenmassen ist jedoch, dass ein Vergleich zwischen serielllem und parallelem Hybridantrieb aufgrund der unterschiedlichen Definitionen der Hybridisierungsgrade schwer möglich ist. Deshalb wird dieser hier über das Leistungsverhältnis zwischen Maximalleistung des Verbrennungsmotors  $P_{ICE}$  und maximaler Antriebsleistung  $P_{max}$  definiert (siehe Gl. 3.33). Da in den folgenden Untersuchungen die maximale Größe des Verbrennungsmotors

für hybride Antriebe so festgelegt ist, dass er nicht größer als der des konventionell angetriebenen Flugzeugs auf derselben Mission ist, liegt der Hybridisierungsgrad zwischen null und eins. Ohne diese Begrenzung wären auch Hybridisierungsgrade kleiner als null möglich, da beispielsweise bei einem seriellen Hybridantrieb ohne Akkus der Verbrennungsmotor etwas größer als der Antriebsmotor sein muss, um alle Verluste der Einzelkomponenten auszugleichen.

$$\text{Hybridisierungsgrad} = 1 - \frac{P_{ICE}}{P_{max}} \quad (3.33)$$

Hybridantriebe können aus verschiedenen Gründen sinnvoll sein. Es kann möglich sein, die Schadstoffemissionen zu verringern. Dies muss schon bei der Erzeugung des Stroms beachtet werden. Eine Minderung der Lärmemission ist ebenso denkbar. Der Hauptaspekt ist jedoch, dass es eventuell möglich ist, die Betriebskosten eines Flugzeuges zu reduzieren. Hierzu müssen die Kosten des Brennstoffes bzw. der Strompreis betrachtet werden, aber auch die Anschaffungs- und Wartungskosten, die aufgrund der zusätzlichen Komponenten höher als die eines konventionellen Flugzeuges ausfallen werden, spielen eine Rolle. Aus Gründen der Komplexität wird in dieser Arbeit jedoch ausschließlich der Brennstoff- und Strompreis betrachtet. Tabelle 3.2 vergleicht vereinfacht die Kosten für einen Verbrennungsmotor mit denen eines Elektroantriebes. Es wird untersucht, wie teuer es ist eine Kilowattstunde Wellenleistung unter idealen Bedingungen, mit maximalem Wirkungsgrad zu verrichten. Die Kosten pro Kilowattstunde sind für elektrischen Strom aus erneuerbaren Energiequellen höher als der für Avgas. Jedoch führt der Wirkungsgrad der verschiedenen Antriebe dazu, dass für den Betrieb eines Verbrennungsmotors sehr viel mehr Energie benötigt wird als für den eines Elektroantriebes. Die Differenz zwischen den Wirkungsgraden ist so hoch, dass in diesem Beispiel der Elektroantrieb geringere Kosten als der Verbrennungsmotor bei gleicher verrichteter Arbeit verursacht.

	Avgas	Strom
Wellenarbeit	<b>1 kWh</b>	<b>1 kWh</b>
Preis	Durchschnitt 2 €/l	privat, öko 0,3 €/kWh
Energiegehalt	9,6 kWh/l	1 kWh
Preis / kWh	<b>0,21 €</b>	<b>0,3 €</b>
Wirkungsgrad	ICE (0,4)  <b>0,4</b>	Laden (0,9), Entladen (0,98), Umrichter (0,98), Motor (0,95)  <b>0,82</b>
Energiemenge	2,5 kWh	1,22 kWh
Summe	<b>0,525 €</b>	<b>0,366 €</b>

**Tabelle 3.2:** Vergleich: Kosten für chemische und elektrische Energie

# **Kapitel 4**

## **Berechnungsprogramm**

Es wird ein Programm in der Programmiersprache Python erstellt, welches Flüge simulieren und verschiedene Antriebsauslegungen miteinander vergleichen kann. Hierbei werden die Flugmechanik eines Motorseglers am Vorbild der Stemme S6 und die Antriebskomponenten modelliert. Mit diesem Modell kann ein Flug durchgeführt und Brennstoff- sowie Stromverbrauch ermittelt werden.

### **4.1 Definition des Flugzeugs**

Über die Stemme S6 sind relativ wenige Informationen veröffentlicht. Eine Gleitflugpolare steht nicht zur Verfügung. Es sind jedoch die in Tabelle 4.1 angegebenen Werte bekannt bzw. können abgeschätzt werden.

Parameter		Wert	Quelle
max. Gleitzahl	$E_{max}$	29	abgeschätzt
Geschwindigkeit für $E_{max}$	$V_{E_{max}}$	35	m/s Fahrtmessermarkierung
Flügelstreckung	$\Lambda$	18,62	Flughandbuch [2]
Flügelfläche	$S$	17,42	m <sup>2</sup> Flughandbuch [2]
Oswald-Faktor	$e$	0,8	abgeschätzt nach Dubbel [15]
Polaren-Faktor	$k$	0,019	berechnet mit Gl. 3.2
Nullwiderstandsbeiwert	$C_{W0}$	0,0139	berechnet mit Gl. 3.4
Auftriebsbeiwert beim Abheben	$C_{A,Abh}$	1,4	abgeschätzt ( $0,9 \cdot C_{A,max}$ )
Rollreibungsbeiwert (Asphalt)	$\mu$	0,03	abgeschätzt nach Dubbel [15]
Getriebeübersetzung	$i$	2,6708	Flughandbuch [2]
max. Abfluggewicht	$m_{tom}$	900	kg Flughandbuch [2]
Leergewicht	$m_{empty}$	660	kg Flughandbuch [2]
Gewicht Rotax 914	$m_{rotax}$	78	kg Rotax Homepage [22]
Hubvolumen Rotax 914	$h_v$	1,211	l Rotax Homepage [22]

**Tabelle 4.1:** Technische Daten der Stemme S6 [2] [1]

Wird ein sinnvoller Auftriebsbeiwert-Bereich angenommen, können mittels der quadratischen Polare (Gl. 3.1) die zugehörigen Widerstandsbeiwerte bestimmt und die Lilienthal-Polare aufgetragen werden (Abb. 3.1).

### 4.1.1 Motorsteuerung

Für den konventionellen Antrieb ist die Motorsteuerung sehr simpel. Der Verbrennungsmotor muss die Schubleistung erhöht durch den Propeller-Wirkungsgrad und den Getriebewirkungsgrad bereitstellen. Die Betriebspunkte orientieren sich, solange es die Betriebsgrenzen des Propellers zulassen, an einer definierten Arbeitslinie (siehe Abb. 5.1).

Bei einem seriellen Hybridantrieb ist die Steuerung nicht ganz so eindeutig. Es ist beispielsweise möglich, den Verbrennungsmotor durchgehend in dem Betriebspunkt des minimalen spezifischen Brennstoffverbrauches zu betreiben. In diesem Fall ist sein Wirkungsgrad am höchsten. Allerdings kann es sinnvoll sein, für bestimmte Betriebspunkte die Leistung anzupassen. Wird beispielsweise während des Starts und des Steigfluges mehr Energie durch den Generator bereitgestellt, sind weniger Akkus notwendig und das Fluggewicht ist über die gesamte Mission hinweg geringer. Deshalb wurde hier eine angepasste Steuerung gewählt. Der Verbrennungsmotor liefert genau die Energie, die für den aktuellen Flugzustand benötigt wird. Übersteigt die benötigte Schubleistung die maximal von dem Generator abrufbare Leistung, so wird zusätzliche Energie aus den Batterien bezogen.

Die Steuerung des parallelen Hybridantriebs funktioniert genau so wie die des seriellen. Es wird nur Leistung aus den Batterien entnommen, wenn die des Verbrennungsmotors nicht ausreicht.

Es muss darüber hinaus entschieden werden, ob die Batterie während Flugphasen, die wenig Schubleistung benötigen, wieder geladen wird. Sowohl bei einem seriellen, als auch bei einem parallelen Hybridantrieb ist dies technisch umsetzbar. Erneutes Laden der Batterie führt allerdings zu einem großen Brennstoffverbrauch, da hierdurch weitere Wirkungsgrasverluste auftreten. Deshalb wird bei den betrachteten Missionen die Batterie komplett entleert und im Anschluss nicht wieder geladen. Es wird davon ausgegangen, dass der Flug mit voll aufgeladener Batterie begonnen wird.

## 4.2 Flugprofile

Um die Stärken und Schwächen von hybriden Antriebssystemen zu identifizieren, wurden verschiedene Flugmissionen erstellt, anhand derer das Programm die Antriebe analysiert. Dabei werden die typischen Anwendungen eines Reisemotorseglers abgedeckt.

### 1. Vergleichsflug:

die einzige, von Stemme bekannte Flugmission

### 2. Drei Platzrunden

typischer Schulungsbetrieb

### 3. Flug mit großer Reichweite

mit der Geschwindigkeit des besten Gleiten

### 4. Flug in der Warteschleife

mit der Geschwindigkeit des geringsten Sinken, was bisher weniger ausgeführt wird, allerdings für Beobachtung oder Funkübertragung eine Rolle spielen kann

### 5. Geschwindigkeits-Reichweite-Raster

ein Raster wird erstellt, in dem schrittweise die Fluggeschwindigkeit und die Reichweite erhöht werden

In Tabelle 4.2 stehen die Parameter der Flugmissionen. Es wird mit geringer Nutzlast von 110 kg geflogen, um Spielraum für die hybriden Antriebe zu gewährleisten. Eine Ausnahme ist die zweite Mission, in der Schulungsbetrieb simuliert und deshalb zweisitzig geflogen wird.

Mission	1	2	3	4	Raster
Startrollstrecke in m	245	260	245	300	245
Startplatzhöhe über MSL in m	0	0	0	0	0
max. Steigrate in m/s	4,0	3,3	4,0	3,1	4,0
max. Flughöhe in m	2000	800	2000	1500	1000
Nutzlast in kg	110	160	110	110	110
Flugdauer (hh:mm)	06:25	00:26	11:50	06:15	...
Reichweite in km	1593	44	1400	700	...
Reisegeschwindigkeit in m/s	64	40	$V_{E_{max}} \approx 33$	$V_{\Delta H_{min}} \approx 24$	...

**Tabelle 4.2:** Parameter der Flugmissionen

## 4.3 Programmaufbau

Die Berechnungen erfolgen mit einem in der Programmiersprache Python objektorientiert geschriebenen Programm. Das Flugzeug ist in viele Komponenten eingeteilt, deren Eigenschaften jeweils in eigenen Klassen modelliert werden. Abbildung A.1 stellt vereinfacht diese Aufteilung in einem UML-Diagramm dar.

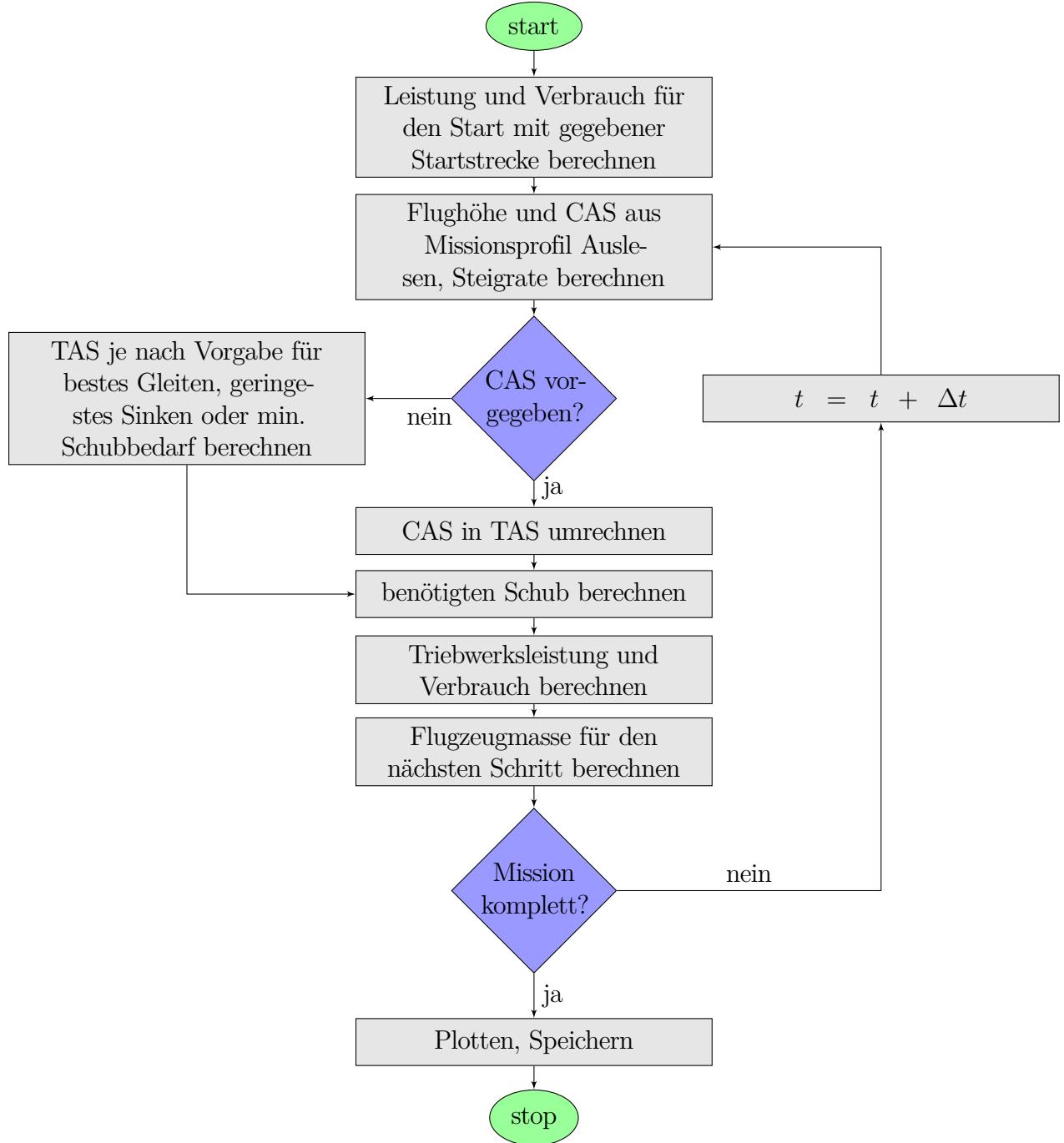
## 4.4 Flugsimulation

$P_{max}$	W	maximale gesamt Antriebsleistung
$P_{ICE}$	W	Maximalleistung des Verbrennungsmotors
$B$	l	Brennstoffmenge
$C_{Bat}$	Wh	Kapazität der Batterie
$P_{Bat}$	W	maximale Leistungsabgabe der Batterie

**Tabelle 4.3:** Antriebsparameter

Das Grundprogramm befindet sich in der Klasse Pilot. Die Vorgaben sind eine Flugmission, welche in einer Textdatei definiert wird, die Nutzlast, um welche Antriebsarchitektur es sich handelt (konventioneller Antrieb, serieller- oder paralleler Hybridantrieb) und die Antriebsdimensionen. Die Antriebsdimensionen beinhalten die in Tabelle 4.3 aufgezählten Parameter. Wie in Abb. 4.1 dargestellt wird ein Flug simuliert.

Um die Startleistung  $P_{Start}$ , die nötig ist um nach der vorgegebenen Rollstrecke abzuheben, zu bestimmen, wird die Abhebegeschwindigkeit  $V_{Abh}$  (siehe Gl. 3.17) sowie der Standschub  $F_0$  (siehe Gl. 3.18) berechnet. Für die Standschubberechnung wird ein konstanter Propellerwirkungsgrad  $\eta_{Prop}$  von 0,4 angenommen. Dieser wurde gewählt, da der Propellerfortschrittsgrad bei kleinen Fluggeschwindigkeiten sehr gering ist und somit der Propeller im unteren Bereich des Propellerkennfelds betrieben wird, wo der Wirkungsgrad entsprechend niedrige Werte annimmt. Der Startlauf wird

**Abb. 4.1:** Programmablaufplan: Flugsimulation

in sekündlichem Takt simuliert und die Beschleunigung  $a$  mittels der Gl. 3.19 berechnet. Wird in jedem Zeitschritt die Beschleunigung mit der Zeitdifferenz zum vorherigen Schritt (also hier eins) multipliziert und diese aufsummiert, so lässt sich die aktuelle Geschwindigkeit abschätzen und es kann überprüft werden ob die Abhebegeschwindigkeit erreicht ist. Dieser Algorithmus wird so lange mit angepasster Startleistung wiederholt, bis nach der vorgegebenen Startstrecke die Abhebegeschwindigkeit erreicht ist.

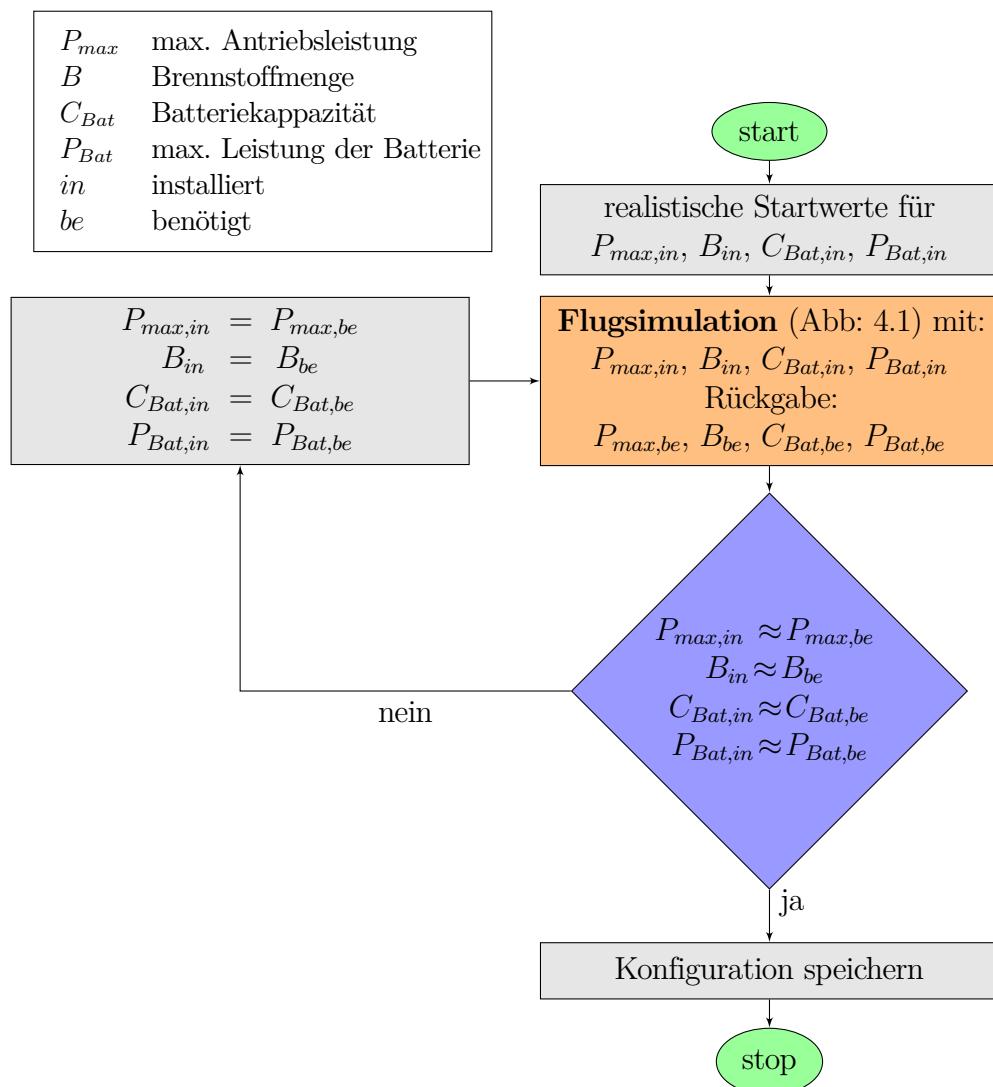
Die Flugmission wird schrittweise in vorgegebenen Zeitintervallen durchgeführt. Ein gutes Verhäl-

nis von Laufzeit und Genauigkeit stellt sich bei einer Zeitschrittweite von 10 Sekunden ein. Für jeden Zeitschritt gibt es eine Vorgegebene Flughöhe, von der die Steig- oder Sinkrate abgeleitet werden kann, eine Fluggeschwindigkeit als CAS und gegebenenfalls einen Kurvenradius. Für die Fluggeschwindigkeitsvorgabe besteht die Option, diese variabel zu gestalten. Die zur Verfügung stehenden Optionen sind Geschwindigkeit des besten Gleiten ( $v_{\text{Emax}}$ ), Geschwindigkeit des geringsten Sinken ( $v_{\text{dHmin}}$ ) und die Geschwindigkeit des steilsten Steigens ( $v_{\text{Fmin}}$ ). Da sich diese speziellen Geschwindigkeiten mit der Flugzeugmasse, der Flughöhe und gegebenenfalls mit der Steigrate ändern, werden sie in jedem Schritt neu berechnet. Aus diesen Vorgaben lässt sich nach Gl. ?? der benötigte Schub ermitteln. Die Berechnung der Antriebsparameter findet je nach Antriebsarchitektur in einer von drei verschiedenen Funktionen statt. Entsprechend der in Kapitel 4.1 beschriebenen Motorsteuerungen wird ein entsprechender Algorithmus angewandt. Der Schub muss zuzüglich der Verluste aller Komponenten vom Antrieb bereit gestellt werden. Die dazu benötigte Wellenleistung ist eine Funktion des Propellerwirkungsgrades (siehe Gl. 3.22) und dieser wiederum kann nur bestimmt werden, wenn  $C_P$  und somit die Wellenleistung vorgegeben sind. Es wird daher über die Wellenleistung iteriert, wobei als Startwert die Leistung des vorherigen Zeitschrittes verwendet wird. Passend zur Leistung wird in jeder Iteration eine Drehzahl eingestellt. Diese wird so gewählt, dass ein Betriebspunkt auf der Arbeitslinie des Verbrennungsmotors eingestellt wird (siehe schwarze Kurve in Abb. 5.1). Wie in Kapitel 3.6 bereits beschrieben muss allerdings beachtet werden, dass der Propeller in einem zulässigen Betriebsbereich arbeitet, was eine Erhöhung der Drehzahl und somit ein Abweichen von der idealen Arbeitslinie des Verbrennungsmotors zufolge haben kann. Dies trifft nur auf den konventionellen sowie parallel-hybriden Antrieb zu, da bei einem seriellen Hybridantrieb die Drehzahl des Verbrennungsmotors von der des Propellers entkoppelt ist. Die Motorsteuerung sorgt dafür, dass der Akku nur beansprucht wird, wenn die benötigte Leistung die Maximalleistung des Verbrennungsmotors überschreitet. Ist dies der Fall wird die maximale Drehzahl des Verbrennungsmotors eingestellt, da bei dem vorliegenden Motorkennfeld dort die größtmögliche Leistung abgerufen werden kann. Da mit der Leistung und der Drehzahl auch das Drehmoment des Verbrennungsmotors bekannt ist, kann durch Gl. 3.28 der Mitteldruck bestimmt und der spezifische Brennstoffverbrauch im Motorkennfeld (Abb. 5.1) abgelesen werden. Der Brennstoffverbrauch berechnet sich entsprechend der Gl. 3.29. Ist die Differenz zwischen benötigter Leistung und Maximalleistung des Verbrennungsmotors größer als Null, so wird mit dieser nach Gl. 3.25 der Verbrauch der elektrischen Energie berechnet. Die Flugzeugmasse für den nächsten Berechnungsschritt wird entsprechend des Brennstoffverbrauches angepasst. Während dieser Simulation wird nicht geprüft, ob Betriebsgrenzen wie maximale Antriebsleistung, Batterieladezustand und Tankinhalt überschritten werden. Dies kann dem Bericht, der nach erfolgreicher Berechnung angezeigt wird, entnommen werden. Die vorgegebenen Antriebsdimensionen müssen also angepasst werden, bis alle Komponenten ausreichend groß dimensioniert sind.

## 4.5 Antriebsoptimierung

		Quelle
Kosten Avgas in €/l	2	konservativ [10]
Energiegehalt Avgas in kWh/kg	12,1	[20]
Dichte Avgas in kg/l	0,75	[20]
Strompreis (privat, öko) in €/kWh	0,30	[16]

**Tabelle 4.4:** Energieträger, Parameter



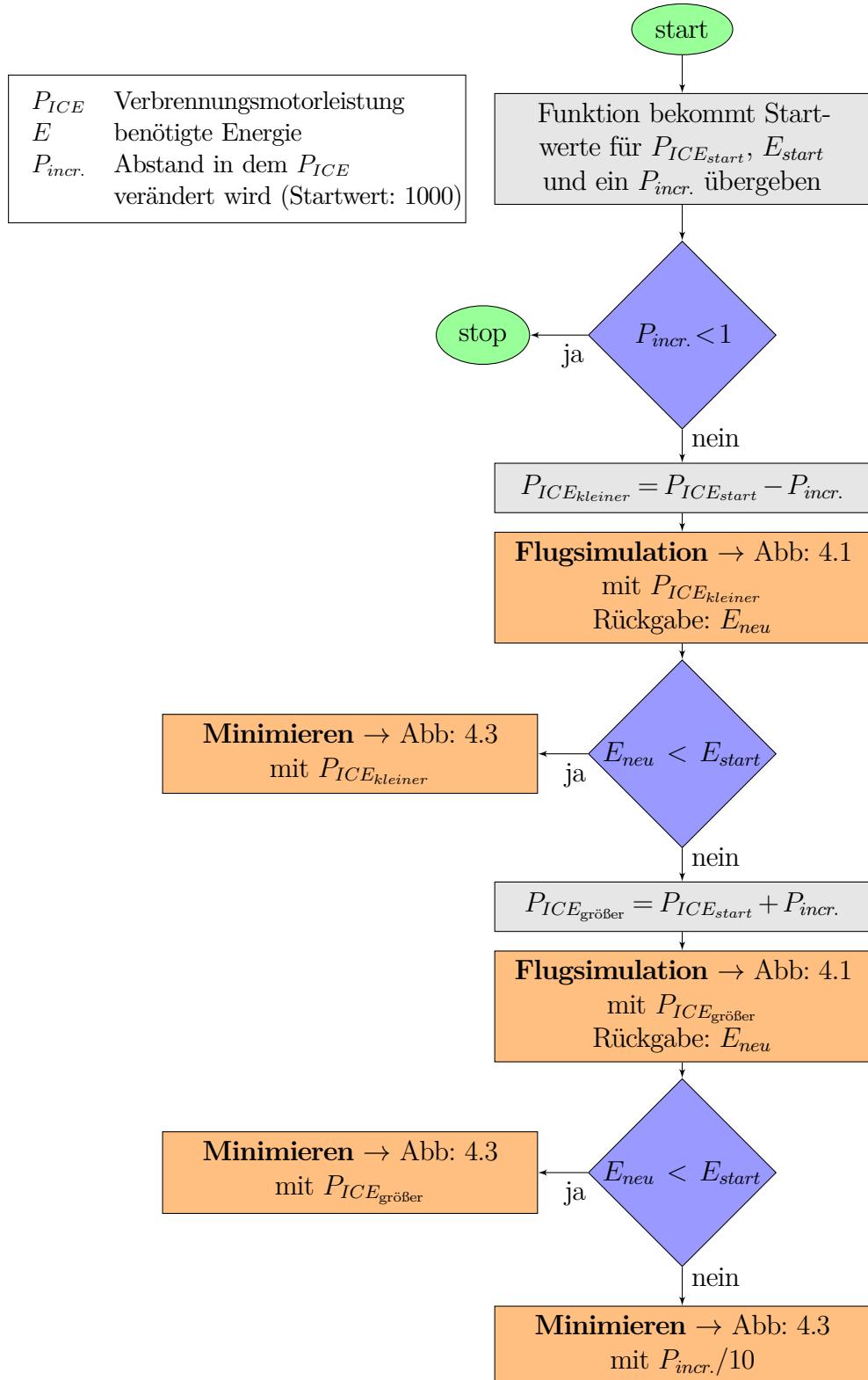
**Abb. 4.2:** Programmablaufplan: Optimierung

Um herauszufinden, bei welchem Hybridisierungsgrad auf einer Mission der geringste Energiebedarf bzw. die geringsten Betriebskosten entstehen, wurde eine Programm zur Optimierung der Antrieb-

sparameter geschrieben, wobei die Parameter aus Tabelle 4.4 verwendet werden. Zunächst wird hierfür das konventionelle Vergleichsflugzeug mit dem in Abb. 4.2 veranschaulichten Algorithmus iterativ auf die vorgegebene Mission optimiert. Diesem wird einen Hybridisierungsgrad (in diesem Fall 0,0) vorgegeben. Es werden Startwerte für die maximale Antriebsleistung, die Batteriekapazität und -Leistung sowie die Brennstoffmenge geschätzt. Mit diesen Vorgaben wird die bereits beschriebene Flugsimulation durchgeführt. Weicht einer der vorgegebenen Parameter von dem tatsächlich benötigten Wert ab, so wird der Flug erneut mit den tatsächlichen Größen wiederholt. Dies wird wiederholt, bis sich die Abweichung zwischen Vorgabe und Ergebnis auf ein definiertes Maß reduziert. Für die in dieser Arbeit untersuchten Missionen wurde diese Abweichung auf maximal 0,1 % begrenzt. Wird das maximale Abfluggewicht überschritten, wird die Optimierung abgebrochen.

In der Regel sind durch das begrenzte maximale Abfluggewicht die möglichen Antriebskonfigurationen von Hybridflugzeugen auf einen bestimmten Hybridisierungsgrad-Bereich beschränkt. Daher wird zunächst mit einigen verschiedenen großen Verbrennungsmotoren getestet, ob die Mission geflogen werden kann. Ein guter Kompromiss aus hoher Genauigkeit und geringer Laufzeit ergibt sich, wenn in 5 kW-Schritten jede Verbrennungsmotorgröße von 0 kW bis zu der des konventionellen Vergleichsflugzeuges berechnet wird. Jeder dieser Versuche wird mittels des beschriebenen Algorithmus optimiert.

Wird der Energieverbrauch der gefundenen Konfigurationen über dem Hybridisierungsgrad aufgetragen, ergeben sich lokale Minima. Ausgehend von jedem dieser Minima wird erneut optimiert, wobei der in Abb. 4.3 dargestellte Algorithmus verwendet wird. Es wird in immer kleiner werdenden Abständen rechts und links des bekannten Minimums nach einem neuen Minima gesucht, wobei jedes mal erneut der Optimierungsalgorithmus ausgeführt wird.



**Abb. 4.3:** Programmablaufplan: finde Minima

# Kapitel 5

## Auswertung

Es werden die in Kapitel 4.2 beschriebenen Flugmissionen mit dem Programm ausgeführt. Im Folgenden werden die Ergebnisse dargestellt und auf Auffälligkeiten eingegangen.

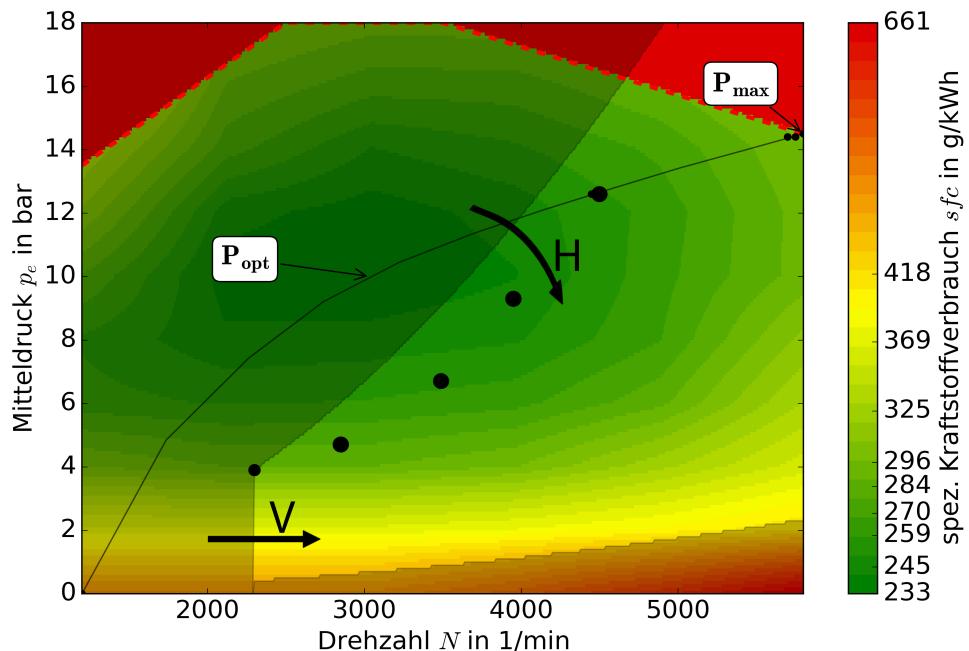
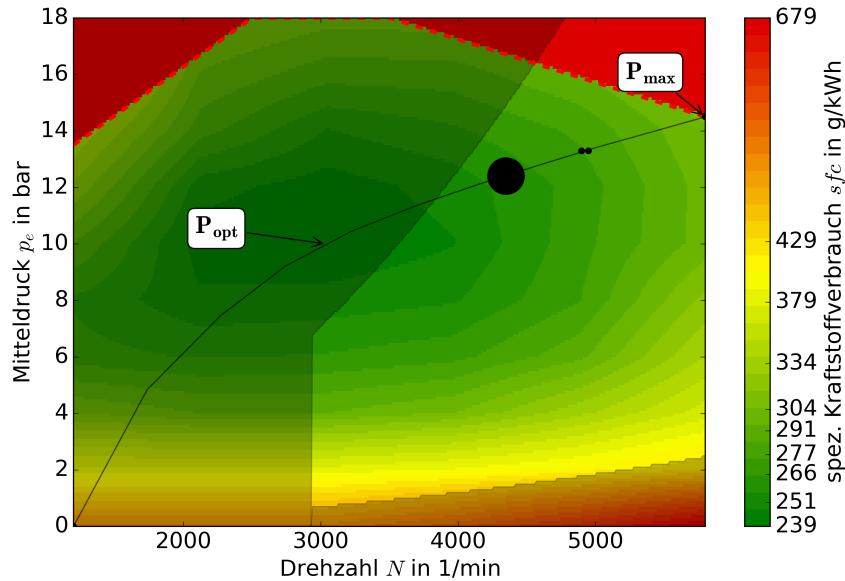


Abb. 5.1: Motorkennfeld mit Betriebspunkten und Betriebsbereich des Propellers

Es zeigt sich, dass bei einigen Flugzuständen die vorgegebene Arbeitslinie des Verbrennungsmotors nicht eingehalten werden kann. Dies liegt daran, dass je nach Flugzustand der nutzbare Betriebsbereich durch das Propellerkennfeld eingeschränkt wird. In dem Verbrennungsmotorkennfeld in Abb. 5.1 ist der durch den Propeller nicht nutzbare Bereich ausgegraut (basierend auf der durchschnittlichen Flughöhe und Geschwindigkeit einer beispielhaften Flugmission). Dieser verschiebt sich mit steigender Flughöhe nach unten rechts. Eine erhöhte Fluggeschwindigkeit lässt die Begrenzung an der linken Seite zu höheren Drehzahlen wandern. Es muss darauf geachtet werden einen Betriebspunkt in dem nicht ausgegrauten Bereich zu wählen. Durch die schwarzen Punkte wird verdeutlicht, in welchen Bereichen der Motor während der Beispielmission betrieben wird. Je größer ein Punkt ist, desto länger wird dieser Betriebspunkt eingehalten. In diesem Beispiel wird die Fluggeschwindigkeit und somit die Leistung stufenweise erhöht. Aufgrund der

gewählten Flughöhe können die Betriebspunkte größtenteils nicht auf der optimalen Arbeitslinie liegen. Deshalb werden sie zu höheren Drehzahlen verschoben, was allerdings in den meisten Fällen einen höheren spezifischen Brennstoffverbrauch zu Folge hat.

## 5.1 Vergleichsflug



**Abb. 5.2:** Mission 1: Motorkennfeld mit Betriebspunkten

Parameter	Vorgabe	Ergebnis
Reichweite in km	1593	1593
Startstrecke in m	245	245
Startleistung in kW	84,5	85,7
Steigrate in m/s	4,0	4,0
Leistung im Reiseflug in kW	55,1	~54,4
Brennstoffverbrauch in l	~130	121

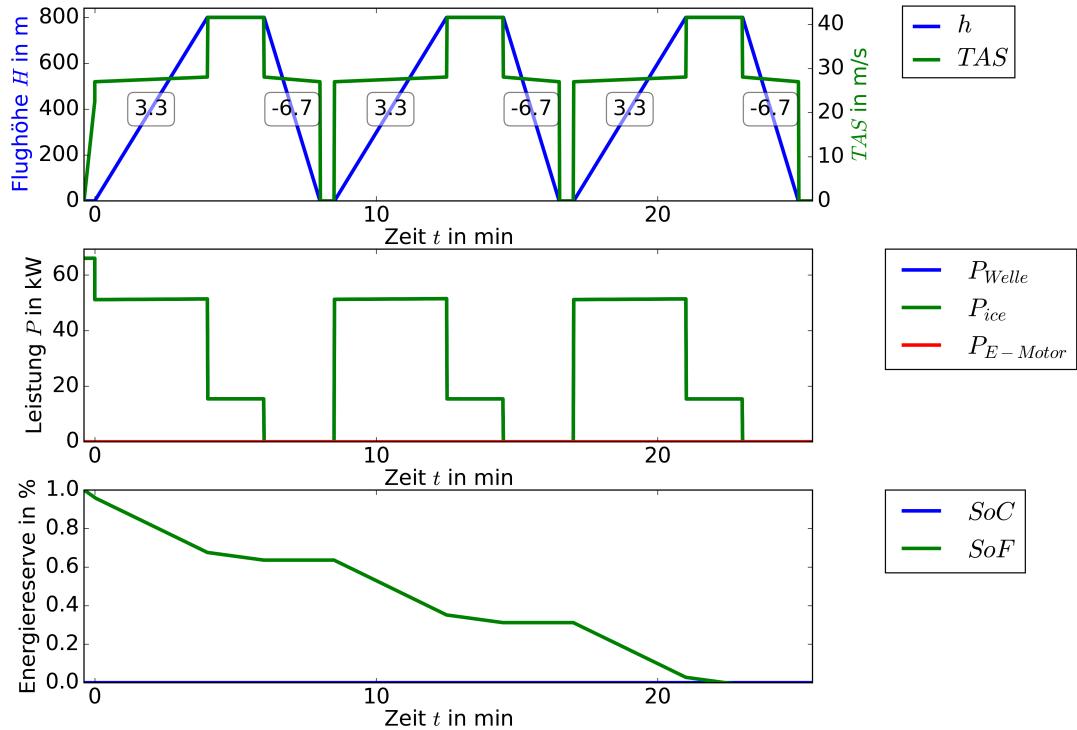
**Tabelle 5.1:** Die Vergleichsmission [3]

Diese Mission wird aus den Angaben auf der Homepage der Firma Stemme sowie dem Flughandbuch der Stemme S6 rekonstruiert. Es wird mit der im Flughandbuch empfohlenen Reiseflugeinstellung die maximal angegebene Reichweite geflogen. Diese liegt bei 75 %, wobei die maximale Triebwerksleistung 115 % entsprechen. Die Startrollstrecke beträgt laut Handbuch auf Meereshöhe mit maximaler Triebwerksleistung 245 Meter. Die maximale Steigrate liegt bei 4 m/s. Anhand dieser Vorgaben wird das Programm getestet. Tabelle 5.1 zeigt, wie gut die einzelnen Parameter

eingehalten werden. Hierzu wird die Reisefluggeschwindigkeit angepasst, bis dem Triebwerk die geforderte Reiseflugleistung abverlangt wird. Anschließend wird die Flugzeit angepasst, bis sich die geforderte Reichweite einstellt.

In dem Motorkennfeld in Abb. 5.2 ist zu erkennen, dass der Verbrennungsmotor auf dieser Mission vier verschiedene Betriebspunkte einnimmt. Für die Startbeschleunigung wird er auf voller Leistung betrieben. Für den Steigflug kann die Leistung leicht reduziert werden. Der Reiseflug, der den längsten Teil des Fluges aus macht, benötigt immer noch eine relativ hohe Leistung und liegt noch über der Leistung mit dem minimalen spezifischen Brennstoffverbrauch. Für den Sinkflug und die Landung wird der Verbrennungsmotor im Leerlauf betrieben. Aufgrund der hohen Leistungsanforderung im Reiseflug kann durch das Programm keine seriell-hybride Antriebskonfiguration gefunden werden. Ein paralleler Hybridantrieb ist zwar möglich, kann jedoch nur Batterien mit einem maximalen Gewicht von 30 kg mitnehmen und spart somit lediglich 10 Milliliter Brennstoff. Der Gesamtenergiebedarf wird dadurch jedoch vergrößert.

## 5.2 Drei Platzrunden



**Abb. 5.3:** Mission 2: konventioneller Antrieb

Diese Mission simuliert einen Schulungsbetrieb. Das Flugzeug fliegt mit 160 kg Nutzlast, was etwa dem Gewicht von zwei Piloten entspricht. Es startet auf Meereshöhe und fliegt anschließend drei Platzrunden mit einer Flughöhe von 800 Metern. Nach dem ersten Start wird nur noch durchgestartet, sodass die Startbeschleunigung nur einmal ausgeführt wird. In Abb. 5.3 ist im oberen Plot die Flugmission dargestellt. Der mittlere Plot zeigt die geforderte Triebwerksleistung. Es ist

zu erkennen, dass die Leistungsanforderungen für die einzelnen Flugabschnitte sehr unterschiedlich sind. Die maximale Leistung wird während der Startbeschleunigung abgerufen. Der Steigflug fordert immer noch etwa 80 % der Triebwerksleistung. Im Horizontalflug werden lediglich 25 % benötigt und im Sinkflug wird der Verbrennungsmotor im Leerlauf betrieben. Der untere Plot zeigt den Brennstoffverbrauch in Prozent. Hier sind deutlich Stufen zu erkennen, die aus den unterschiedlichen Leistungsanforderungen resultieren.

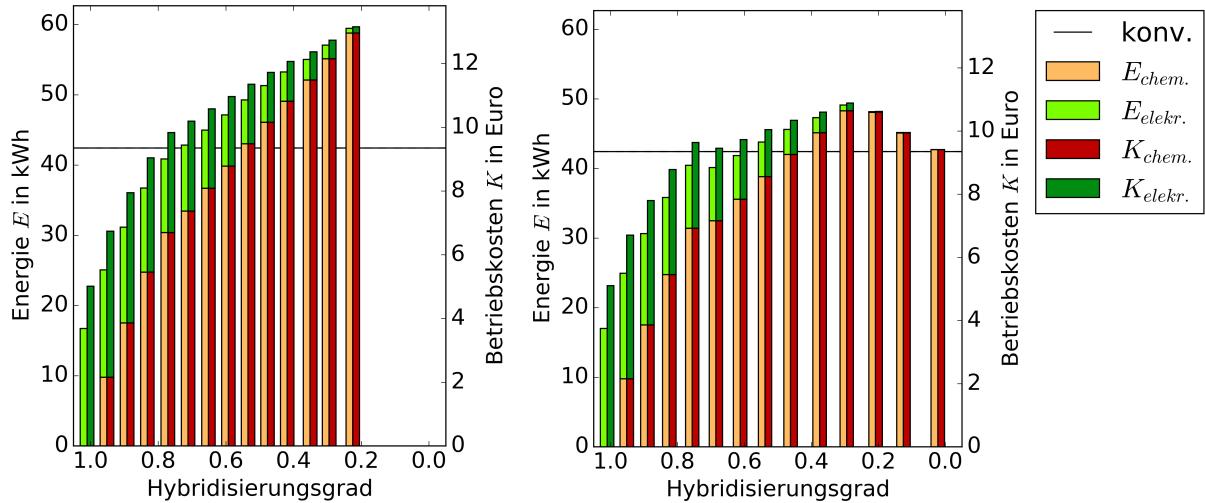


Abb. 5.4: Mission 2: Kosten, seriell

Abb. 5.5: Mission 2: Kosten, parallel

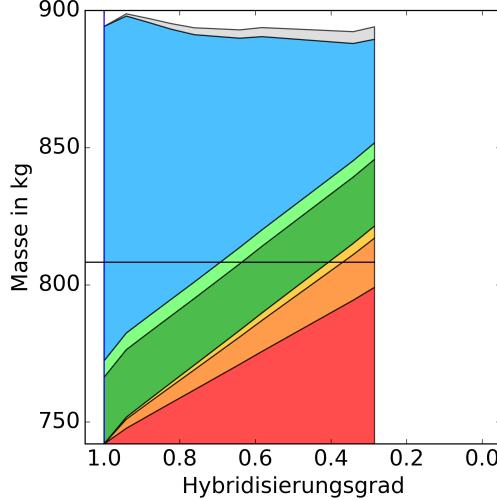


Abb. 5.6: Mission 2: Massen, seriell

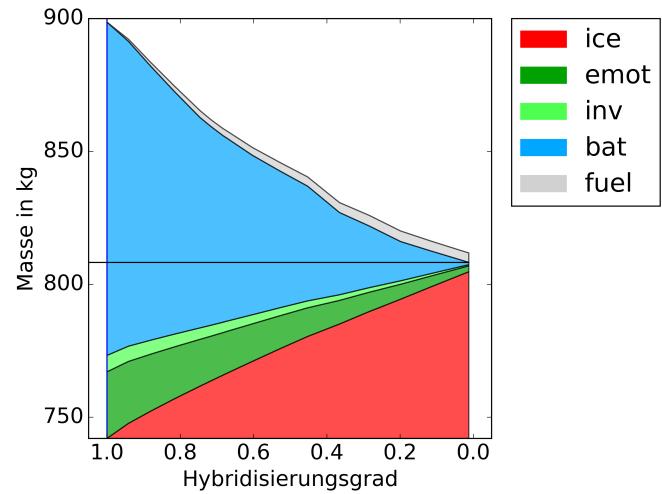
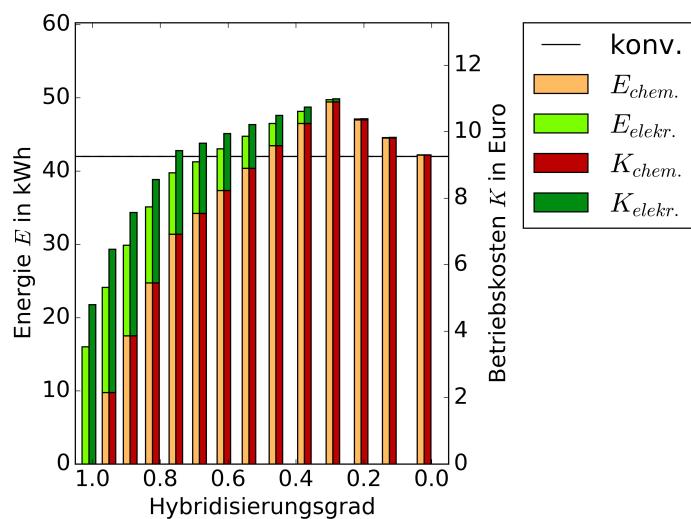


Abb. 5.7: Mission 2: Massen, parallel

Abbildung 5.4 stellt den Energiebedarf und die Betriebskosten über dem Hybridisierungsgrad für serielle Antriebe dar. Auf dieser Mission ist erkennbar, dass sowohl Energiebedarf als auch Betriebskosten mit der Größe des Verbrennungsmotors steigen. Dies liegt daran, dass der Wirkungsgrad mit elektrischen Antriebskomponenten besser als der von Verbrennungsmotoren ist (siehe 3.2). Diese Mission kann rein elektrisch geflogen werden. In Abb. 5.6 sind die Massen der verschiedenen Komponenten des seriellen Hybrides über dem Hybridisierungsgrad aufgetragen. Die die Abflugmasse dominierenden Gewichtsanteile sind die Batterie und der Verbrennungsmotor

mit Generator, die für einen Massenausgleich über dem Hybridisierungsgrad sorgen. Somit ist das Abfluggewicht für jeden Hybridisierungsgrad annähernd gleich.

Vergleicht man die Massenentwicklung des parallelen Hybridantriebs in Abb. 5.7 damit, so fällt auf, dass bei diesem die Batteriemasse den Verlauf der Abflugmasse bestimmt. Die Abflugmasse nimmt mit abnehmendem Hybridisierungsgrad ab. Dies wirkt sich deutlich auf die benötigte Energie und die Kosten für diese Mission aus. Abbildung 5.5 verdeutlicht, dass der Energiebedarf über dem Hybridisierungsgrad bei einem parallelen Hybridantrieb auf dieser Mission nicht streng monoton steigend verläuft, wie es bei dem seriellen Hybridantrieb der Fall ist. Die Spitze im Diagrammverlauf bei einem Hybridisierungsgrad von 0,3 resultiert aus dem nicht linear fallenden Verlauf der Abflugmasse. Links des Peaks ist der Wirkungsgrad des Antriebes so gut, dass die zusätzliche Masse nicht ins Gewicht fällt, rechts davon führt die reduzierte Masse zu Energieersparnis.

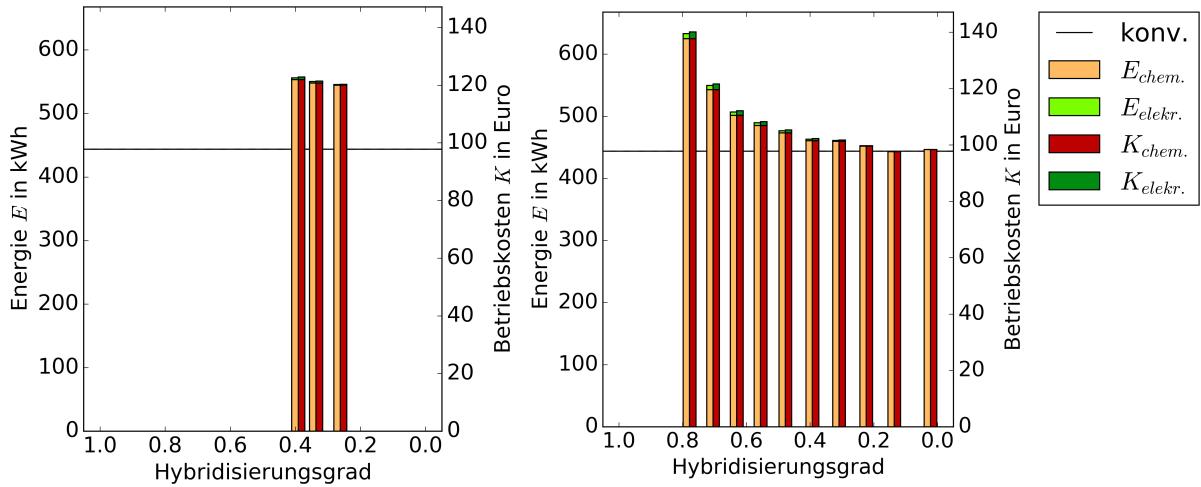


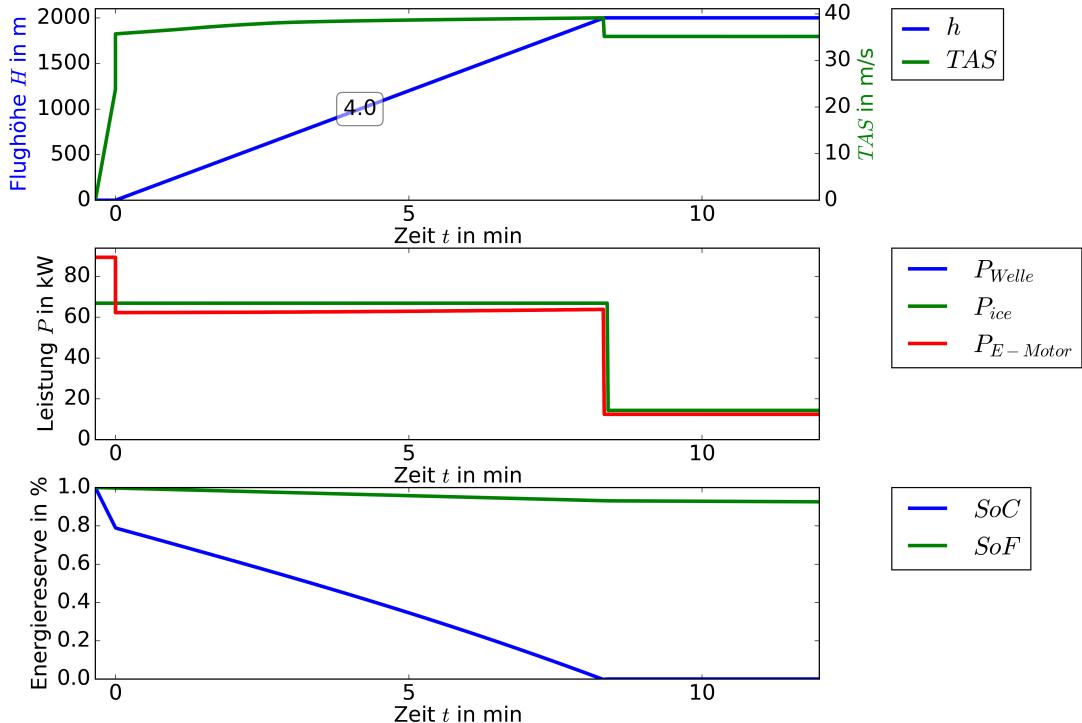
**Abb. 5.8:** Mission 2: Kosten, parallel, konst. Propellerwirkungsgrad

Das in Abb. 5.5, bei einem Hybridisierungsgrad von etwa 0,7 zu erkennende lokale Minimum resultiert aus der Inhomogenität des Propellerkennfelds. Um dies zu beweisen, wurde die Optimierung dieser Mission erneut durchgeführt, wobei der Propellerwirkungsgrad konstant auf 0,7 gesetzt wurde. Abbildung 5.8 zeigt das Ergebnis dieser Untersuchung, wobei das lokale Minimum verschwunden ist.

## 5.3 Flug mit großer Reichweite

Das Flugzeug startet nach relativ kurzer Rollstrecke und steigt zügig auf 2 km Flughöhe, wobei die Fluggeschwindigkeit so gewählt wird, dass der Schubbedarf im Steigflug minimal ist (siehe Kapitel 3.2). Anschließend wird sehr lange mit bestem Gleiten geflogen, was die Reichweite maximiert. Die Reichweite wurde in dieser Mission auf 1400 km beschränkt. Dies liegt zwar unter der von Stemme angegebenen maximalen Reichweite der Stemme S4, stellt jedoch sicher, dass ein großes Spektrum an hybriden Antriebskonfigurationen den Flug absolvieren kann. Diese Mission könnte Anwendung in der kommerziellen Nutzung finden, beispielsweise auf Langen Überwachungs- oder Messflügen.


**Abb. 5.9:** Mission 3: Kosten, seriell

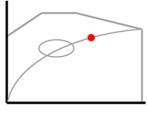
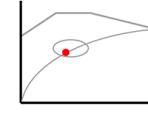
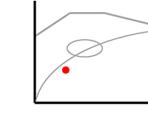
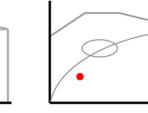
**Abb. 5.10:** Mission 3: Kosten, parallel

**Abb. 5.11:** Mission 3, seriell

In den Abbildungen 5.9 und 5.10 ist zu erkennen, dass für diese Mission keine hybride Antriebskonfiguration gefunden wurde, die weniger Energie benötigt als die konventionelle. Die mitgeführte elektrische Energie ist für alle Konfigurationen sehr gering. Der dennoch teilweise hohe Hybridisierungsgrad von bis zu 0,8 beim parallelen Hybridantrieb ist dadurch zu erklären, dass der Elektromotor sehr groß ausfällt, um die für den Start benötigte Leistung aufzubringen. Dies ist in Abb. 5.11 zu erkennen. Dort wird eine Übersicht der ersten 12 Minuten des Flugs für einen seriellen Hybridantrieb mit einem Hybridisierungsgrad von 0,25 gezeigt. Die stärkste Belastung der Batterie ist die kurze Startbeschleunigung. Anschließend wird der Steigflug ausgeführt, währenddessen

die Batterie weiterhin entladen wird. Sobald der Reiseflug beginnt (ab etwa der 8. Minute) ist die Batterie leer und wird nicht mehr genutzt. Der Verbrennungsmotor läuft für den Start und Steigflug mit Vollgas, im Reiseflug wird er auf etwa 15 kW gedrosselt wie in Abb. 5.11 auf dem mittleren Plot zu erkennen ist (grüne Linie). Rot dargestellt in dieser Grafik ist die Leistung des Elektromotors, die gerade bei der Startbeschleunigung eine starke Differenz zu der Leistung des Verbrennungsmotors aufweist. Da die Antriebswellenleistung bei einem seriellen Hybridantrieb der des Elektromotors entspricht, überlagern sich diese.

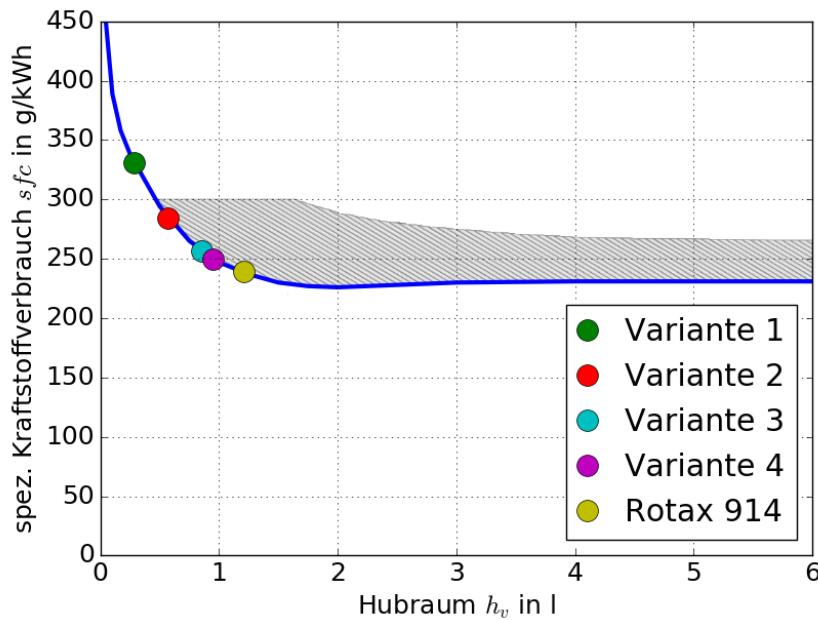
Für den seriellen Hybridantrieb gibt es nur einen sehr kleinen Bereich, in dem Antriebe gefunden werden können. Bei einem höheren Hybridisierungsgrad wäre die Batterie zu schwer, ein geringerer Wert ist nicht möglich, da es auf Grund des schlechten Gesamtwirkungsgrads eines seriellen Hybridantriebs nicht möglich ist, komplett auf eine Batterie zu verzichten, ohne das maximale Abfluggewicht oder die Verbrennungsmotorgröße des konventionellen Vergleichsflugzeuges zu überschreiten.

Eine genauere Analyse des parallelen Hybridantriebs auf dieser Mission ergibt, dass hier die in Kapitel 3.6 beschriebene Verschlechterung des Wirkungsgrads von Verbrennungsmotoren mit abnehmendem Hubraum zum Tragen kommt.

Variante	1	2	3	4
Hybridisierungsgrad	0,77	0,47	0,12	0,00
$P_{ICE,max}$ in kW	20	40	60	67
Hubraum in l	0,29	0,57	0,86	0,95
max. $\eta_{ICE}$	0,250	0,291	0,323	0,331
$m_{to}$ in kg	875	829	800	792
<b>im Reiseflug</b>				
sfc	356	293	282	290
$N_{Prop.}$ in 1/min	1585	983	898	957
$\eta_{Propeller}$	0,815	0,851	0,845	0,851
$P_{ICE}$ in kW	12,3	11,0	10,5	10,3
Betriebspunkt				
Verbrauch in l/h	5,85	4,30	3,95	3,98

**Tabelle 5.2:** Mission 3: Verbrauch im Reiseflug, parallel

Tabelle 5.2 verdeutlicht diesen Zusammenhang. Mit einem sehr großen Hybridisierungsgrad (Variante 1) hat der Verbrennungsmotor auf Grund des geringen Hubvolumens einen sehr schlechten Wirkungsgrad. Zusätzlich kommt es in diesem Fall zu einem Problem, das ausschließlich beim parallelen Hybridantrieb auftritt. Um dem kleinen Verbrennungsmotor die für den Reiseflug nötige Leistung zu entnehmen, muss dieser mit hoher Drehzahl betrieben werden. Dies führt auch zu einer hohen Propellerdrehzahl und somit zu einem verglichen mit den anderen Varianten schlechten Propellerwirkungsgrad. In Variante 2, die einem Hybridisierungsgrad von 0,47 aufweist, tritt Problem nicht mehr auf. Dort wird der Verbrennungsmotor während des Reiseflugs mit dem



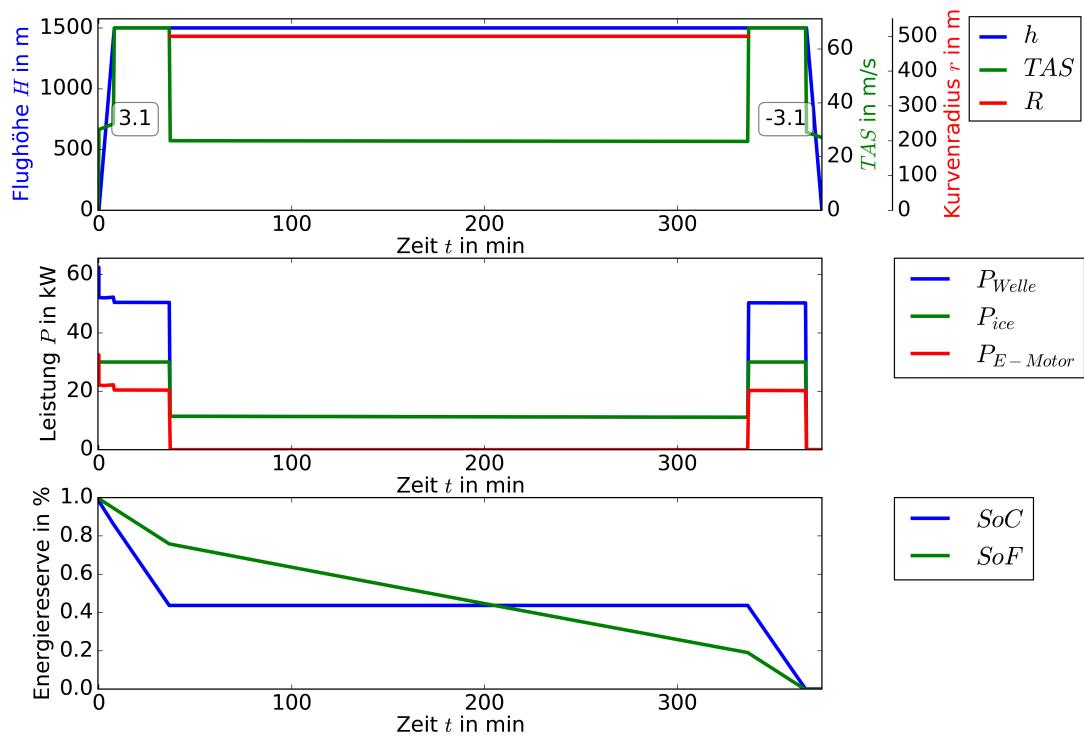
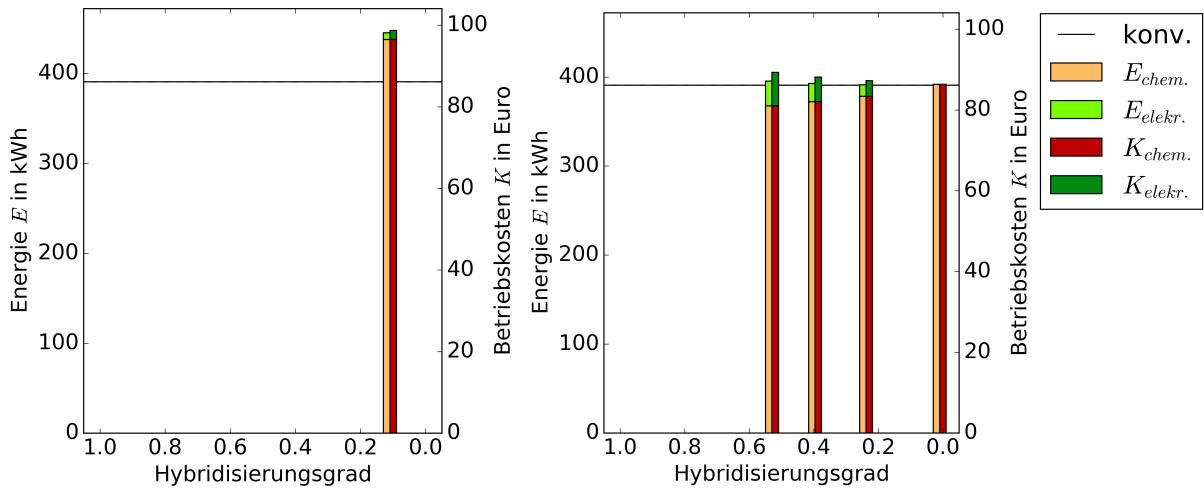
**Abb. 5.12:** Mission 3: min. spezifische Brennstoffverbrauch

geringsten spezifischen Brennstoffverbrauch betrieben. Dieser ist jedoch trotz optimalem Betrieb des Verbrennungsmotors höher als bei Variante 3, obwohl hier nicht mit minimalem spezifischem Brennstoffverbrauch geflogen wird. Dies liegt am Gesamtwirkungsgrad des Verbrennungsmotors, der in Abb. 5.12 anhand des FEV-Streunbands für die vier Varianten veranschaulicht wird. Zusätzlich ist der Originalmotor der Stemme S6 (der Rotax 914) eingezeichnet, der sogar noch etwas größer als die Beispilmotoren ist und somit den niedrigsten spezifischen Brennstoffverbrauch hat. Der Effekt hebt sich mit zunehmendem Hubvolumen ab einem gewissen Punkt auf, wie am Vergleich zwischen Variante 3 und 4 zu erkennen ist. Der in Variante 4 verbaute Verbrennungsmotor weist zwar den höheren Wirkungsgrad auf, jedoch wird er in einem ungünstigen Arbeitspunkt betrieben. Der Verbrennungsmotor in Variante 3 hingegen arbeitet mit schlechterem Gesamtwirkungsgrad, dafür aber in einem Arbeitspunkt der näher am Minimum des Motorkennfeld liegt. Dies genügt, dass der Antrieb der in Variante 3 verbaut ist den geringsten absoluten Brennstoffverbrauch aufweist.

## 5.4 Flug in der Warteschleife

Diese Mission simuliert die Nutzung des Flugzeugs als Übertragungsplattform für Funksignale oder Beobachtungsflugzeug. Das Flugzeug startet, fliegt eine kurze Strecke zu einer bestimmten Position und kreist dort für sehr lange Zeit. Anschließend fliegt das Flugzeug wieder eine kurze Strecke und landet. Der Kurvenradius wird mit 500 m vorgegeben. Als Geschwindigkeit wird die des geringsten Sinkens gewählt, da diese die längste Flugzeit garantiert.

Abbildung 5.13 zeigt, dass es für einen seriellen Hybridantrieb kaum Spielraum im Hybridisierungsgrad gibt. Die Mission kann nur mit einem Hybridisierungsgrad von 0,1 durchgeführt werden. Der Energiebedarf und die Kosten übersteigen dabei die des konventionellen Vergleichsflugzeugs. In Abb. 5.14 sind Energiebedarf und Betriebskosten der flugfähigen, parallel-hybridischen Flugzeuge



dargestellt. Der Energiebedarf ist jedoch bei allen Konfigurationen höher als der des konventionellen Antriebs. Wird allein der Brennstoffverbrauch betrachtet, so können bei einem Hybridisierungsgrad von 0,5 bis zu 2,5 l Brennstoff eingespart werden.

Abbildung 5.15 zeigt den Flugverlauf eines Flugzeugs mit parallelem Hybridantrieb und dem Hybridisierungsgrad 0,52 (Abb. 5.14 Balken ganz links). Eine Besonderheit dieser Mission ist, dass auch am Ende des Fluges noch einmal eine relativ hohe Leistung abverlangt wird (mittlerer Plot). Um dies zu ermöglichen wird auf einem Flug mit einem Antrieb dieses Hybridisierungsgrads die Batterie vor dem Kreisflug nur knapp um die Hälfte entladen. Zusätzlicher Brennstoff muss

während des gesamten Kreisfluges mitgeführt werden, um den schnellen Streckenflug am Ende der Mission zu ermöglichen. Es zeigt sich, dass auch diese Anforderungen, ähnlich wie die von Mission 3, nicht gut von einem Hybridflugzeug erfüllt werden können.

## 5.5 Geschwindigkeits-Reichweite-Raster

Es wird ein Raster erstellt, wobei schrittweise die Fluggeschwindigkeit und die Reichweite erhöht wird. Die Startrollstrecke beträgt 245 m und die Nutzlast 110 kg. Für jeden Punkt in diesem Raster werden die Konfigurationen für die drei Antriebstypen berechnet, die mit den geringsten Betriebskosten auskommen. Es gibt also in jedem Punkt des Rasters ein Flugzeug, das speziell für diese Mission gebaut ist.

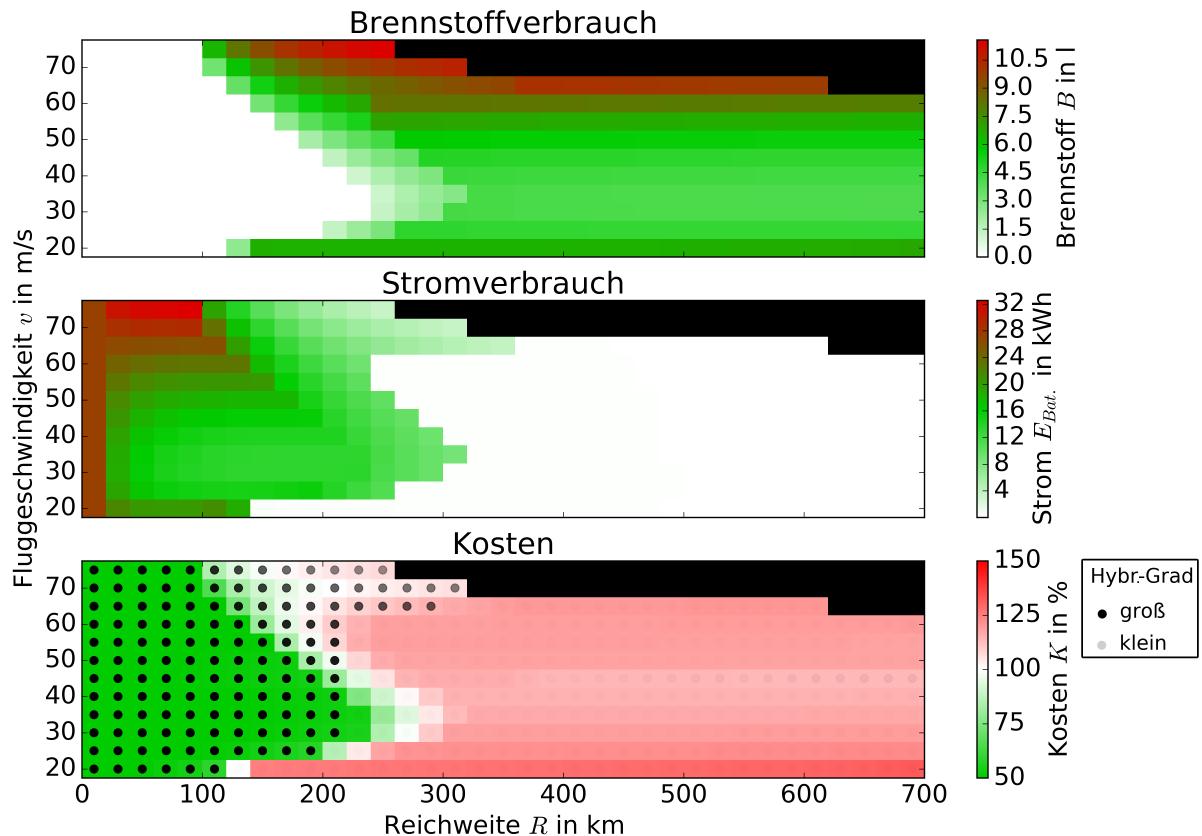
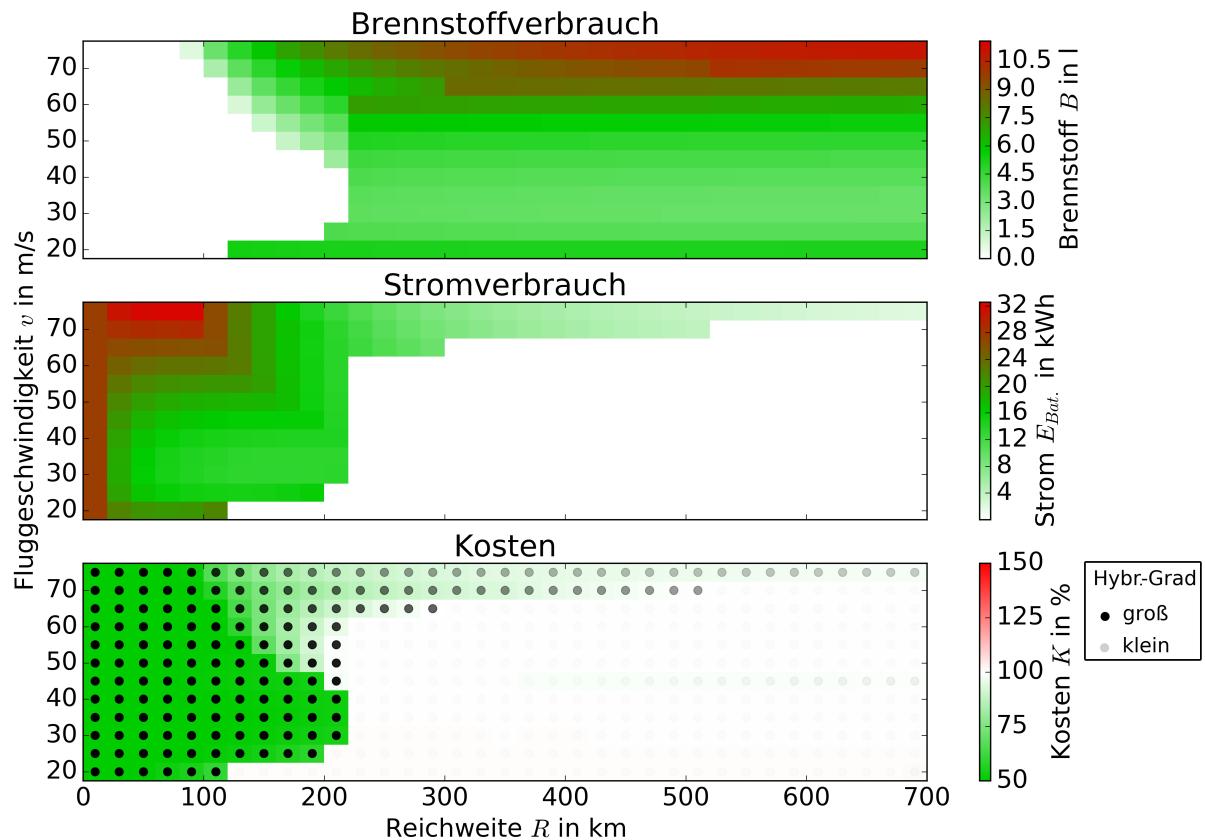


Abb. 5.16: Raster: seriell

Abbildung 5.16 zeigt die Auswertung des Rasters für serielle Hybridantriebe. Der obere Plot stellt den Brennstoffverbrauch dar. Auf der linken Seite ist ein weißer Keil zu erkennen, in dem kein Brennstoff benötigt wird. Der geringste Verbrauch liegt bei jeder Reichweite zwischen einer Geschwindigkeit von 30 und 40 m/s, da in diesem Bereich der Wert des besten Gleiten liegt. Wird schneller geflogen, so erhöht sich der Verbrauch. Der schwarze Bereich in der oberen, rechten Ecke ist mit einem seriell-hybrid betriebenen Flugzeug nicht durchführbar, da dort nicht genügend Energie mitgeführt werden kann, ohne das maximale Abfluggewicht zu überschreiten. Der mittlere Plot zeigt die verbrauchte

elektrische Energie. Dieser Plot ähnelt einer invertierten Darstellung des Brennstoffverbrauchs. Es gibt nur sehr wenige Bereiche, in denen gleichermaßen Brennstoff und Strom als Energiequelle genutzt werden. Der Übergang von reinem Elektroflugzeug zum Flugzeug mit reinem Verbrennungsmotorantrieb geschieht sehr schnell. Lediglich in diesem Übergangsbereich findet das Programm tatsächliche Hybridflugzeuge als optimale Lösung. Der untere Plot zeigt, wie groß die Einsparungen der Betriebskosten des gefundenen Hybridflugzeuges gegenüber des konventionellen Vergleichsflugzeug für einen Punkt im Raster sind. Im grünen Bereich ist der Hybridantrieb sparsamer, weiß bedeutet gleiche Kosten und rot heißt, dass das Hybridflugzeug höhere Betriebskosten als ein konventionelles hat. Zusätzlich ist in diesem Plot mittels schwarzer Punkte der Hybridisierungsgrad angedeutet. Je besser der Punkt sichtbar ist, desto höher ist der Hybridisierungsgrad. Lösungen mit nennenswertem elektrischen Anteil werden demnach nur bis zu einer Reichweite von etwa 300 km gefunden.



**Abb. 5.17:** Raster: parallel

Abbildung 5.17 zeigt die Auswertung des Rasters für parallele Hybride. Im Vergleich zu Abb. 5.16 fällt auf, dass der grüne Keil bereits bei kleineren Reichweiten endet. Auch der Übergang ist hier noch abrupter. Wie bereits in Mission 3 erklärt, liegt dies an dem schlechten Propellerwirkungsgrad, der sich bei parallelen Hybridantrieben mit kleinen Verbrennungsmotoren ergibt. Wird rein elektrisch geflogen, unterscheiden sich paralleler und serieller Hybridantrieb nicht voneinander. Sobald mit einem parallelen Hybridantrieb eine Mission jedoch nicht mehr rein elektrisch geflogen werden kann, hat der sparsamste Antrieb einen großen Verbrennungsmotor, um die Problematik der zu hohen Propellerdrehzahlen zu umgehen. Als Lösung für dieses Problem liegt nahe, ein Getriebe zwischen Verbrennungsmotor und Propeller zu verbauen, welches auch bei maximaler Motordrehzahl noch eine Propellerdrehzahl mit gutem Wirkungsgrad verspricht. Dies würde

allerdings bedeuten, dass eine Leistung, die größer als die Maximalleistung des Verbrennungsmotors ist, allein durch Erhöhung des Drehmomentes erbracht werden muss. Dies wiederum lässt der Propeller nur in Grenzen zu, da beispielsweise bei Erhöhung der Fluggeschwindigkeit mit gleichbleibender Drehzahl der Propellerfortschrittsgrad (siehe Gl. 3.21) ansteigt und schnell aus dem durch das Propellerkennfeld (siehe Abb. 3.4) definierten Bereich heraus wandert.

Sowohl bei der Untersuchung der seriellen als auch der parallelen Hybridantriebe ist zu erkennen, dass bei hohen Reisefluggeschwindigkeiten für die sparsamste Lösung ein relativ hoher Hybridisierungsgrad gefunden wird. Dies ist ein Resultat der gewählten Motorsteuerung. Bei hohen Fluggeschwindigkeiten ist die benötigte Leistung für Start, Steigflug und Reiseflug sehr ähnlich. Somit ist es möglich, über den gesamten Flug in etwa konstantem Maße Energie aus den Batterien zu entnehmen. Abbildung 5.18 zeigt ein Beispiel hierfür. Es wird die Leistungsaufteilung in den ersten zehn Minuten des Flugs mit der Reichweite 300 km und der Reisefluggeschwindigkeit 70 m/s bei einem Hybridisierungsgrad von 0,51 gezeigt. Der Start verlangt dem Elektromotor hier zwar etwa das doppelte an Leistung gegenüber des Steigfluges ab, der Übergang zum Reiseflug bei Minute vier ist jedoch kaum sichtbar. Bei langsamem Reiseflug hingegen muss bei Start und Steigflug ein vielfaches der Reiseflugeistung erbracht werden. Um mit der gewählten Motorsteuerung zu erzwingen, dass auch im Reiseflug die Batterie beansprucht wird, muss also ein Verbrennungsmotor verbaut werden, dessen maximale Leistung unter der Reiseflugeistung liegt. Dies bedeutet wiederum, dass für den Start und Steigflug die große Leistungslücke des Verbrennungsmotors elektrisch abgedeckt werden muss. Das setzt eine Batterie, die eine hohe Leistungsdichte aufweist, und somit für die Anforderungen im Reiseflug verhältnismäßig schwer ist, voraus. Abbildung 5.19 zeigt die Leistungsaufteilung der ersten zehn Minuten des Flugs mit der Reichweite 300 km und der Reisefluggeschwindigkeit 35 m/s. Der hohe Hybridisierungsgrad von 0,89 gewährleistet, dass auch während des Reiseflugs noch Energie aus der Batterie bezogen wird. Im Gegensatz zum Flug in Abb. 5.18 ist hier eine deutliche Stufe im Übergang vom Steig- in den Reiseflug zu erkennen. Der maximale Entladestrom ist fast doppelt so groß wie der aus dem ersten Beispiels. Dieses Verhalten zeigt, dass es gerade im mittleren Geschwindigkeitsbereich noch sehr viel Potential für geringeren Energiebedarf mit entsprechender Motorsteuerung gibt.

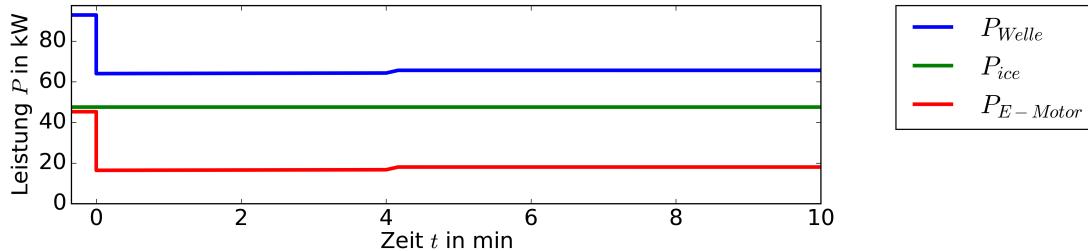


Abb. 5.18: parallel, Reichweite: 300 km, Reisefluggeschwindigkeit: 70 m/s

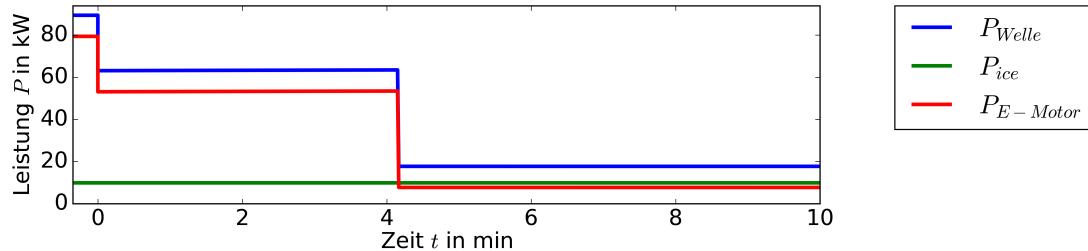


Abb. 5.19: parallel, Reichweite: 300 km, Reisefluggeschwindigkeit: 35 m/s

## Kapitel 6

# Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit wurden ein Programm erstellt, welches ein Flugzeug mit verschiedenen Antriebsarchitekturen modellieren und eine Flugmission fliegen lassen kann. Hierzu wurden die in einem Hybridantrieb verbauten Komponenten untersucht und eine Strategie entwickelt, die das Zusammenspiel von Verbrennungs- und Elektromotor steuert. Das Programm wurde mit den einer Stemme S6 nachempfundenen Leistungsdaten für verschiedene Flugmissionen ausgeführt.

Die Simulationsergebnisse zeigen, dass hybride Antriebe mit dem jetzigen Stand der Technik bei Weitem nicht das Einsatzspektrum von konventionellen Antrieben abdecken können. Mit dem parallelen Hybridantrieb sind zwar alle Missionen fliegbar, die auch mit konventionellem Antrieb möglich sind, jedoch ist der elektrische Teil des Antriebsstrangs dabei oft gerade bei längeren Flügen verschwindend gering und die Betriebskosten erhöhen sich oftmals aufgrund der zusätzlichen Masse. Die Anwendungsbereiche, in denen Hybridantriebe Vorteile gegenüber einem reinen Verbrennungsmotor zeigen, liegen im Kurzstreckenbetrieb. Aufgrund des besseren Wirkungsgrads von elektrischen Antriebssträngen kann hier trotz großer Batteriemassen Energie auf einem Flug eingespart werden. Jedoch tendiert dabei die optimale Lösung zumeist zu einem reinen Elektroflugzeug. Die in dieser Arbeit untersuchten Hybridantriebe sind schwerer als der konventionelle Antrieb, wobei sich das Abfluggewicht eines Flugzeugs mit parallelem Hybridantrieb mit abnehmendem Hybridisierungsgrad deutlich reduziert, während ein Flugzeug mit serielltem Hybridantrieb bei jedem Hybridisierungsgrad deutlich schwerer als das konventionelle Vergleichsflugzeug ist.

Die anfangs aufgestellte These, dass sich Hybridantriebe besonders rentieren, wenn die verschiedenen Betriebspunkte des Verbrennungsmotors während einer Mission weit auseinander liegen, konnte nur bedingt bestätigt werden. Das Prinzip, dass der Verbrennungsmotor während des Reisefluges bei Hybridantrieben durch Verkleinerung in dem Punkt mit dem geringsten spezifischen Brennstoffverbrauch betrieben wird, zeigt sehr viel weniger Bedeutung als angenommen. Die durch das Programm gefundenen optimalen Lösungen weisen zumeist einen dauerhaften Betrieb des Verbrennungsmotors mit maximaler Leistung auf. Dies liegt vor allem daran, dass die in einem Motorsegler verwendeten Motoren vergleichsweise sehr klein sind und unter dem in Abb. 3.10 dargestellten Effekt, der Verschlechterung des Wirkungsgrads bei Verkleinerung des Motors, leiden. Es lässt sich die Vermutung ableiten, dass Flugzeuge, die in der konventionellen Konfiguration einen größeren Verbrennungsmotor mit beispielsweise 4 l Hubraum verbaut haben mehr Potential für ein hybrides Antriebskonzept aufweisen. Diese Vermutung bedarf weiterer Untersuchungen, die mit entsprechenden Eingaben mit dem vorgestellten Programm durchführbar sind.

Zu beachten ist, dass in dieser Arbeit eine sehr simple Motorsteuerung angewandt wurde. Mit einer an die Mission und den Hybridisierungsgrad angepasster Steuerung ist es sicherlich möglich, weitere Energie während des Fluges einzusparen. Es könnte unter Berücksichtigung des weiteren Missionsverlaufs die Batterie entladen oder geladen werden. Auch eine Steuerung, die dafür sorgt, dass zum Zeitpunkt der Landung noch genügend Energie für ein Durchstarten übrig ist, ist möglich. Besonders für die Motorsteuerung des parallelen Hybridantriebs sind weiterer Untersuchungen nötig, bis er sein Potential zeigen kann. Es muss dafür gesorgt werden, dass trotz kleinem Verbrennungsmotor der Propeller in einem wirtschaftlichen Bereich betrieben wird. Hier könnte ein an die Verbrennungsmotorgröße angepasstes Getriebe Abhilfe verschaffen. Allerdings ist dies mit der in dieser Arbeit vorgestellten Motorsteuerung nicht zu verwirklichen. Auch ein Schaltgetriebe könnte eine Lösung für das Problem darstellen.

In gewissen Anwendungsfällen kann ein Flugzeug mit Hybridantrieb auch trotz höheren Betriebskosten Vorteile gegenüber einem konventionell angetriebenen Flugzeug haben. Werden beispielsweise elektronischen Systeme mit hohem Stromverbrauch an Bord des Flugzeuges betrieben, so kann der Elektromotor in bestimmten Flugphasen als Generator arbeiten und für diese die Energie bereitstellen. Dies gilt besonders für den seriellen Hybridantrieb. Dieser bietet zusätzlich die Option, dass viele Antriebsmotoren am Flugzeug verteilt untergebracht werden können, was neue Flugzeugkonfigurationen ermöglicht. Auch die Nutzung des Propellers als Windrad im Sinkflug und somit Rückgewinnung von potentieller Energie aus der Flughöhe ist möglich.

Unter den in dieser Arbeit getroffenen Voraussetzungen zeigte sich, dass es einige begrenzende Faktoren gibt, die den Erfolg von Hybridantrieben als Flugmotor stark beschränken. Die große Anzahl an Komponenten führt besonders bei seriellen Hybridantrieben zu einer Erhöhung des Abfluggewichtes gegenüber konventionellen Flugzeugen, was nur in speziellen Fällen durch Vorteile aufgewogen werden kann. Um das Potential von parallelen Hybridantrieben weiter zu untersuchen, muss eine neue Motorsteuerung entwickelt werden. Zukünftige Batterietechnologien wie beispielsweise Lithium-Schwefel-Batterien könnten diese Aussagen revidieren. Auch bessere Verbrennungsmotoren, bzw. ein sehr viel größerer Ausgangsmotor, bei dem der Wirkungsgradabfall mit der Motorgröße erst später eintritt, könnten deutliche Änderungen mit sich bringen. Mit aktuellem Stand der Technik und bei der betrachteten Flugzeuggröße steht jedoch fest, dass für Kurzstrecken ein reiner Elektroantrieb und für Langstrecken der konventionelle Antrieb die Lösungen mit der größten Energieersparnis darstellt.

# Literaturverzeichnis

- [1] AG, Stemme: *special news - S 6 certified*. [http://www.streckenflug.at/news/stemme\\_s6.pdf](http://www.streckenflug.at/news/stemme_s6.pdf). Version: 2008. – Zugriff am 20.12.2015
- [2] AG, Stemme: *Flughandbuch für den Motorsegler Stemme S6-RT*. [http://assets.stemme.de/service/S6/deutsch/Handbuecher/Flughandbuecher/S6-RT/P400\\_006001\\_Rev0.pdf](http://assets.stemme.de/service/S6/deutsch/Handbuecher/Flughandbuecher/S6-RT/P400_006001_Rev0.pdf). Version: 2011. – Zugriff am 20.12.2015
- [3] AG, Stemme: *technische Daten - Stemme*. <http://www.stemme.ag/flugzeuge/sky-sportster/technische-daten>. Version: 2011. – Zugriff am 15.01.2016
- [4] ALTHUES, Herr D.: *Was man über Lithium-Schwefel-Akkus wissen muss*. <http://www.elektroniknet.de/power/energiespeicher/artikel/105459>. Version: 2014. – Zugriff am 08.01.2016
- [5] BEITZKE, Klaus-Peter: *Tu-Dresden - Aufgabensammlung Flugmechanik / Aerodynamik*. [http://tu-dresden.de/die\\_tu\\_dresden/fakultaeten/fakultaet\\_maschinenwesen/ilr/tfd/studium/dateien/Flugmechanik\\_U.pdf](http://tu-dresden.de/die_tu_dresden/fakultaeten/fakultaet_maschinenwesen/ilr/tfd/studium/dateien/Flugmechanik_U.pdf). Version: 1999. – Zugriff am 24.12.2015
- [6] DIAMIND: *Forschungsprojekte*. <http://www.diamond-air.at/de/about-dai/forschungsprojekte.html>. Version: 2015. – Zugriff am 09.01.2016
- [7] EASA: *TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET EA42*. [http://www.lange-aviation.com/pdf/news/EASA/TCDS\\_E\\_015\\_EA\\_42.pdf](http://www.lange-aviation.com/pdf/news/EASA/TCDS_E_015_EA_42.pdf). Version: 2006. – Zugriff am 18.12.2015
- [8] ELECTRAFLYER: *Watts up - aeroplanes go hybrid-electric / University of Cambridge*. <http://www.cam.ac.uk/research/news/watts-up-aeroplanes-go-hybrid-electric>. Version: 2014. – Zugriff am 09.12.2015
- [9] ELECTRIC, Rotex: *Rotexelectric*. <http://www.rotexelectric.eu/rotexen/>. Version: 2015. – Zugriff am 18.12.2015
- [10] EUROPE, IAOPA: *Fuelprices - iaopa.eu*. <http://www.iaopa.eu/AOPAFuelPriceServlet>. Version: 2016. – Zugriff am 25.01.2016
- [11] GROUP, Airbus: *Le Bourget 2011*. [http://www.airbusgroup.com/int/en/news-media/press-releases/Airbus-Group/Financial\\_Communication/2011/06/20110622\\_eads\\_voltair/de\\_20110622\\_eads\\_voltair.html](http://www.airbusgroup.com/int/en/news-media/press-releases/Airbus-Group/Financial_Communication/2011/06/20110622_eads_voltair/de_20110622_eads_voltair.html). Version: 2011. – Zugriff am 08.01.2016
- [12] HERMINGHAUS, Harald: *Energiedichte von Benzin und Akkus für Elektroautos*. <http://www.umweltbewusst-heizen.de/verkehr/Elektrofahrzeuge/Batterie/Energiedichte/Energiedichte-Akku.html>. Version: 2011. – Zugriff am 11.01.2016
- [13] HOFMANN, Peter: *Hybridfahrzeuge, Ein alternatives Antriebssystem für die Zukunft*. 2. Aufl. Wien : Springer, 2014
- [14] JAIN, Prateek: *Building the world's first gas-electric hybrid airplane*. <http://www.theprateekjain.com/eco-eagle>. Version: 2015. – Zugriff am 18.12.2015
- [15] K.-H. GROTE, J. F.: *Dubbel – Taschenbuch für den Maschinenbau*. 23. Aufl. Berlin : Springer-Verlag, 2011
- [16] LICHTBLICK: *Strom von LichtBlick - 100 Prozent erneuerbar*. [http://www.lichtblick.de/privatkunden/strom?gclid=C0mZy5W\\_xMoCFUG4Gwod03kGxw](http://www.lichtblick.de/privatkunden/strom?gclid=C0mZy5W_xMoCFUG4Gwod03kGxw). Version: 2016. – Zugriff am 25.01.2016

- [17] LIMBACH: *Flugmotoren von 41 kW bis 55 kW. Sparsam und hocheffizient.* <http://www.limflug.de/de/products/engines-41kw-55kw.php>. Version: 2015. – Zugriff am 18.12.2015
- [18] LUCKNER, Prof. Dr.-Ing. R.: *Flugmechanik 1 (Flugleistungen)*. SS2014. Berlin : Technische Universität, 2014
- [19] LYCOMING: *Lycoming > PRODUCTS > Engines > Certified > 235 Series.* <http://www.lycoming.com/Lycoming/PRODUCTS/Engines/Certified/235Series.aspx>. Version: 2015. – Zugriff am 18.12.2015
- [20] MOBIL, Exxon: *Fuel Specifications.* [http://www.exxonmobil.com/AviationGlobal/Files/WorldJetFuelSpec2008\\_1.pdf](http://www.exxonmobil.com/AviationGlobal/Files/WorldJetFuelSpec2008_1.pdf). Version: 2008. – Zugriff am 25.01.2016
- [21] N.N.: *University Of Cambridge Tests World's First Hybrid Airplane.* <http://wonderfulengineering.com/university>. Version: 2015. – Zugriff am 09.01.2015
- [22] ROTAX: *Rotax Aircraft Engines - PRODUCT RANGE.* <http://www.flyrotax.com/products.html>. Version: 2015. – Zugriff am 18.12.2015
- [23] SCHREINER, Klaus: *Basiswissen Verbrennungsmotor*. 1. Aufl. Wiesbaden : Vieweg+Teubner Verlag|Springer Fachmedien, 2011
- [24] SCHULTE, K.L.: *Elektroflug Technologie Geschichte Zukunft*. 1. Aufl. Köln : K.L.S. Publishing, 2014
- [25] SIEMENS: *Le Bourget: Electric Hybrid Drives for Aircraft.* [http://www.siemens.com/innovation/en/news/2013/e\\_inno\\_1318\\_1.htm](http://www.siemens.com/innovation/en/news/2013/e_inno_1318_1.htm). Version: 2015. – Zugriff am 09.01.2016
- [26] SIEMENS: *Pressebilder - Siemens Global Website.* <http://www.siemens.com/press/de/pressebilder/index.php?tag=soaxx201125>. Version: 2015. – Zugriff am 09.01.2016
- [27] SIEMENS: *Siemens, EADS and Diamond Aircraft.* <http://www.siemens.com/press/en/feature/2013/corporate/2013-06-airshow.php>. Version: 2015. – Zugriff am 09.01.2016
- [28] SIGLER, Dean: *Green Flight Challenge Sponsored by Google - Final Results.* [http://cafefoundation.org/v2/gfc\\_2011\\_results.html](http://cafefoundation.org/v2/gfc_2011_results.html). Version: 2011. – Zugriff am 18.12.2015
- [29] SINETON: *Electric motor A30K016.* <http://www.sineton.com/web/index-9.html>. Version: 2015. – Zugriff am 18.12.2015
- [30] SOLO: *SOLO Flugmotor.* <http://aircraft.solo-online.com/>. Version: 2015. – Zugriff am 18.12.2015
- [31] TECH, Virginia: *Performance - Thrust Models.* <http://www.dept.aoe.vt.edu/~lutze/AOE3104/thrustmodels.pdf>. Version: 2003. – Zugriff am 24.12.2015
- [32] THIELMANN, Dr. A.: *Produkt-Roadmap Lithium-Ionen Batterien 2030*. 1. Aufl. Karlsruhe : Fraunhofer-Institut, 2012
- [33] UNIVERSITY, Embry Riddle A.: *Eco Eagle.* <http://alumni.erau.edu/s/867/social.aspx?sid=867&gid=1&verbiagebuilder=1&pgid=252&cid=2426&ecid=2426&ciid=5536&crid=0#>. Version: 2011. – Zugriff am 28.12.2015
- [34] UWE ERNSTBERGER, Jürgen F. Jürgen Weissinger W. Jürgen Weissinger: *Mercedes-Benz SL - Entwicklung und Technik*. 1. Aufl. Wiesbaden : Springer Vieweg, 2013
- [35] VEHICLES technologic: *Green Flight Challenge 2011: Eco Eagle the hybrid airplane from Embry Riddle's University.* <http://www.technologicvehicles.com/en/green-transportation-news/1069/bristol-cars-a-plug-in-hybrid-for-2013#.VRWocEK56-g>. Version: 2011. – Zugriff am 28.12.2015

# Anhang A

## Anhang

### A.1 Formelsammlung von MT-Propeller

**mt-propeller**  
ENTWICKLUNG GMBH



Airport Straubing-Walimühle  
94348 Alting / Germany  
Telefon 49-(0)9429-9409-0  
Telefax 49-(0)9429-8432  
E-mail: sales@mt-propeller.com

Propeller Performance (SI-Units)

$C_P = \frac{P * 1000}{\rho * (N/60)^3 * D^5}$  Power Coefficient [-]

$J = \frac{V * 16,66}{N * D}$  Advanced Ratio [-]

**V=0:**  
 $T = C_T * \rho * (N/60)^2 * D^4$  Thrust [N]

$C_T = \frac{T}{\rho * (N/60)^2 * D^4}$

**V>0:**  
 $T = \frac{3600 * \eta * P}{V}$  Thrust [N]

$C_T = \text{Thrust Coefficient [-]}$   
 $P = \text{Engine Power [kW]}$   
 $T = \text{Thrust [N]}$   
 $N = \text{Propeller Speed [1/min = RPM]}$   
 $D = \text{Prop. Diameter } \emptyset [\text{m}]$   
 $\rho = \text{Density of the air} = 1,225 \text{ kg/m}^3 @ \text{SL, ISA}$   
 $\eta = \text{Propeller efficiency [-]}$   
 $V = \text{Aircraft True Airspeed [km/h]}$

## A.2 Kennfeld von MT-Propeller

>HELIX SYSTEM< *CP*				MTV-7-A/170-51				R0295M2C 19.09.2001			
Flughöhe = 0 m entspr. = 0 ft	P-Drehzahl = 2263 1/min	Dchm.Prop. = 1,70 m	*Adv.R. J von= 0,20 - bis= 2,20 - (= 20 Intervalle)	*Cp*E-2 von= 2,0 - bis= 22,0 - (= 20 Intervalle)	entsp. V von= 46,2 km/h bis= 507,8 km/h	>> P_eff von= 27,0 % bis= 297,5 %					
Copyright: MT-Propeller Entwicklung GmbH & Co. KG, Postfach 0720, D-94307 Straubing											
Wirkungsgrad etaP in Abhängigkeit von J und Cp											
J =	Cp*E-2 = 2,00 3,00 4,00 5,00 6,00 7,00 8,00 9,00 10,00 11,00 12,00										
0,200	0,416	0,448	0,434	0,414	0,394	0,374	0,354	0,333	0,308	0,286	0,257
0,300	0,491	0,577	0,576	0,559	0,541	0,522	0,503	0,483	0,462	0,439	0,411
0,400	0,532	0,656	0,671	0,662	0,647	0,631	0,614	0,598	0,581	0,564	0,544
0,500	0,565	0,705	0,733	0,731	0,721	0,709	0,695	0,682	0,668	0,654	0,639
0,600	0,593	0,735	0,772	0,778	0,772	0,763	0,753	0,743	0,732	0,720	0,709
0,700	0,615	0,754	0,797	0,808	0,807	0,802	0,794	0,786	0,778	0,769	0,760
0,800	0,630	0,765	0,811	0,826	0,829	0,827	0,823	0,817	0,811	0,804	0,796
0,900	0,635	0,768	0,818	0,837	0,843	0,844	0,842	0,839	0,834	0,829	0,824
1,000	0,629	0,766	0,820	0,841	0,851	0,854	0,855	0,853	0,851	0,847	0,843
1,100	1,232	0,759	0,816	0,842	0,854	0,860	0,862	0,862	0,862	0,860	0,857
1,200	1,357	0,747	0,808	0,838	0,853	0,861	0,866	0,868	0,868	0,868	0,866
1,300	1,255	0,728	0,796	0,831	0,849	0,860	0,866	0,870	0,872	0,872	0,872
1,400	-0,455	0,168	0,781	0,821	0,842	0,855	0,864	0,870	0,873	0,875	0,876
1,500	-0,568	0,085	0,759	0,807	0,833	0,850	0,860	0,867	0,871	0,875	0,877
1,600	-0,648	0,018	0,734	0,790	0,822	0,841	0,854	0,863	0,869	0,873	0,876
1,700	-0,632	-0,064	0,595	0,772	0,808	0,830	0,846	0,856	0,864	0,870	0,874
1,800	-0,810	-0,237	0,149	0,751	0,791	0,818	0,836	0,849	0,858	0,865	0,870
1,900	1,295	1,385	1,260	0,730	0,773	0,804	0,824	0,839	0,850	0,859	0,864
2,000	1,041	1,443	1,203	1,090	0,752	0,785	0,811	0,827	0,841	0,851	0,858
2,100	0,699	1,653	1,207	1,212	0,727	0,766	0,794	0,815	0,829	0,841	0,850
2,200	0,813	1,546	1,126	1,253	0,703	0,744	0,776	0,799	0,817	0,830	0,840
J =	Cp*E-2 = 12,00 13,00 14,00 15,00 16,00 17,00 18,00 19,00 20,00 21,00 22,00										
0,200	0,257	0,225	0,200	0,180	0,165	0,152	0,141	0,131	0,122	0,114	0,107
0,300	0,411	0,381	0,340	0,299	0,269	0,248	0,229	0,213	0,198	0,185	0,173
0,400	0,544	0,521	0,491	0,445	0,389	0,350	0,323	0,299	0,278	0,259	0,242
0,500	0,639	0,623	0,607	0,588	0,558	0,477	0,428	0,396	0,368	0,342	0,319
0,600	0,709	0,696	0,682	0,668	0,653	0,638	0,619	0,506	0,469	0,436	0,406
0,700	0,760	0,750	0,739	0,728	0,716	0,703	0,690	0,676	0,661	0,571	0,507
0,800	0,796	0,789	0,781	0,773	0,763	0,753	0,742	0,730	0,719	0,706	0,693
0,900	0,824	0,817	0,812	0,805	0,798	0,790	0,781	0,772	0,762	0,752	0,742
1,000	0,843	0,838	0,834	0,829	0,824	0,818	0,812	0,804	0,796	0,787	0,778
1,100	0,857	0,853	0,850	0,846	0,842	0,838	0,833	0,828	0,822	0,815	0,808
1,200	0,866	0,864	0,862	0,859	0,856	0,852	0,849	0,845	0,841	0,836	0,830
1,300	0,872	0,871	0,870	0,868	0,865	0,863	0,860	0,857	0,854	0,851	0,846
1,400	0,876	0,876	0,875	0,874	0,873	0,871	0,869	0,866	0,864	0,861	0,858
1,500	0,877	0,878	0,878	0,878	0,877	0,876	0,874	0,873	0,871	0,869	0,867
1,600	0,876	0,878	0,879	0,880	0,880	0,879	0,878	0,877	0,876	0,875	0,873
1,700	0,874	0,877	0,879	0,880	0,880	0,881	0,880	0,880	0,879	0,878	0,877
1,800	0,870	0,874	0,876	0,878	0,880	0,880	0,881	0,881	0,881	0,880	0,879
1,900	0,864	0,869	0,873	0,876	0,878	0,879	0,880	0,881	0,881	0,881	0,880
2,000	0,858	0,864	0,868	0,871	0,874	0,876	0,878	0,879	0,880	0,880	0,880
2,100	0,850	0,857	0,862	0,866	0,870	0,873	0,874	0,876	0,877	0,878	0,879
2,200	0,840	0,848	0,855	0,860	0,864	0,867	0,870	0,872	0,874	0,875	0,876
Cp = P/(rho*n^3*D^5)				J = v/(n*D)				Ct = Cp*etaP/J			

## A.3 UML-Diagramm

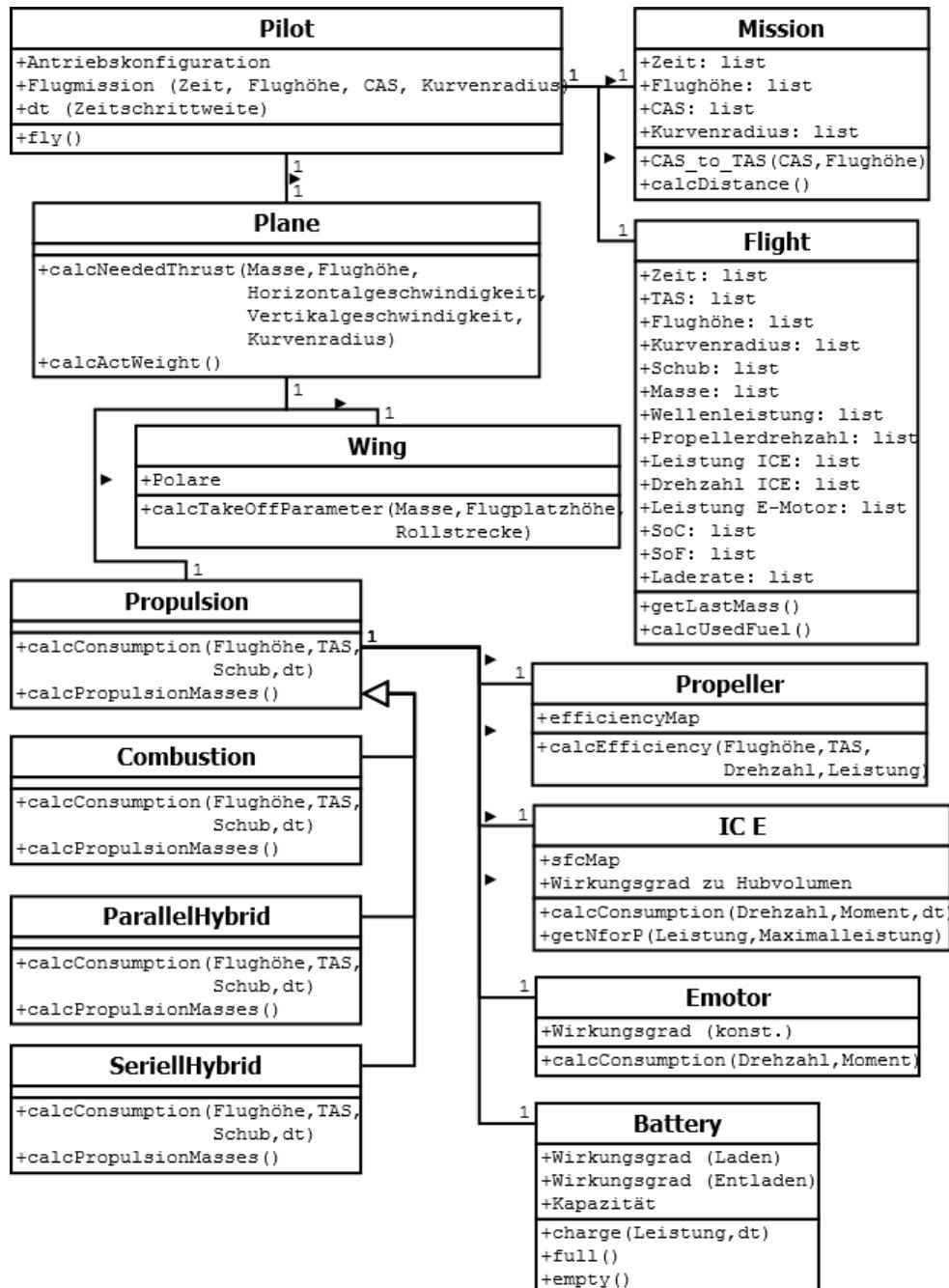


Abb. A.1: UML-Diagramm

## **Anhang B**

# **Handbuch zum Programm**

hier kommt das Handbuch zu dem Programm hin...