

Reduktion des Energiebedarfs mittels eines batterieelektrischen Antriebs am Beispiel eines Kleinflugzeugs

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie
der Universität Stuttgart zur Erlangung des akademischen Grades eines
Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.) genehmigte Dissertation

vorgelegt von

Len Schumann

aus Göppingen

Hauptberichter: Prof. Dipl.-Ing. Rudolf Voit-Nitschmann

Mitberichter: Prof. Dr.-Ing. Stephan Staudacher

Tag der mündlichen Prüfung: 14.11.2017

Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart

Februar 2018

„Concevoir une machine volante n'est rien;
La construire est peu;
L'essayer est tout.“

„Eine Flugmaschine zu erfinden bedeutet wenig;
sie zu bauen schon mehr;
aber sie zu fliegen, das ist das Entscheidende.“

FERDINAND FERBER, „L'AVIATION, SES DÉBUTS, SON DÉVELOPPEMENT“, 1908

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter im Bereich bemannte Flugzeugprojekte am Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart. Im Rahmen dieser Arbeit hatte ich die Chance, ein Flugzeugprojekt in einem ganz neuen Forschungsgebiet von der ersten Skizze bis zur Flugerprobung des fertigen Prototyps zu begleiten.

Mein Dank gilt vor allem Professor Rudolf Voit-Nitschmann vom Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart, der mir die Möglichkeiten zur Durchführung dieser Arbeit überhaupt erst gegeben hat. Das in mich gesteckte Vertrauen, das inspirierende Arbeitsklima und große Freiheiten ein tolles Projekt umfassend mitzugestalten hat mich jeden Tag auf das Neue motiviert mich nach Kräften für dieses Forschungsthema einzusetzen. Die Forschungsarbeiten am IFB im Bereich der bemannten Flugzeuge, welche die komplette Kette vom Entwurf bis zur Erprobung eines unkonventionellen Prototypen enthalten, suchen weltweit ihresgleichen.

Bei den Kollegen am Institut für Flugzeugbau, allen voran bei Ingmar Geiß und Jonas Lay, sowie den Mitarbeitern der IFB-Werkstatt, den externen Helfern beim Flugzeugbau und allen Studenten, die mir nicht nur fachlich bei meinen Forschungen weitergeholfen haben, möchte ich mich ebenfalls ganz herzlich bedanken.

Inhaltsverzeichnis

Vorwort	III
Inhaltsverzeichnis	VI
Kurzfassung	VII
Abstract	VIII
Abbildungsverzeichnis	XII
Tabellenverzeichnis	XIV
Nomenklatur	XV
1 Einleitung	1
2 Stand der Technik bei Elektroflugzeugen	7
2.1 Flugzeugarten im Elektroflug	7
2.1.1 Unbemannte Elektroflugzeuge	9
2.1.2 Bemannte Elektroflugzeuge	10
2.2 Geschichte des bemannten Elektrofluges	11
2.3 e-Flugzeuge mit Bezug zur Allgemeinen Luftfahrt	16
2.3.1 Serienflugzeuge	16
2.3.2 Prototypen	17

3	Vorentwurf von batterieelektrischen Flugzeugen	21
3.1	Reichweitenabschätzung für Flugzeuge ohne Massenverlust	22
3.1.1	Das Batterieflugzeug im stationären Horizontalflug	22
3.1.2	Vergleich der Reichweitengleichungen	24
3.2	Einfluss der Propellergröße auf den Flugzeugentwurf	31
3.3	Einfluss des elektrischen Antriebs auf den Kühlwiderstand	34
3.4	Vorteile der optimierten Flugzeugkonfiguration	36
3.4.1	Eigenschaften von einmotorigen Flugzeugkonfigurationen	36
3.4.2	Der Unterschied des Reibungswiderstandes beim Vergleich zweier Flugzeugkonfigurationen	37
4	Umsetzung des batterieelektrischen Flugzeugentwurfs	44
4.1	Flugzeugentwurf <i>e-Genius</i>	45
4.1.1	Vorarbeiten	45
4.1.2	Auslegungskriterien des ökoeffizienten Fliegens	46
4.1.3	Entwurf der Hauptkomponenten des Flugzeugs	49
4.1.4	Theoretische Abschätzung der erreichbaren Flugleistungen des <i>e-Genius</i>	63
4.1.5	Strukturentwurf und Flugzeugbau <i>e-Genius</i>	68
4.1.6	Flugzeugbau <i>e-Genius</i>	70
4.2	Antriebsstrang und elektrische Flugzeugsysteme	74
4.2.1	Antriebsstrang	74
4.2.2	Elektrische Systemkomponenten	76
4.3	Nachweisführung / Flugerlaubnis	78
5	Erprobung des Elektroflugzeugs <i>e-Genius</i>	81
5.1	Vorarbeiten zur Flugleistungsbestimmung	81
5.1.1	Datenaufzeichnung für die Flugleistungsvermessung	81
5.1.2	Bestimmung der Genauigkeit des elektrischen Variometers	82
5.1.3	Kalibrierung des statischen Druckfehlers	83

5.2	Flugleistungsvermessung	85
5.2.1	Gleitflugvermessung	86
5.2.2	Steigflugpolare	93
5.2.3	Horizontalflugleistung	96
5.3	Erprobung der Flugeigenschaften	101
5.3.1	Allgemeine Flugeigenschaften	101
5.3.2	Langsamflug- und Abreißverhalten	105
5.3.3	Fluglärm und Flugkomfort	108
6	Zusammenfassung und Ausblick	112
6.1	Ergebnisse	113
6.2	Ausblick	114

Kurzfassung

Die Luftfahrt ist seit vielen Jahrzehnten ein wesentlicher und stetig wachsender Bestandteil des Transportsektors, sowohl für den Transport von Personen, als auch für den Transport von Fracht. Der Blick in die Vergangenheit zeigt, dass weder wirtschaftliche noch politische Krisen das kontinuierliche Wachstum im Luftverkehr nennenswert abschwächen. Der Luftverkehr und damit auch die Flugzeugindustrie hat dabei schon heute, aber viel mehr noch zukünftig mit Herausforderungen zu kämpfen, die im aktuellen „*status quo*“ der Flugzeugtechnik begründet liegen. Diese sind im wesentlichen erstens die Abhängigkeit von billigem, erdölbasiertem Kraftstoff, zweitens der Ausstoß klimaaktiver Emissionen in ungünstigen Atmosphärenhöhen und drittens erhebliche Lärmemissionen der Flugzeuge bei Start und Landung, sowie bei An- und Abflug.

Ein wesentlicher Teil der Lösung dieser Probleme wird die evolutionäre Weiterentwicklung der bestehenden Technik darstellen. Doch um die politisch gesetzten Zukunftsziele, zum Beispiel das europäische Zukunftsbild für die Luftfahrt *Flight Path 2050*, zu erreichen, sind zusätzlich auch ganz neue und deutlich radikalere Ansätze nötig. Zu diesen neuen Ansätzen gehört der Einsatz von elektrischen Primärantrieben in Luftfahrzeugen, denn diese bieten neue Möglichkeiten Energiebedarf, Schadstoff- und Lärmemissionen signifikant zu reduzieren. Dies gelingt zum einen durch den hohen möglichen Wirkungsgrad der elektrischen Maschinen an sich, zum anderen werden durch geringe volumetrische und gravimetrische Dichte der Motoren neue Flugzeug- und Antriebskonfigurationen realisierbar, die Vorteile in Bezug auf den Luftwiderstand und damit einen geringeren Energiebedarf versprechen.

Im Rahmen der vorliegende Arbeit wurde erstmals am Beispiel eines Kleinflugzeugs der komplette Weg einer Flugzeugentwicklung, vom Entwurf bis zur Flugerprobung, beschritten, um die grundsätzliche Machbarkeit, das mögliche Potential und auch die Einsatzreife des elektrischen Fliegens mit einem speziell dafür ausgelegten Flugzeug zu erforschen. Mit den Methoden des Flugzeugvorentwurfs wird dabei untersucht, welche Einflussfaktoren durch elektrische Antriebe und die dadurch neuen Konfigurationen

zu Gunsten der neuen Technik deutlich verbessert werden können, um den Energiebedarf eines Flugzeugs zu reduzieren. Am Beispiel des zweisitzigen, batterieelektrischen Flugzeugs *e-Genius* wird die Umsetzung der Vorentwurfsergebnisse in einen konkreten Flugzeugentwurf sowie dessen praktische Realisierung nachgezeichnet. Ziel war es, dabei eine Flugzeugplattform zu erhalten, mit der zum einen reale Messergebnisse für die neue Konfiguration erzeugt werden können, gleichzeitig aber auch die Einsatzreife im Alltag zu erproben. Die im Rahmen der Flugerprobung gewonnenen Erkenntnisse bezüglich Flugverhalten und Flugleistung werden analysiert und die Messdaten mit den Werten des Vorentwurfs verglichen, um die dort getätigten Annahmen zu bestätigen. Dafür wurden auch Flugversuche mit demontiertem Propeller durchgeführt, um den Leistungsbedarf der Flugzeugzelle ohne Antriebsstrang zu bestimmen. Es zeigt sich dabei, dass durch den elektrischen Antrieb, ohne Abstriche bei Flugverhalten und Zuladung auch in der Praxis eine deutliche Verringerung des Energiebedarfs nachgewiesen werden kann und die Annahmen aus dem Vorentwurf grundsätzlich zutreffen.

Abstract

Since many decades, aviation has been a substantial and steadily growing part of the transport sector, both for the transport of passengers and for the transport of freight. A glance into the past shows that neither economic nor political crises reduce the continuous growth in aviation significantly. Air transport, and thus also the aircraft industry, has to deal with challenges today, but much more in the future, which are justified in the current “*status quo*“ of aircraft technology. These are, in essence, firstly the dependence on cheap, petroleum-based fuel, second the emission of climate-active emissions in unfavorable atmospheric heights and, thirdly, considerable noise emissions from the aircraft at take-off and landing, as well as on approach and departure.

A major part of the solution to these problems will be the evolutionary improvement of the existing technology. But in order to achieve the politically set goals of the future, for example the European vision of the future for aviation *Flight Path 2050*, completely

new and much more radical approaches are necessary. These new approaches include the use of electric motors as primary propulsion system in aircraft, as these offer new opportunities to significantly reduce energy consumption, pollutant emissions and noise emissions. This is achieved on the one hand due to the high possible efficiency of the electrical machines per se, on the other hand low-volumetric and gravimetric densities can be realized which allow new aircraft configurations which promise advantages in terms of aircraft drag and therefore lower energy requirement for the aircraft.

Within the scope of this thesis, the entire path of an aircraft development, from the preliminary design stage to flight testing, was investigated for the first time using the example of a small aircraft in order to determine basic feasibility, potential and the operation suitability of electrical flying with a specially designed aircraft. The common methods of the aircraft preliminary design are used to examine the influence factors which can be significantly improved by electric drives and therefore the new configurations in favor of the new technology in order to reduce the energy requirement of the aircraft. The example of the two-seat, battery-electric aircraft *e-Genius* is used to trace the implementation of the preliminary design results into a concrete aircraft concept and as well as its practical realization. The aim was to obtain an aircraft platform which could be used to generate real measurement results for the new configuration, but at the same time to test deployment maturity in everyday use. Flight characteristics and flight performance data obtained during the flight test campaigns are analyzed and the measured data are compared with the values of the preliminary design in order to confirm the assumptions made there. Additionally flight tests with a dismounted propeller were carried out in order to determine the power requirement of the aircraft hull without power train. The difference between energy demand of the aircraft hull and the energy consumption from the storage in motorized flight show the efficiency losses in the complete propulsion system. In this case, it can be seen that a reduction in the energy requirement can be demonstrated in practice, and the assumptions from the preliminary design can be met in principle, without disadvantages in handling qualities and payload.

Abbildungsverzeichnis

1.1	IATA Roadmap	3
1.2	Das Ce-Liner Konzept des Bauhaus Luftfahrt	4
2.1	Energiesysteme für elektrische Flugzeuge	8
2.2	Der Oktokopter <i>Asctec Falcon 8</i> von <i>Ascending Technologies GmbH</i>	9
2.3	Erstes Elektroflugzeug <i>MBE1</i> von e-Flugpionier Fred Militky	12
2.4	Solarflugzeug <i>Gossamer Penguin</i> im Flug	13
2.5	Solarflugzeug <i>icaré 2</i> der Universität Stuttgart	14
2.6	<i>Taurus G2</i> des slowenischen Herstellers <i>Pipistrel</i>	16
2.7	<i>Antares H²</i> vom <i>Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt</i>	18
2.8	Batterieflugzeug <i>e-Fan</i> von <i>Airbus</i>	19
2.9	Wettbewerbsflugzeug <i>Taurus G4</i> von <i>Pipistrel</i>	19
3.1	Reichweitenvorteil in Abhängigkeit des Massenverhältnisses	26
3.2	Vergleich von unterschiedlichen Stromspeichern	28
3.3	Vergleich der Energiedichten von unterschiedlichen Speichermedien	29
3.4	Gedankenmodell zum Propellerschub im Vorentwurf	31
3.5	Amphibienflugzeug <i>S-Ray</i> der Firma <i>DoTec</i>	37
3.6	Reibungsbeiwerte in Abhängigkeit der Reynoldszahl	38
3.7	Konventionelles FZ und optimiertes e-Flugzeug im qualitativen Vergleich	39
3.8	Vergleich der Erhöhung des Reibungswiderstandes einer klassischen mit einer elektroflugoptimierten Flugzeugkonfiguration	42

4.1	Entwurf des Brennstoffzellenflugzeugs <i>Hydrogenius</i>	45
4.2	Qualitative Darstellung des Flügelprofils	51
4.3	UL-Flugzeug <i>Taurus</i> , Flügelgrundriss	53
4.4	Skizze des <i>e-Genius</i> -Flügelentwurfs	54
4.5	Rumpfantwurf <i>e-Genius</i> zur Aufnahme des Energiesystems	55
4.6	<i>e-Genius</i> Rumpf im Vergleich zu konventionellen Reisemotorsegler . . .	56
4.7	Schematische Darstellung von Kräften und Momenten um die Flugzeug- querachse	59
4.8	Höhenruderausschlag in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit, hintere Steuergrenze	60
4.9	Höhenruderausschlag in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit, vordere Steuergrenze	61
4.10	Dreiseitenansicht des <i>e-Genius</i>	62
4.11	Abschätzung der aerodynamischen Qualität des Flugzeugs	63
4.12	Ergebnisse der theoretischen Propellerauslegung	64
4.13	Errechner Leistungbedarf und Wirkungsgrad	66
4.14	Propellerschub über Geschwindigkeit	67
4.15	Die berechnete Auftriebsverteilung zur Ermittlung der Lastverteilung .	70
4.16	Zusammenbau der Flügelteile	71
4.17	Herstellung des Urmodells und Teileintegration in den Rumpf	73
4.18	Schematische Darstellung des Antriebsstrangs	74
4.19	Einbauposition der vier Akkupacks	77
4.20	Schematische Darstellung der Massenverteilung für den Rumpfbelas- tungsversuch	80
4.21	Belastungstest des Flügels	80
5.1	Kalibrierung des Stau-Statik-Messgeräts	83
5.2	Einsatz einer Schleppsonde	84
5.3	Kalibrierung des statischen Druckfehlers	85

5.4	<i>e-Genius</i> mit demontiertem Propeller zur Gleitflugvermessung	87
5.5	Gleitflugpolaren bei verschiedenen Flaperonstellungen	88
5.6	Gleitverhältnis für alle Reiseflugklappenstellungen	90
5.7	Luftein- und Auslässe zur Bestimmung des Kühlwiderstandes	91
5.8	Einfluss der Kühlluftöffnungen auf die Sinkflugpolare	92
5.9	Einfluss der Kühlluftöffnungen auf das Gleitverhältnis	92
5.10	Steigrate bei verschiedenen Leistungseinstellungen	95
5.11	Darstellung der Steigflugeffizienz	96
5.12	Viereckflüge zur Horizontalflugvermessung	97
5.13	Darstellung des Leistungsbedarfs im Horizontalflug	98
5.14	Darstellung des Energiebedarfs pro 100 km	99
5.15	Nachweis der positiven Kraftgradienten der Höhenrudersteuerung . . .	104
5.16	Sinkflugpolaren bei niedrigen Geschwindigkeiten	105
5.17	Erprobung geeigneter Propellersettings	110
6.1	Alpenüberquerung im Elektroflugzeug	113

Tabellenverzeichnis

3.1	Theoretischer Wirkungsgradunterschied zweier Propeller	33
3.2	Oberflächengrößen zweier Referenzmotorsegler	40
3.3	Anteile der durch den Propellerstrahl mit erhöhter Geschwindigkeit V_P beaufschlagten Oberflächengrößen für den Widerstandsvergleich	41
3.4	Reibungsbeiwerte für den Widerstandsvergleich zweier Referenzflugzeuge	41
4.1	Prinzipieller Vergleich zweier Laminarprofile	50
4.2	Der Vergleich der Flügelparameter von <i>Taurus</i> und <i>e-Genius</i>	52
4.3	Längsstabilitätsmaß bei vorderer und hinterer Schwerpunktlage	59
4.4	Charakteristische Ergebnisse aus dem aerodynamische Entwurf bei MTOM bezogen auf Meereshöhe	68
4.5	Dimensionierende Lasten	69
4.6	Dimensionierende Geschwindigkeiten	69
4.7	Beschreibung der Systemfunktionen im Antriebsstrang	76
4.8	Elektrische Systeme und Systemkomponenten des <i>e-Genius</i>	78
4.9	Bauteile und Funktionen die durch Belastungsversuche getestet wurden	79
5.1	Bordeigene Geräte für die Datenaufzeichnung	82
5.2	Vergleich verschiedener GA-Flugzeuge bei gleicher Flugaufgabe	100
5.3	Abschätzung der Unterschiedsfaktoren anhand der Vorentwurfsparameter.	101
5.4	Handling Qualities Rating Scale	102
5.5	<i>e-Genius</i> Handling Qualities	103

5.6	Abreißverhalten im Geradeausflug ohne Motorleistung	106
5.7	Abreißverhalten im Kurvenflug ohne Motorleistung	107

Nomenklatur

Formelzeichen

a	Beschleunigung	m/s^2
A	Auftrieb	N
A_p	Propellerkreisfläche	m^2
A_F	Auftrieb Flügel	N
A_H	Auftrieb Höhenleitwerk	N
b_f	Flügelspannweite	m
c_F	Reibungsbeiwert	—
c_P	spezifischer Treibstoffverbrauch	—
C_A	Auftriebsbeiwert	—
C_W	Widerstandsbeiwert	—
d_{CA}	Änderung des Auftriebsbeiwerts	—
d_{CM}	Änderung des Momentenbeiwerts	—
D	Durchmesser	m
e	Gleitverhältnis, L/D	—
E	Energie	kWh
E	Arbeit	J
ϵ_M	Winkel Schubachse- Flugzeuglängsachse	$^\circ$
ϵ	Gleitzahl, $1/E$	—
F	Schub	N

g	Erdbeschleunigung	m/s^2
G	Gewichtskraft	N
η	Wirkungsgrad	%
η_{Einbau}	Einbauwirkungsgrad	%
η_{Prop}	Propellerwirkungsgrad	%
I_P	polares Flächenträgheitsmoment	cm^4
I_Y	axiales Flächenträgheitsmoment	cm^4
l_μ	Ersatzflügeltiefe	m
Λ	Flügelstreckung	—
m	Masse	kg
\dot{m}	Luftmassenstrom	kg/s
m_t	Treibstoffmasse	kg
m_0	Leermasse	kg
M_{Schub}	Durch Propellerschub erzeugtes Moment	Nm
n_{crit}	Transitionskriterium	—
P	Leistung	kW
P_E	eingesetzte Leistung	kW
P_{Strahl}	Leistung des Propellerstrahls	kW
q	Staudruck	N/mm^2
r_H	Abstand HLW-Neutralpunkt zu Flügelneutralpunkt	mm
R	Reichweite	km
Re	Reynoldszahl	—
ρ	Luftdichte	kg/m^3
ρ_0	Luftdichte in Meereshöhe	kg/m^3
S	Fläche	m^2
S_0	Bezugsflügelfläche	m^2
S_H	Höhenleitwerksfläche	m^2
σ_f	Stabilitätsmaß	%
t	Zeit	s

T_∞	Umgebungstemperatur	K
T	Temperatur	K
V	Geschwindigkeit	$km/h, m/s$
V_0	Fluggeschwindigkeit	km/h
V_H	Höhenleitwerksvolumen	m^3
V_P	Geschwindigkeit des Propellerstrahls	km/h
W	Widerstand	N
ω_{spez}	spezifische Speicherkapazität	kWh/kg
ω_{pack}	spezifische Energiemenge eines Akkupacks	kWh/kg
X_N	X-Position Neutralpunkt	mm
X_S	X-Position Schwerpunkt	mm
X_{TR}	Stelle der laminar-turbulenten Transition	mm

Abkürzungen

<i>Akaflieg</i>	Akademische Fliegergruppe
<i>BAS</i>	Basic Airspeed - Ausgangsgeschwindigkeit
<i>BE</i>	Bezugsebene
<i>BMS</i>	Battery Management System
<i>CAD</i>	Computer-aided Design - rechnerunterstütztes Konstruieren
<i>CAS</i>	Calibrated Airspeed - Berichtigte Geschwindigkeit
<i>CFD</i>	Computational Fluid Dynamics - numerische Strömungsmechanik
<i>CFK</i>	kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
<i>CNG2020</i>	Carbon Neutral Groth - CO_2 -neutrales Wachstum im Jahr 2020
<i>CO₂</i>	Kohlenstoffdioxid
<i>CS 22</i>	Europäische Bauvorschrift für Segelflugzeuge und Motorsegler
<i>DLR</i>	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
<i>DOC</i>	Direct Operating Cost

<i>EMS</i>	Engine Monitoring System
<i>EZF</i>	Einziehfahrwerk
<i>FKV</i>	Faserkunststoffverbund
<i>FVG</i>	Faservolumengehalt
<i>GPS</i>	Global Positioning System
<i>GSC</i>	Green Speed Cup
<i>HLW</i>	Höhenleitwerk
<i>HTS</i>	Hochtemperatur Supraleitung
<i>IAS</i>	Indicated Airspeed - Angezeigte Geschwindigkeit
<i>IFB</i>	Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart
<i>JAR 22</i>	durch CS 22 ersetzte Bauvorschrift für Segelflugzeuge und Motorsegler
<i>Li – Ion</i>	Lithium-Ionen (Akkumulator)
<i>MTOM</i>	Maximum Take Off Mass
<i>NACA</i>	National Advisory Committee for Aeronautics
<i>NiCd</i>	Nickel-Cadmium (Akkumulator)
<i>PIO</i>	Pilot Induced Oscillation
<i>PVC</i>	Polyvinylchlorid
<i>RMS</i>	Reisemotorsegler
<i>SLW</i>	Seitenleitwerk
<i>SP</i>	Schwerpunkt
<i>TAS</i>	True Airspeed - Wahre Eigengeschwindigkeit
<i>TCO</i>	Total Cost of Ownership
<i>UAS</i>	Unmanned Aerial System
<i>UD</i>	unidirektional
<i>UL</i>	Ultraleichtflugzeug, $MTOM \leq 472,5 \text{ kg}$
<i>upm</i>	Umdrehungen pro Minute

Kapitel 1

Einleitung

Die Begriffe „Elektromobilität“ und „e-Mobility“ treten in der öffentlichen Wahrnehmung seit einigen Jahren immer häufiger auf. Grundsätzlich gemeint ist damit die technische Umsetzung von Elektroantrieben in Mobilitätsanwendungen, vor allem im Automobil. Doch auch die Luftfahrt bleibt davon nicht unberührt. Das hat gute Gründe, denn Elektroantriebe können konstruktionsbedingt Vorteile gegenüber konventionellen Verbrennungsmaschinen aufweisen [127], [113]:

- Geringer Energieverbrauch durch hohen Antriebswirkungsgrad
- Keine Schadstoffemission des Motors
- Sehr geringe Lärmemission des Motors
- Kompakte Motoren erlauben neue Konfigurationen
- Verbesserte Sicherheit und Zuverlässigkeit durch weniger hochbelastete Teile (thermisch / mechanisch)
- Geringere Betriebskosten durch geringen Energieverbrauch und lange Wartungsintervalle
- Verbesserter Komfort durch geringere Vibrationen und Lärmemissionen

- hohe Spitzenlastfähigkeit
- lange Lebensdauer
- verhältnismäßig unkomplex

Die Luftfahrt ist mit Ausnahme der Segelflugzeuge zum heutigen Zeitpunkt durchweg auf flüssige, erdölbasierte Treibstoffe angewiesen. Da Erdöl als Rohstoff nur endlich zur Verfügung steht, ist es bei der irreversiblen Verwendung als Treibstoff nur eine Frage der Zeit, wann dieser Rohstoff für diesen Zweck nicht mehr zur Verfügung steht. Es ist dabei davon auszugehen, dass bestimmte Industriezweige, wie zum Beispiel die chemische Industrie, weit höhere Preise für Rohöl zahlen kann und muss, als es der Transportsektor vermögen könnte.

Somit ist es langfristig für die Luftfahrt überlebenswichtig rechtzeitig Alternativen zu den aktuell im Einsatz befindlichen Antriebskonzepten oder Kraftstoffen zu erhalten. Noch früher können durch politisch initiierte Maßnahmen, z. B. CO₂-Reduktionsvorgaben, neue Lösungen erforderlich sein.

Die *International Air Transport Association* (IATA) hat in einer Roadmap das Diagramm 1.1 veröffentlicht ([52]), welches - hier für die Verkehrsluftfahrt - die Herausforderungen darstellt. Beim prognostizierten Zuwachs des Luftverkehrs sind verschiedene Maßnahmen essentiell, um den CO₂-Ausstoß zu reduzieren, ansonsten würde dieser linear mit dem Zuwachs des Luftverkehrs steigen. Neben Verbesserungen der bestehenden Technologien und Abläufe müssen hierbei Bio- oder synthetische Kraftstoffe und die sogenannten „Radically New Technologies“ einen großen Beitrag leisten. Elektrische Antriebe in der Luftfahrt können eine dieser Alternativen sein und sind Thema vieler Forschungsarbeiten [54], [109], [100], [128], [77], [132].

Einen wirklich relevanten Beitrag zur Reduktion des absoluten CO₂-Ausstoßes des Luftverkehrs kann erst mit Flugzeugen geleistet werden, die eine gewisse Transportkapazität aufweisen, im regelmäßigen Transportverkehr operieren und in nennenswerter

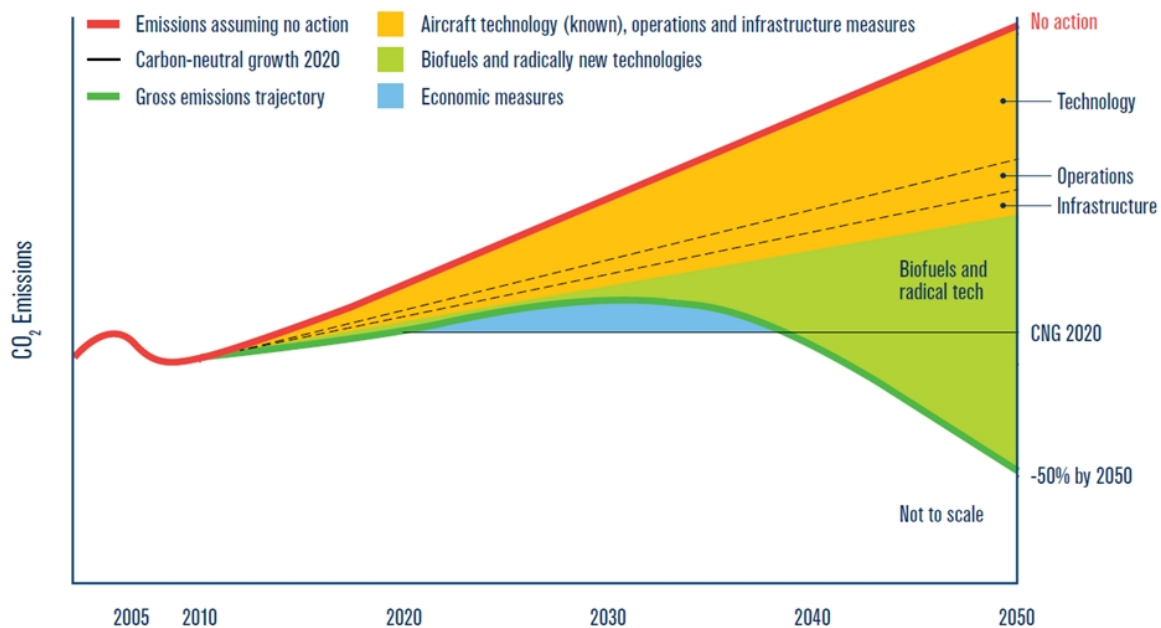


Abb. 1.1: IATA Roadmap ([52]). Bei dem prognostiziertem Zuwachs des Luftverkehrs sind verschiedene Maßnahmen notwendig, um den damit verbundenen CO₂-Ausstoß zu reduzieren. Neben Verbesserungen in den bestehenden Technologien müssen die sog. „Radically New Technologies“ hierbei einen großen Beitrag leisten.

Stückzahl produziert werden. Ein mögliches Beispiel dafür ist der *Ce-Liner*, siehe Abbildung 1.2, eine Studie des *Bauhaus Luftfahrt*. Mit bis zu 189 Passagieren, rund 110 t MTOM und batterieelektrischem Fan-Antrieb gehört der *Ce-Liner* bereits zu den sehr großen Lösungen, mit dem die CO₂-Reduktion ermöglicht werden soll.

Die Energiespeicherung und die Energieverteilung an Bord eines elektrischen Luftfahrzeugs ist eine der wesentlichen Herausforderungen [151], [21]. Für den *Ce-Liner* wird beispielsweise eine Energiedichte für Batteriezellen angenommen, die um den Faktor 5 bis 10 über heute verfügbaren Zellen liegt [150]. Je nach Flugzeug und Mission sind Lösungen und Kombinationen auf Basis von Batterien, Verbrennungskraftmaschinen mit Generator, oder Brennstoffzellen [23] denkbar.

Für die reale Verbesserung der Klimabilanz des Luftverkehrs muss berücksichtigt werden, dass die CO₂-Emissionen der Transportaufgabe tatsächlich reduziert werden und nicht nur an anderer Stelle auftreten [98], [88]. Dies soll vor allem mit dem neuen An-



Abb. 1.2: Das *Ce-Liner*- Konzept des *Bauhaus Luftfahrt e. V.* (aus [50]) mit einer Passagierkapazität von bis zu 189 Plätzen und elektrischem Fan-Antriebssystem.

triebssystem an sich, als auch mit neuen Konfigurationen erreicht werden [54]. Eine weitere Verbesserung der Bilanz ist mit einer Nachnutzung von Antriebsstrangkomponenten möglich. Sathre et al. [115] beschreibt dies am Beispiel von Batteriezellen, die nach dem Einsatz in der mobilen Anwendung in stationären Puffer-Stromspeichern eine weitere Verwendung finden und so zu einer Kostenreduktion führen. Zudem kann schon durch eine geeignete Batterieauswahl der Einfluss auf die Klimabilanz berücksichtigt werden [4], [99].

Auf dem Weg zu einsatztauglichen Flugzeugen mit elektrischem Antrieb sind demnach einige Hürden zu überwinden. Allein die spärliche Anzahl an bisher weltweit durchgeführten Projekten zeigt, dass der allgemeine Erfahrungsschatz diesbezüglich noch überschaubar ist. Bis auf wenige Ausnahmen, zum Beispiel im Bereich des Solarfluges, wurde bis jetzt kein Projekt wirklich konsequent auf die Bedürfnisse des Elektrofluges zugeschnitten [124].

Das Institut für Flugzeugbau (IFB) der Universität Stuttgart befasst sich seit über 20 Jahren mit elektrisch angetriebenen Flugzeugen und gehört damit zu den Pionieren in dieser Sparte mit einem wesentlichen Anteil am verfügbaren Elektroflugwissen.

Wesentlicher Bestandteil der durchgeführten Forschungsprojekte sind fliegende Prototypen, die es ermöglichen, theoretisch gewonnene Erkenntnisse auch in der Praxis zu verifizieren. Ohne diese konkrete Umsetzung zu schrittweise immer größeren Flugzeugen ist es unwahrscheinlich, dass die nötige Technologie für Flugzeuge, oder die gegebenenfalls nötige Infrastruktur am Boden rechtzeitig erprobt und einsatzbereit ist [14], um einen Beitrag zur CO₂ Reduktion der politischen Agenda zu leisten.

In der vorliegende Arbeit liegt der Fokus auf den Ergebnissen der Flugerprobung aus dem IFB Elektroflug-Projekt *e-Genius*. Im Rahmen dieses Projekts wurde zum ersten Mal überhaupt ein batterieelektrisches Reiseflugzeug entwickelt, gebaut und erprobt, welches konsequent auf den elektrischen Antrieb zugeschnitten wurde und trotzdem ein bemerkenswert hohes Maß an Alltagstauglichkeit aufweist, welches über das Erwartbare an einen Prototypen hinaus geht. Die wesentlichen Annahmen des Flugzeugentwurfs, die der Auslegung des zweisitzigen *e-Genius* zu Grunde liegen, werden zuerst dargestellt und diskutiert. Da innerhalb dieses Projektes die komplette Entwicklungskette eines zweisitzigen Flugzeugs, vom Vorentwurf bis zur Flugerprobung, erfolgreich bearbeitet wurde, gehört dies nun zum Stand der Technik, und ein wichtiger Schritt hin zu größeren Flugzeugen, zum Beispiel im Bereich von vier bis zehn Sitzen, ist vorbereitet.

Die Arbeit gliedert sich wie folgt:

Im Kapitel 2 werden zuerst der Begriff Elektroflug und die möglichen Energiesysteme näher charakterisiert und die Eingrenzung auf den Sachverhalt der vorliegenden Arbeit vorgenommen. Ein Überblick über wichtige Projekte der personentragenden, elektrischen Fliegerei aus der Vergangenheit und der Gegenwart erläutert den aktuellen Stand der Technik.

Kapitel 3 behandelt die Flugleistungsbestimmung im Vorentwurf von Elektroflugzeugen, speziell die erzielbare Reichweite. Als Beispiel wird die Auslegung des *e-Genius*

angeführt. Darin wird aufgezeigt, welche einfachen Vorentwurfsparameter welchen Einfluss auf die mögliche Transportleistung und den Energiebedarf des Flugzeugs ausüben. Wichtig daran ist die Vergleichbarkeit zwischen konventionellem und neuem Antriebssystem in Bezug auf diese Entwurfsparameter und welche Vor- und Nachteile es dabei für E-Flugzeuge gibt.

Das Projekt *e-Genius* wird in Kapitel 4 umfassend vorgestellt. Der gesamte Prozess dieser Flugzeugentwicklung vom Entwurf über den Bau bis zur Nachweisführung für die Flugerlaubnis wird nachgezeichnet. Es wird dabei auch detailliert darauf eingegangen, welche Kompromisse zugelassen wurden und welche Auswirkung dies auf die erreichbaren Flugleistungen hat.

In Kapitel 5 wird die Erprobung von *e-Genius* am Boden und in der Luft behandelt. Neben der Beschreibung der Eigenschaften im Flug- und Bodenbetrieb werden die durchgeführten Messkampagnen beschrieben und die ermittelten Ergebnisse aufgeführt. Besonderes Augenmerk wird auf die erreichbaren Flugleistungen auf Basis der Flugmessreihen gelegt. Anschließend werden die realen Daten mit den erwarteten Ergebnissen verglichen und die Resultate diskutiert.

Die Arbeit schließt mit Kapitel 6 in dem die Ergebnisse zusammengefasst werden und ein Ausblick auf zukünftige Entwicklungen gegeben wird.

Kapitel 2

Stand der Technik bei Elektroflugzeugen

Elektroflugzeuge gliedern sich in viele Sparten, die teilweise sehr unterschiedliche Zielsetzungen haben. Diese Sparten sollen mit dem Fokus auf personentragende Flächenflugzeuge zuerst definiert werden.

2.1 Flugzeugarten im Elektroflug

Der Begriff *Elektroflugzeug* steht für alle Luftfahrzeuge, die durch einen elektrischen Antrieb Vortrieb und/oder Auftrieb erzeugen können. Dabei wird innerhalb dieses Begriffs im eigentlichen Sinne nicht zwischen bemannten oder unbemannten, Starr- oder Drehflügelflugzeugen unterschieden. Auch auf die Größe oder auf den Energiespeicher lässt der Begriff Elektroflugzeug erst einmal keinen Rückschluss zu. In Abbildung 2.1 sind Energiesysteme und deren Kombinationen dargestellt, welche für die Bereitstellung von elektrischer Energie für den Antrieb grundsätzlich geeignet sind. Denkbare exotische Lösungen, wie zum Beispiel thermoelektrische oder nukleare Verfahren, werden vernachlässigt. Es gibt vier wesentliche Formen, wie die benötigte elektrische Energie für den Antrieb bereit gestellt werden kann:

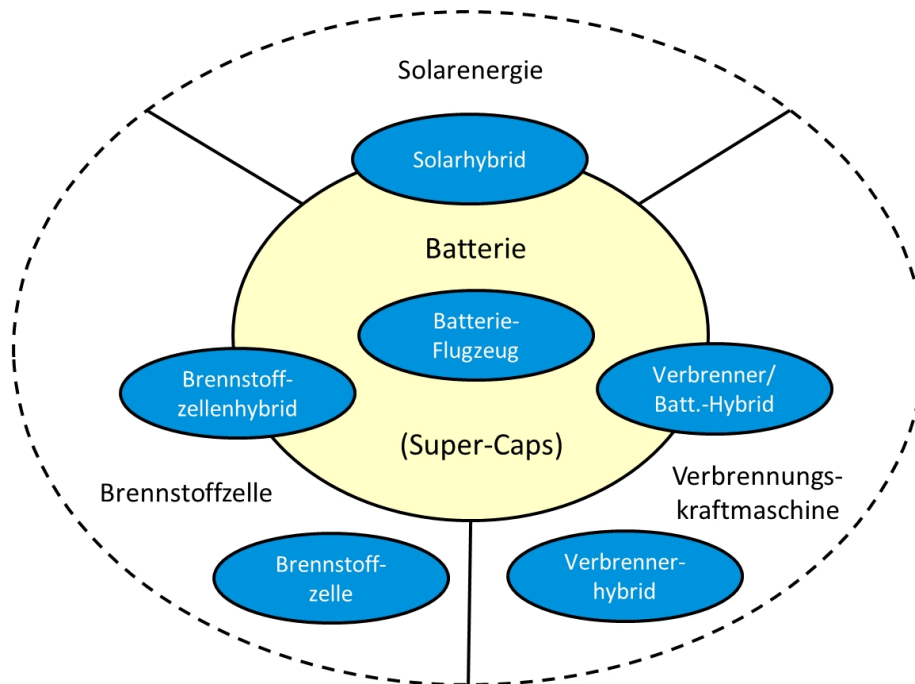


Abb. 2.1: Mögliche Energiesysteme und deren Kombinationen für elektrische Flugzeuge.

- Elektrochemisch, in Form von primären oder sekundären Batterien
- Elektrochemisch, in Form von Brennstoffzellen
- Thermomechanisch, durch Verbrennungskraftmaschinen mit Generator
- Solar, durch die Nutzung von auftreffender energiereicher Strahlung; in diesem Sinne gehören künstliche Strahler, wie z. B. Laser, auch zu dieser Kategorie

Zusätzlich sind Hybrid-Kombinationen mit Batterien möglich, welche, je nach Anwendung und Flugzeug, die Leistungsfähigkeit des elektrischen Flugzeugs verbessern können. Direkte elektrische Ladungsspeicherung in Form von Kondensatoren kann bei hybridelektrischen Anwendungen anstatt von Batterien zum Einsatz kommen, wenn eine sehr kurze Entladezeit angestrebt wird (vergleiche Diagramm 3.2).

Alle Energiesysteme für den Elektroflug haben spezifische Vor- und Nachteile. Bei den Nachteilen sei vor allem auf die potentiell höhere Masse aller Systeme im Vergleich zu konventionellen Antriebsarten verwiesen. Für die Auslegung eines elektrischen Flug-

zeugs ist es für die ersten Schritte unerheblich aus welchem Energiesystem der Strom für den Antriebsstrang kommt. Für die spätere energetische Betrachtung wird immer die Energieentnahme aus dem Speicher als Systemgrenze verwendet, da die Flugzeugkonfiguration im Vordergrund steht und nicht der Weg der Energieerzeugung/-umwandlung.

2.1.1 Unbemannte Elektroflugzeuge

Im Modellflug gibt es die meisten Anwendungen des Elektroflugs, daher soll dieser Bereich nicht unerwähnt bleiben, denn in diesem Bereich wurden in der Vergangenheit die allerersten Versuche mit elektrischen Antrieben in Flugzeugen unternommen. Auch heute noch basieren viele manntragende Elektroflugzeugprojekte auf adaptierter Modellbautechnik und werden von Personen betrieben, die ihre ersten Erfahrungen im Bereich des elektrischen Modellflugs gesammelt haben. Quasi alle unbemannten Elektroflugzeuge werden bis jetzt, mit der Ausnahme von einigen solarunterstützten Anwendungen, durch ein Akkusystem mit elektrischem Strom für den Antrieb versorgt.



Abb. 2.2: Der Oktokopter *Asctec Falcon 8* der Firma *Ascending Technologies GmbH* [8]. Dieses Klein-UAS wird zum Beispiel für die Erstellung von Luftaufnahmen bei Sportereignissen verwendet.

Neben den unzähligen, für Hobbyzwecke betriebenen elektrischen Modellflugzeugen, gibt es auch eine stetig steigende Anzahl an elektrischen Klein-UAS, die im kommerziellen Betrieb eingesetzt werden. Diese können Flächenflugzeuge, Hubschrauber

oder Multikopter, wie in Abbildung 2.2 zu sehen, sein. Der Großteil der verfügbaren elektrischen UAS liegt für zivile Anwendungen in einem Bereich von 0,5 - 5kg maximaler Abflugmasse. Die Firma Ascending Technologies GmbH [8] aus Krailling bietet zum Beispiel bereits Dienstleistungen mit elektrischen Klein-UAS für Luftaufnahmen, zum Beispiel bei Sportereignissen, für Werbebilder und für Objektüberwachung. Damit wurde mit der neuen elektrischen Technik auch ein neuer Wirtschaftszweig von der Entwicklung über die Herstellung bis zur kommerziellen Anwendung der Fluggeräte begründet.

2.1.2 Bemannte Elektroflugzeuge

Bei bemannten Elektroflugzeugen ist es für die genauere Betrachtung sinnvoll, weitere Eingrenzungen vorzunehmen. Folgende Kriterien bieten sich dafür an:

- Unterscheidung von Flächenflugzeug und Drehflügler:
Durch die allgemeine Begeisterung für „Urban Air Mobility“ – und damit VTOL-Konzepte – sind einige Elektroflugprojekte, trotz des physikalisch bedingt deutlich höheren Antriebs- und damit auch Energiespeicherbedarfs, bei den Drehflüglern verortet. Die deutliche Mehrzahl der Anwendungen ist allerdings bis jetzt bei den Flächenflugzeugen zu finden.
- Unterscheidung nach der Art der Energiequelle(n) für den elektrischen Antrieb:
Alle Elektroflugzeuge benötigen für den Betrieb elektrischen Strom. Aus welchen Quellen oder Speichersystemen dieser stammt, lässt eine einfache Gruppierung dieser Flugzeuge zu. Die wichtigen Gruppierungen wurden bereits Anfangs des Kapitels 2.1 aufgeführt. Die meisten Flugzeugprojekte basieren bis jetzt auf einem Akkusystem, welches entweder alleinig als Stromquelle dient, oder in Form eines Hybrids in Kombination mit Solar-, Brennstoffzellen- oder Generatorstrom betrieben wird.

- Unterscheidung nach dem Missionsprofil des Flugzeugs: Transportflugzeuge, die für den planmäßigen Transport von Personen oder Fracht verwendet werden unterscheiden sich zum Beispiel grundsätzlich im Anforderungsprofil und damit auch in der Antriebsauslegung von Segelflugzeugen mit intermittierend verwendetem Hilfsantrieb, deren Hauptzweck der sportliche Segelflug darstellt.
- Unterscheidung von Rekord-, Versuchs- und Serien(nahen)- Flugzeugen:
Die meisten bemannten Elektroflugzeuge sind in den ersten beiden Kategorien zu finden, da die Anforderungen an ein kommerzielles Produkt ungleich höher sind. Versuchs- und Rekordflugzeuge werden häufig mit eingeschränkter Übereinstimmung mit den entsprechenden Zulassungsvorschriften gebaut und betrieben.

2.2 Geschichte des bemannten Elektrofluges

Die eindeutig belegbare Geschichte des bemannten Motorflugs beginnt im Jahr 1903, in dem die Brüder Wilbur und Orville Wright die ersten Flugversuche durchführten. Bereits wenige Jahre später gab es die ersten Motorflugzeug zu kaufen. Vergleicht man dies mit der Geschichte des bemannten Elektrofluges ist ein deutlicher Unterschied erkennbar: Obwohl die ersten Versuche mit bemannten e-Flugzeugen über 40 Jahre zurück liegen, ist die Liste der Meilensteine recht überschaubar und die meisten realisierten Luftfahrzeuge waren Machbarkeitsstudien oder Rekordprojekte. Bis heute existieren nur wenige käufliche Produkte auf dem Markt. Eine deutliche Zunahme der Aktivitäten ist seit dem Aufkommen von lithiumbasierten Akkuzellen mit höherer Energiedichte zu verzeichnen [124].

MBE1 von Militky/Brditschka

Die Ära des bemannten Elektroflugs beginnt mit dem Erstflug der *MBE1* (siehe Abbildung 2.3), einem einsitzigen Motorsegler mit Druckpropeller, am 21. Oktober 1973 im österreichischen Wels [46]. Die von Fred Militky und Heino Brditschka für den e-Flug



Abb. 2.3: Das Elektroflugzeug *MBE1* mit dem e-Flugpionier Fred Militky (aus [53]).

umgebaute *HB-3* flog bei ihrem Erstflug 14 Minuten und erreicht eine Höhe von 360 m. Der Antrieb bestand aus Nickel-Cadmium Akkus von *Varta* und einem 10 kW starken E-Motor von *Bosch*, der über ein Riemengetriebe den Propeller mit 1,5 m Durchmesser antrieb [36]. Die *MBE1* schaffte den prinzipiellen Nachweis, dass manntragende Flugzeuge zu realisieren sind. Von nutzbaren Flugleistungen war die *MBE1* noch weit entfernt. Das hohe Gewicht der Akkus sowie deren geringe spezifische Energiespeicherkapazität setzten der *MBE1* und den nachfolgenden Flugzeugprojekten enge Leistungsgrenzen.

Gossamer Penguin von McCready

Ein großer Teil der e-Flugentwicklungen der letzten Jahrzehnte fanden im Bereich der solarbetriebenen Flugzeuge statt. Vor allem zwei Gründe erklären diese Entwicklung: einerseits war die Energieausbeute bei Dauer- oder Langstreckenflügen für geeignete Flugzeugkonfigurationen besser als mit Akkus und andererseits war bei mehreren Konstrukteuren der Wunsch da, gänzlich mit regenerativ erzeugter Energie zu fliegen. Der erste erfolgreiche Flug mit einem solarbetriebenen Fluggerät fand im Jahr 1980 statt. Die von Paul McCready eigentlich für den Muskelkräfteeinsatz im 75% Maßstab gebaute Version des *Gossamer Albatross* wurde für den Solarflug umgebaut und *Gossamer Penguin* genannt. Ausgestattet mit einem Solarpanel, welches 541 W Leistung abgeben konnte, waren die ersten Solarflüge möglich. Wie in Abbildung 2.4 zu sehen



Abb. 2.4: Der *Gossamer Penguin* im Flug (Bild: NASA). Das Flugzeug war noch nicht in der Lage den Bereich des Bodeneffekts zu verlassen. Der Fahrradfahrer auf der Abbildung verdeutlicht die Fluggeschwindigkeit.

ist, war der *Gossamer Penguin* zwar flugfähig, aber in der Leistungsfähigkeit noch äußerst beschränkt. Das Solarpanel über dem Piloten musste immer ideal zur Sonne ausgerichtet sein, die Pilotenmasse betrug keine 50 kg und die Flughöhe war auf die wenigen Meter des Bodeneffekts limitiert.

icaré 2 der Universität Stuttgart

Die ersten elektrisch angetriebenen Flugzeuge, welche regelmäßig und mit mehreren Stunden Flugzeit genutzt werden konnten, waren Solarflugzeuge, die eine Basiskonfiguration ähnlich eines Segelflugzeugs aufwiesen. Das leistungsfähigste Solarflugzeug seiner Zeit war *icaré 2* des Instituts für Flugzeugbau der Universität Stuttgart (siehe Abbildung 2.5). *icaré 2* wurde für die Teilnahme am Berblinger Preis der Stadt Ulm im Jahr 1996 entwickelt und war in der Lage mit Hilfe eines 915 Wh Nickel-Cadmium-Akkusystems eigenständig zu starten und ca. 400 Höhenmeter mit 2 m/s zu steigen [51]. Im horizontalen Solarflug ohne thermischen Einfluss reichen *icaré 2* knapp über 500 W/m^2 solare Einstrahlleistung, um die Höhe zu halten. Mit dem Aufkommen

hochleistungsfähiger Lithium-Polymer Akkus wurde *icaré 2* im Jahr 2004 auf diesen Akkutyp umgerüstet.



Abb. 2.5: Das Solarflugzeug *icaré 2* im Flug. Viele Erkenntnisse aus diesem Projekt, zum Beispiel die Integration des Antriebs in das Seitenleitwerk, flossen in die vorliegende Arbeit ein. Bild: IFB

Das für den *icaré 2* entwickelte Flügelprofil *AH 95160* von Dieter Althaus hat sich als „Standardprofil“ für nachfolgende Solarflugzeuge wie die beiden Solar-Impulse Flugzeuge *SIA* und *SIB* und dem zweisitzigen *Sunseeker Duo* von *Solar-Flight* entwickelt. Der geringe und konstante Krümmungsradius auf der Profilloberseite sowie der hohe maximale Auftriebsbeiwert sind ideal für die Applikation von Solarzellen [3]. Trotz einer im Vergleich zu den vorgenannten Demonstratoren recht hohen Alltagstauglichkeit von *icaré 2*, hat auch dieses Flugzeug mit typischen Problemen des Solarflugs zu kämpfen: Das Flugzeug ist durch seine geringe Flügelbelastung sehr windanfällig und gute Solarflugleistungen sind nur bei sehr schönem, klarem Wetter und durch den begrenzten Einstrahlwinkel, zumindest in Deutschland, im Mai, Juni und Juli möglich.

Antares 20E* von *Lange Aviation

Die *Antares 20E* von *Lange Aviation* ist das erste Flugzeug mit elektrischem Antrieb, welches eine Musterzulassung [29] der European Aviation Safety Agency (*EASA*) ausgestellt bekam. Die *Antares 20E* ist ein einsitziges, eigenstartfähiges Segelflugzeug der offenen Klasse mit 20 m Spannweite. Der Antrieb erfolgt über das musterzugelassene elektrische Antriebssystem *Lange EA 42* [30] mit 38,5 kWe Startleistung und einem Akkusystem mit 72 Lithium-Ionen Zellen vom Typ *SAFT VL41M* des französischen Her-

stellers *SAFT Batteries*. Die installierte Energiekapazität beträgt nominell 10,5 kWh, wovon 8,4 kWh, das entspricht 80 % der nominellen Kapazität, im Praxiseinsatz nutzbar sind. Das Flugzeug hat laut Hersteller [70] eine Leermasse von 460 kg und ist in der Lage, bei einer Abflugmasse von 600 kg mit einer Vertikalgeschwindigkeit von 3,7 m/s auf eine maximale Höhe von 2750 m zu steigen. Die Motorlaufzeit ist damit im angegebenen Steigflug auf 12 Minuten limitiert, im horizontalen Reiseflug würde die Motorlaufzeit etwa eine Stunde betragen. Für ein Reisemotorflugzeug wäre die Motorlaufzeit nicht akzeptabel. Durch die Auslegung als Hochleistungssegelflugzeug mit Klapptriebwerk reicht die Akkukapazität der *Antares* jedoch für den üblichen Segelflugeinsatz aus.

Dimona HK36 mit Brennstoffzellenantrieb von Boeing Research Technology Europe/ Diamond Aircraft

Ein grundsätzlich vielversprechender Ansatz für ein elektrisch angetriebenes Flugzeug ist die Nutzung eines Brennstoffzellensystems für die Bereitstellung des benötigten Stroms. Die Energiedichte von Wasserstoff oder entsprechend geeigneten wasserstoffbasierten Treibstoffen ist auch mit einem aufwändigen Tanksystem um ein Vielfaches höher als bei Akkussystemen in der gleichen Entwicklungsstufe. Die mitführbare Energiemenge ist dementsprechend höher, mit dem zusätzlichen Vorteil, dass diese Treibstoffe „tankbar“ sind, das heißt der Energievorrat kann innerhalb eines ähnlichen Zeitraums, welcher auch von einem konventionellen Flugzeug zum tanken benötigt wird, wieder vollständig gefüllt werden.

Das erste Versuchsflugzeug, welches diese Technik erfolgreich in die Luft brachte, war ein Motorsegler vom Typ *Dimona HK36* von *Diamond Aircraft Industrie* aus Österreich, welcher von der *Boeing Research and Technology Europe* zum Brennstoffzellenflugzeug konvertiert wurde. Der Erstflug und einige weitere Flüge fanden im Jahr 2008 statt [75]. Über den Status des proof of concept kam diese Projekt allerdings nicht hinaus.

2.3 Wichtige e-Flugzeuge mit Bezug zur Allgemeinen Luftfahrt

Der Blick in die Vergangenheit zeigt, dass die Anzahl an Forschungs- und Versuchsflugzeugen mit elektrischem Antrieb gering ist. Ein deutlicher Anstieg an verschiedensten Projekten ist seit dem Jahr 2010 zu beobachten. Dies ist sicher zum Einen darauf zurück zu führen, dass die Elektromobilität durch elektrische Autos, Motorräder und vor allem Fahrräder in das allgemeine Bewusstsein vorgedrungen ist, zum Anderen sind immer mehr Systemkomponenten für die neue Antriebstechnik einfacher und günstiger verfügbar. Wie auch bei der E-Mobilität auf der Straße sind die zahlenmäßig meisten elektrischen Anwendungen im niedrigen Leistungsbereich zu finden: bei den Drachen, Gleitschirmen und Fußstartflugzeugen. Wegen ihres begrenzten Einflusses auf den elektrischen Streckenflug werden diese Anwendungen im Folgenden nicht weiter betrachtet.

2.3.1 Serienflugzeuge

Nach der erfolgreichen Zulassung der *Antares* sind weitere Flugzeuge mit elektrischem Antrieb auf dem europäischen Markt erschienen und es kommen fortlaufend neue Projekte hinzu. Wie der *Arcus E* von *Schempp-Hirth* sind viele davon dem Segelflugbereich oder den aus Sicht der Verkehrszulassung weit weniger anspruchsvollen nationalen



Abb. 2.6: Der *Taurus G2* des slowenischen Herstellers *Pipistrel* ist das erste zweisitzige Flugzeug mit E-Antrieb, das in einer (Klein-)Serie gebaut wird. Bild: *Curimedia*

UL-Kategorien ([72]) zuzuordnen. Ein Beispiel dafür ist der *Taurus G2* von *Pipistrel*, siehe Abbildung 2.6. Dieses zweisitzige UL-Segelflugzeug bietet der Hersteller parallel zur konventionell motorisierten Version zum Kauf an. Flugzeuge bei denen nicht der Segelflug Priorität hat, haben bis auf die Einfachstkonstruktion *e-Spyder* von *GWI* nach wie vor keine entsprechende Luftfahrtzulassung in Europa.

2.3.2 Prototypen

Im Bereich der elektrischen Flugzeugprojekte ist die Anzahl mittlerweile unüberschaubar groß geworden, da immer mehr Gruppierungen aus verschiedensten Gründen und mit wechselhaftem Erfolg ihre Arbeit vorantreiben. Die hier vorgestellten Projekte sind subjektiv die, welche einen Einfluss auf die weitere Entwicklung und den Erfolg von elektrischen Antrieben in der Allgemeinen Luftfahrt haben werden.

Antares H²DLR von DLR und Lange Aviation

Das bereits vorgestellte Serienflugzeug *Antares* von *Lange Aviation* dient dem *Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)* als Trägerplattform für die Erprobung von Brennstoffzellensystemen für Luftfahrtanwendungen. Wie in Bild 2.7 zu sehen, werden hierzu Außenlastbehälter mit den benötigten Komponenten unter den Flügel des Trägerflugzeugs montiert. Durch die bereits vorhandene elektrische Antriebsarchitektur des Basisflugzeugs entfällt die Erprobung des Antriebssystems und der Fokus der Forschungsarbeiten kann auf dem Energiesystem liegen. Die erreichbaren Flugleistungen stehen bei diesem Konzept prinzipbedingt nicht im Vordergrund, da die ständig ausgeklappte Antriebseinheit und die Außenlastbehälter einen signifikanten Anteil zum Gesamtwiderstand des Basisflugzeugs hinzufügen. Die konsequente Erprobung des Brennstoffzellen-Energiesystems für Luftfahrtanwendung lässt die Hoffnung zu, dass mittel- bis langfristig Lösungen, die Wasserstoff als Treibstoff verwenden, verfügbar werden. Im Gegensatz zur Brennstoffzellen-Dimona von *Boeing* konnte das *DLR*



Abb. 2.7: Die *Antares H²* ist eine modifizierte *Antares* von *Lange Aviation*, die vom *Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt* für die Erprobung von Wasserstoff/Luft-Brennstoffzellen eingesetzt wird. Bild: *DLR*

mit seinem Projekt nennenswert Flugstunden mit zwei verschiedenen Brennstoffzellensystemen sammeln [22].

e-Fan* von *Airbus Group Innovation

Aus technischer Sicht ist der im März 2014 zum ersten Mal geflogene *e-Fan* (siehe Abbildung 2.8) der *Airbus Group Innovation* ein wenig bemerkenswerter Entwurf. Die trotz der Mantelstrompropeller allenfalls durchschnittliche Fluggeschwindigkeit und eine Reichweite im Bereich von 100 km können im Vergleich zum Stand der Technik nicht überzeugen [2]. Das besondere am *e-Fan* ist die Tatsache, dass das Projekt unter dem *Airbus*-Label der Öffentlichkeit präsentiert wird. Damit bekennt sich zum ersten Mal ein „Big Player“ zu elektrischen Antrieben in der Luftfahrtbranche, was den Fortschritt beträchtlich beschleunigen kann, da durch dieses Bekenntnis die Thematik auch politisch deutlich Rückenwind bekommt. Diese spiegelt sich bereits deutlich in der vereinbarten Partnerschaft zwischen den Firmen *Airbus* und *Siemens* wieder, welche die Technologie hin zu größeren Antrieben voranbringen soll [5].



Abb. 2.8: Der *e-Fan* ist im Vergleich zu anderen Projekten in Bezug auf Reichweite, Zuladung oder Geschwindigkeit unterlegen. Da der *e-Fan* unter dem Firmenmantel von *Airbus* entwickelt und betrieben wird, ist dem Flugzeug eine sehr große mediale Aufmerksamkeit beschieden. Das Alleinstellungsmerkmal an diesem Prototypen sind die Mantelluftschrauben. Bild: Dirk Schwarz

Taurus G4 von *Pipistrel*

Das e-Flugzeug, welches von den Flugleistungen her vergleichbar mit dem im Rahmen dieser Arbeit vorgestellten *e-Genius* ist, ist der *Taurus G4* von *Pipistrel*. Wie in Abbildung 2.9 zu sehen ist, handelt es sich dabei um ein Doppelrumpf-Experimentalflugzeug mit einem Motor am Mittelflügel. Das Flugzeug wurde vor allem aus Serienkomponenten des *Taurus G2* gebaut, um an einem Effizienzwettbewerb teilzunehmen. Die



Abb. 2.9: Ein Flugzeug mit große Akkukapazität und Reichweite ist der *Taurus G4* von *Pipistrel*. Die Doppelrumpf-Konfiguration bietet sehr viel Einbauraum für das Energiesystem, allerdings zu Lasten der Flugeigenschaften und der Alltagstauglichkeit. Bild: NASA

nachgewiesene Leistungsfähigkeit spricht für sich [141], allerdings ist dieses Konzept durch die Doppelrumpfauslegung für den Alltagseinsatz oder Untersuchungen dazu wenig tauglich.

Dimona Hybrid von Diamond Aircraft, Siemens und EADS IW

Ein Konsortium aus *Diamond Aircraft*, *Siemens* und *EADS Innovation Works* (heute *AIRBUS Group Innovation*) zeichnet sich für das Projekt eines Elektroflugzeugs mit seriellem Hybridantrieb auf Basis eines Verbrennungsmotors verantwortlich. Der Systemansatz der in zwei Ausbaustufen vorgestellten *Dimona Hybrid* könnte dabei exemplarisch eine Lösung bieten, die aktuell verhältnismäßig geringe Reichweite und die lange Standzeit bei stationärem Aufladen von batterieelektrischen Flugzeugen zu vergrößern. Die potentiell hohe aerodynamische Güte von Flugzeugen mit elektrischer Antriebsarchitektur gepaart mit der hohen Energiedichte von flüssigem Treibstoff lassen im Vergleich zu konventionellen Flugzeugen ebenbürtige Flugleistungen inklusive der Reichweite, bei deutlich verringertem Energieverbrauch erwarten. Dieser Ansatz bekommt vor allem für propellergetriebene Flugzeuge große Bedeutung, die im Größenbereich der Geschäftsluftfahrt oder darüber angesiedelt sind. Hohe Reisegeschwindigkeit und/oder hohe Reichweite sind ab dieser Flugzeugklasse Voraussetzung für einen neuen Flugzeugentwurf, wenn dieser mit konventionellen Produkten konkurrieren muss [45].

Kapitel 3

Vorentwurf von batterieelektrischen Flugzeugen

Im Flugzeugvorentwurf wird üblicherweise mit möglichst einfachen Methoden, zum Beispiel nach den Standardwerken von Roskam[110] oder Torenbeek [142], abgeschätzt, welche Flugleistungen ein geplantes Flugzeug erreichen kann. Meistens steht bei Transportflugzeugen die erreichbare Reichweite im Fokus.

Die „Breguet-Gleichung“ zur einfachen Reichweitenabschätzung R bei propellergetriebenen Flugzeugen lautet (aus [149]):

$$R = \frac{\eta}{c_p} \cdot e \cdot \ln\left(\frac{m_0}{m_0 - m_t}\right) \quad (3.1)$$

Der physikalische Einfluss der jeweiligen Variable auf die Reichweite ist einfach ersichtlich:

- η ist die Effizienz des Antriebsstrangs, im Falle eines direkt getriebenen Kolbenmotors das Produkt aus Propellerwirkungsgrad η_{prop} und Einbauwirkungsgrad η_{Einbau}

- c_p ist der spezifische Treibstoffverbrauch und beschreibt die Effizienz der Umwandlung der chemischen Treibstoffenergie in mechanische Energie an der Motorwelle, sowie den absoluten Energiebedarf
- $e = \frac{1}{\epsilon}$ ist das Gleitverhältnis bei Reisegeschwindigkeit und damit ein direktes Maß für die aerodynamische Güte des Flugzeugs;
- m_0 ist die Flugzeugmasse vor dem Start
- m_t ist die mitgeführte Treibstoffmenge

Gleichung 3.1 ist nur für Flugzeuge mit einer Verringerung der Treibstoffmasse während des Fluges gültig. Für Flugzeuge mit konstanter „Treibstoff“-Masse kann diese Gleichung nicht herangezogen werden.

3.1 Reichweitenabschätzung für Flugzeuge ohne Massenverlust

Für ein motorisiertes Flugzeug ohne Massenverlust, wie zum Beispiel einem batterieelektrischem Flugzeug, gibt es ebenfalls einen einfachen Ansatz, der die wesentlichen Parameter Antriebswirkungsgrad, mitgeführte Energiemenge und aerodynamische Güte des Flugzeugs berücksichtigt.

3.1.1 Das Batterieflugzeug im stationären Horizontalflug

Damit ein Propellerflugzeug im stationären Horizontalflug fliegen kann, muss dem System „Flugzeug“, unabhängig davon wie die Energie an Bord gespeichert wird, genau soviel Vortriebsarbeit pro Zeiteinheit zugeführt werden, wie das Flugzeug durch den Widerstand W bei einer Geschwindigkeit V_0 verliert. Dabei gilt, wie auch bei Gleichung 3.1, dass im stationären Horizontalflug der Auftrieb A gleich der Gewichtskraft $G = m \cdot g$ und der Widerstand W gleich dem Schub F_S ist:

$$A = G \rightarrow q \cdot S \cdot C_A = m \cdot g \quad (3.2)$$

$$W = F_S \rightarrow q \cdot S \cdot C_W = F_S \quad (3.3)$$

$$E_{Vortrieb} = W \cdot V_0 \cdot t \quad (3.4)$$

Setzt man die Gleichungen 3.2 und 3.3 in Gleichung 3.4 ein und fasst noch $V_0 \cdot t$ zur Reichweite R und $\frac{C_W}{C_A} = \epsilon = \frac{1}{e}$ zusammen erhält man:

$$E_{Vortrieb} = m \cdot g \cdot \epsilon \cdot R \quad (3.5)$$

Geht man jetzt auf die spezifischen Eigenschaften des Batterieflugzeugs ein, muss noch der Zusammenhang zwischen der Vortriebsarbeit und der gespeicherten Energie beschrieben werden:

$$E_{Vortrieb} = E_{Batterie} \cdot \eta_{Propeller} \cdot \eta_{Getriebe} \cdot \eta_{Motor} \cdot \eta_{Umrichter} \cdot \eta_{Kabel+Verbindungen} \cdot \eta_{Einbau}$$

$$E_{Vortrieb} = E_{Batterie} \cdot \eta_{gesE} \quad (3.6)$$

Es handelt sich dabei um die gesamte Wirkungskette vom Energiespeicher bis zur resultierenden Vortriebsarbeit, die zur Vereinfachung zum resultierenden Antriebsstrangwirkungsgrad η_{gesE} zusammengefasst wird.

$E_{Batterie}$ kann noch weiter spezialisiert werden, denn die mitgeführte Energiemenge ist durch die spezifische Speicherkapazität ω_{spez} der verwendeten Akkuzellen, z. B. Wattstunden pro Kilogramm, die gesamte Akkumasse $m_{Batterie}$ sowie die Masse der

Akkuperipherie m_p , wie BMS, Sicherungen, Kabel, Stecker und Gehäuse, beschreibbar, die zwangsläufig zu einem Batteriesystem gehört.

$$E_{Batterie} = \frac{m_{Batterie}}{m_{Batterie} + m_p} \cdot \omega_{spez} \cdot (m_{Batterie} + m_p) \quad (3.7)$$

Üblicherweise wird die Zusammenschaltung der Batteriezellen „Akkupack“ genannt. Wird das auf Gleichung 3.7 angewandt und mit $\frac{m_{Batterie}}{m_{Batterie} + m_p} \cdot \omega_{spez} = \omega_{Pack}$ und $m_{Batterie} + m_p = m_{Pack}$ zusammengefasst, erhält man:

$$E_{Batterie} = \omega_{Pack} \cdot m_{Pack} \quad (3.8)$$

Fasst man nun die Gleichungen 3.5, 3.6 und 3.8 zusammen und löst nach R auf erhält man:

$$R = \omega_{Pack} \cdot \frac{\eta_{gesE}}{g \cdot \epsilon} \cdot \frac{m_{Pack}}{m_0} \quad (3.9)$$

Mit dieser Gleichung kann die Reichweite von Batterieflugzeugen bei einem recht hohen Detaillierungsgrad schnell abgeschätzt werden. Für Flugzeuge, die nur wenig Treibstoffmasse in Bezug zu ihrer Abflugmasse verlieren, z. B. Brennstoffzellenflugzeuge, kann diese Gleichung ebenfalls näherungsweise verwendet werden.

3.1.2 Vergleich der Reichweitengleichungen

Die beiden Reichweitengleichung, für Motorflugzeuge ohne Masseverlust 3.9 und die Breguetgleichung 3.1 lassen sich, in eine einheitliche Form gebracht, direkt vergleichen [47]:

$$R = \omega_{Pack} \cdot \eta_{gesE} \cdot e \cdot \frac{m_{Pack}}{m_0} \cdot \frac{1}{g} \quad (3.10)$$

mit der Überführung des spezifischen Treibstoffverbrauchs c_P in die mitgeführte Energiemenge ω_{res} und dem Gesamtwirkungsgrad des Kolbenmotorantriebs η_{gesV} aus Gleichung 3.1 folgt:

$$R = \omega_{res} \cdot \eta_{gesV} \cdot e \cdot \ln\left(\frac{1}{1 - \frac{m_t}{m_0}}\right) \cdot \frac{1}{g} \quad (3.11)$$

Beide Gleichungen weisen damit jeweils folgende vier Faktoren auf:

- $m_x/m_0 = \phi \rightarrow$ Massenverhältnis Energieträger/-speicher zur Abflugmasse
- $e \rightarrow$ Aerodynamische Güte
- $\eta \rightarrow$ Wirkungsgrad
- $\omega \rightarrow$ Nutzbare Energiemenge

Diese Faktoren wirken sich direkt auf die erzielbare maximale Reichweite aus. Werden sie näher betrachtet, lassen sich die spezifischen Eigenschaften finden, welche für das (batterie-)elektrische Flugzeug entsprechende Vor- und Nachteile ergeben.

Massenverhältnis

Die beiden Massenfaktoren $\ln(1/(1 - \frac{m_t}{m_0}))$ und $\frac{m_{Pack}}{m_0}$ unterscheiden sich offensichtlich: Beim Flugzeug mit konventionellem Kraftstoffe sinkt die Flugmasse mit der Zeit durch den Verlust der Treibstoffmasse, beim elektrischen Flugzeug bleibt die Masse konstant. Wie in Abbildung 3.1 dargestellt ist damit ersichtlich, dass bei großen Verhältnissen von Kraftstoffmasse zu Abflugmasse, wie es bei Langstreckenflugzeugen üblich ist, das konventionelle Flugzeug einen deutlichen Vorteil gegenüber einem Flugzeug ohne Massenverlust aufweist. Bei Flugzeugen mit weniger Reichweite, zum Beispiel der allgemeinen Luftfahrt oder der Commuter-Kategorie, die üblicherweise ein kleines Masseverhältnis ϕ im Bereich von 0,05 bis 0,01 aufweisen, fällt der Nachteil geringer aus.

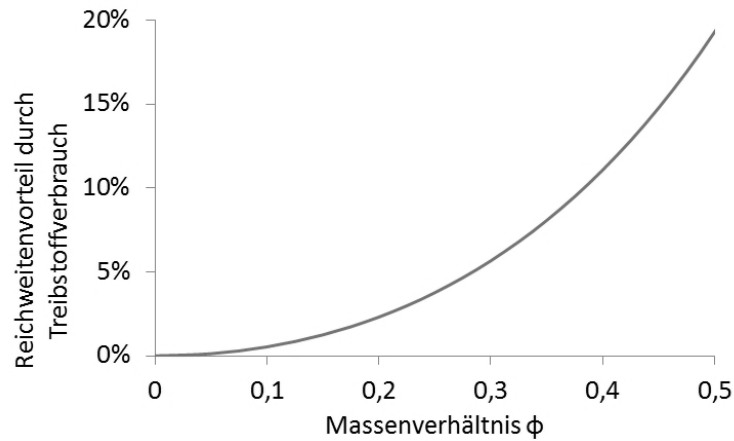


Abb. 3.1: Reichweitenvorteil in Abhängigkeit des Massenverhältnisses ϕ .

Kurzstrecken Anwendungen sind für elektrische Antriebe besser geeignet als große Reichweiten, da der Nachteil bei kleinem ϕ wenig signifikant ausfällt.

Dadurch sind, im Vergleich zu konventionellen Flugzeugen, Kurzstrecken Anwendungen für Flugzeuge ohne Massenverlust weniger nachteilig als Langstrecken.

Aerodynamische Güte

Das Gleitverhältnis e beschreibt die aerodynamische Güte des Flugzeugs bei einer bestimmten Fluggeschwindigkeit. Setzt man gleiche Bauweise und Technologie voraus, sollte e sowohl bei konventionellen wie auch bei elektrischen Flugzeugen prinzipiell gleich sein. Das elektrische Flugzeug kann allerdings einen entscheidenden Vorteil gegenüber dem konventionellen Flugzeug aufweisen, wenn durch unkonventionelle Konfigurationen die Triebwerksinstallation und gegebenenfalls die gesamte aerodynamische Auslegung widerstandsärmer ausfällt. Das wird durch die sehr kompakte Bauweise und die geringe spezifische Masse (aktuell $5,5 \text{ kW/kg}$ [5]) ermöglicht, welche im Vergleich zu Kolbenmotoren [19] um den Faktor 3 - 5 und zu kleinen Propellerturbinen [123] immer noch im Bereich von 1,5 - 2 leichter ausfällt. Dieser Sachverhalt wird im Kapitel 3.4 näher untersucht.

Wirkungsgrad

Der Wirkungsgrad η besteht nicht bei beiden Flugzeugantriebssystemen aus den gleichen Einzelfaktoren, wie am Anfang dieses Kapitels dargestellt wurde. Während bei der Verbrennungskraftmaschine die Wirkungsgradkette von der im Kraftstoff enthaltenen Energiemenge über die Faktoren, Motorwirkungsgrad, Getriebewirkungsgrad (wenn vorhanden), Propellerwirkungsgrad und Einbauwirkungsgrad abgebildet wird, gelten beim Batterieantrieb die Faktoren aus Gleichung 3.6. Im Vergleich kann der E-Antrieb bei geeigneter Auslegung einen signifikant besseren Gesamtwirkungsgrad erreichen. Beim Kolbenmotor wird zurzeit ein maximaler Motorwirkungsgrad bis circa 40 % in Serienprodukten erzielt. Der Diesel-/Jet-Motor A1 *CD 155* von *Continental* [19] erreicht diesen Wert, wobei die meisten Flugmotoren einen deutlich geringeren maximalen Wirkungsgrad aufweisen: bei 2-Takt-Motoren im UL-Bereich werden gerade ca. 20 % [73] erreicht. Auch kleine Propellerturbinen bei Volllast, wie zum Beispiel die *Allison 250-B17E*, erzielen Wirkungsgrade in diesem Bereich. Im Teillastbetrieb sinkt der Wirkungsgrad zum Teil sehr deutlich darunter [123]. Bei elektrischen Systemen sind, unabhängig von der Leistungseinstellung, Wirkungsgrade von weit über 90 % von Motor und Umrichter zusammen [41], [5] problemlos möglich. Werden, was allerdings nur für Anwendungen im Megawatt-Bereich sinnvoll erscheint [7], HTS-Komponenten verwendet, sind Wirkungsgrade von 99 % theoretisch möglich [152].

Der Propellerwirkungsgrad wird meistens als „Freifahrwirkungsgrad“ [83] angegeben, das heißt der Propeller arbeitet in diesem Fall in einem homogenen Strömungsfeld ohne aerodynamische Interaktion mit dem Flugzeug. Mit dem Einbauwirkungsgrad wird dieser Einfluss des Flugzeugs auf den Propeller und den Propellerstrahl beschrieben. Propeller- und Einbauwirkungsgrad werden üblicherweise durch die Konfiguration begrenzt, da der konventionelle Motor bei einmotorigen Flugzeugen durch Größe und Masse nur wenig Spielraum für große Propellerdurchmesser und besonders wirkungsgradstarke Einbaupositionen zulässt (Beispiele siehe Kapitel 3.4). Auch in dieser Dis-

ziplin liegt der E-Antrieb im Vorteil; es sind andere/unkonventionelle Konfigurationen realisierbar, die Einbau- und Propellerwirkungsgrad im Vergleich zur Standardkonfigurationen deutlich erhöhen können. In wie weit die Propellergröße eine Rolle spielt, wird in Abschnitt 3.2 noch detaillierter dargestellt.

Energiemenge

Die Energiemenge ω beschreibt in beiden Fällen der Reichweitengleichung die nutzbare Energie, welche im jeweiligen Speicher des Flugzeugs mitgeführt wird. In Diagramm 3.2 sind die zurzeit in der Elektromobilität gängigen Stromspeichermedien aufgeführt. Hierbei ist klar zu sehen, dass für Anwendungen wie den Reiseflug beim Flugzeug, bei denen es auf maximal speicherbare Energiemenge ankommt, nur Akkumulatoren auf Lithiumbasis in Frage kommen. Alle anderen Arten von Batteriezellen sind zur Zeit für Flugzeugprimärantriebe wenig geeignet. Bei speziellen Anwendungen, bei denen sehr kurzzeitig eine extrem hohe Leistungsdichten gefordert wird, könnten Kondensatoren Vorteile bieten. Vergleicht man die Energiedichte elektrischer Speicher mit chemischen Kraftstoffen wie in Diagramm 3.3, so ist klar ersichtlich, dass in diesem

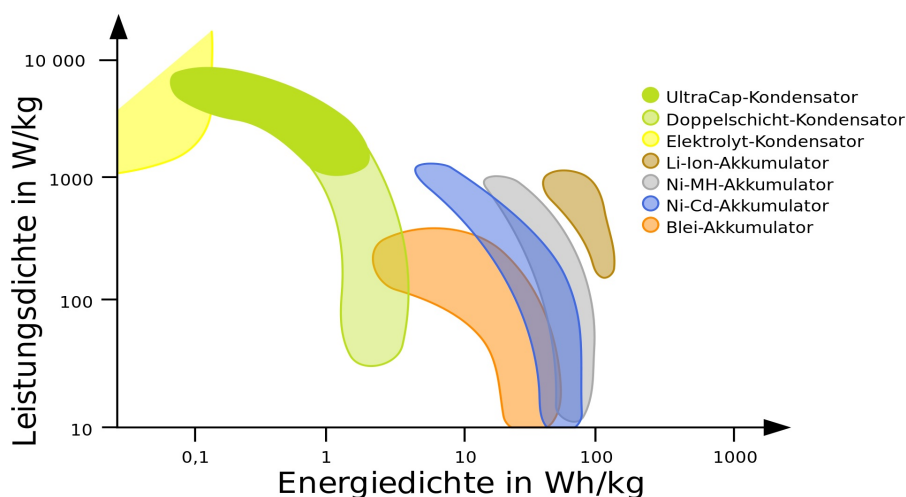


Abb. 3.2: Vergleich von unterschiedlichen Stromspeichern (Diagramm: Alexander Schmidt)

Bereich die Kraftstoffe wie Benzin und Diesel gegenüber Akkumulatoren eklatante Vorteile aufweisen. Es sei darauf verwiesen, dass in Diagramm 3.3 jegliche Peripherie nicht berücksichtigt ist, das heißt zu jeder Speicherart summiert sich eine speicherspezifische Systemmasse, die für den Betrieb des Speichers erforderlich ist. Dies können zum Beispiel Überwachungselektronik, Gehäuse, Kabel und Sicherungen bei Akkumulatoren, oder auch Tankmasse, Kraftstoffschläuche und Befüllungsvorrichtung bei flüssigen Kraftstoffen sein. Die Kraftstoffe, welche unter Normalbedingung gasförmig vorliegen, wie Wasserstoff und Erdgas, benötigen für den praktischen Einsatz ein Speichersystem, welches die erreichbare reale Energiedichte zum Teil erheblich einschränkt. 700 bar Wasserstoffdrucktanks aus CFK, wie sie zum Beispiel die Firma *Luxfer Gas Cylinders* [78] herstellt, bieten aktuell ein maximales Speichervermögen von bis zu 6 Gewichtsprozent, bezogen auf das Tankgewicht. Die reale Energiedichte reduziert sich damit auf ca. 1700 Wh/kg . Autogas, ein Gemisch, welches vor allem aus Propan und Butan besteht, stellt hier eine Ausnahme dar, da es unter Normaldruck gasförmig ist, aber schon zwischen 2 - 8 bar Überdruck flüssig wird und damit ein, im Vergleich zu Erdgas und Wasserstoff, verhältnismäßig einfaches Tanksystem erfordert.

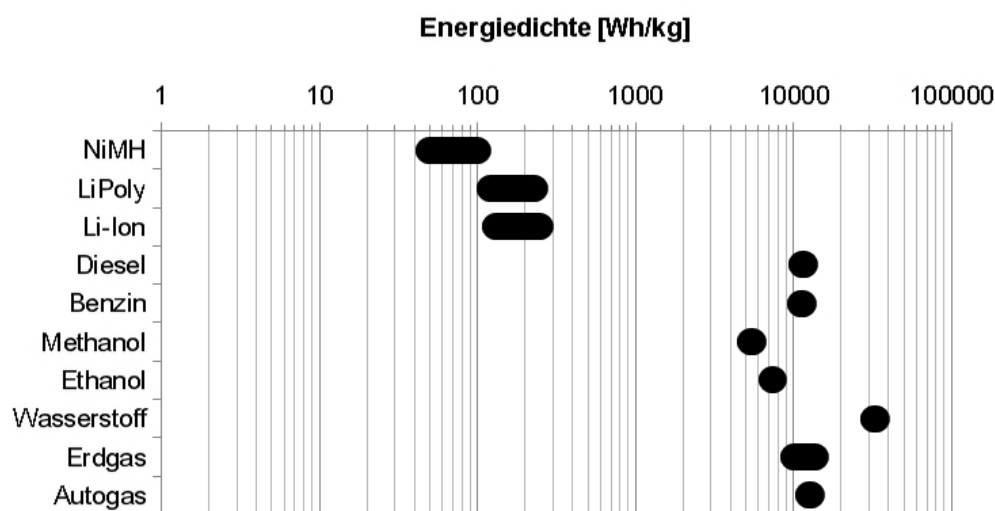


Abb. 3.3: Vergleich der reinen Energiedichten von unterschiedlichen Speichermedien, ohne Gehäuse/ Tank/ Überwachung/ Subsysteme

Die aufgeführten Einflüsse des Abschnitts 3.1.2 lassen sich aus Sicht des Elektroflugzeugs wie folgt zusammenfassen:

- Flugzeuge, die durch Treibstoffverbrauch während des Fluges deutlich leichter werden, haben bei langen Flügen einen energetischen Vorteil;
- Speziell beim batteriebetriebenen Elektroflugzeug ist, im Vergleich zu flüssigen Kraftstoffen, die sehr geringe spezifische Speicherkapazität der größte Nachteil
- Der herausragende Vorteil des Elektroflugzeugs ist der höhere Wirkungsgrad der Antriebskette
- Durch die kompakte Bauweise sind elektrische Antriebe für ungewöhnliche Flugzeugkonfigurationen geeignet, die gegebenenfalls die aerodynamische Güte steigern
- Eine gegebenenfalls höhere Abflugmasse des elektrischen Flugzeugs muss, um einem konventionellen Flugzeug zumindest ebenbürtig zu sein, durch einen entsprechenden Wirkungsgradvorteil kompensiert werden
- In Bezug auf den absolut geringsten Energiebedarf für eine bestimmte Transportleistung im Kurzstreckenbereich ist das Batterieflugzeug durch die geringen Umwandlungsverluste das Optimum, wenn man von Solar- und Segelflugzeugen absieht, die im Sinne eines geplanten Fluges keine Alltagstauglichkeit aufweisen können [111]. Wird die Flugstrecke zu lang, wird der Wirkungsgradvorteil durch die benötigte Speichermasse zunichte gemacht.
- Einen Kompromiss in Bezug auf Energieverbrauch und erzielbare Reichweiten können Brennstoffzellen- oder serielle Hybridsysteme als Stromlieferanten darstellen, da sie auf der einen Seite durch den elektrischen Antrieb Wirkungsgradvorteile aufweisen können, gleichzeitig aber auch über gute oder sehr gute Energiedichten verfügen.

- Ein Elektroflugzeug kann nur dann einen deutlich geringeren Energiebedarf aufweisen, wenn die Vorteile der Antriebstechnik entsprechend zum Tragen kommen.

3.2 Der Einfluss der Propellergröße auf den Flugzeugvorentwurf

Elektrische Antriebe lassen unkonventionelle Konfigurationen zu, die bei der Schuberzeugung mittels Propeller Wirkungsgradvorteile bieten. Im Flugzeugvorentwurf gibt es mehrere sehr ähnliche Ansätze, wie die Schuberzeugung durch einen Propeller für Vorentwurfszwecke einfach beschrieben werden kann, zum Beispiel bei Lowry [76], Eshelby [32] oder auch bei Raymer [103]. Raymer betrachtet den Propeller für Vorentwurfszwecke als „Magic Disk“ mit der Kreisfläche $A_p = \pi \cdot D^2/4$, ohne die genaue Propelleraerodynamik weiter zu beachten. Wie in Abbildung 3.4 dargestellt, wird die anströmende Luft, welche vor dem Propeller die Geschwindigkeit V_0 aufweist, instantan um ein ΔV auf die Propellerstrahlgeschwindigkeit V_P beschleunigt. Die Differenz der Zustandsbedingung des Luftstrahls vor der „Magic Disk“ und der Zustandsbedingung nach dieser ergibt dabei den erzeugten Schub. Die Bewegungsgleichung von Newton $F = m \cdot a$ beschreibt dabei in einfachster physikalischer Form, wie dieser Schub erzeugt wird.

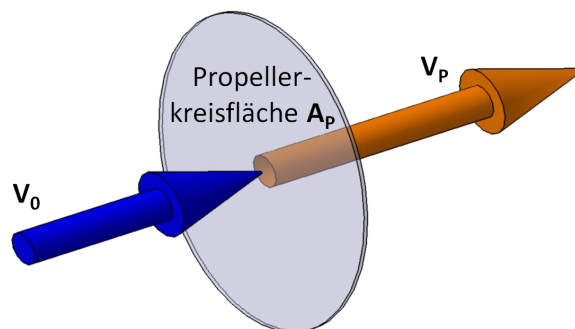


Abb. 3.4: Gedankenmodell zum Propellerschub im Vorentwurf. Die Anströmung mit der Geschwindigkeit V_0 wird durch die Propellerkreisläche A , der „Magic Disk“, auf die Propellerstrahlgeschwindigkeit V_P beschleunigt. (nach Raymer [103])

Wird die Bewegungsgleichung auf einen Luftmassenstrom angewandt, ergibt sie sich zu

$$F_S = \dot{m} \cdot (V_P - V_0) \quad (3.12)$$

Bildlich bedeutet dies, dass für die Erzeugung von Schub ein Luftmassenstrom \dot{m} um die Geschwindigkeit ΔV beschleunigt werden muss. Dabei ist an dieser Stelle noch unerheblich, ob der Massenstrom \dot{m} oder die Geschwindigkeitsänderung ΔV bei der Schuberzeugung dominant ist.

Die erzeugte Schubleistung P_S kann durch das Produkt aus Schub und Anströmgeschwindigkeit $P_S = F_S \cdot V_0$ beschrieben werden, was ausgeschrieben

$$P_S = \rho \cdot A_p \cdot V_P \cdot (V_P - V_0) \cdot V_0 \quad (3.13)$$

ergibt. Die eingesetzte Leistung P_E kann durch die Änderung der kinetischen Energie pro Zeiteinheit im Luftstrahl vor und hinter der „Magic Disk“ angesetzt werden:

$$P_E = \frac{1}{2} \dot{m} \cdot V_P^2 - \frac{1}{2} \dot{m} \cdot V_0^2 = \frac{\rho}{2} \cdot V_P \cdot (V_P^2 - V_0^2) \quad (3.14)$$

Werden die erzeugte Schubleistung P_S und die dazu eingesetzte Leistung P_E ins Verhältnis gesetzt, erhält man den Wirkungsgrad η_S :

$$\eta_S = \frac{P_S}{P_E} = \frac{2}{V_P/V_0 + 1} \quad (3.15)$$

Die resultierende Luftgeschwindigkeit im Propellerstrahl lässt sich über

$$V_P = V_0 \cdot \sqrt{\frac{P_S}{0,5 \cdot \rho \cdot A_p \cdot V_0^3} + 1} \quad (3.16)$$

berechnen.

Diese aus der Literatur bekannten Erkenntnisse, die in den Gleichungen 3.12 und 3.15 zum Tragen kommen, veranschaulichen für die Auslegung eines Propellerflugzeugs, an welcher Stelle ein E-Flugzeug in Bezug auf den Propeller gegenüber einem konventionellen Flugzeug Vorteile erreichen kann. Der Wirkungsgrad aus Gleichung 3.15 geht gegen

1 wenn das ΔV gegen 0 geht, das bedeutet: um Schub mit sehr hohem Wirkungsgrad zu generieren ist es sinnvoll, die Beschleunigung der Luft möglichst klein zu halten und dafür den Massenstrom durch einen großen Propeller zu erhöhen. Angewendet auf ein elektrisch angetriebenes Flugzeug heißt das, dass durch eine Antriebsposition, welche einen größeren Propellerdurchmesser zulässt als in einer konventionellen Konfiguration, ein Vorteil im Antriebsbedarf erreicht werden kann. Verluste durch den Propellerdrall, Reibung, Blattanzahl, Blattgeometrie, Blattspitzengeschwindigkeit etc. sind in dieser Abschätzung nicht enthalten, da sie näherungsweise für beide Konfigurationen gleich gelten.

Vergleich zweier Propellergrößen für ein Kleinflugzeug

Werden zwei Propellerdurchmesser, 1,6 m als Beispielgröße für ein konventionelles Kleinflugzeug und 2,2 m als Beispiel für das unkonventionelle Elektroflugzeug gleicher Größe und Leistung, anhand dieser einfachen Propellertheorie an charakteristischen Auslegungspunkten miteinander verglichen, kommt das Ergebnis in Tabelle 3.1 zustande.

	Propeller \varnothing 1,6 m	Propeller \varnothing 2,2 m
Streckenflug (15 kW/ 150 km/h)	95,3 %	97,4 %
Streckenflug (30 kW/ 200 km/h)	96,0 %	97,8 %
Schnellflug (60 kW/ 250 km/h)	95,9 %	97,8 %
Steigflug (60 kW/ 120 km/h)	76,5 %	84,7 %

Tab. 3.1: Anhand der einfachen Propellertheorie berechneter Unterschied des theoretischen Wirkungsgrads zweier Propellergrößen bei Luftdichte $\rho = 1 \text{ kg/m}^3$. Dies entspricht ca. 2000 m Flughöhe.

Im Strecken- und Schnellflug bei verschiedenen Leistungseinstellungen und Geschwindigkeiten schneidet der große Propeller leicht besser ab als der kleine Propeller. Der Unterschied liegt im Bereich von 2 Prozentpunkten. Besonders beim Steigflug weist der große Propeller einen deutlich höheren theoretischen Wirkungsgrad auf. Dies resultiert

entweder in einem deutlich besserem Start und Steigflugverhalten, oder lässt eine entsprechende Reduzierung der Antriebsleistung und Motorgröße zu. Der Entwurfsraum für diese Verbesserung ist darauf beschränkt, dass die Vergrößerung des Propellers und die Nutzung einer unkonventionellen Motorposition keine Verschlechterung z. B. der Masse in der gleichen Größenordnung aufweisen dürfen.

3.3 Einfluss des elektrischen Antriebs auf den Kühlwiderstand

Alle bis jetzt verwirklichten Flugzeugantriebe besitzen einen Wirkungsgrad kleiner 100 % und produzieren demnach Abwärme. Bei für Flugzeuge geeigneten Verbrennungskraftmaschinen fällt dabei ein größerer Teil der zugeführten Brennstoffenergie in Form von Abwärme an als in Form von Nutzleistung. Bei Turbinen-basierten Antrieben wird die Abwärme weitgehend mit dem Abgasstrahl abgeführt. Bei diesen Anwendungen muss nur ein Teil über das Schmieröl der Lager an die Atmosphäre abgegeben werden. Bei den in der untersuchten Flugzeuggröße üblichen Kolbenmotoren wird nur weniger als die Hälfte der Abwärme über das Abgas abgeführt [18]. Ein beträchtlicher Teil der Brennstoffenergiemenge muss durch ein Kühlsystem an die Atmosphäre abgegeben werden. Dieses Kühlsystem erzeugt einen zusätzlichen parasitären Widerstand und beeinflusst damit direkt die Flugleistungen. In der Flugzeugentwurfsliteratur stellt die Abschätzung des Kühlwiderstands allenfalls eine Randnotiz dar und verweist häufig auf die semiempirische Formel (3.17) von Torenbeek [142].

$$(C_W \cdot S)_{Kuehlung} = 5,9 \cdot 10^{-9} \cdot \frac{P \cdot T_\infty^2}{\frac{\rho}{\rho_0} \cdot V_\infty} \quad (3.17)$$

Hierbei bedeutet P die Motorleistung in mkg/s (entspricht $PS \cdot 75$), T_∞ die Umgebungstemperatur in Kelvin, ρ/ρ_0 das Dichteverhältnis der Luft in Flughöhe, sowie V_∞ die Fluggeschwindigkeit in m/s . In einer Aufstellung von Friedrich Müller [83] über die Einzelwiderstände am Beispiel des Flugzeugs *Piper PA-28-180*, sowie der Nachrechnung

mit Formel 3.17 trägt der Kühlwiderstand rund 20 % zum gesamten Nullwiderstand bei.

Für die Abschätzung des Kühlwiderstands bei (batterie-)elektrischen Flugzeugen kann Gleichung 3.17 keine sinnvollen Ergebnisse ergeben, da sich das Verhältnis Abwärmemenge zu Nutzleistung und häufig auch das Temperaturniveau des Kühlsystems unterscheiden. Bei einem konventionellen Flugzeug muss Abwärmeleistung in etwa der Höhe der Nutzleistung abgeführt werden. Im Fall des Elektromotorantriebs sind es nur 5-10 % der Wellenleistung [5], [41], d. h. die Abwärmeenergie fällt rund eine Größenordnung geringer aus. Durch Widerstandsmessungen (siehe Abschnitt 5.2.1) eines Kühlsystems im Flug wurden Korrekturwerte bestimmt, die hier als erste Näherung für elektrische Antriebe vorgeschlagen werden. Dabei wird angenommen, dass sich der Kühlwiderstand, unter Berücksichtigung einer geringeren Temperaturdifferenz ΔT zwischen Atmosphäre und Antrieb, die durch eine geringere zulässige Kühlmittel- bzw. Betriebstemperatur hervorgerufen wird, im Verhältnis zur Kühltemperaturdifferenz eines konventionellen Antriebs wie folgt verändert:

$$(C_W \cdot S)_{E-Kuehlung} = 5,9 \cdot 10^{-10} \cdot \frac{145 \text{ K}}{\Delta T_{E-Kuehlung}} \cdot \frac{P \cdot T_\infty^2}{\rho \cdot V_\infty} \quad (3.18)$$

Da Gleichung 3.17 für konventionelle (luftgekühlte) Motoren entstanden ist [83], wird für das Verhältnis $145 \text{ K} / \Delta T_{E-Kuehlung}$ in Gleichung 3.18 eine übliche Kühltemperaturdifferenz ΔT dieser Motoren, wie dem *Lycoming O-360* der *PA-28-180* aus dem oben erwähnten Beispiel, als Basiswert [79], [107] verwendet und setzt die Temperaturdifferenz $\Delta T_{E-Kuehlung}$ der elektrischen Anwendung dazu ins Verhältnis. Eine Batteriekühlung wird dabei nicht berücksichtigt, da diese - eigenen Messungen zufolge - für Streckenflugganwendungen und dementsprechend kleine Batterieentladeraten ($< 1C$) nicht benötigt wird. Als Vorgriff auf Kapitel 5.2.1 sei an dieser Stelle erwähnt, dass der Kühlwiderstand im Flugversuch einen Anteil von 6 % zum Nullwiderstand beigetragen hat.

3.4 Abschätzung des aerodynamischen Vorteils der optimierten E-Flug-Konfiguration

Dass bei einem auf Elektroantrieb umgerüstetem „klassischen“ Flugzeug der Antriebsbedarf nicht dramatisch sinken kann leuchtet ein, da nur wenige Parameter, wie zum Beispiel Kühlwiderstand (siehe 3.3) oder Formwiderstand der Cowling verbessert werden können. Die elektrische Maschine des E-Flugzeugs ist in Bezug auf Masse und Volumen, im Vergleich zum gleich leistungsfähigen, konventionellen (Kolben-) Verbrennungsmotor, deutlich kleiner. Dadurch können deutlich mehr Freiheiten in der Flugzeugkonfiguration erlangt werden. Ein sich daraus ergebender aerodynamischer Vorteil soll hier beispielhaft dargestellt werden. Grundsätzlich lassen sich für ein Flugzeug mit elektrischem Antriebsstrang beliebig viele Konfigurationsmöglichkeiten finden. An dieser Stelle wird eine Beschränkung auf einmotorige Konfigurationen vorgenommen, welche den Großteil aller Propellerflugzeuge der allgemeinen Luftfahrt darstellen.

3.4.1 Eigenschaften von einmotorigen Flugzeugkonfigurationen

Die Position des Motors ist bei konventionellen Flugzeugen quasi festgelegt: durch die in Bezug zur Abflugmasse große Motormasse muss das Triebwerk in Schwerpunktnähe liegen. Die verwendbare Propellergröße wird vom Fahrwerk, bzw. von der laut Bauvorschrift mindestens zu erreichenden Bodenfreiheit, oder dem maximalen Drehmoment des Motors begrenzt. Es gibt durchaus immer wieder Flugzeuge mit konventionellem Motor, welcher, wie bei der in Abbildung 3.5 gezeigten *S-Ray* der Firma *Do-Tec*, nicht in der Flugzeugnase eingebaut ist. Allerdings handelt es sich dabei überwiegend um Lösungen, die nicht aus Gründen der Widerstandsreduktion gewählt wurden. Bei der *S-Ray* zum Beispiel steht eine „Firewall forward“- Motorintegration der Wasserlandefähigkeit des Amphibienflugzeugs entgegen und die verwendete Motorposition verschlechtert durch den Zusatzwiderstand der Motorgondel das Flugzeug aerodynamisch.



Abb. 3.5: Amphibienflugzeug *S-Ray* der Firma *DoTec*. Die unkonventionelle Motorposition dient der Auslegung als wassertaugliches Flugzeug und nicht der Effizienzverbesserung. Bild: *DoTec*

3.4.2 Der Unterschied des Reibungswiderstandes beim Vergleich zweier Flugzeugkonfigurationen

Beim Entwurf von Flugzeugen, welche deutlich unterhalb von Geschwindigkeiten $Ma = 0,7$ operieren sollen, ist bekannt, dass der resultierende Reibungswiderstand der Konfiguration von der Art der aerodynamischen Grenzschicht abhängt, die sich an den jeweiligen Flugzeugoberflächen ausbildet. Die Transition der Grenzschicht von laminar zu turbulent ist dabei von verschiedenen Einflussfaktoren wie Oberflächenrauigkeit, Krümmungen und Reynoldszahl abhängig. Die Art der Grenzschicht sowie die Position der Transition bestimmen die erreichbaren Reibungsbeiwerte an der Körperoberfläche, die im Reibungswiderstand resultieren. In Abbildung 3.6 ist der Reibungsbeiwert C_f in Abhängigkeit der Reynoldszahl und der Transitionsposition für die ebene Platte aufgetragen. Der für die hier untersuchte Flugzeuggröße der allgemeinen Luftfahrt relevante Reynoldszahl- und Reibungsbeiwertbereich liegt in Abbildung 3.6 innerhalb der markierten Grenzen (gestrichelte Linie), etwa zwischen $Re = 5 \times 10^5$ zum Beispiel für Leitwerk und Winglet im Langsamflug und $Re = 5 \times 10^7$ zum Beispiel für einen Rumpf im schnellen Reiseflug. Es ist zu sehen, dass die Linien *LAMINAR* und *TURBULENT*

einen Unterschied im Reibungsbeiwert C_f im Bereich von 2,5 - 5 markieren und dadurch das grundsätzliche Potential zur Widerstandsreduktion darstellen.

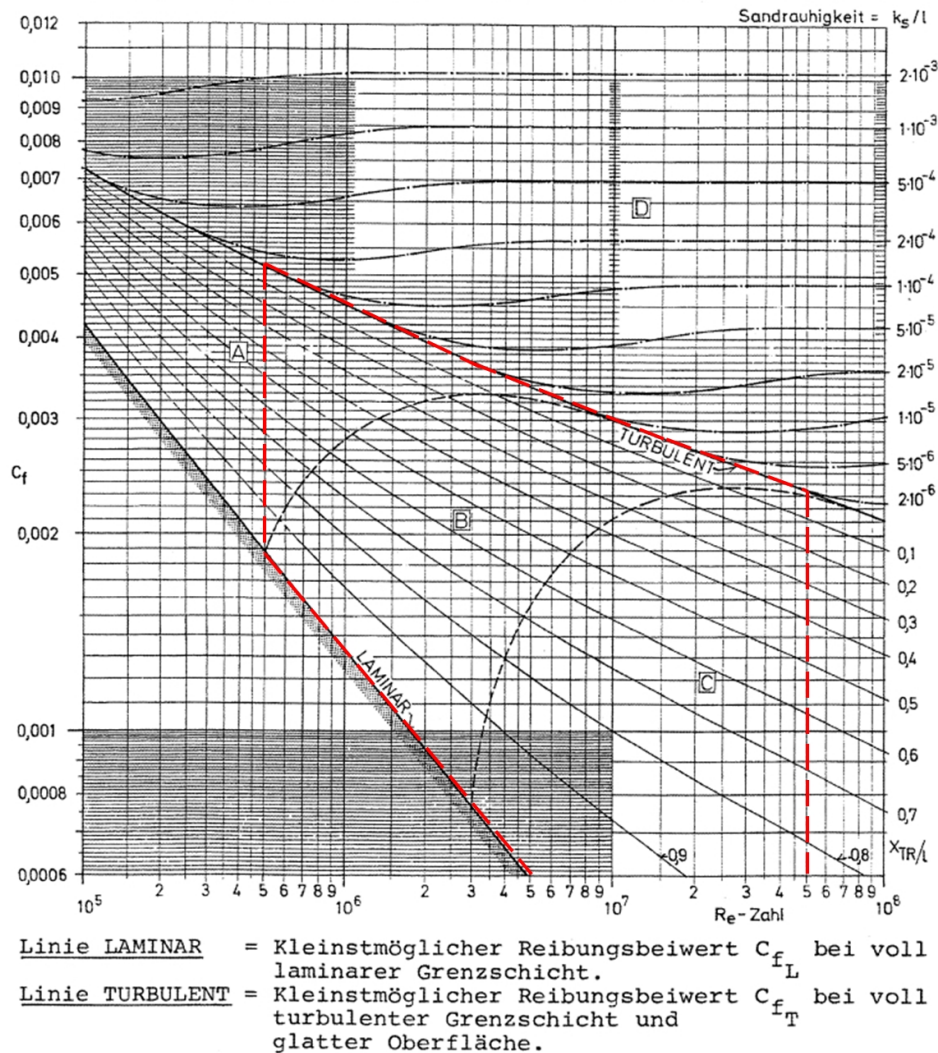


Abb. 3.6: Reibungsbeiwerte in Abhängigkeit der Reynoldszahl und der laminaren Laufstrecke der laminar/turbulenten Grenzschicht an der ebenen Platte ([83]). Die rote Umrandung markiert den Bereich, der für die allgemeine Luftfahrt relevant ist.

Eine effektive Möglichkeit den Widerstand und damit den Antriebsbedarf eines Flugzeugs bei feststehenden Dimensionsparametern zu reduzieren ist daher die laminare Laufstrecke der Grenzschicht an den Körperoberflächen zu maximieren. Ein Aspekt, dem bei der Konfiguration des Flugzeugs eine wichtige Rolle zukommt, ist dabei, wel-

che Oberflächen des Flugzeugs im Einflussbereich des Propellerstrahls liegen. Bis auf Anwendungen mit sehr geringer Propellerdrehzahl, z. B. Muskelkraftflugzeuge, kann als erste Abschätzung angenommen werden, dass durch die räumlich instationäre Vortriebserzeugung durch den Propeller in diesem Bereich eine turbulente Strömung vorliegt [83].

In folgenden Beispiel werden zwei einmotorige Flugzeuge der gleichen Klasse – Motorsegler – verglichen. Sie sollen für die gleiche Reisegeschwindigkeit ausgelegt sein, Platz für zwei Personen und eine vergleichbare Größe aufweisen. Das eine hat den Propeller an der Rumpfnase installiert, beim andere wurde der Antrieb so integriert, dass der Propellerstrahl auf wenig Oberfläche trifft. In der Abbildung 3.7 ist der Unterschied der beiden Konfiguration in Bezug auf die bespülte Oberfläche der von der Luftschaube angeströmten Körper qualitativ dargestellt. Der in dieser Disziplin überlegende Pusher wurde hierbei ausgeschlossen, da dieser zum einen den Motorschwerpunkt nochmals deutlich hecklastig verschiebt und zum anderen der Propellerlärm durch den Nachlauf des Seitleitwerks deutlich vergrößert wird [148].

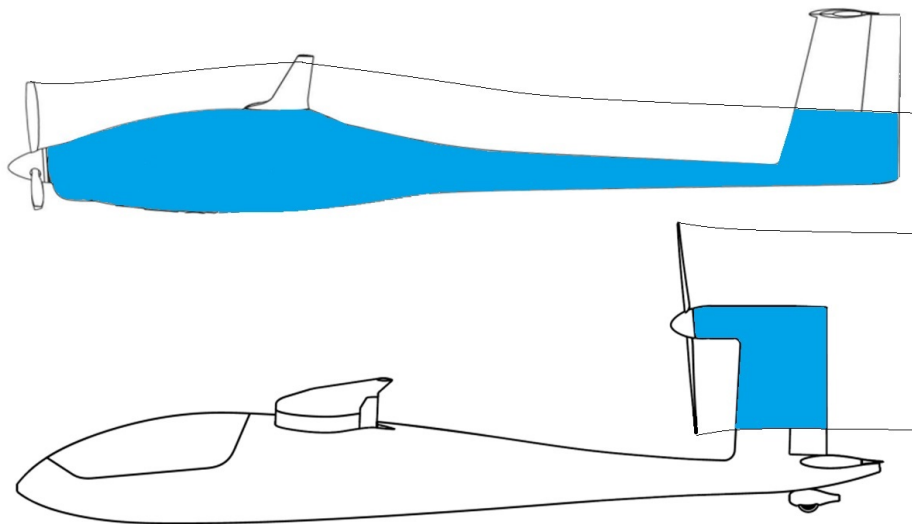


Abb. 3.7: Einmotoriges, konventionelles Flugzeug und optimiertes Elektroflugzeug mit gleicher Oberflächengröße im qualitativen Vergleich: Die jeweilige vom Propellerstrahl bespülte Oberfläche ist blau dargestellt.

Teiloberflächen	Größe [m^2]	Anteil [%]
Rumpf	18,1	35
Flügel	27,0	53
Höhenleitwerk	3,8	7
Seitenleitwerk	2,4	5
Gesamt	51,3	100

Tab. 3.2: Oberflächengrößen zweier Referenzmotorsegler in Quadratmeter [m^2] für den Widerstandsvergleich bei unterschiedlichen Propelleranströmbedingungen

Werden nun, wie in Tabelle 3.2 dargestellt, gleiche Werte der absoluten Oberflächen der Beispielflugzeuge angenommen und entsprechend unterschiedliche für die Oberflächen, welche im Einflussbereich des Propellers liegen, so lassen sich die Unterschiede beim zu erwartenden Anteil des aerodynamischen Widerstands, welcher aus der Oberflächenreibung resultiert, abschätzen.

Dazu werden die Oberflächen, wie in Tabelle 3.3 zu sehen, unter dem Gesichtspunkt aufgeteilt, welche Bereiche dem Propellerstrahl mit der Strömungsgeschwindigkeit V_P ausgesetzt sind und welche Bereiche nur mit der Fluggeschwindigkeit V_0 angeströmt werden. Eine Kontraktion des Propellerstrahls wird dabei vernachlässigt. An den prozentualen Werten in Tabelle 3.3 ist damit schon deutlich zu erkennen, dass beim konventionellen Vergleichsflugzeug der Einfluss des Propellers auf den Reibungswiderstand signifikant höher ausfällt als bei der optimierten E-Flug-Konfiguration. Für die Beispielrechnung wurden vereinfacht für den Rumpf eine Reynoldszahl von $Re = 2,25 \times 10^7$ und für alle Flächen (Flügel und Leitwerke) eine Reynoldszahl von $Re = 2,8 \times 10^6$ angenommen, was üblichen Größenordnungen eines Motorseglers bei ca. 150 km/h Reisegeschwindigkeit entspricht. Tatsächlich erhöht sich die Reynoldszahl im Propellerstrahl durch die vergrößerte Luftgeschwindigkeit. In der Abschätzung kann dieser Effekt allerdings vernachlässigt werden, da die Steigung der Reibungsbeiwert-Kurven in Abbildung 3.6 durch die logarithmische X-Achse sehr gering ist.

Anströmgeschwindigkeit	konventionelles FZ [m^2]		optimiertes FZ [m^2]	
	V_0	V_P	V_0	V_P
Rumpf	0	18,1	18,1	0
Flügel	25,1	1,9	27,0	0
Höhenleitwerk	3,8	0	3,8	0
Seitenleitwerk	1,2	1,2	0,6	1,8
	30,1	23,4	48,9	2,4
Anteil an Gesamtoberfläche	58,7 %	41,3 %	96,5 %	3,5 %

Tab. 3.3: Anteile der durch den Propellerstrahl mit erhöhter Geschwindigkeit V_P beaufschlagten Oberflächengrößen für den Widerstandsvergleich

Aus Abbildung 3.6 lassen sich damit die Reibungsbeiwerte bestimmen, welche in Tabelle 3.4 aufgeführt sind. Dabei wurde für die Flächen, die nicht im Propellerstrahl liegen, eine laminare Laufstrecke von 50 % und für den optimierten Rumpf eine laminare Laufstrecke von 20 % angenommen. Diese Werte sind an dieser Stelle bewusst konservativ gehalten; Raymer gibt für aerodynamisch saubere Composite-Flugzeuge (z.B. Segelflugzeuge) 70 % laminare Laufstrecke für Flügel und Leitwerke und 35 % für den Rumpf an [103].

Reynoldszahl	$Re = 2,8 \times 10^6$	$Re = 2,25 \times 10^7$
Beiwert C_f , voll turbulente Strömung	0,0037	0,0026
Beiwert C_f , 20 % laminare Laufstrecke	-	0,0023
Beiwert C_f , 50 % laminare Laufstrecke	0,0023	-

Tab. 3.4: Angenommene Reibungsbeiwerte aus Abbildung 3.6 für den Widerstandsvergleich der beiden Referenzflugzeuge

Werden die Werte aus Tabelle 3.4 mit den Flächen aus Tabelle 3.3 und dem Staudruck der Reisegeschwindigkeit multipliziert, erhält man den Anteil des Flugzeugwiderstands im nicht angetriebenen Flugzustand (quasi Segelflug), der aus der Luftreibung resul-

tiert. Dieser Wert ist für beide Referenzflugzeuge gleich, da noch kein Unterschied in den Anströmbedingungen auftritt.

Wird nun auch der Einfluss der durch den Propeller veränderten Anströmbedingung berücksichtigt, ergibt sich der in Abbildung 3.8 dargestellte Zusammenhang. Der Propeller beschleunigt die Luft von der Reisefluggeschwindigkeit V_0 um ΔV auf die Propellerstrahlgeschwindigkeit V_P und verhindert gleichzeitig laminare Laufstrecken im Einflussbereich. V_P wird dabei in Abhängigkeit der Kreisflächenbelastung P_{Strahl}/A_P anhand der Strahltheorie (siehe Abschnitt 3.2) abgeschätzt.

In Abbildung 3.8 ist damit deutlich zu sehen, wie sich der in Tabelle 3.3 dargestellte Unterschied zwischen konventioneller und optimierter Konfiguration auf den Reibungswiderstand auswirken kann. Die senkrechten Linien entsprechen dabei unterschiedlichen

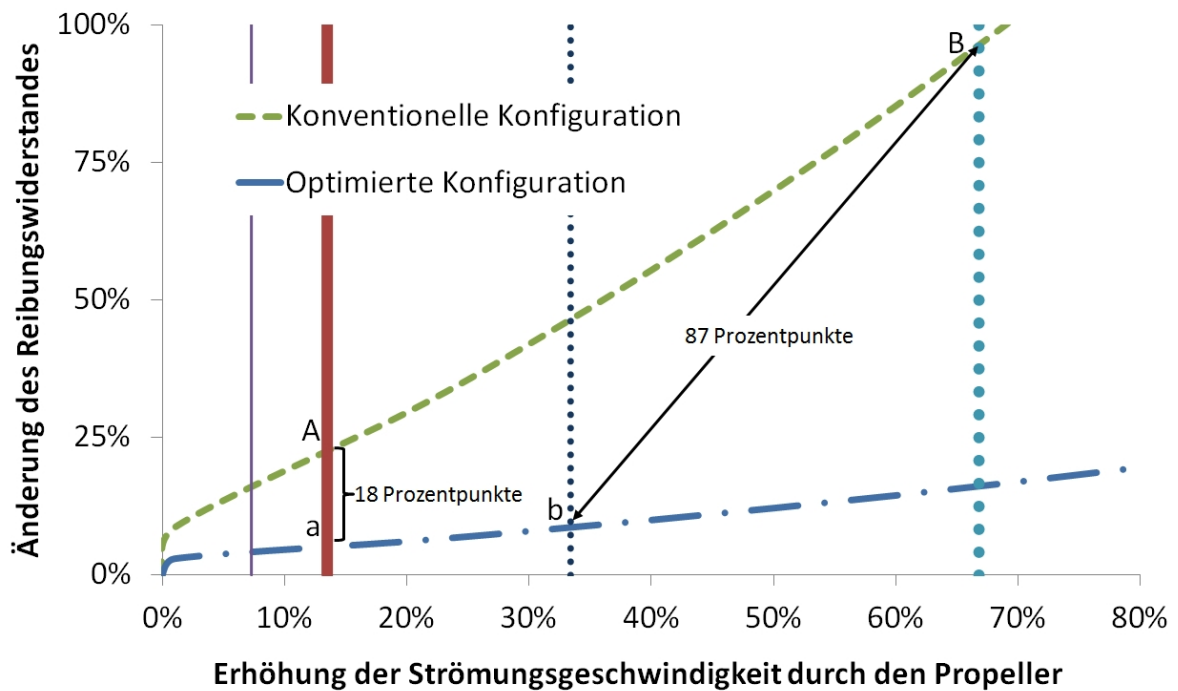


Abb. 3.8: Vergleich der Erhöhung des Reibungswiderstandes einer klassischen mit einer Elektroflug-optimierten Flugzeugkonfiguration durch den Einfluss des Propellerstrahls. Die senkrechten Linien entsprechen dabei zwei verschiedenen Propellergrößen, einmal beim Streckenflug mit 15 kW Strahlleistung und 150 km/h und im Steigflug (60 kW, 120 km/h).

Kreisflächenbelastungen, die durchgezogenen stellen den sparsamen (15 kW Strahlleistung) Reiseflug bei 150 km/h dar und die Punkt-Linien den Steigflug mit 60 kW Strahlleistung und 120 km/h. Die dicken Linien stehen repräsentativ für einen typischen Motorseglerpropeller mit 1,6 m Durchmesser die dünnen Linien für einen mit 2,2 m. Mit der Annahme, dass beide Flugzeuge den gleichen Propeller verwenden, ist der Unterschied im Reibungswiderstand die Differenz der Schnittpunkte an einer senkrechten Linie, was im Falle des Reiseflugs mit einem 1,6 m Propeller (a-A) 18 Prozentpunkte Differenz ausmacht. Wird der Steigflug und die zwei unterschiedlichen Propellergrößen (b-B) betrachtet, so entsteht sogar ein Vorteil von 88 Prozentpunkten für die optimierte Konfiguration bezogen auf den Reibungswiderstand. Dieser Unterschied resultiert hauptsächlich durch die ungleichen Werte der Rumpfumströmung. Daher sind große Widerstandsvorteile, denen die längere Laminarität der Strömung zu Grunde liegen, vor allem bei einmotorigen Flugzeugen mit entsprechender Triebwerksintegration zu finden.

Kapitel 4

Umsetzung des batterieelektrischen Flugzeugentwurfs

Es mag hinlänglich bekannt sein, dass ein Flugzeugentwurf selbst in der Theorie immer einen Kompromiss der verschiedenen Disziplinen darstellt. Wird ein theoretischer Entwurf in einem Prototypen umgesetzt, kommen weitere unvermeidliche Kompromisse hinzu, die in einem rein theoretischen Entwurf nicht getroffen werden müssten. Für den Prototypen bedeutet dies immer, dass dieser hinter dem theoretisch optimalen Entwurf zurück bleiben wird. Die wichtigsten Einflussfaktoren sind üblicherweise die Verfügbarkeit von

- Budget
- Zeit
- Fachleute
- Räumlichkeiten
- Halbzeuge
- Komponenten

Findet dieser Prozess, wie beim *e-Genius* geschehen, zum Beispiel in einem universitären Rahmen statt, müssen viele Entwurfsparameter an diesen Rahmen angepasst werden, da nur so eine Realisierung überhaupt denkbar ist.

4.1 Flugzeugentwurf *e-Genius*

4.1.1 Vorarbeiten

Das Grundkonzept des *e-Genius* geht auf das Projekt „*Hydrogenius*“ zurück, welches 2005 gestartet wurde. Auslöser für diesen Entwurf war eine Ausschreibung des Berblinger Preises der Stadt Ulm. Die Ausschreibung hatte zum Ziel, dass im Rahmen einer theoretischen Arbeit ein mindestens zweisitziges, zukunftsweisendes Flugzeug entworfen werden sollte, welches in Bezug auf „Wirtschaftlichkeit und/oder Umweltfreundlichkeit und/oder Sicherheit und/oder Bauweise“ besonders innovativ sein sollte. Das Institut für Flugzeugbau beteiligte sich an dem Wettbewerb mit dem Entwurf *Hydrogenius* (siehe Abb. 4.1): einem zweisitzigen, elektrisch angetriebenen Motorsegler, mit Wasserstoff-Brennstoffzellen Energiesystem [147].

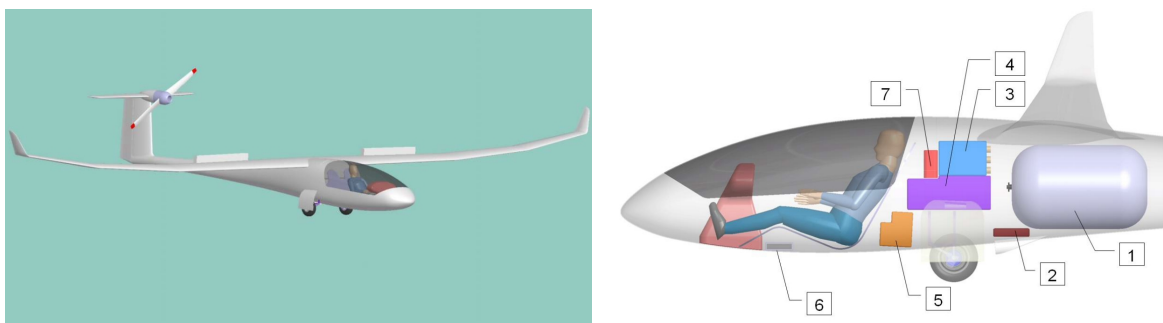


Abb. 4.1: Der Entwurf des Brennstoffzellenflugzeugs *Hydrogenius* als CAD-Bild, sowie die prinzipielle Systemanordnung im Rumpflängsschnitt aus der Bewerbung für den Berblinger Preis 2006 [147]

Durch den Gewinn des Berblinger Preises wurde, wie bereits beim Solarflugzeug *icaré 2* in den 90er Jahren, eine Realisierung der neuen Idee angestoßen. Nach einiger Zeit wur-

de das Wasserstoff-Brennstoffzellen Energiesystem zugunsten des batterieelektrischen Flugzeugprojekts *e-Genius* aufgegeben.

4.1.2 Auslegungskriterien für die Umsetzung des ökoeffizienten Fliegens beim *e-Genius*

Der *e-Genius* wurde von vornherein als Forschungsflugzeug und Erprobungsplattform ausgelegt. Durch die Definition von Forschungszielen und Auslegungskriterien wurden der technische Rahmen und die späteren Möglichkeiten abgesteckt. Die grundlegenden Ziele waren:

- Reduktion des Flugzeugenergiebedarfs durch den Einsatz eines elektrischen Antriebssystems
- Reduktion des Flugzeugenergiebedarfs durch eine für den e-Flug optimierte Antriebsintegration
- Realisierung einer großen Zuladung im Verhältnis zum Flugzeugleergewicht für ein entsprechendes Energiesystem
- Realisierung eines großem Installationsraums in Schwerpunktnähe im Flugzeugrumpf für ein entsprechendes Energiesystem
- Realisierung von gut zu beherrschenden Flugeigenschaften, um einen einfachen Betrieb im universitären Umfeld zu ermöglichen
- Auslegung auf Basis der Bauvorschrift für Segelflugzeuge und Motorsegler JAR 22 [55], um eine ausreichende Anzahl von Erprobungspiloten im Umfeld des IFB sicher zu stellen
- Priorisierung der Reichweite bei für diese Kategorie Flugzeug üblicher Geschwindigkeit

Mit diesen definierten Zielen konnten wichtige Merkmale für die Auslegung des *e-Genius* festgelegt werden:

- Maximale Abflugmasse 850 kg → Höchste Masse für Motorsegler, welche in JAR 22.1a(2) vorgegeben wird.
- Spannweite $\geq 16,83$ m → Verhältnis der Abflugmasse und dem Quadrat der Spannweite darf nicht größer als 3 sein, JAR 22.1a(2)
- Einmotorige Auslegung → Anlehnung an JAR 22.1a(2).
- Cockpit für zwei Personen nebeneinander → Rumpfbreite größer als beim typischen Einsitzer oder Tandem-Zweisitzer, was ein größeres Installationsvolumen für das Energiesystem ergibt, ohne Widerstands Nachteile befürchten zu müssen.
- Zuladung im Cockpit mindestens 180 kg → JAR 22.25a(2)
- Mindestgeschwindigkeit $V_{S0} \leq 80$ km/h → JAR 22.49b(1)
- Startstrecke auf trockenem, ebenem, hartem Boden über ein 15 m Hindernis ≤ 500 m → JAR 22.51a
- Steigleistung $\geq 1,5$ m/s → JAR 22.65a
- Lastannahmen gemäß JAR 22 Abschnitt C
- Ausführung des Prototypen in CFK-Sandwich-Bauweise im Nasslaminat in Negativ-Formen → hohe aerodynamische Güte möglich, geringes Strukturgewicht erreichbar, einfach umsetzbarer Bauprozess durch bekanntes Verfahren.
- Fahrwerk in Spornradkonfiguration → leichtere Ausführung als bei Bugfahrwerkskonfiguration möglich
- Elektrisch einziehbares Hauptfahrwerk, ähnlich der *Stemme S10* → geschleppte Ausführung mit hydraulischem Dämpfer aus der *Dornier S-Ray* (siehe Abbildung 3.5)

- Einzel angesteuerte hydraulische Scheibenbremsen am Hauptfahrwerk → von beiden Sitzen aus zu bedienen, mit Parkbremse
- Nicht einziehbares, gedämpftes Spornrad → für gute Lenkbarkeit mit dem Seitenruder gekoppelt
- Schulterdeckerkonfiguration → einfache Montierbarkeit des Flügels, größeres Installationsvolumen möglich
- Höhenleitwerk in Normal-Konfiguration → Höhenleitwerk ist außerhalb des Propellerstrahls
- Höhenleitwerk hinter dem Seitenleitwerk platziert → geringe Seitenleitwerksabschattung im Trudelfall
- Motorposition soll Propellerdurchmesser bis 2,3 m zulassen
- Motor erhält einen Propellerflansch, welcher kompatibel zu Standardpropellern ist (Rotax-Flansch)
- Nominelle Akkukapazität 56 kWh
- Startleistung mindestens 60 kW an der Motorwelle

Die nachfolgenden Diagramme beziehen sich, zur besseren Vergleichbarkeit mit den späteren Messergebnissen, auf eine Bemessungsabflugmasse von 900 kg, da das Flugzeug in der Praxis etwas schwerer als vorgesehen wurde.

Der Vorentwurf wurde iterativ in mehreren Schritten konkretisiert. Im Rahmen einer Studienarbeit wurde eine Parameterstudie durchgeführt [91], um den konkreten Einfluss sowie die Sensitivität der charakteristischen geometrischen Flugzeugdaten wie zum Beispiel Flügelfläche, Spannweite und Rumpflänge auf Flugleistung, Stabilität und Steuerbarkeit der *e-Genius*-Konfiguration zu untersuchen. Da am Institut für Flugzeugbau schon zuvor manntragende Fluggeräte (*icaré 2* und *velair*) realisiert wurden,

konnte auf diese Vorarbeiten und Erkenntnisse, insbesondere auf die Arbeiten von Frank [37] und Rehmet [105], [104] zurückgegriffen werden. In weiteren Arbeiten wurden die Hauptbauteile Flügel [6], Rumpf [156] und Leitwerk [126] genauer spezifiziert und erste Lastannahmen durchgeführt. Auch dabei konnte zum Teil auf Auslegungsarbeiten aus dem Projekt *icaré 2* zurückgegriffen werden, insbesondere die Arbeiten von Dugas [28] zum Flügelentwurf und von Buck [17] zum Leitwerksentwurf. Durch Abschätzungsmethoden von Niedbal und Försching [38],[89] wurden mögliche aeroelastische Instabilitäten von Strukturbauteilen, dem sogenannten „Flattern“, mit einfachen Mitteln berücksichtigt.

4.1.3 Entwurf der Flugzeughauptkomponenten

Der Entwurf des *e-Genius* besteht aus den Hauptkomponenten Rumpf (mit SLW), Flügel und Höhenleitwerk. Um den Aufwand für den Formenbau zu reduzieren, wurde mit Blick auf die eingangs dieses Kapitels genannten Kriterien für eine erfolgreiche Realisierung mehrerer Lösungen von existierenden Komponenten und Negativformen adaptiert.

Flügelauslegung

Als Basisentwurfparameter für die aerodynamische Auslegung des Flügels werden Spannweite b_F , Flügelfläche S_F , Zuspitzung und Profilierung herangezogen, wobei die Flügelfläche und damit auch die Spannweite möglichst klein werden sollten, um der Auslegung auf den schnellen Reiseflug gerecht zu werden. Gleichzeitig darf die Flügelmasse den Entwurf nicht dominieren.

Wie beispielsweise im Stuttgarter Profilkatalog [3] zu sehen ist, stehen für den zu erwartenden Reynoldszahlbereich Profile zur Verfügung, die entweder eher für Segelflugzeuge oder eher für Reiseflugzeuge geeignet sind, siehe Tabelle 4.1. Profile für den Einsatz im Segelflugzeug, zum Beispiel das DU94-VC-125, welches für die *fs34* der *Akaflieg Stuttgart* vorgesehen war, sind auf sehr lange laminare Laufstrecken und ent-

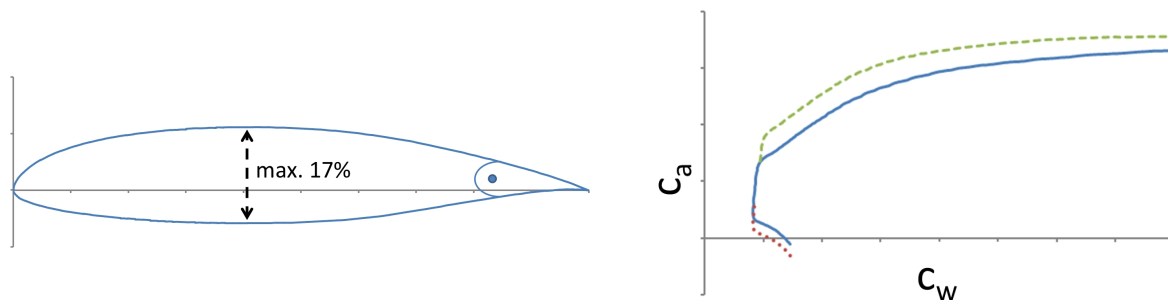
	DU94-VC-125	GA(W)1
relative Profildicke	12,4 %	17 %
min. Widerstandsbeiwert	0,006	0,008
max. Auftriebsbeiwert	1,3	1,5

Tab. 4.1: Prinzipieller Vergleich der Laminarprofile DU94-VC-125, als Vertreter für den Einsatz im Segelflugzeug, und GA(W)1 für die Anwendung im Reiseflugzeug. Werte für $Re = 1 \cdot 10^6$

sprechend geringen Widerstand optimiert. Sie sind eher dünn und weisen, ohne aufwendigem Hochauftriebssystem, einen recht geringen maximal erreichbarem Auftriebsbeiwert auf. Laminarprofile für Reiseflugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt, zum Beispiel das GA(W)1 [106], erreichen diese geringen Widerstandsbeiwerte nicht, punkten dagegen mit größeren Profildicken und höherem erreichbaren maximalen Auftriebsbeiwert. Für den *e-Genius* ist es somit sinnvoll auf ein Profil für Reiseflugzeuge zu setzen, da ein größerer maximaler Auftriebsbeiwert einen kleineren und eine größere maximale Dicke einen leichteren Flügel erlauben.

- Mit einer einfachen Wölbklappe als Hochauftriebssystem ist, je nach Basisprofil, ein ΔC_A von 0,3 - 0,5 zu erwarten [148]. Über die Auftriebsgleichung $A = m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_A \cdot S$, angewendet auf die geplanten 850 kg Abflugmasse und 80 km/h Minimalgeschwindigkeit des *e-Genius*, ergibt sich für $C_{Amax} = 2$ eine Mindestflügelfläche von $S_{Fmin} \approx 13,78 \text{ m}^2$. Durch die Mindestspannweite von 16,83 m ergibt sich eine mittlere Flügeltiefe l_μ von mindestens 819 mm.

Der slowenische Flugzeughersteller *Pipistrel* bietet mehrere in Faserverbundbauweise gefertigte Flugzeugtypen in der UL-Klasse an, wie auch den bereits in Kapitel 2.3 genannten *Taurus*. Der Flügel basiert auf einem GA-Profil vom Typ *ORL 170* mit 17% relativer Dicke. Die Flaperons des Flugzeugs weisen 17% Klappentiefe auf und schlagen in Landstellung 18° nach unten aus. Damit erreicht der *Taurus* eine Überziehgeschwindigkeit [96] von $v_{Taurus} = 63 \text{ km/h}$. Mit den weiteren Daten Flügelfläche



(a) Schematischer Schnitt durch das Tragflügelprofil ORL170 mit 17% maximaler relativer Dicke und 17% Klappentiefe.

(b) Qualitative $c_a - c_w$ Kurve des Flügelprofils mit positivem, negativem und ohne Klappen-ausschlag.

Abb. 4.2: Anhand der Polare und des Profilschnitts lässt sich die Eignung des Profils gut erkennen: die große relative Dicke des Profils erlaubt eine leichte Konstruktion des Flügels und die ausgeprägte Laminardelle liegt im benötigten c_a -Bereich.

($S_{Taurus} = 12,33 \text{ m}^2$) und MTOM ($m_{Taurus} = 472,5 \text{ kg}$) kann ein maximaler Auftriebsbeiwert für das ganze Flugzeug von $C_{Amax} \approx 2$ abgeschätzt werden. Die grundsätzliche Eignung des beim *Taurus* verwendeten Flügelprofils kann ebenfalls einfach abgeschätzt werden. In den Abbildungen 4.2 sind Profilschnitt und qualitative Profilpolare ohne, sowie mit positivem und negativem Klappenausschlag dargestellt. Die, im Vergleich zu aktuellen Segelflugzeugen [13], große relative Dicke des Flügelprofils von 17% (siehe Abb. 4.2(a)) ermöglicht eine leichte Bauweise des Tragwerks, da sowohl das axiale Flächenträgheitsmoment $I_y = \int_A z^2 \cdot dA$, als auch das polare Flächenträgheitsmoment $I_P = \int_A r^2 \cdot dA$ durch eine Erhöhung der Profildicke mit quadratischem Faktor vergrößert werden.

Die qualitative Profilpolare (siehe Abb.4.2(b)) zeigt eine ausgeprägte Laminardelle in dem Bereich der Profil- Auftriebsbeiwerte, die bei typischen Reisefluggeschwindigkeiten eines Motorseglers zu erwarten sind. Die Abbildung basiert auf einer XFOIL-Abschätzung [27] mit der Annahme einer hohen Oberflächengüte, die einen späten laminar-turbulenten Umschlag begünstigt. XFOIL basiert auf einem Panel-Verfahren höherer Ordnung und wurde von Marc Drela ab 1986 entwickelt. Das von XFOIL für

den laminar-turbulenten Umschlag verwendete Transitionskriterium N_{crit} wurde mit 13 angenommen, einem üblichen Wert für Segelflugzeuge [26]. Wie in der Abbildung 4.2(b) angedeutet, kann der nutzbare Bereich mit besonders niedrigem Widerstandsbeiwert mit geringen Klappenausschlägen in beiden Richtungen und damit sowohl zu höheren, als auch zu niedrigen Geschwindigkeiten leicht verschoben werden. Daher ist eine Flügelauslegung mit Flaperons sinnvoll.

In Tabelle 4.2 sind die wichtigsten Auslegungsdaten des *Taurus*-Flügels sowie die *e-Genius*-Anforderungen zusammengefasst, die bereits erkennen lassen, dass der *Taurus*-Flügel in einer gestreckten Version für den *e-Genius* grundsätzlich geeignet ist.

	<i>Taurus</i>	<i>e-Genius</i> Mindestanforderungen
Spannweite b_F	14,97 m	16,83 m
mittlere Flügeltiefe l_μ	809 mm	819 mm
Flügelfläche S_F	12,33 m ²	13,78 m ²
Streckung Λ	18,2	20,6

Tab. 4.2: Der Vergleich der Flügelparameter zwischen *Taurus* und den Mindestanforderungen von *e-Genius* lassen erkennen, dass die *Taurus*-Geometrie grundsätzlich auf die Anforderungen des *e-Genius* modifiziert werden könnten.

In der schematischen Abbildung 4.3 ist der Flügelgrundriss des *Taurus* abgebildet. Es ist ersichtlich, dass der Flügelgrundriss des Flugzeugs eine 4-fach Trapez-Geometrie mit einem 3300 Millimeter langen, rechteckigen Innenteil aufweist. Indem das Rechteckteil verlängert wird ist es möglich, mit den bestehenden Negativformen die Spannweite eines neuen Flügels zu vergrößern. Eine Spannweitenänderung auf 16,50 m würde zwar die Mindestanforderung an die Flügelfläche erreichen, nicht jedoch an die Mindestspannweite. Daher wurde die Spannweite auf 16,85 m (2 cm Reserve zur Mindestanforderung) festgelegt. Die Flügelfläche ergibt sich damit zu 14,1 m² (+2,3 % zur Mindestanforderung), die mittlere Flügeltiefe zu 833 mm und eine Streckung von 20,2.

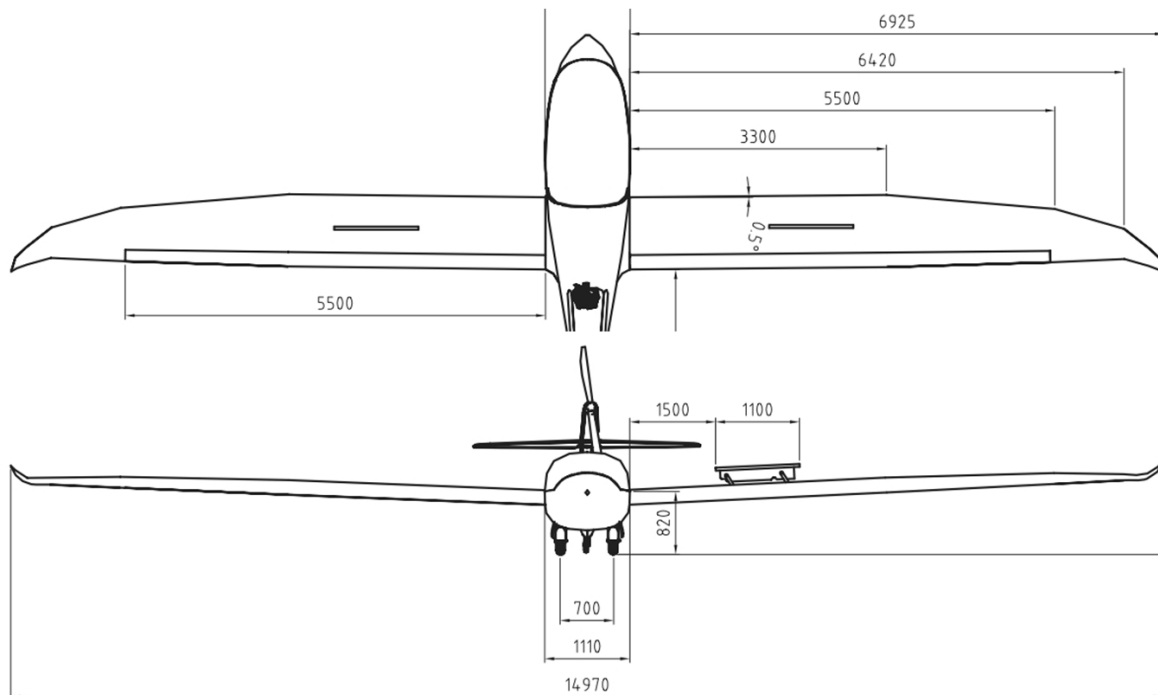


Abb. 4.3: UL-Flugzeug *Taurus* mit standardmäßig 14,97 m Spannweite (aus [96]). Die 4-fach Trapez-Geometrie mit rechteckigem Innenteil, welches sich zur einfachen Spannweitenvergrößerung anbietet, ist deutlich erkennbar.

In Abbildung 4.4 ist die sich ergebende Flügelgeometrie der Halbspannweite des *e-Genius* skizziert. Diese wird dreiteilig ausgeführt mit einem zentralem Mittelstück, welches eine Spannweite von 7,32 m, bzw. eine Halbspannweite von 3,66 m aufweist. Das erste, rechteckige Trapez des Flügels geht über die Halbspannweite von 4,8 m, die restliche Trapezgeometrie ist wieder identisch zum *Taurus*-Flügel. Diese Aufteilung lässt eine Flügelfertigung ohne Modifikationen der Bauformen zu.

Bei gegebener Mindestgeschwindigkeit verhalten sich Flügelfläche und Auftriebsbeiwert proportional zueinander. Eine Verkleinerung der Flügelfläche kann daher nur durch ein höheres C_{Amax} erreicht werden. Unter der Annahme, dass ein geeignetes Flügelprofil bereits zum Einsatz kommt, ist eine Reduktion des Flügelwiderstands nur mit einer Verkleinerung der Flügelfläche möglich. Eine einfache Wölbklappe ist dafür nicht mehr

geeignet [103]. Aus Sicht der Flügelkomplexität und der Flügelmasse ist der gefundene Kompromiss daher gelungen.

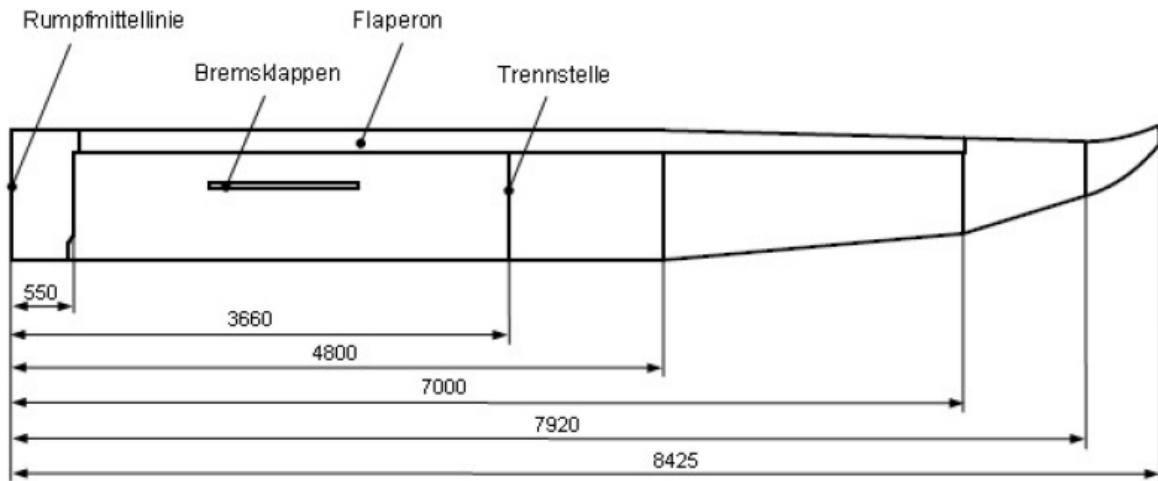


Abb. 4.4: Skizze des *e-Genius*-Flügelentwurfs mit 8425 mm Halbspannweite auf Basis der *Taurus* Negativformen (aus [67])

Rumpfentwurf

Der *e-Genius*-Rumpf gehört durch die Motorposition im Seitenleitwerk zu den unkonventionellen Entwürfen. Dieser soll sowohl Nutzlast (d. h. die Besatzung), als auch Energiesystem aerodynamisch verpacken und aerodynamisch wie strukturell sinnvoll an Flügel, Motor, Fahrwerk und Leitwerk anschließen. Durch das verhältnismäßig große Installationsvolumen für das Energiesystem (siehe Abbildung 4.5) und den, durch die Motorposition strukturell stärker belasteten Leitwerksträger ist die Konfiguration prinzipiell in Bezug auf die bespülte Oberfläche gegenüber einem konventionellen Flugzeug der gleichen Kategorie etwas benachteiligt. Dem gegenüber steht die einfache Möglichkeit, ein voll eingestrahtes Cockpit zu realisieren, welches entsprechend lange laminare Laufstrecken der Rumpfgrenzschicht zulässt.

In Abbildung 4.6 ist der Rumpf des Reisemotorseglers *Stemme S6*, als moderner Vertreter dieser Klasse mit 900 kg MTOM (alle Daten aus [135]), im Vergleich mit dem *e-Genius*-Rumpf (8,10 m lang) maßstabsgetreu zu sehen. Gut zu erkennen ist dabei,

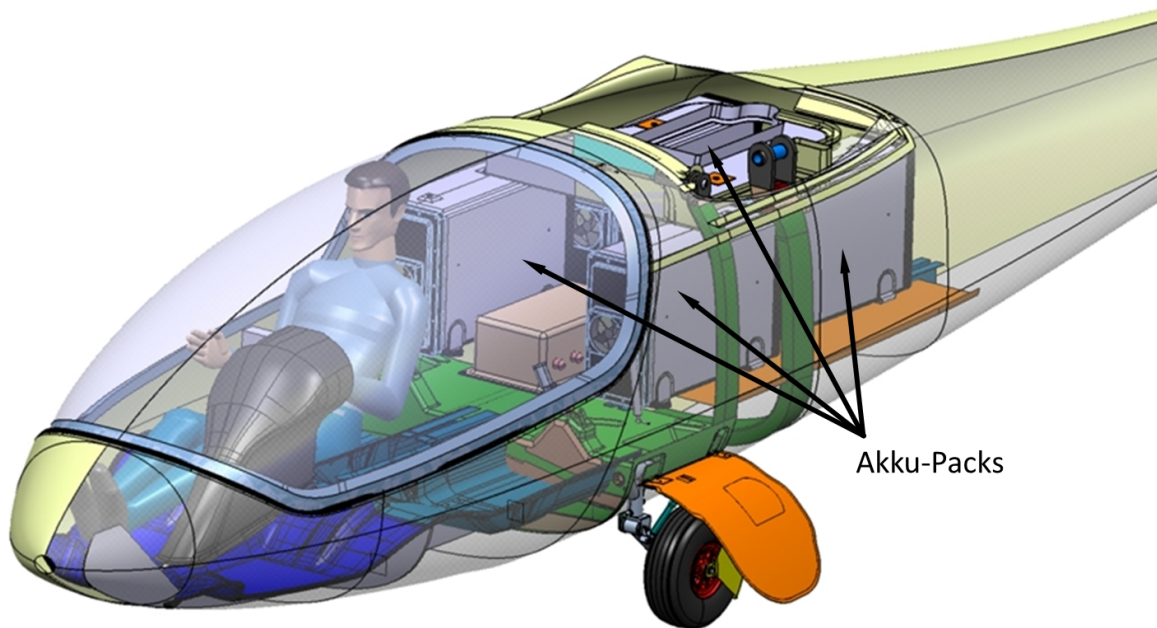


Abb. 4.5: Rumpffentwurf *e-Genius*. Hinter dem Cockpit sind die (in diesem Fall 4) Akku-Packs installiert. Die Auslegung als Forschungsflugzeug erfolgt so, dass auch für andere Energiesysteme prinzipiell ausreichend Volumen zur Verfügung steht. Daher weist die Rumpfform in diesem Bereich keine wesentliche Einschnürung auf.

wie sich charakteristische geometrische Daten der Flugzeuge durch die unterschiedliche Konfiguration unterscheiden. Die *Stemme S6* verwendet einen 3-Blatt-Propeller mit 1,75 m Durchmesser (p), wodurch ein langes Fahrwerk (f) nötig wird, welches durch seine Größe zudem nur mechanisch aufwändig, durch einen schwenk-kipp-Mechanismus, nach hinten eingefahren werden kann. Im Gegensatz dazu kann der *e-Genius*-Propeller bis 2,3 m groß werden (P) und die Fahrwerksmechanik (F) ist, bei gleicher Radgröße, trotzdem nur etwa halb so groß wie die des Vergleichsflugzeugs. Durch das kurze Fahrwerk ist auch die Oberkante der Bordwand beim *e-Genius* zum Ein- und Aussteigen deutlich niedriger (E). In Bezug auf die gespülte Rumpfoberfläche (inkl. SLW) weist die *Stemme S6* mit etwa 18,5 m² dem *e-Genius* gegenüber mit 20,5 m² einen Vorteil von rund 10 % auf. Würde der *e-Genius* auf ein bestimmtes Speichersystem optimiert, könnte der Rumpf, wie es die gestrichelten Rumpflinien in Abbildung 4.6 andeuten, mit der gleichen Rumpfgröße realisiert werden. Bei einer Batterieintegration in die Tragflä-

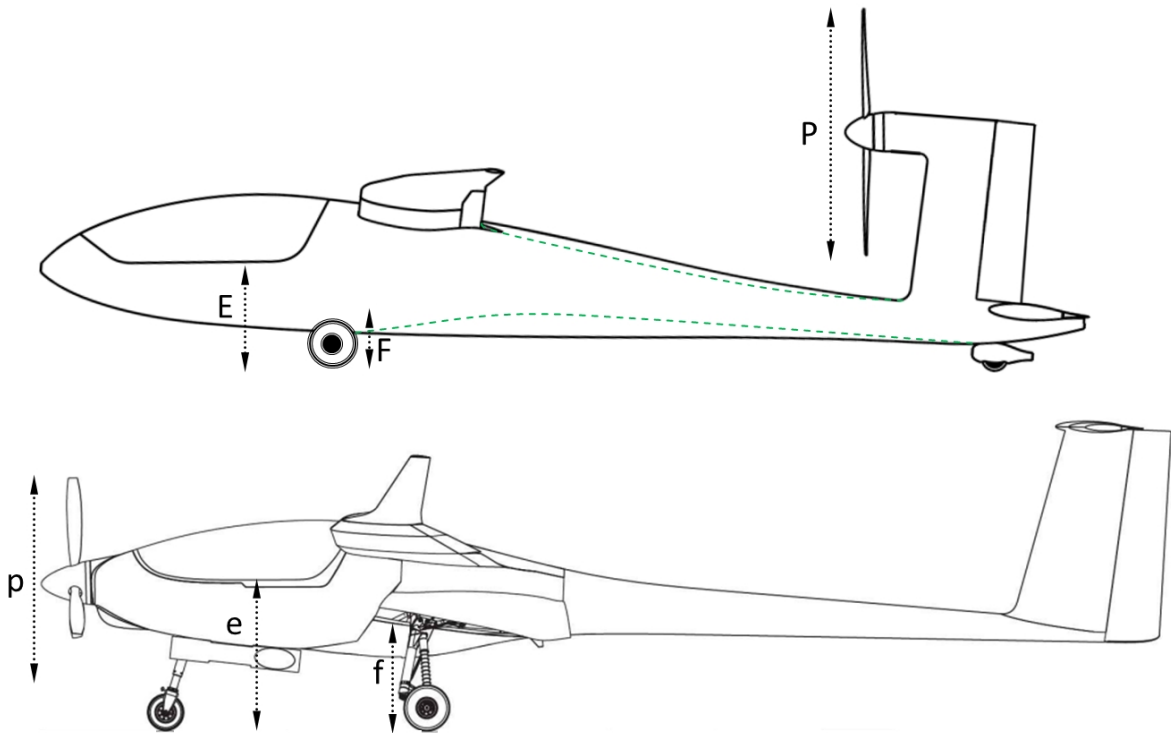


Abb. 4.6: *e-Genius* Rumpf im schematischen Vergleich zur *Stemme S6* einem konventionellen Reisemotorsegler. Gut zu erkennen sind die unterschiedlichen charakteristischen Größen für Propellerdurchmesser (P/p), Fahrwerkshöhe (F/f) und Bordwandhöhe (E/e), die sich durch die unterschiedlichen Konfigurationen ergeben und die zu Gunsten der e-Flug-Konfiguration ausfallen.

chen, was für ein Serienprodukt denkbar wäre, kann eine e-Flug-Rumpfkongfiguration mit noch deutlich geringerer Oberfläche realisiert werden.

Entwurf Höhenleitwerk

Zur ersten, einfachen Abschätzung der benötigten Höhenleitwerksgröße wird das Höhenleitwerksvolumen $V_H = S_H/S_F \cdot r_H/l_{\mu F}$ herangezogen (aus [83], [148]), wobei S_H/S_F das Verhältnis von Höhenleitwerksfläche zu Flügelfläche und $r_H/l_{\mu F}$ das Verhältnis des HLW-Hebelarms zur Ersatzflügelteufe darstellt. Eine Vergrößerung von V_H geht dabei mit einer Vergrößerung der Längsstabilität, des nutzbaren Schwerpunktbereichs, sowie mit zunehmender Trägheit und Dämpfung um die Querachse einher. Die Vergrößerung

von V_H ergibt gleichzeitig einen geringfügig größeren Reibungswiderstand und/oder einen Massennachteil. Als übliche Werte für V_H geben Roskam [110] und Raymer [103] bei einem einmotorigen Reiseflugzeug der Allgemeinen Luftfahrt $0,5 \leq V_H \leq 0,8$ an. Müller [83] gibt für Leichtflugzeuge mit einstellbarer Höhenflosse $0,35 \leq V_H \leq 0,7$ und $0,7 \leq V_H \leq 0,1$ für Flugzeuge mit Rudertrimmung an. Für den gegebenen Hebelarm des *e-Genius* von $r_H = 4,91$ mm ergibt sich daraus nach Roskam eine nötige Höhenleitwerksfläche von $1,26 \text{ m}^2 \leq S_H \leq 2,02 \text{ m}^2$, nach Müller werden $1,77 \text{ m}^2 \leq S_H \leq 2,53 \text{ m}^2$ benötigt. Wird die gespülte Oberfläche des Höhenleitwerks ($\approx 2 \cdot S_H$) in das Verhältnis zur gespülten Oberfläche des Gesamtflugzeugs ($\approx 47,5 \text{ m}^2$) gesetzt, ergeben sich überschlägig minimal 5,3 % und maximal 10,6 %, die das Höhenleitwerk zum Reibungswiderstand des Flugzeugs beiträgt, soweit Einflüsse von veränderten Grundrissen, Profilen und Reynoldszahlen vernachlässigt werden. Am Punkt der größten Reichweite der Flugzeugpolare macht der Reibungswiderstand theoretisch [148] die Hälfte des Gesamtwiderstands aus. Die Variation der Höhenleitwerksfläche innerhalb der vorgeschlagenen Grenzen ändert damit den Gesamtwiderstand am Auslegungspunkt um 2,7 %. Eine Höhenleitwerksauslegung, welche in der Mitte des Bereichs liegt, ist daher, soweit die Steuerbarkeit ebenfalls gewährleistet ist, ein guter Kompromiss zwischen guten Stabilitäts- und Dämpfungseigenschaften auf der einen und sehr geringen Widerstandsnachteilen auf der anderen Seite.

Das Forschungsprojekt *fs35* der *Akaflieg Stuttgart* ist ein Motorsegler in konventioneller Konfiguration, ähnlich der Diamond *HK36 Super Dimona*, welcher durch einen besonders leistungsstarken Antrieb für den Segelflugzeugschlepp ausgelegt ist. Für die *fs 35* ist ein Höhenleitwerk auf Basis des bewährten symmetrischen Laminarprofils *Wortmann FX 71-L-150/25* vorgesehen. Zu diesem Zweck hat die *Akaflieg* eine Höhenleitwerksform gebaut, die ein Höhenleitwerk mit Einfach-Trapezform und 3,3 m Spannweite, 0,8 m Profiltiefe innen (aus [68]), sowie 0,4 m Profiltiefe außen ergibt. Diese Eckdaten ergeben eine Höhenleitwerksfläche von $S_H = 1,91 \text{ m}^2$, was beim *e-Genius* ein HLW-Volumen von 0,75 zur Folge hat und damit die Anforderungen der *e-Genius*-Auslegung genau abdeckt.

Um die Eignung des HLW-Entwurfs zu verifizieren, wird die statische Längsstabilität sowie die Steuerbarkeit rechnerisch überprüft. Die vorderste Schwerpunktlage wird beim *e-Genius* bei MTOM erreicht und liegt bei diesem Datenstand bei 2796 mm hinter der Bezugsebene BE, die ihren Ursprung in der Flugzeugnase hat. Die rechnerisch hinterste Schwerpunktlage liegt bei 2942 mm hinter BE und wird bei 100 kg weniger Cockpitzuladung und demnach 800 kg Abflugmasse erreicht. Für natürliche statische Längsstabilität muss gelten:

$$\frac{dC_M}{dC_A} < 0 \quad (4.1)$$

Das bedeutet, dass die durch eine Störung hervorgerufene Änderung des Gesamtauftriebsbeiwerts dC_A eine Änderung des Längsmomentenbeiwerts dC_M nach sich zieht, die der Störung entgegenwirkt. Daraus lässt sich das Stabilitätsmaß σ_f als Quotient der Differenz von Neutralpunktlage x_N und Schwerpunktlage x_S zu Ersatzflügelteiefe l_μ ableiten (aus [67]):

$$\sigma_f = \frac{x_N - x_S}{l_\mu} = -\frac{dC_M}{dC_A} > 0 \quad (4.2)$$

Die vordere Schwerpunktlage ist dabei üblicherweise eine Steuerbarkeitsgrenze. Das heißt, dass bei dieser der Höhenruderausschlag gerade noch ausreicht den Abfangbogen bei der Landung zu steuern. Ein üblicher Wert ist dabei 20 % bei festem Ruder [149],[148]. Die hintere Schwerpunktlage definiert eine Stabilitätsgrenze. Das bedeutet, dass bei diesem Stabilitätsmaß gerade noch ausreichend natürliche statische Stabilität des Flugzeugs vorhanden ist und dass an den Piloten noch keine besondere Anforderungen gestellt werden. Ein üblicher Wert hierfür ist 5 % bei festem Ruder. Vordere und hintere Schwerpunktlagen beim *e-Genius* liegen dabei so, dass das Stabilitätsmaß bei festem, sowie losem Ruder die Werte erreicht, welche in Tabelle 4.3 aufgeführt sind. Besonders beachtenswert bei dieser Flugzeugkonfiguration ist der in Abbildung 4.7 gezeigte Momentenhaushalt um die Querachse durch den Einfluss von Motorschub und Wölbklappenmoment. Dabei muss sichergestellt werden, dass der Höhenruderausschlag

hintere Schwerpunktlage, festes Ruder	5,6 %
vordere Schwerpunktlage, festes Ruder	20,4 %
hintere Schwerpunktlage, loses Ruder	3,3 %
vordere Schwerpunktlage, loses Ruder	18,1 %

Tab. 4.3: Längsstabilitätsmaß bei vorderer und hinterer Schwerpunktlage, sowie festem und losem Ruder. Die Werte liegen in einem Bereich der erfahrungsgemäß, bei Flugzeugen dieser Klasse genutzt wird.

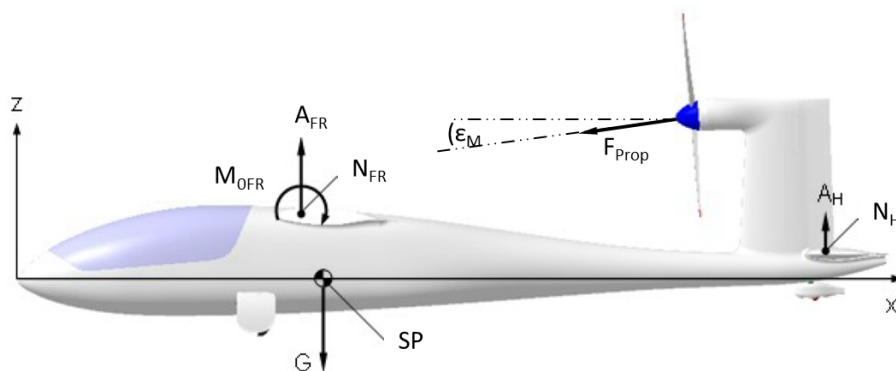


Abb. 4.7: Schematische Darstellung von Kräften und Momenten um die Flugzeugquerachse (aus [67], mod.)

in jeder Flugsituation ausreichend Steuerhoheit zulässt. Für den *e-Genius* wurde dafür nach den bekannten Verfahren von Just ([57], [56]) vorgegangen und für jede Kombination aus Schwerpunktlage, Wölbklappenstellung und Motorschub das Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt aufgestellt, und der resultierende Höhenruderausschlag berechnet und überprüft.

Das Gesamtmoment M_{ges} um den Flugzeugschwerpunkt SP wird, unter Vernachlässigung der Nullmomente von Rumpf und HLW, beschrieben durch:

$$M_{ges} = A_F \cdot (x_S - x_{N_{FR}}) + M_{OFR} + A_H \cdot (x_S - x_{N_H}) + M_{Schub} \quad (4.3)$$

Das durch den Motorschub und den vom Winkel ϵ_M abhängigen Hebelarm um den Schwerpunkt erzeugte Moment M_{Schub} berücksichtigt dabei den Einfluss von Schub und Schubachse. Für einen stationären Flugzustand muss dabei gelten:

$$A_{ges} = A_F + A_H = n \cdot G \quad (4.4)$$

und

$$M_{ges} = 0 \quad (4.5)$$

Für das Flugzeug ergibt sich dabei eine jeweils maximale Kombination, mit der überprüft werden kann, ob der Ruderausschlag am Höhenruder noch ausreicht diesen auszusteuern oder ab welcher Geschwindigkeit dies nicht mehr möglich ist. Dazu wird erst der nötige Auftrieb am HLW und danach mit entsprechender Korrektur des Abwindwinkels

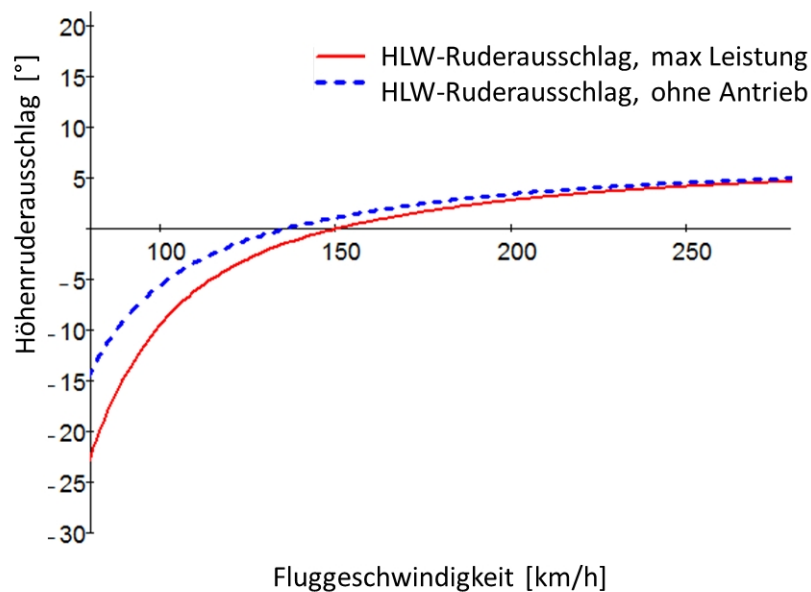


Abb. 4.8: Höhenruderausschlag in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit bei vorderer Schwerpunktlage, maximaler Abflugmasse und negativer Wölbklappenstellung. Mit dem zusätzlichen Moment aus dem maximalen Propellerschub kommt der HR-Ausschlag bereits im stationären Flugzustand nahe an den Endanschlag.

und des HLW-Wirkfaktors (nach [120]) der Höhenruderausschlag ermittelt. Für das *e-Genius* Höhenleitwerk ergibt sich bei vorderer Schwerpunktlage, maximaler Abflugmasse und negativer Wölbklappenstellung der Verlauf des Höhenruderausschlags aus Abbildung 4.8. Im Langsamflug kommt der Höhenruderausschlag bereits im stationären Flugzustand nah an die hintere Steuergrenze (Höhenruder voll gezogen). Auch wenn mit dieser Wölbklappenstellung nicht die Mindestgeschwindigkeit erreicht werden kann, ist es doch ein sowohl realistisches wie auch kritisches Szenario: Wird mit der ungeeigneten Wölbklappenstellung ohne Leistung zur Landung angeflogen und kurz vor dem Aufsetzen durchgestartet, z. B. weil die falsche Wölbklappenstellung aufgefallen ist, dann reicht die Höhenruderwirksamkeit in dieser Auslegung gerade noch aus, dieses Manöver sicher auszusteuern. Bei einer kleineren Auslegung des Höhenleitwerks bestünde die Gefahr, dass der Pilot keine Steuerhoheit mehr hätte, und dass der Motorschub das Flugzeug in den Boden drückt.

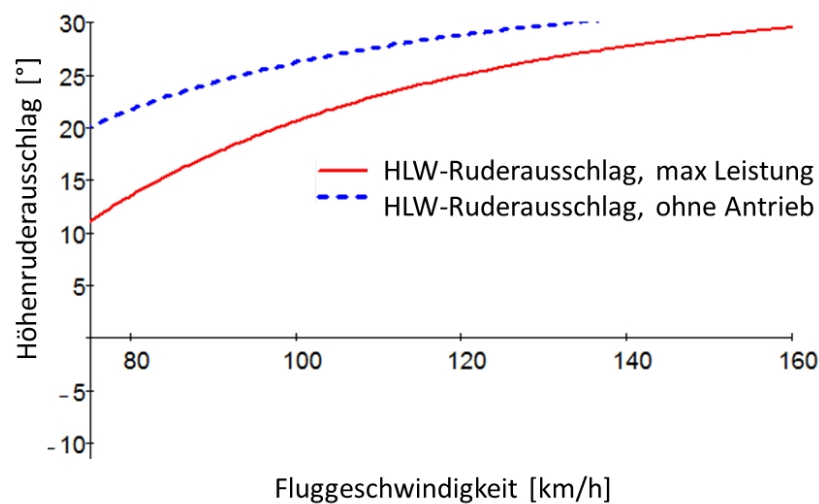


Abb. 4.9: Höhenruderausschlag in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit bei hinterer Schwerpunktlage, minimaler Abflugmasse und Wölbklappen in Landstellung. Es ist ersichtlich, dass jeweils die vordere Steuergrenze bei 30° Ruderausschlag erreicht wird. Da dies weit oberhalb der üblichen Anfluggeschwindigkeit ($\approx 110 \text{ km/h}$) zutrifft und keine gefährliche Situation erzeugt, ist dieses Steuerverhalten akzeptabel.

Die zweite Extremkonstellation ergibt sich, wie in Abbildung 4.9 dargestellt, bei hinterer Schwerpunktlage, minimaler Abflugmasse und Wölbklappen in Landstellung. Es ist ersichtlich, dass jeweils die vordere Steuergrenze bei 30° Ruderausschlag erreicht wird. Da dies weit oberhalb der üblichen Anfluggeschwindigkeit ($\approx 110 \text{ km/h}$) zutrifft und keine gefährliche Situation entsteht, ist dieses Steuerverhalten akzeptabel. Trotzdem ist auch hier zu sehen, dass die Auslegung des HLW mit den angenommenen Randparametern gut passt und das Risiko einer ungenügenden Ruderwirksamkeit in keinem sinnvollen Verhältnis zur möglichen Widerstandseinsparung bei einem kleineren HLW stehen würde.

3-Seitenansicht

Die einzelnen Arbeiten führen zum Gesamtentwurf des *e-Genius*. Die Dreiseitenansicht des Flugzeugs ist in Abbildung 4.10 dargestellt. Damit ist das Flugzeug definiert und die Berechnung der Flugleistungen ist möglich.

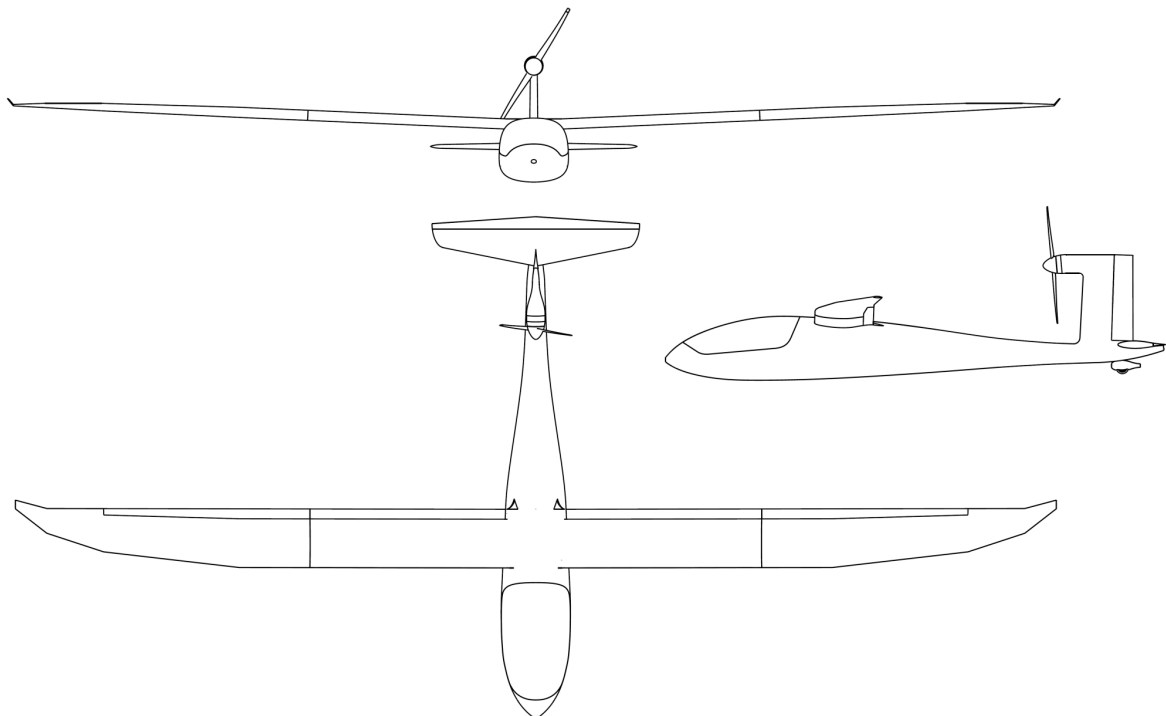
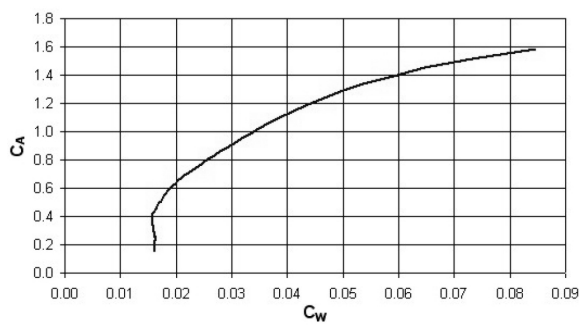


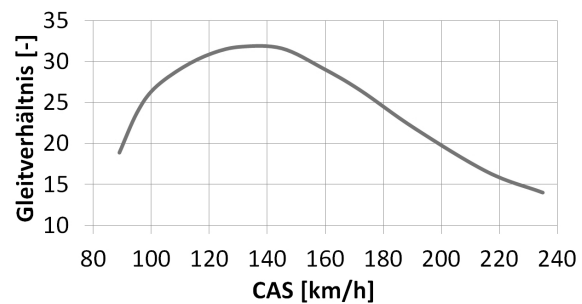
Abb. 4.10: Dreiseitenansicht des *e-Genius*.

4.1.4 Theoretische Abschätzung der erreichbaren Flugleistungen des *e-Genius*

Mit den festgelgten Randbedigungen kann der aerodynamische Entwurf mit analytischen Standardmethoden durchgeführt werden. Je nach Auslegungsdetail kamen die Methoden von Schlichting/Truckenbrodt [120], Fiecke [33] und Brüning [15] zur Anwendung, die im Rahmen der Diplomarbeit von Krieg [67] den Vorentwurf verifizieren. In den Abbildungen 4.11 sind die Ergebnisse als Polaren dargestellt.



(a) Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte des Gesamtflugzeugs als Lilienthal-Polare. Durch den signifikanten Rumpfeinfluss auf die Polare ist die in 4.2(b) dargestellte Laminardelle nicht mehr deutlich ausgeprägt. (aus [67])



(b) Gleitverhältnis über der Fluggeschwindigkeit. Das maximale Gleitverhältnis wird bei einer für RMS typischen Fluggeschwindigkeit erreicht und der Verlauf bei höherer Geschwindigkeit ist recht flach.

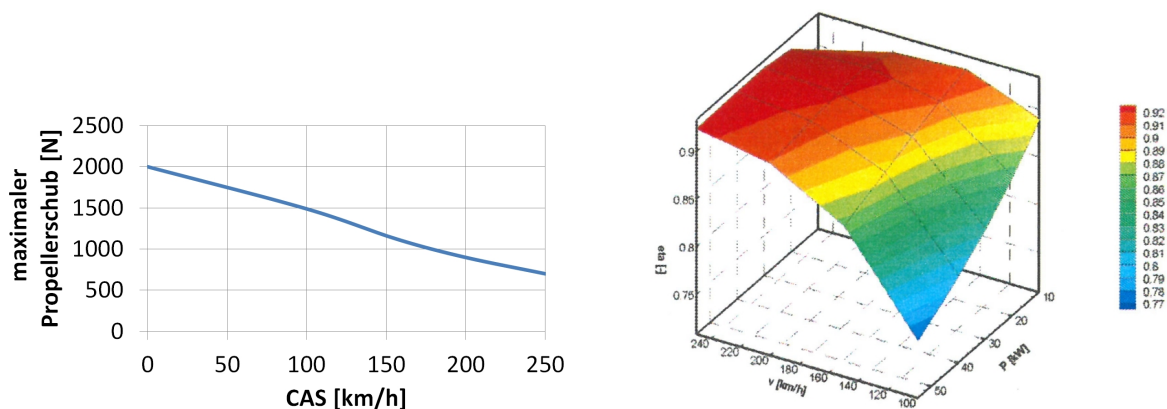
Abb. 4.11: Anhand der Diagramme sind die aerodynamische Eigenschaften des Flugzeugs zu erkennen. Der Auslegungspunkt liegt bei 140 km/h Reisegeschwindigkeit und einem C_A von 0,64 in Meereshöhe.

In 4.11(a) ist deutlich zu sehen, wie sich der aerodynamische Einfluss des Rumpfes in der Polare niederschlägt, da die ausgeprägte Laminardelle des Flügelprofils, wie in Abbildung 4.2(b) qualitativ dargestellt, nur noch sehr schwach zu finden ist. Im Gegensatz zu Segelflugzeugen, bei denen das Verhältnis der bespülten Oberflächen von Rumpf und Flügel eher vom Flügel dominiert wird, ist der Rumpf beim *e-Genius* etwas größer und damit auch dessen Einfluss auf die Polare. Dieser Verlauf ist eher

bei Motorflugzeugen als bei Segelflugzeugen zu finden. Die aerodynamische Eignung des Entwurfs für die im Abschnitt 4.1.2 definierten Flugleistungsziele lässt sich bereits durch Abbildung 4.11(b) bestätigen. Neben dem für diese Flugzeugkategorie hohen maximalen Gleitverhältnis verspricht der flache Kurvenverlauf bei größer werdenden Geschwindigkeiten ein großes nutzbares Geschwindigkeitsspektrum für das Flugzeug.

Propeller

Im Rahmen der Diplomarbeit von Paluch [91] wurde die aerodynamische Auslegung eines geeigneten Propellerblattes für einen Zwei-Blatt-Propeller mit 2,2 m Durchmesser durchgeführt. Aus dem Ergebniskennfeld dieses Propellerentwurfs können die für die Flugleistungsberechnung nötigen Parameter abgeleitet werden. In Abbildung 4.12(b) ist das Kennfeld des Propellers, hier in einer Darstellung des Wirkungsgrades in Abhängigkeit von Geschwindigkeit und Wellenleistung, aufgetragen. Gut zu erkennen ist das sehr hohe Niveau des theoretischen Wirkungsgrades über einen weiten Bereich von Leistungseinstellungen, was sich positiv auf die möglichen Streckenflug- und Steigge-



(a) Aus dem Kennfeld interpolierter Propellerschub bei 60 kW Wellenleistung aufgetragen über der Geschwindigkeit. Der Standschub wurde dabei separat abgeschätzt.

(b) Theoretisches Kennfeld des Propellers, in dem der maximale Wirkungsgrad in Abhängigkeit von Fluggeschwindigkeit und Wellenleistung aufgetragen ist (aus [91]).

Abb. 4.12: Ergebnisse der theoretischen Propellerauslegung.

schwindigkeiten auswirken wird. In Abbildung 4.12(a) ist der maximal mögliche Schub bei 60 kW Wellenleistung über der Geschwindigkeit, bezogen auf Meereshöhe, aufgetragen.

Theoretisch erreichbare Flugleistungen

Mit den vorhandenen Auslegungsrechnungen zu Flugzeug und Propeller kann die Flugleistungsrechnung durchgeführt werden. Dafür müssen noch Werte für die Wirkungsgrade, die durch die Verluste von Motor, Umrichter, Integration, etc. entstehen, abgeschätzt werden, da die tatsächlichen Werte noch nicht bekannt sind. Interessant sind dabei der Leistungsbedarf im Horizontalflug sowie das Steigvermögen bei verschiedenen Leistungseinstellungen.

Das theoretische Ergebnis zum Horizontalflug ist in Abbildung 4.13 dargestellt. Hierbei ist auf der primären Y-Achse der Leistungsbedarf des Flugzeugs in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit bezogen auf Meereshöhe aufgetragen. Die Kurve mit dem niedrigstem Leistungsniveau entspricht dabei der nötigen Schubleistung und ist damit eine dimensionsbehaftete Darstellung der Abbildungen 4.11. Die mittlere Leistungskurve entspricht der Wellenleitung des Motors; die Differenz zur ersten Kurve wird durch die Verluste des Einbauwirkungsgrades und des Propellerwirkungsgrades verursacht. Die Kurve mit dem höchsten Leistungsniveau entspricht der Leistung, die der Energiespeicher zur Verfügung stellen muss. Dabei sind die Verluste durch Motor und Umrichter sowie ohmsche Leitungsverluste berücksichtigt. Der Leistungsbedarf ist wie zu erwarten in einem weiten Geschwindigkeitsbereich auf einen für diese Flugzeugklasse sehr niedrigem Niveau. Auf der sekundären Y-Achse von Abbildung 4.13 ist der Gesamtwirkungsgrad der Antriebskette von der Batterie bis zur Strahlleistung abgeschätzt. Dabei werden Werte im Bereich von 70 - 77% erreicht. Variabel sind in der Rechnung nur die Werte für den Motor- und den Propellerwirkungsgrad, wobei dabei beim Propeller immer das theoretisch bestmögliche Setting berücksichtigt wurde. Diese Werte wurden durch geschwindigkeits- und/oder leistungsabhängige Bereiche in der Rechnung

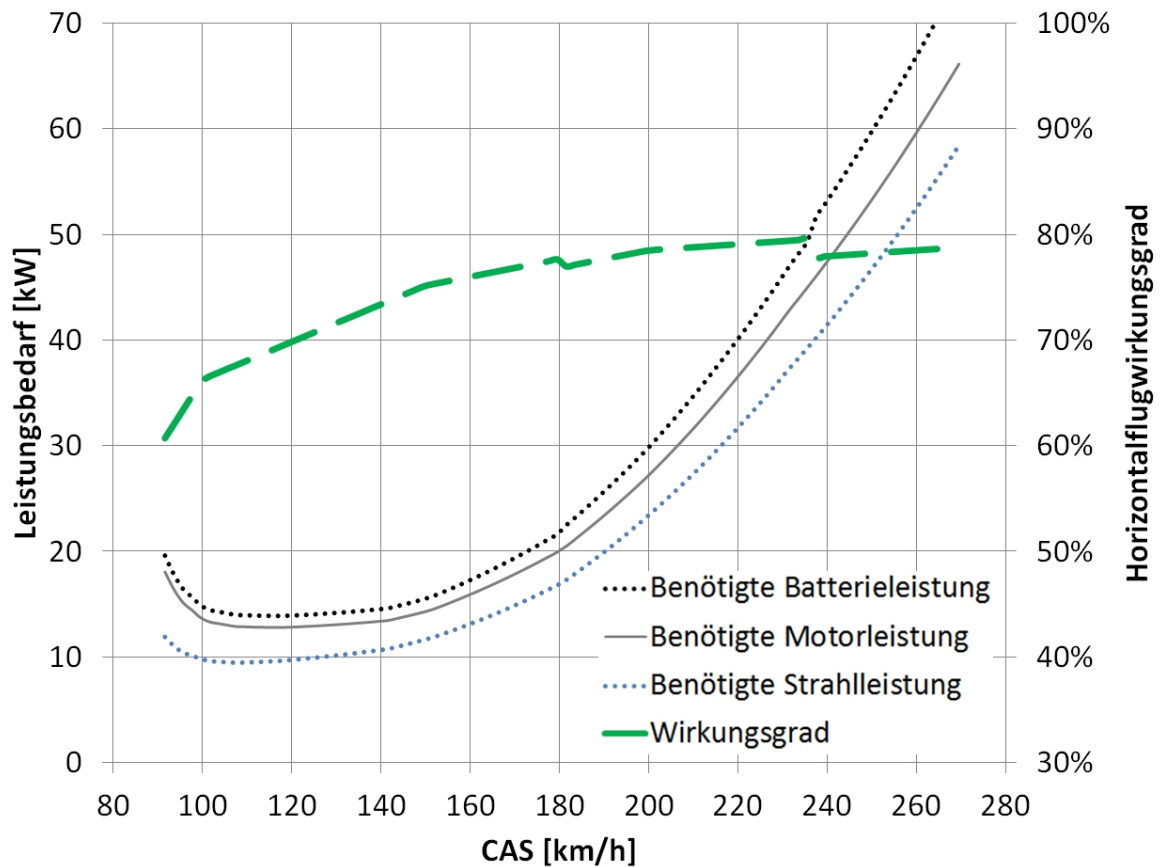


Abb. 4.13: Schubleistungsbedarf, sowie die sich ergebende Motor- und Batterieleistung über der Geschwindigkeit. Die Differenzen der Leistungen ergeben sich durch die zusätzlichen Wirkungsgradverluste in der Vortriebskette. Das Produkt der Einzelwirkungsgrade ist auf der zweiten Y-Achse aufgetragen.

definiert. Dadurch weisen die Kurven beim Übergang von einem Definitionsbereich zum nächsten kleine Sprünge auf.

Die Ergebnisse für die erreichbaren Vertikalgeschwindigkeiten bei unterschiedlichen Leistungseinstellungen sind in Abbildung 4.14 zu sehen. Die Kurven entsprechen dabei den Leistungseinstellungen von 20 kW bis 60 kW bezogen auf die Leistung, welche aus dem Speicher entnommen wird. Zusätzlich ist auch die Kurve der Leistungseinstellung 0 kW aufgetragen, was der Gleitflugpolare ohne Propellereinfluss entspricht. Die zu erwartenden Steiggeschwindigkeiten sind für die Flugzeugklasse (Reisemotorsegler)

durch die Verwendung des großen Propellers durchaus beachtlich. Konventionelle RMS erreichen bei gleicher Leistung diese Steiggeschwindigkeiten bei weitem nicht (siehe *Taifun 17E* [144]), oder benötigen für die gleiche Steiggeschwindigkeit deutlich mehr Motorleistung (siehe *Stemme S6* [135]). Die Schnittpunkte der Kurven mit der X-Achse entsprechen in Diagramm 4.14 den maximal erreichbaren Horizontalfluggeschwindigkeiten bei der jeweiligen Leistungseinstellung.

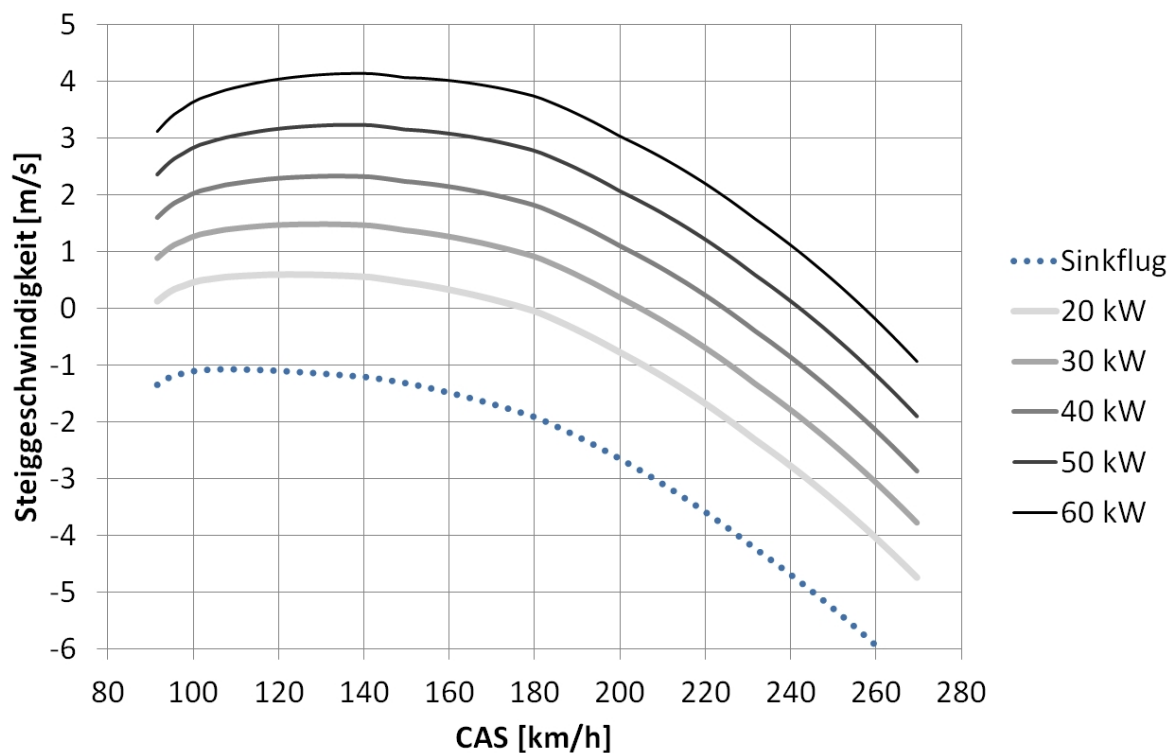


Abb. 4.14: Vertikalgeschwindigkeit in m/s über der Horizontalgeschwindigkeit in km/h bei Motor-Leistungseinstellungen von 20 kW bis 60 kW sowie ohne Leistung (Gleitflugpolare). Die Schnittpunkte der Kurven mit der X-Achse entsprechen dabei der maximal erreichbaren Horizontalfluggeschwindigkeit bei der jeweiligen Leistungseinstellung.

Als charakteristische Ergebnisse des gesamten Vorentwurfs ergeben sich die in Tabelle 4.4 aufgeführten Werte. Sie liegen dabei in allen Belangen in den Größenordnungen, die bei Reisemotorseglern zu erwarten sind. Selbst die Reichweite liegt inklusive der vorgeschriebenen 30 Minuten Reserve im Bereich von älteren, konventionellen RMS (siehe *Scheibe Falke* [116]).

Startrollstrecke	230 m
Startstrecke 15 m Hindernis	452 m
Landerollstrecke	161 m
Landestrecke 15 m Hindernis	380 m
Reichweite bei 145 km/h (ohne Start, Steigflug)	456 km
Bestes Gleitverhältnis	1 : 32
Beste Steiggeschwindigkeit	4,1 m/s

Tab. 4.4: Charakteristische Ergebnisse aus dem aerodynamische Entwurf bei MTOM bezogen auf Meereshöhe

4.1.5 Strukturentwurf und Flugzeugbau *e-Genius*

Beim *e-Genius* steht Antriebssystem und Antriebsintegration im Vordergrund, daher wurde beim Strukturentwurf auf bekannte Methoden, Bauweisen, sowie Materialien zurückgegriffen [34], [44], [11], [81], [140], [143]. Damit können Risiken und spätere Fehlschläge, welche die Flugzeugstruktur betreffen, nahezu ausgeschlossen werden. Gleichwohl wird durch diesen Ansatz ein Teil des theoretischen möglichen Leichtbaupotentials nicht genutzt. Die durchgeführten Lastannahmen (siehe [67], [35] und [65]) berücksichtigen alle relevanten Paragraphen der JAR 22. Die wichtigsten dimensionierenden Lasten [130], welche auch in späteren Belastungsversuchen nachgewiesen wurden, sind in Tabelle 4.5 aufgeführt, die dazu relevanten Geschwindigkeiten in Tabelle 4.6.

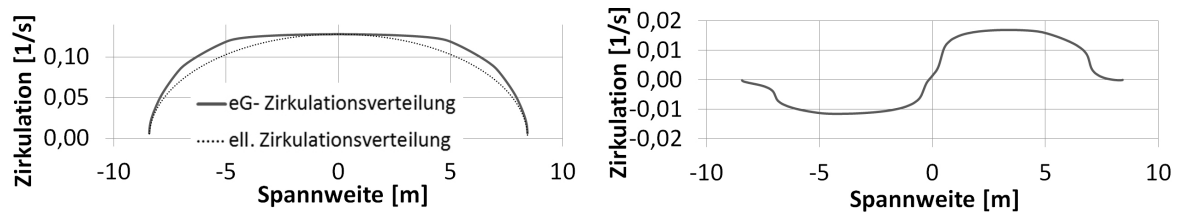
Die berechneten Lasten werden auf die Strukturkomponenten übertragen. Im Fall des Tragflügels wird die Auftriebsverteilung (siehe Abbildung 4.15(a)) im Geradeausflug über ein Multhopp-Verfahren berechnet und damit die Lastverteilung über die Spannweite ermittelt. Im Falle von Klappenausschlägen, zum Beispiel einem Querruderausschlag, wird die geänderte Zirkulation, wie sie in Abbildung 4.15(b) gezeigt ist, dem Ausgangszustand überlagert. Aus der Matrix aller Lastfälle ergeben sich für alle Bauteile eine Einhüllende für alle relevanten Achsen in Bezug auf Kräfte und Momente, auf welche die Struktur ausgelegt wird. Die Dimensionierung erfolgte nach den anerkannten

JAR 22.333 und 22.337 Abfangbelastungen	
positiv bei V_A	5,3 g
positiv bei V_D	4 g
negativ bei V_A	-2,65 g
negativ bei V_D	-1,5 g
JAR 22.361 Motordrehmoment	
$M_{Antrieb}$	453 Nm
JAR 22.423 Höhenleitwerksmanöverlast	
bei V_A	-4633 N
bei V_D	3193 N
JAR 22.441 Seitenleitwerksmanöverlast	
bei V_D	3502 N
JAR 22.447 Überlagerte Leitwerkslast	
Überlagert bei V_D	$F_{HLW}: -3271 \text{ N}$ $F_{SLW}: 2626 \text{ N}$

Tab. 4.5: Dimensionierende Lasten entsprechend den Anforderungen aus der Bauvorschrift JAR 22

JAR 22.335 Bemessungsgeschwindigkeiten		
V_{S0}	Überziehgeschwindigkeit, WK in Landstellung	79 km/h
V_{S1}	Überziehgeschwindigkeit, WK neutral	89 km/h
V_A	Bemessungsgmanövergeschwindigkeit	205 km/h
V_B	Bemessungsgeschwindigkeit für starke Böen	220 km/h
V_F	Bemessungsgeschwindigkeit für Flügelklappen	160 km/h
V_D	Bemessungshöchstgeschwindigkeit	330 km/h
V_L	Bemessungslandegeschwindigkeit	111 km/h

Tab. 4.6: Dimensionierende Geschwindigkeiten entsprechend den Anforderungen aus der Bauvorschrift JAR 22



(a) Auftriebsverteilung im Geradeausflug, sowie (b) Änderung der Auftriebsverteilung durch einen vollen Querruderausschlag nach rechts (aus [67])
(aus [67])

Abb. 4.15: Die berechnete Auftriebsverteilung zur Ermittlung der Lastverteilung

Kennwerten für Segelflugzeuge und Motorsegler der *IDAFLIEG* [61]. Für die Auslegung wurden Standardrechenmethoden der VDI [145], [146], aus Schürmann [122] und aus Hertel [48] sowie von Hinz [49] und Funke [39] verwendet. Waren detailliertere Dimensionierungen nötig, kamen vor allem Lehrunterlagen aus dem Faserverbundbereich des IFB von Drechsler [24], [25] und Kindervater [63] zum Einsatz.

4.1.6 Flugzeugbau *e-Genius*

Eine Bauphase, die durch geeignete Lösungen möglichst wenig Kosten und Zeitbedarf generiert, trägt signifikant zum Erfolg bei. Dabei steht das Abwägen von Aufwand und Nutzen einer bestimmten Bauweise immer im Zentrum.

Das Flugzeug ist überwiegend aus kohlenstoffverstärktem Kunststoff (CFK) aufgebaut. Alle äußeren Bauteile wurden in Negativ-Formen hergestellt, um eine hohe Formgenauigkeit und Oberflächengüte zu erzielen.

Höhenleitwerk- und Flügelbau

Die Konstruktion des Flügels ist detailliert in der Arbeit von Krebs [65] beschrieben. Der Flügelholm besteht aus unidirektionalen CFK-Gurten sowie einem Steg aus Glasfasergewebe in $\pm 45^\circ$ Faserorientierung mit einem *Rohacell*-Sandwichkern. Der Holm des Mittelflügels ist als Kastenprofil (siehe Abbildung 4.16(a)), der Holm der beiden

Außenflügel als I-Profil ausgeführt. Erstere Lösung lässt höhere Dimensionierungskennwerte zu, die im hochbelasteten Mittelflügel zur Masseneinsparung beiträgt und bietet gleichzeitig die erforderlichen Taschen für die Aufnahme der beiden Holmstummel zur Übertragung der Biegekräfte der Außenflügel. Der I-Holm des Außenflügels wurde in einer Holmform von *Pipistrel* fertig aufgebaut, womit eine sehr zeiteffiziente Fertigstellung möglich war. Im Bereich des Holmstummels, siehe Abbildung 4.16(b) ist der Holm auch als Kastenholm ausgeführt.



(a) Der Innenflügel beim Ausbau, der in einer Heling erfolgt um der geänderten Flügelgeometrie, siehe Abb. 4.3, Rechnung zu tragen. Gut zu erkennen ist der Kastenholm mit der Tasche der Flügeltrennstelle, sowie den Querkraftbeschlägen.



(b) Der rechte Aussenflügel direkt vor der Blindverklebung. Der Holmstummel und die Beschläge sind bereits fertig integriert, da diese später als Positionsschablone für die Beschläge des Mittelflügels fungieren.

Abb. 4.16: Zusammenbau der Flügelteile

Die Flügelschalen aller Flügelteile sowie die Rippen wurden mit CFK-Gewebe in $\pm 45^\circ$ Faserorientierung und PVC-Schaum verschiedener Dicken als Sandwichkern gebaut. In Längsrichtung der Rippen sind zusätzliche unidirektionale CFK-Verstärkungen eingelegt, um die Flaperonkräfte aufzunehmen. Aus Gewichtsgründen sind die meisten Beschläge der Flügeltrennstellen aus Titan gefertigt, die verwendete Technik kam bereits bei der Auslegung des *icaré*-Flügels zum Einsatz [69].

Die Flaperons bestehen ebenfalls aus einem CFK-Sandwich mit Gewebe Decklagen und PVC-Schaum als Kern. Das besondere an den Flaperons ist die extrem dünne Belegung, die sich ausschließlich an den aerodynamischen Lasten und nicht an Handkräften orientiert. Diese Belegung besteht außen aus einer Lage CFK-Gewebe mit einer trockenen Flächenmasse von 120 g/m^2 und innen aus einer Lage mit 93 g/m^2 . Im fertigen Verbund bei 40 % Faservolumenanteil ergibt das außen 0,17 mm Schichtdicke innen 0,13 mm. Durch diese Bauweise fallen die Flaperons äußerst leicht aus, was eine zusätzliche Masseinsparungen beim nötigen Massenausgleich ergibt. Erkauft wird dieser extreme Leichtbau mit einer reduzierten Toleranz der Bauteile gegenüber punktueller Krafteinwirkung und einem aufwändigen Reperaturverfahren im Falle eines strukturellen Schadens.

Das Höhenleitwerk ist nach dem gleichen Prinzip wie der Flügel aufgebaut. Anstelle des PVC-Schaums wurden Aramid-Papier-Waben als Sandwichkern verwendet, dies hatte an dieser Stelle keine strukturelle Relevanz, sondern diente zur Erprobung der Verarbeitung in Hinblick auf den Rumpfbau.

Rumpfbau

Die Konstruktion des Rumpfes ist detailliert in der Arbeit von Schleicher [119] beschrieben, die Cockpitauslegung in der Arbeit von Bendele [12]. Für den Rumpf wurde zuerst ein Urmodell (siehe Abbildung 4.17(a)) gebaut, um die nötigen Neaktiv-Formen zu erhalten. Da der Aufwand für einen echten „Laminarrumpf“ nicht betrieben werden konnte und sich beim klassischen Rumpf kleinere Abweichungen der Formgenauigkeit nicht so stark in der Widerstandsbilanz niederschlagen wie dies beim Flügel der Fall wäre und zudem absehbar nur ein Rumpf gebaut werden sollte, wurde bei Urmodell- und Formenbau vor allem auf Kosten und Zeitaufwand geachtet und eine Bauweise auf Basis von vorgefrästen Schaumplatten aus extrudiertem Polystyrol gewählt.

Der Rumpf besteht aus zwei vertikal geteilten Halbschalen und ist als CFK-Waben-sandwich ausgeführt. Durch die mehrfach gekrümmte Oberfläche und die relativ großen Beulfelder kommen überexpandierte Aramid-Papier-Waben mit 12 mm Stärke zum Ein-



(a) e-Genius Rumpfurmodell vor dem Finish. Das Seitelleitwerk ist bereits integriert und der Flügelübergang angeformt. Die Bauweise erlaubt ein vergleichsweise einfaches Handling des Urmodells, da z. B. Ureolmodelle um den Faktor 10 schwerer ausfallen würden.

(b) Rumpfausbau: Der Fahrwerkskasten ist einer der Hauptstrukturkomponenten. Dahinter ist der Flaperonmischer zu sehen, die Schub- und Torsionsstangen bestehen aus CFK und wurden im Rahmen der Arbeit von Krebs [66] entworfen.

Abb. 4.17: Herstellung des Urmodells und Teileintegration in den Rumpf

satz. Im einfach gekrümmten Bereich des Seitenleitwerks wurde wieder PVC-Schaum als Sandwichkern verwendet. Alle nötigen Kabel und Schläuche wurden bereits vor dem Verkleben integriert. Durch den großen Rumpf ist, bis auf den Bereich des Seitenleitwerks, eine gute Zugänglichkeit beim zusammenfügen der Form sichergestellt und es ist möglich, die Nahtstellen komplett als Sandwich nachträglich aufzubauen. Dieses Verfahren spart gegenüber Blindverklebungen Masse ein, da keine Klebespalte überbrückt werden müssen. Der Ausbau des Rumpfes, siehe Beispiel Abbildung 4.17(b), erfolgt mit verklebten Halbschalen. Der Flügel wird auf den Rumpf gesetzt und über Titanbolzen und CFK-Krafteinleitungen befestigt [62], was in ähnlicher Form bei *icaré 2* bereits erprobt wurde [31],[60],[80]. Auch zur strukturellen Auslegung des Seitenleitwerks konnte auf Vorarbeiten zurückgegriffen werden [157],[108].

4.2 Antriebsstrang und elektrische Flugzeugsysteme

4.2.1 Antriebsstrang

Der batterieelektrische Antrieb im Forschungsflugzeug *e-Genius* besteht aus folgenden wesentlichen Komponenten [41]:

- Motor
- Umrichter
- Akkusystem
- Engine Monitoring System (EMS)
- Kühlung

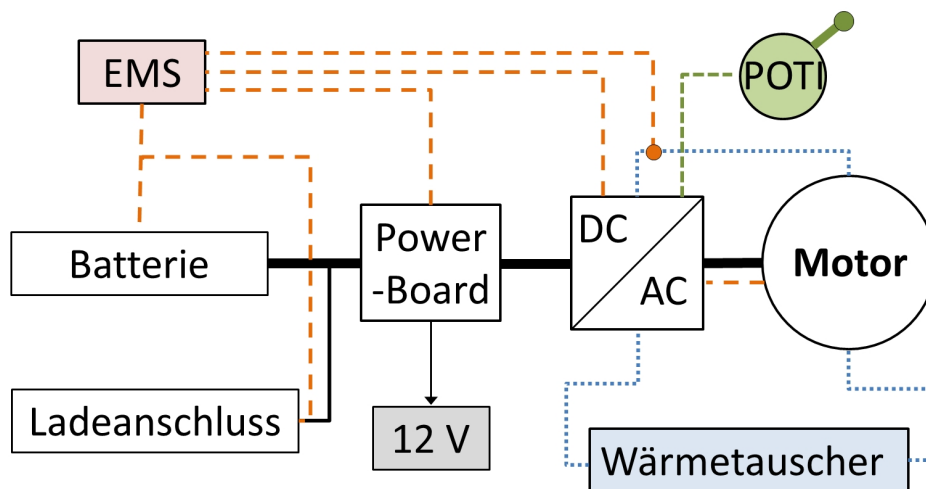


Abb. 4.18: Schematische Darstellung des Antriebsstrangs mit Leistungsverbindungen, Datenverbindungen und Kühlleitungen.

In Abbildung 4.18 sind die wesentlichen Komponenten schematisch dargestellt. Dabei sind Hochstromleitungen durchgehend (schwarz), Daten-Leitungen grob gestrichelt (orange), Steuerleitung fein gestrichelt (grün) und der Wasserkreislauf mit einer Punktlinie (blau) symbolisiert. Der Pilot gibt mittels eines „Leistungshebels“ über das Po-

tentiometer (POTI) das Steuerkommando an den Umrichter (DC/AC). Dieser arbeitet in einem Drehmomentmodus, d. h. der Motor wird so weit beschleunigt, bis das Sollmoment anliegt, oder, im Fehlermodus, die Drehzahlgrenze erreicht ist. Ist der „Leistungshebel“ ganz zurückgezogen, d. h. in Nullstellung, arbeitet der Umrichter im Drehzahlmodus mit der voreingestellten Solldrehzahl „0“, was bedeutet, der Motor wird aktiv abgebremst und bleibt stehen. Für den Betrieb des Antriebsstrangs sind nur die Steuerleitung mit „Leistungshebel“ sowie die Stromversorgung essentiell. Die Überwachungseinheit ist zwar für eine sichere Flugdurchführung nötig, ein Ausfall dieser oder der entsprechenden Datenleitungen haben keinen direkten Einfluss auf den Antrieb. Auch die Antriebskühlung ist für die Flugdurchführung nötig. Bei einer Fehlfunktion fällt allerdings die Antriebsleistung nicht zwingend sofort aus, sondern es kann für kurze Zeit (>30 Sekunden, je nach Ausgangstemperatur und Leistungsforderung) mit dem Motor ein geeignetes Landefeld angesteuert werden. Die Funktionen der Einzelkomponenten sind in Tabelle 4.7 beschrieben.

Komponente	Funktion
Batterie	Es kommen vier Batteriepacks mit der Konfiguration 108s13p auf Basis von Li-Ion Becherzellen der Standardgröße 18650 mit einer Nennkapazität (bei einer Entladung mit einem Nennstrom von 10 % der Kapazität.) von je 2750 mAh zum Einsatz. Die Masse der Batteriezellen beträgt 247,1 kg, die Nennkapazität 55,56 kWh, die spezifische Nennenergiedichte damit 225 Wh/kg, bezogen auf die Masse der Batteriezellen. Die Masse der fertig konfigurierten Batteriepacks inklusive Zellüberwachung durch ein BMS beträgt insgesamt 290 kg, die spezifische Nennenergiedichte reduziert sich auf 194,4 Wh/kg. Der Einbau der Akkupacks im Flugzeug ist in Abbildung 4.19 zu sehen.

Power-Board	Das Power-Board trennt über die Hauptrelais die Batteriespannung vom Umrichter (DC/AC). Zusätzlich sind in der Powerbox die Vorladeschaltung, der Ladeanschluss, ein Isolationswächter und ein DC/DC- Wandler zur Erzeugung von 12 V Bordspannung integriert.
Umrichter (DC/AC)	Der Umrichter wandelt die Batteriegleichspannung in Drehstrom für den Motor um. Es kommt ein wassergekühlter IGBT-Umrichter vom Typ <i>Skai 4001GD06</i> ([129]) von <i>Semikron</i> zum Einsatz, der mit einer Software von <i>Drivetek</i> betrieben wird ([74]). Datenaustausch per CAN-Protokoll.
Motor	Permanent erregte Synchronmaschine für Direktantrieb vom Typ <i>A0911</i> der Firma <i>SINETON</i> , flüssigkeitsgekühlt. Anfertigung speziell für <i>e-Genius</i> -Projekt ([131]).
EMS	Kleincomputer auf <i>PC104</i> -Basis mit berührungsempfindlichen Bildschirm. Darstellung und Speicherung aller Daten von Akku, Motor, Umrichter, Kühlmittel, Flugdaten.
POTI	„Leistungshebel“ für den Piloten; CAN-fähiger Absolut-Drehgeber mit eigenem CAN-Bus zum Umrichter ([9]).

Tab. 4.7: Beschreibung der Systemfunktionen im Antriebsstrang

4.2.2 Elektrische Systemkomponenten

Neben den Komponenten des elektrischen Antriebssystems wurden verstärkt elektrische Komponenten in den *e-Genius* integriert, um den größeren Platzbedarf von mechanischen Lösungen zu vermeiden. Diese sind in Tabelle 4.8 aufgeführt. Zusätzlich sind in Tabelle 4.8 die eingerüsteten Geräte aufgeführt, die den Erprobungsflugbetrieb sicher und effektiv durchführbar gestalten sollen.

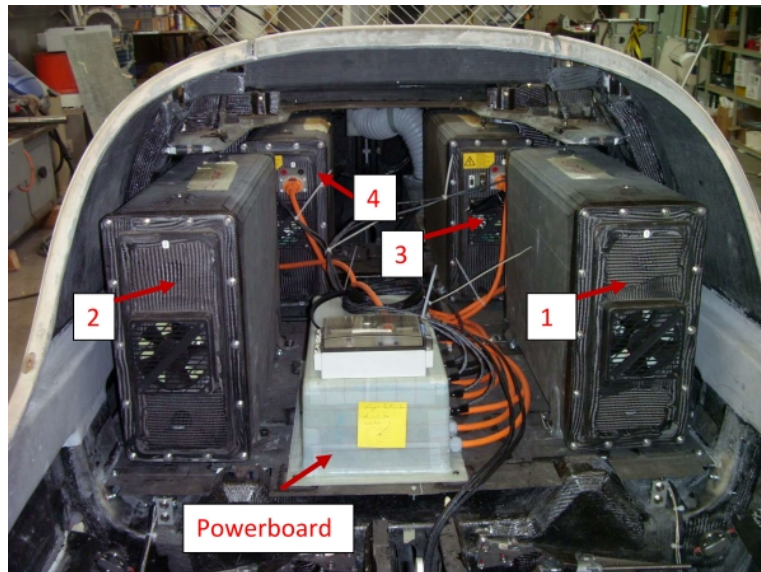


Abb. 4.19: Einbauposition der vier Akkupacks (Nummern 1-4), sowie des Powerboards (aus [42])

Komponente	Funktion
Einziehfahrwerk	Je ein Spindeltrieb pro Fahrwerksbein. Elektrische Cockpitanzeige zur Kontrolle. Mechanische Notentriegelung.
Trimmung (alle Achsen)	Über Zugfedern ist je ein Spindeltrieb mit der entsprechenden Steuerstange verbunden. Elektrische Trimm-Anzeige im Cockpit.
Wölbklappenfunktion	Die Wölbklappenfunktion wird im Flaperonmischer durch einen elektrischen Aktuator betätigt. Fünfstufige Positions-Anzeige im Cockpit. WK L - Landung (18 °), WK 2 - Start (10 °), WK 1 - Stecke (5 °), WK 0 - Strecke (0 °), WK -1 - Strecke (-5 °)
Spornradentriegelung	Für das Bodenhandling lässt sich das Spornrad elektrisch entriegeln und dann frei drehen.

Moving Map + Kollisionswarnung	Standartgerät <i>FlyMap L</i> von <i>Stauff Systec GmbH</i> mit der Kollisionswarnfunktion des <i>TRX 1500</i> von <i>Garrecht Avionik</i> .
Funk + Transponder	Standartgeräte von <i>Funkwerk Avionics</i> : <i>TR833-OLED</i> , <i>TRT800H-OLED</i> .
EMS	Engine Monitoring System, Erfassung und Anzeige aller Daten von Motor, Umrichter, Akkus, Kühlmitteltemperaturen, GPS, Flugdaten.
Elektrisches Variometer	<i>Westerboer VW 1020</i> , Erfassung und Anzeige der Flugdaten aus Gesamtdruck, Staudruck und Temperatur.
GPS Empfänger	<i>G.I.N. CANgps</i> , Aufzeichnung von GPS-Wegpunkten.
Elektrischer Verstellpropeller	<i>MTV-1-Nabe</i> von <i>MT-Propeller</i> , Constant-Speed Steuergerät, Blätter: IFB Eigenentwicklung

Tab. 4.8: Systeme und Systemkomponenten des *e-Genius*, welche nicht direkt zum Antriebsstrang gehören

4.3 Nachweisführung / Flugerlaubnis

Der Großteil der nötigen Nachweise zur Erlangung einer Flugerlaubnis wurde theoretisch geführt und in einer „Means of Compliance“ - Liste dokumentiert (siehe [40]). Die Auslegung des Forschungsflugzeugs ist so erfolgt, dass nur sehr wenige Paragraphen der Bauvorschrift nicht erfüllt werden können. Nicht erfüllt wird z. B. JAR 22.73, da die Luftbremsen im Flug nur bis 160 km/h und nicht bis V_{NE} ausgefahren werden dürfen. Durch die erprobte Auslegung und Bauweise, sind die gewählten Annahmen bereits häufig verifiziert worden und die analytischen Rechenmethoden werden von

der zuständigen Behörde (Luftfahrtbundesamt) akzeptiert. Bei neuen Ansätzen der Bauweise, z. B. der Krafteinleitung durch gestickte Kohlefaser-Pre-Forms vom Flügelholm in den Rumpf, wurden Vortests zur Überprüfung der Annahmen durchgeführt. In Tabelle 4.9 sind die Bauteile und Funktionen aufgeführt, die einer praktischen Belastungsüberprüfung unterzogen wurden:

Bauteil	Last	Test-Ziel
Flügel	positive Abfanglast mit 5,3 g (siehe Abb. 4.21)	Flügelholm
		Flügelbeschläge
		Gängigkeit der Steuerung
Rumpf	positive Abfanglast mit 5,3 g (siehe Abb. 4.20)	Rumpfstuktur
		Flügelkrafteinleitung
		Motorträger
		Batterieboden
Höhenleitwerk	kombinierte Belastung HR/SR Maximalbetrag aus Manöverlast Asymmetrische HLW-Belastung	Rumpftorsion
		Seitenleitwerk
		HLW-Biegefestigkeit
Steuerung	Maximale Handkräfte	HLW Beschläge
		Steuersteifigkeiten von HR, SR, QR

Tab. 4.9: Bauteile und Funktionen die durch Belastungsversuche getestet wurden

Die praktischen Belastungsversuche richten sich nach der berechneten Lastverteilung, wie es in Abbildung 4.20 beispielhaft für den Rumpf dargestellt ist und gehen bis $j = 1$, d. h. bis zur sicheren Last. Eine Schädigung darf bei den Belastungsversuchen nicht auftreten. Die durch die Belastung hervorgerufene Verformung wird daher vermessen und mit den theoretischen Werten verglichen. Beim *e-Genius* beträgt die Flügeldurchbiegung bei der Abfangbelastung rund 1,5 m (siehe Abbildung 4.21). Die Steuerung muss

auch bei dieser Verformung noch gängig sein, um dem Piloten auch bei diesen Manövern volle Steuerhoheit zu gewähren.

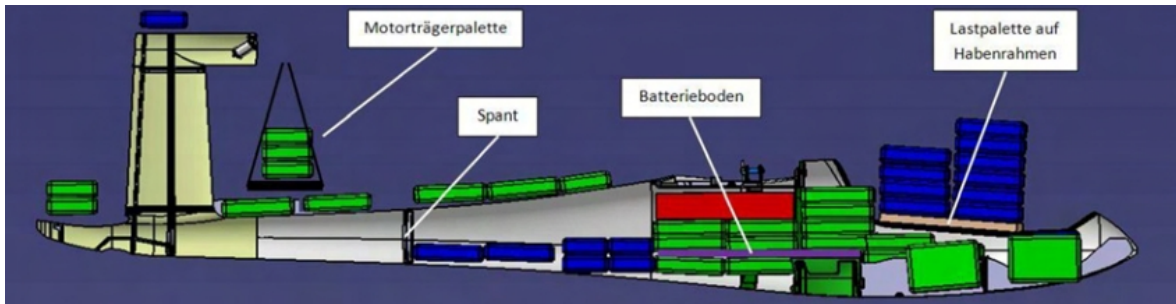


Abb. 4.20: Schematische Darstellung der Massenverteilung für den Rumpfbelastungsversuch. Durch die hohe Zuladung unter dem Flügel musste dieser Bereich mit Stahlmassen bestückt werden, da das Volumen für Zementsäcke nicht ausreichend ist.



Abb. 4.21: Belastungstest des Flügels mit Zementsäcken (Abfanglast bei V_A). Die maximale Durchbiegung an den Flügelenden beträgt ca. 1,5 m.

Kapitel 5

Erprobung des Elektroflugzeugs

e-Genius

Im Rahmen der Erprobung wurde als zentraler Punkt der Leistungsbedarf im relevanten Geschwindigkeitsbereich vermessen. Zudem wurden Flugleistungen wie Steigflug und Start-/Landestrecken sowie Flugeigenschaften, Flugzeugkontrolle und – subjektiv – Flugkomfort erprobt.

Die erste Wägung des Flugzeugs hat ein etwas höheres Leergewicht ergeben, als es in der Auslegung des Flugzeugs abgeschätzt worden war. Die Flugmessdaten beziehen sich daher auf die 900 kg tatsächliche Abflugmasse und die theoretischen Vergleichswerte wurden ebenfalls auf 900 kg angepasst.

5.1 Vorarbeiten zur Flugleistungsbestimmung

5.1.1 Datenaufzeichnung für die Flugleistungsvermessung

Das bordeigene Engine Monitoring System (EMS) wurde überwiegend für die Messdatenerfassung verwendet. Eine genaue Beschreibung des Systems und der Funktionen sind in der Arbeit von Schmid [121] ausführlich beschrieben. Die Datenaufzeichnungs-

rate des Systems beträgt 1 Hertz. In Tabelle 5.1 sind die Komponenten aufgeführt deren Messwerte verwendet werden.

Gerät	Hersteller, Typ	Funktionen
Battery Managment System	<i>Elithion, Lithiumate</i>	Batteriedaten
GPS Empfänger	<i>G.i.N., CANgps</i>	GPS Koordinaten
Digitales Variometer	<i>Westerboer, VW 1020</i>	Gesamt-, statischer Druck, Lufttemperatur
Drehzahlmesser	<i>Semikron, SKAI HV</i>	Motordrehzahl

Tab. 5.1: Bordeigene Geräte, deren Daten für die Datenaufzeichnung verwendet werden

5.1.2 Bestimmung der Genauigkeit des elektrischen Variometers

Vor den ersten Messflügen wurde die Genauigkeit von Fahrt- und Höhenmesser bestimmt. Für die Flugerlaubnis sind dabei die analogen Instrumente entscheidend, für die digitale Aufzeichnung ist an dieser Stelle nur das Westerboer Variometer von Interesse. Die Kalibrierung erfolgte in der geeichten Unterdruckkammer der Akaflieg Stuttgart und wurde im Rahmen der Arbeit von Kalfas durchgeführt [59]. In Abbildung 5.1(a) ist die Kalibrierkurve des elektrischen Höhenmessers, in 5.1(b) die des Fahrtmessers abgebildet. Die durchgezogenen Linien, mit der Skala auf der primären Y-Achse, beschreiben dabei jeweils die Wertepaare Sollwert - Messwert. Die Punkt-Linien der sekundären Y-Achse beschreiben die prozentuale Abweichung von Soll- zu Messwert. Die Abweichung des elektrischen Variometers VW 1020 ist ersichtlich gering und bleibt in beiden Fällen weit unter einem Prozent, was im Vergleich zu einem ebenfalls untersuchten mechanischen Fahrtmesser einen zu vernachlässigenden Einfluss auf die Messergebnisse ergibt [59].

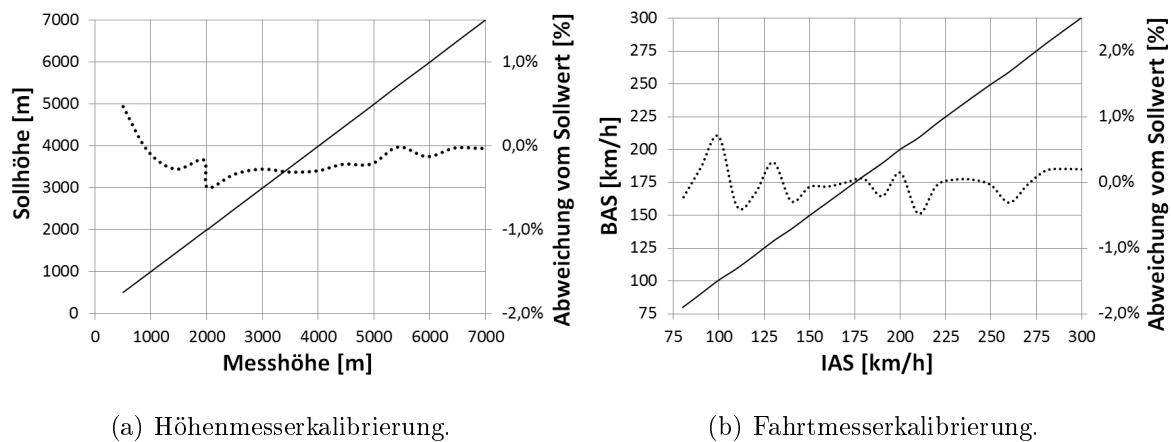


Abb. 5.1: Kalibrierung des Stau-Statik-Messgeräts Westerboer VW 1020. Durchgezogen sind die Linien der Werte-Paare Sollwert zu Messwert der primären Y-Achse. Die Punkt-Linien stellen die prozentuale Abweichung Sollwert zu Messwert an der sekundären Y-Achse dar.

5.1.3 Kalibrierung des statischen Druckfehlers

Der statische Luftdruck und der Gesamtdruck für die Instrumente des *e-Genius* werden mit einer circa 60 cm langen Pradtlsonde von *esa-systems* abgenommen, welche vorne am Rumpf befestigt ist, um aus dem Einflussbereich des Rumpfes heraus zu ragen. CFD-Untersuchungen haben ergeben, dass es theoretisch auch an direkt Rumpf Stellen gibt, bei denen der statische Druck relativ unabhängig vom Anstellwinkel konstant und unbeeinflusst ist. Die Abweichungen des Pitotdrucks sind üblicherweise vernachlässigbar gering, wohingegen der statische Druck stärker abweicht, was für die Auswertung berücksichtigt werden muss. In der Praxis gibt es, je nach Flugzeug und Geschwindigkeitsbereich, verschiedene Versuchsmethoden, die zur Bestimmung des Fehlers des statischen Drucks herangezogen werden können [154], [86], [138]. Beim *e-Genius* wurde für die Bestimmung des statischen Drucks ein Kalibrierungsflug mit der Luftsondenmethode, zum Einsatz kam eine DFVLR Typ Sonde (siehe Bild 5.2(b)), durchgeführt [58]. Abbildung 5.2(a) zeigt den *e-Genius* im Flug mit ausgefahrener Messsonde über unbewohntem Gebiet etwa 30 km nördlich von Stuttgart. Ein zusätzlicher



(a) Messflug mit Schleppsonde zur Bestimmung des Fehlers der statischen Druckmessung. Die Schleppsonde fliegt außerhalb des direkten Strömungsfeldes des Flugzeugs.

(b) Die Sonde wird für Start und Landung an einer Flugzeugbefestigung eingeklinkt und kann für die Messung an einem Schlauch herabgelassen werden.

Abb. 5.2: Einsatz einer Schleppsonde zur Bestimmung des statischen Druckfehlers

Referenz-Fahrtmesser für die Calibrated Air Speed wurde im Cockpit installiert und der statische Druckanschluss mit der externen Sonde verbunden, die während der Messung außerhalb des Strömungsfelds des Flugzeugs fliegt. Der Versuch wurde von einem Begleitflugzeug aus überwacht, um einen sicheren Ablauf zu gewährleisten. Die Fluggeschwindigkeit wurde in Schritten von jeweils 10 km/h von 90 bis 180 km/h erhöht.

Die Indicated Air Speed des *Westerboer VW 1020* und die Daten der zusätzlichen Anzeige im Cockpit wurden ausgewertet und sind in Abbildung 5.3 dargestellt. Das Vorgehen wurde bei den Klappenstellungen WK 1 (5°) und WK L (18°) durchgeführt. Die höchste Geschwindigkeit bei Klappenstellung WK L betrug 150 km/h . Es ist zu sehen, dass der Einfluss der verschiedenen Klappenstellungen sich nicht signifikant auf die Fluggeschwindigkeitsmessung auswirkt. Erst bei sehr kleinen Fluggeschwindigkeiten macht sich der unterschiedliche Anstellwinkel des Flugzeugs bemerkbar. Zusätzlich zeigt das Diagramm, dass höhere Fluggeschwindigkeiten einen relativ starken Einfluss auf den statischen Druck aufweisen, die Anzeige im Flugzeug zeigt zu wenig an. Bei einer angezeigten Fluggeschwindigkeit von 170 km/h beträgt der Messfehler 10 km/h . Für

die Auswertung der Flugversuche müssen die gewonnen Geschwindigkeitsdaten entsprechend korrigiert werden.

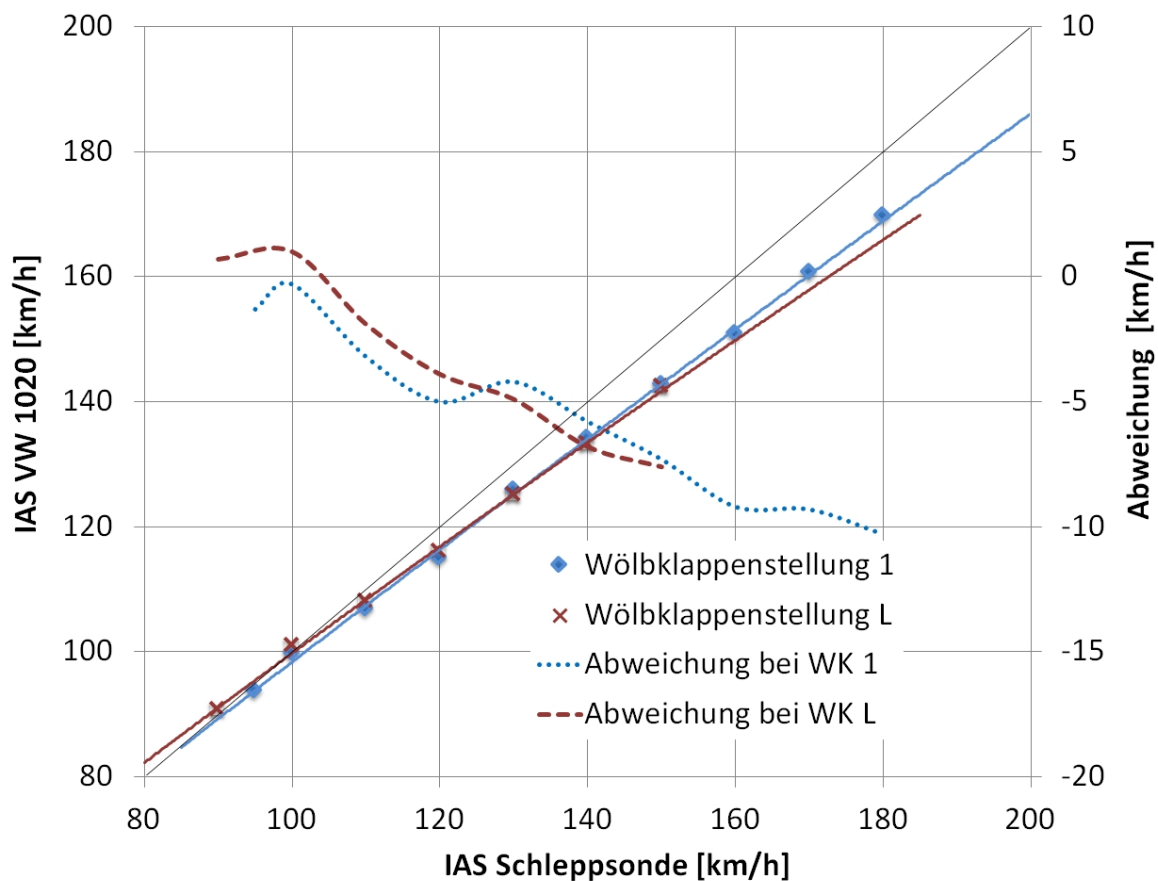


Abb. 5.3: Ergebnis der Fahrtmesserkalibrierung. Die Abweichung ist linear, aber mit zunehmender Geschwindigkeit sehr deutlich und auf den voluminösen Rumpf zurück zu führen, der das Strömungsfeld im Bereich der Prandtlsonde signifikant beeinflusst.

5.2 Flugleistungsvermessung

Ein zentrales Ziel des hier vorgestellten, für den elektrischen Antrieb optimierten, Flugzeugs ist die Reduktion des Energiebedarfs. Im Flugversuch muss daher möglichst genau ermittelt werden, ob die im Entwurf getroffenen Annahmen auch in der Praxis eintreten. Manche Messgrößen lassen sich recht einfach bestimmen, zum Beispiel die aus

der Batterie entnommene Energie. Horizontalgeschwindigkeiten funktionieren mit entsprechender Kalibrierung ebenfalls mit Bordmitteln, was bei Vertikalgeschwindigkeiten wegen möglicher atmosphärischen Einflüsse nicht mehr direkt möglich ist. Um die Wirkungsgradkette möglichst vollständig in der Praxis abzubilden, wurden sowohl Flüge mit Antriebsleistung durchgeführt, als auch reine Gleitflüge ohne montierten Propeller. Durch die Motorflüge wird der Energiebedarf des Gesamtsystems „Flugzeug“, durch die Gleitflüge der Energiebedarf der „nackten“ Flugzeugzelle ermittelt. Die Differenz der beiden Werte wird durch den zu bestimmenden Gesamtwirkungsgrad verursacht. Ähnliche Untersuchungen wurden auch vereinzelt schon bei konventionellen Flugzeugen durchgeführt, wie zum Beispiel bei Norris und Bauer [90] beschrieben. Hierbei wird diese Methode als *Zero Thrust Glide Testing* (ZTGT) bezeichnet.

Die durchgeführten Messflüge bilden die Datenbasis dieses Kapitels. Wie bei Flugversuchen üblich, wird die Qualität der Messdaten immer vom am Flugtag vorherrschenden Wettergeschehen beeinflusst. Die Flüge fanden immer bei ruhigen Wetterbedingungen und möglichst früh am Morgen statt, da kurz nach Sonnenaufgang die atmosphärische Turbulenz üblicherweise gering ist.

5.2.1 Gleitflugvermessung

Die Evaluation der Flugleistungen des *e-Genius* ohne Antrieb wurde durch Vergleichsflüge mit der *DG 300/17* des *DLR* Braunschweig durchgeführt, wie es für die Vermessung von Segelflugzeugen häufig gemacht wird. Dieses Flugzeug mit der Kennung D-1633 ist besonders genau vermessen, d. h. die Flugleistungspolaren sind, im Rahmen der für diese Art von Vermessung notwendigen Genauigkeit, exakt bekannt[155]. Mit Vergleichsflügen zwischen der *DG 300/17* und dem *e-Genius*, sowie der entsprechend notwendigen Messtechnik, ist es daher möglich, die Gleiteigenschaften des *e-Genius* mit sehr hoher Genauigkeit zu bestimmen. Ein Vergleichsflug minimiert die Einflüsse von vertikalen Luftbewegungen, die selbst bei vermeintlich ruhiger Luft auftreten, weil beide Flugzeuge Flügel an Flügel in der „gleichen Luft“ fliegen und nur die Relativänderung

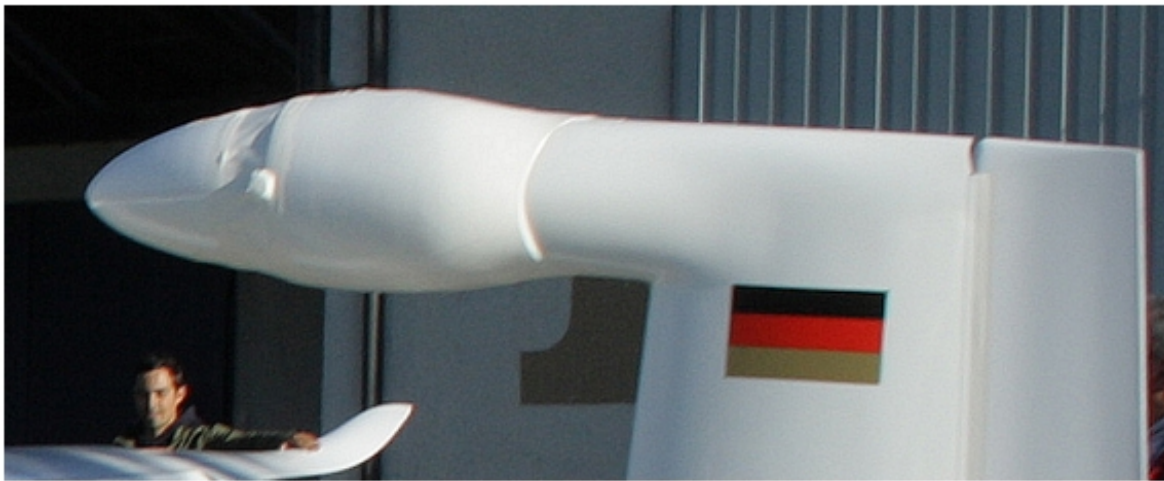


Abb. 5.4: *e-Genius* mit demontiertem Propeller und Dummy-Spinner und damit als antriebsloses Segel- oder Gleitflugzeug.

beider Flugzeuge zueinander für die Auswertung von Belang ist. Die komplette Methode ist in der Dissertation von Gerko Wende [155] genau beschrieben. Die Genauigkeit dieser Methode wird von Pätzold [101] mit 1% in Bezug auf die Sinkgeschwindigkeit bzw. beim Verhältnis Auftrieb zu Widerstand e mit 0,3 Gleitzahlpunkten angegeben. Für die Flüge wurde der Propeller demontiert (siehe Abb. 5.4) und die Stelle mit einer Ausgleichsmasse versehen und einem Dummy-Spinner verkleidet. Daher sind alle Ergebnisse ohne den Einfluss des Propellers entstanden und zeigen die Flugleistung der Flugzeugzelle.

Die Abflugmasse von *e-Genius* während der Messreihe betrug 930 kg. Die etwas erhöhte Masse des Flugzeugs im Vergleich zu anderen Leistungsevaluationen ist dem Umstand der zusätzlich mitgeführten Messausrüstung geschuldet. Alle Ergebnisse wurden auf die Reverenzmasse von 900 kg skaliert [155].

Gleitflugpolare mit Reiseflugklappenstellungen

Diagramm 5.5 zeigt das Resultat, in dem die verschiedenen Sinkflugpolaren für alle Reiseflugklappenstellungen dargestellt sind. Einige wesentliche Punkte fallen dabei auf:

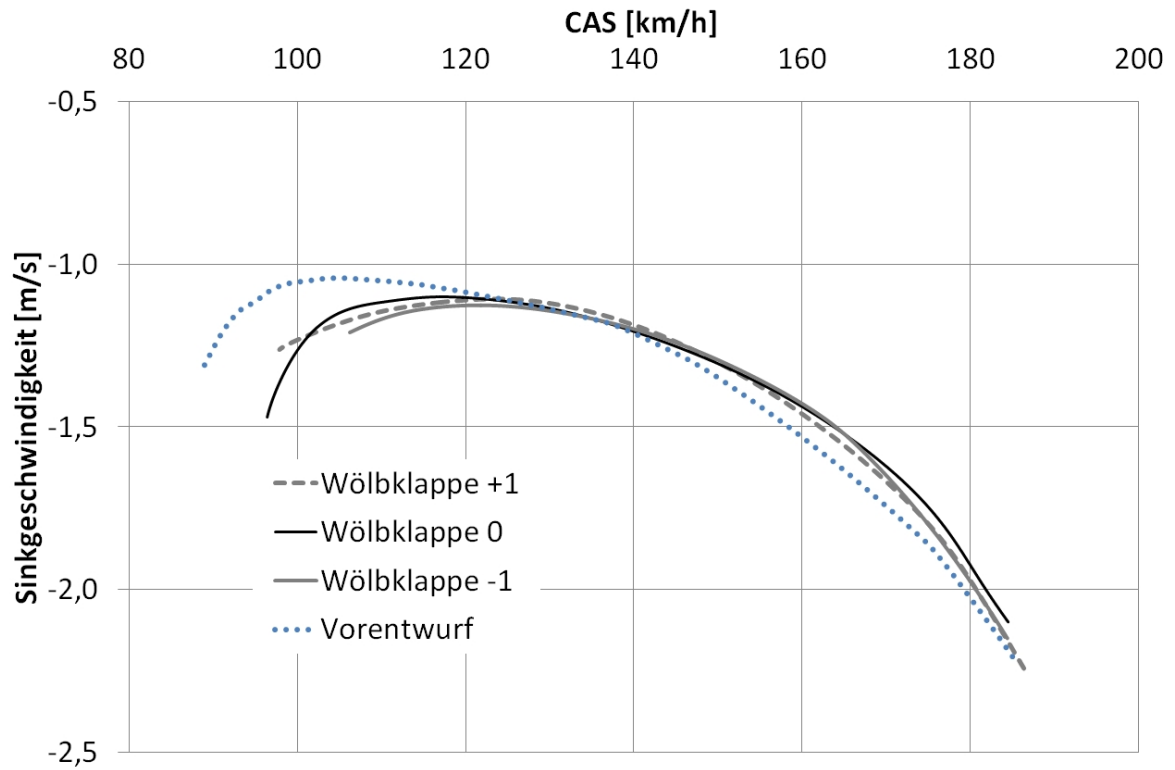


Abb. 5.5: Gleitflugpolare für alle Streckenflugklappenstellungen, sowie die berechnete Polare des Vorentwurfs bei WK-0. Der Einfluss der Klappenstellung auf den Widerstand ist offensichtlich noch geringer als angenommen. Die Übereinstimmung mit dem Vorentwurf ist größtenteils sehr gut, wobei dieser den Langsamflug zu positiv abschätzt.

- Die Klappenstellung hat einen sehr geringen Einfluss auf die Gleitflugleistung, da nur Abweichungen im Bereich von 2% zu verzeichnen sind. Ausschließlich bei geringen Geschwindigkeiten sind Abweichungen zu erkennen, die deutlich außerhalb der Messgenauigkeit liegen.
- Die Ergebnisse für Geschwindigkeiten oberhalb von 120 km/h liegen sehr nahe im Bereich des Entwurfs und zeigen damit, dass die angenommene aerodynamische Qualität erreicht werden konnte. Im Bereich von 160 km/h ist die Realität laut Diagramm 5.5 etwa 7% besser als die Prognose, was aber bei einer angenommenen Genauigkeit der Vorentwurfsmethoden von 5% [148] im Rahmen liegt.

- Bei geringen Geschwindigkeiten ist die Vorhersage merklich besser als die tatsächlichen Daten. Dafür gibt es mindestens zwei mögliche Erklärungen:
 - Das Flügelprofil erreicht im stationären Flug nicht den theoretisch angenommenen maximalen Auftriebsbeiwert.
 - Es ist möglich, dass bei höheren Anstellwinkeln Ablösungserscheinungen am Flügel oder an Flügelbereichen auftreten, welche den Auftriebsbeiwert reduzieren und die im theoretischen Vorentwurf entsprechend nicht berücksichtigt wurden.
- Die minimale Sinkrate wird knapp unter 120 km/h erreicht. Die einfache Flugzeugentwurfstheorie sagt für diese Geschwindigkeit auch das maximale Steigen im motorisierten Flug voraus.
- Die von der JAR 22 [55] vorgeschriebene minimale Sinkrate von $1,2 \text{ m/s}$ wird, zumindest ohne Propeller, erkennbar unterboten.

In Diagramm 5.6 ist das Gleitverhältnis aller Streckenflugklappenstellungen zu sehen. Wie bereits in Diagramm 5.5 auf der vorherigen Seite zu sehen war, ist der Einfluss der Klappenstellungen sehr gering und liegt nahezu innerhalb der Messgenauigkeit von 0,3 Gleitzahlpunkten. Das beste Gleitverhältnis ist 32,7 bei 138 km/h und +1 Klappenstellung, was für diese Flugzeugklasse ein ausgezeichnetes Resultat darstellt und wiederum sehr nah am theoretischen Entwurf liegt. Die Kurve welche aus den Vorentwurfentwurfsdaten resultiert liegt dabei generell bei etwas niedrigeren Geschwindigkeiten ($\Delta V \approx 5 \text{ km/h}$) als die Messkurven.

Einfluss der Kühlluftöffnungen auf die Gleitflugleistung

Für zwei Wasser-Luft-Wärmetauscher wurde der *e-Genius* mit je einem Lufteingang und einem Luftausgang ausgestattet. Für den ersten, vorderen Wärmetauscher ist die Öffnung in der Flugzeugnase. Die Luft des vorderen Wärmetauschers verlässt den

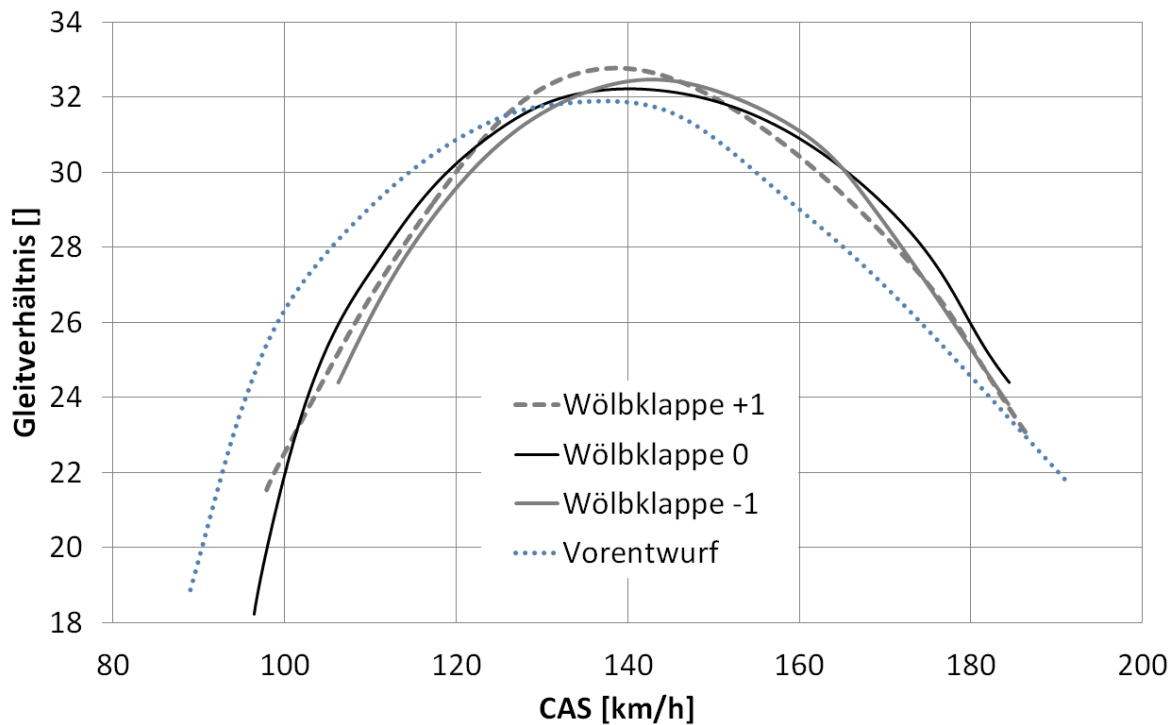


Abb. 5.6: Das Gleitverhältnis für alle Reiseflugklappenstellungen. Das Maximum wird bei knapp 140 km/h erreicht und beträgt 32,7; für diese Flugzeugklasse bedeutet dies ein ausgezeichnet guter Wert in der Praxis. Die Werte aus dem Vorentwurf beziehen sich auf WK-0.

Rumpf durch eine Öffnung unter dem Cockpit (siehe auch Abb. 5.7(a)). Der zweite, hintere Wärmetauscher wird durch einen NACA-Einlass hinter dem Fahrwerk mit Luft versorgt, siehe Abb. 5.7(e). Die Luft verlässt den Rumpf auf der Oberseite des Leitwerkträgers, siehe Abb. 5.7(g).

Um den Einfluss der vier Öffnungen auf die Flugleistungen zu bestimmen wurden zwei Vergleichsflug-Testflüge mit verschlossenen Luftein- und ausgängen durchgeführt. Die Klappenstellung bei beiden Flügen war WK 0. Der Einfluss der Öffnungen und damit des Kühlwiderstandes auf die Sinkflugpolare ist in Diagramm 5.8 dargestellt. Der Einfluss auf das Gleitverhältnis ist in Diagramm 5.9 zu sehen.

Bei einem Flug waren alle Öffnungen mit Klebeband verschlossen. Die zugehörigen Linien in den Diagrammen sind mit Strichpunktlinien dargestellt. Die blaue, durchge-



(a) Lufteinlass vorne



(b) Lufteinlass vorne abgeklebt



(c) Luftauslass unten



(d) Luftauslass unten abgeklebt



(e) NACA-Lufteinlass



(f) NACA-Lufteinlass abgeklebt



(g) Luftauslass hinten



(h) Luftauslass hinten abgeklebt

Abb. 5.7: Luftein- und Auslässe am Flugzeug im normalen und verklebten Zustand zur Bestimmung der jeweiligen Einflüsse auf die Flugleistungen. Der Unterschied daraus ergibt den Kühlwiderstand.

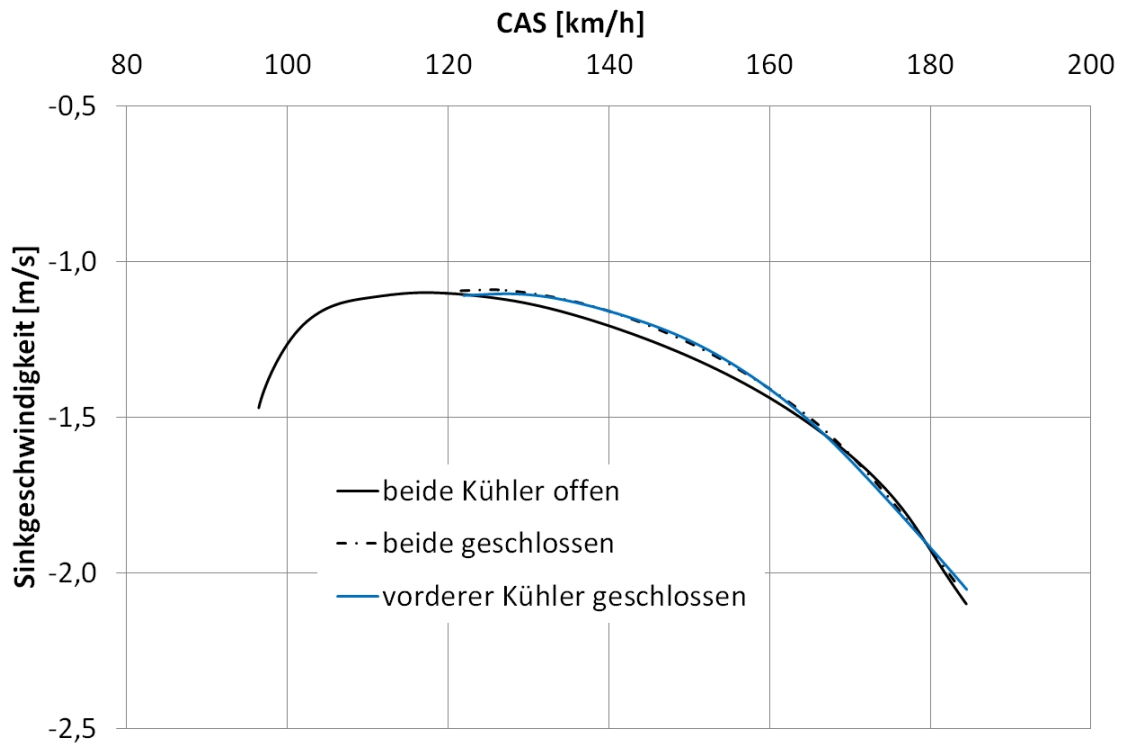


Abb. 5.8: Einfluss der Kühlluftöffnungen auf die Sinkflugpolare

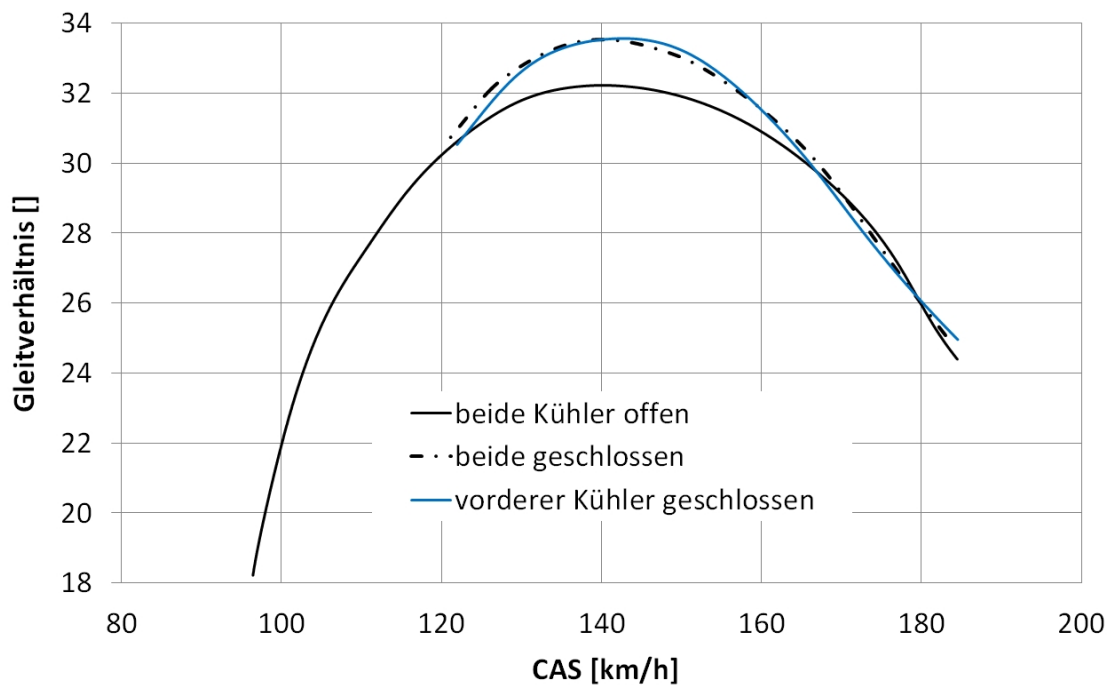


Abb. 5.9: Einfluss der Kühlluftöffnungen auf das Gleitverhältnis

zogene Linie in den Diagrammen zeigt den zweiten Flug, bei dem beide Öffnungen des hinteren Wärmetauschers geöffnet sind. Die schwarze Linie stellt die Referenzmessung aus Diagramm 5.5, bzw. 5.6 dar, bei der alle Luftein- und -Ausgängen offen waren. Folgende Punkte lassen sich aus diesen Diagrammen herauslesen:

- Der Einfluss der Kühlluftöffnungen ist zwischen 120 km/h und 165 km/h ausgeprägt.
- Im besten Fall steigt das Gleitverhältnis um 1,3 Gleitzahlpunkte oder 4% auf 33,5 bei 140 km/h .
- Der Einfluss des hinteren Wärmetauschers ist nicht bemerkbar. Ein Grund dafür ist, dass dieser offensichtlich nicht korrekt arbeitet und es keinen nennenswerten Luftstrom durch den Kühler gibt. Dies wurde auch im Rahmen einer anderen Messkampagne durch die Messung der Wassertemperatur vor und hinter dem Kühler bestätigt.
- Ab einer Geschwindigkeit von 165 km/h ist von beiden Kühlern kein signifikanter Einfluss vorhanden, bzw. andere Widerstandseffekte dominieren. Da der Kühlwiderstand einen parasitären Widerstand darstellt, ist dieser Kurvenverlauf nicht zu erwarten.

Durch diese Messungen wird gezeigt, dass der Kühlwiderstand bei einem batterieelektrischen Flugzeug tatsächlich signifikant verringert werden kann, obwohl das Kühlsystem im Falle des *e-Genius* noch in keinster Weise optimiert wurde. Der in Kapitel 3.3 vorgestellte erste Ansatz (3.18) zur Abschätzung des Kühlwiderstandes ergibt für den *e-Genius* einen Nullwiderstandsanstieg von etwa 6%. Damit wäre der Anstieg von 4% für den Gesamtwiderstand in diesem Geschwindigkeitsbereich passend abgebildet.

5.2.2 Steigflugpolare

Die Steigflugpolaren wurden bei zwei Messflügen ermittelt und die Daten dabei mit den Bordinstrumenten aufgezeichnet. In einem Messintervall wurden Batterieleistung

[kWe] und Geschwindigkeit [km/h IAS] jeweils konstant gehalten, um einen stationären Steigflug zu erhalten [87]. Begonnen wurde bei der Minimalgeschwindigkeit zuzüglich 5 km/h , welche schrittweise um jeweils 10 km/h erhöht wurde, bis die zu diesem Zeitpunkt maximal zulässige Fluggeschwindigkeit erreicht war (180 km/h IAS). Bei hohen Leistungen erwärmt sich der Motor rasch, daher konnten einige Messpunkte nicht erreicht werden, bzw. die Messintervalle mussten kürzer ausfallen, was einen negativen Einfluss auf die Genauigkeit hat. Die reale maximale Dauerleistung des Motors liegt bei etwas über 30 kWe (bei 1950 upm), je nach Außentemperatur. Limitierend ist hierbei die Temperatur der Motorwicklungen, welche die Abwärme an das Kühlwasser abgeben. Alle Messintervalle mit höheren Leistungen als 30 kWe mussten nach jedem Abschnitt durch Kühlpausen unterbrochen werden. Die Steigflüge wurden mit den Einstellungen geflogen, die theoretisch im Rahmen der aerodynamischen Auslegung des Propellers am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart (IAG) ermittelt wurden und aus der Arbeit von Paluch [92] stammen.

Die Ergebnisse sind in den Diagrammen 5.10 und 5.11 dargestellt und entsprechen einer neutralen Flaperonstellung (WK 0). Die Daten aus den Flügen wurden dafür gemittelt, auf Meereshöhe und CAS kalibriert und, infolge atmosphärischer Einflüsse, unstimmige Datenpunkte gestrichen. Durch die begrenzte Anzahl an Messpunkten, die teilweise kurzen Intervalle, sowie die möglichen Einflüsse der Luftbewegung sollten die Auswertungen als guter Trend, denn als absolutes Ergebnis gesehen werden.

Der Verlauf der Kurven in Diagramm 5.10 ist grundsätzlich so, wie es für Steigflugpolaren zu erwarten ist. Gut zu erkennen ist, dass das Flugzeug eine höhere Flächenbelastung als herkömmliche Motorsegler aufweist, da die größte Vertikalgeschwindigkeit bei einer höheren Fluggeschwindigkeit erreicht wird. Die Steigfluggeschwindigkeit sollte nicht unter 130 km/h liegen. Dies ist deutlich mehr, als die Gleitflugmessung erwarten ließ und wird durch die Propellerkennlinie verursacht. Pro kWe zusätzlicher Batterieleistung lassen sich bei optimaler Geschwindigkeit proportional etwa $0,1 \text{ m/s}$ zusätzliche Steigleistung erreichen. Für die 60 kWe und 40 kWe Polaren wurden zusätzlich die Werte aus dem Vorentwurf eingefügt (gestrichelte Linien), welche ordentliche

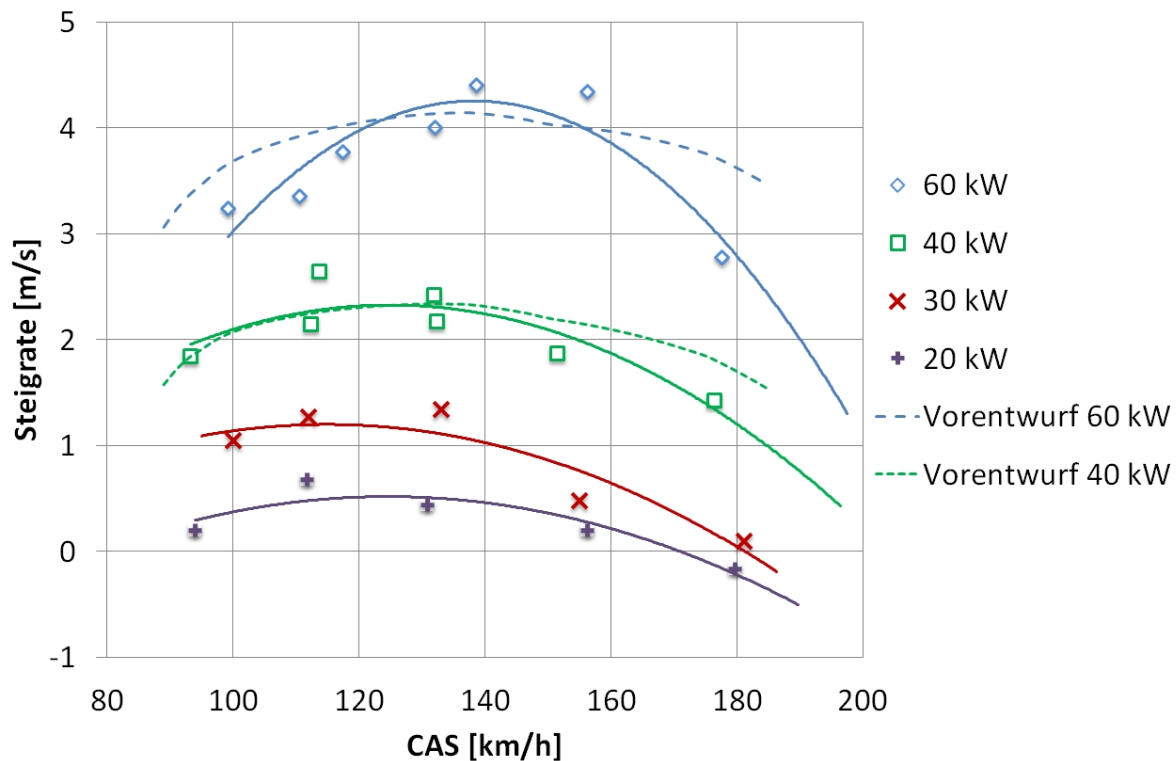


Abb. 5.10: Steigraten bei verschiedenen Leistungseinstellungen und WK 0 bezogen auf Meereshöhe. Gestrichelt dargestellt sind die Ergebnisse aus dem Vorentwurf bei 60 und 40 kW, die vor allem bei 40 kW eine gute Übereinstimmung mit der Praxis zeigen.

Übereinstimmungen zeigen. Bei höheren Geschwindigkeiten fällt der Vorentwurf zu positiv aus. Vor allem das theoretische Kennfeld des Propellers scheint den Wirkungsgrad zu vorteilhaft abzuschätzen. Wobei auch die Ausgleichskurven der gemessenen Werte tendenziell zu steil abfallen, da sich bei Flügen zur Horizontalflugleistung mit deutlich längeren Messintervallen etwas höhere Geschwindigkeiten ergeben haben (vergleiche Diagramm 5.13).

In Diagramm 5.11 sind die Steigraten der Polaren bei 60 und 40 kW (durchgezogene Linien) auf der primären Y-Achse in der Form Steighöhe in [m] pro Kilowattstunde [kWh] elektrischer Batterieenergie aufgetragen. Wird diese Art Steigrate in das Verhältnis zur potentiellen Energie gesetzt, über welche das Flugzeug nach dem Steigflug zusätzlich verfügt, erhält man die Steigflugeffizienz bei einer Kombination aus Leistung und Ge-

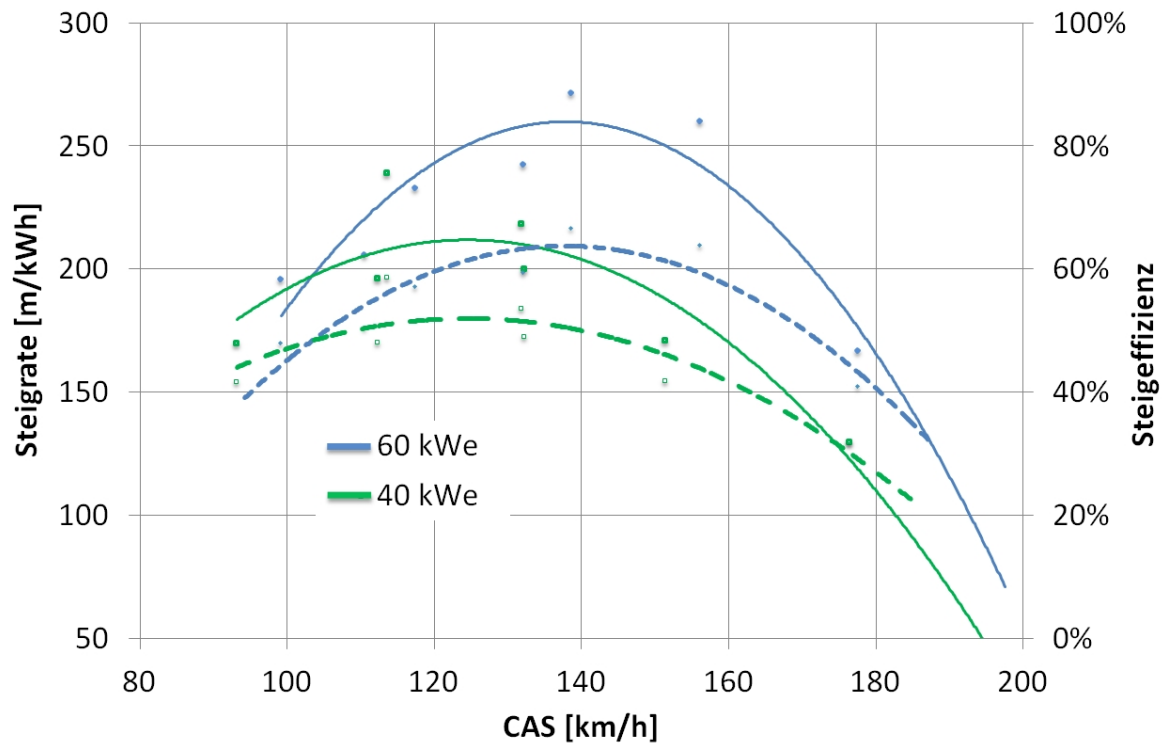
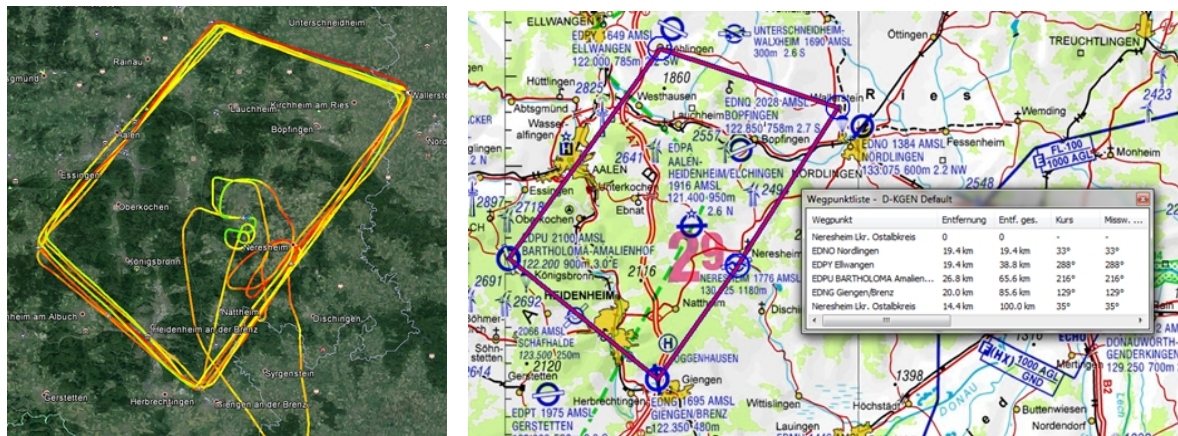


Abb. 5.11: Darstellung der Steigflugrate (durchgezogene Linien) in der Form m/kWh und der erreichbaren Steigflugeffizienz (gestrichelte Linien) bei 60 und 40 kWe. Im Fall der 60 kWe werden über 60 kWe der eingesetzten Energie in den Höhengewinn umgesetzt.

schwindigkeit. Diese Steigflugeffizienzen (gestrichelte Linien) sind als Ausgleichskurven auf der sekundären Y-Achse aufgetragen. Im optimalen Fall der 60 kWe-Kurve, bei knapp 140 km/h , besitzt das Flugzeug noch 63 % der zugeführten Energie aus der Batterie in Form von zusätzlicher potentiellen Energie und nur 37 % gehen für Widerstand und Wirkungsgradverluste verloren. Solange die Wirkungsgradverluste in der gleichen Dimension bleiben, wird bei höherer Leistung auch immer die höhere Steigflugeffizienz erzielt.

5.2.3 Horizontalflugeistung

Die Messungen zur Horizontalflugeistung des *e-Genius* wurden mit den Bordgeräten aufgezeichnet. Um möglichst aussagekräftige Ergebnisse zu bekommen wurde das



(a) GPS-Log der ersten 100 km langen (b) Flugplanung des Viereckkurses, der mit jeweils unterschiedlichen Leistungseinstellungen umflogen wurde.

Abb. 5.12: Viereckflüge mit 100 km Strecke zur Horizontalflugvermessung. Durch die lange Strecke ist das Messintervall groß und weniger anfällig für atmosphärisch bedingte Störungen. Durch den geschlossenen Kurs kann nachträglich der Windeinfluss berechnet und korrigiert werden.

Messintervall mit 100 km Strecke so groß gewählt, dass das Flugzeug sicher einen stationären Flugzustand erreicht. Der Vierecks-Kurs, siehe Abbildungen 5.12, ermöglicht es dabei, den horizontalen Windeinfluss nachträglich mit den aufgezeichneten Daten (Unterschied von Geschwindigkeit über Grund zur wahren Eigengeschwindigkeit) zu berechnen und die Rohdaten damit zu korrigieren. Die genaue Beschreibung der Auswertungsmethode ist in der Arbeit von Raimund Mösele [84] dokumentiert. Die Wölbklappen standen bei allen Flügen in der negativen Position (WK -1), der Stellung, die in Vorversuchen die höchste Endgeschwindigkeit im Motorflug bei verschiedenen, jeweils konstanten Leistungen erzielte.

Die auf Meereshöhe kalibrierten Ergebnisse aus den Horizontalflugversuchen sind in Diagramm 5.13 dargestellt. Der tatsächliche Leistungsbedarf des Antriebssystems, der auf der primären Y-Achse aufgetragen ist, stimmt mit den theoretischen Entwurfsdaten (Punkt-Linien) gut überein. Im niederen Geschwindigkeitsbereich scheint der Bedarf etwas geringer zu sein. Ebenfalls auf der primären Y-Achse ist der Leistungsbedarf der

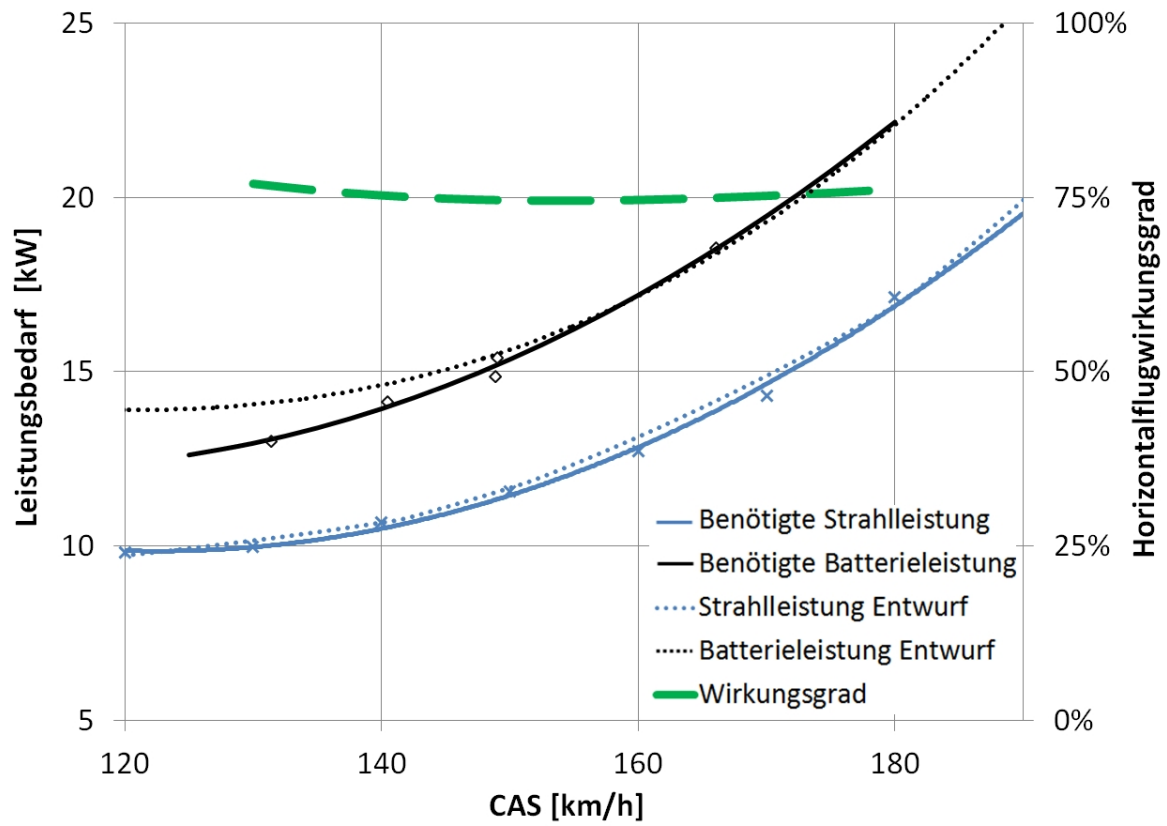


Abb. 5.13: Darstellung des Leistungsbedarfs im Horizontalflug. Die Differenz aus Batterieleistung und Strahlleistung wird durch die Einzelverluste in der Wirkungsgradkette verursacht. Der daraus resultierende Horizontalflugwirkungsgrad ist im untersuchten Geschwindigkeitsbereich nahezu konstant.

Flugzeugzelle aus der Gleitflugvermessung (Strahlleistung) aufgetragen. Der Leistungsverlust von der Batterie bis zum Propellerstrahl wird durch die Wirkungsgradkette des Antriebsstrangs verursacht. Auf der sekundären Y-Achse ist dieser Horizontalflugwirkungsgrad aufgetragen, der im untersuchten Geschwindigkeitbereich bei relativ konstanten 75 % liegt und damit den Bereich aus dem Vorentwurf (siehe auch Abbildung 4.13) bestätigt. Damit kann gezeigt werden, dass beim *e-Genius* als Beispiel für die optimierte e-Flug-Konfiguration, im Falle des Batteriespeichers, $\frac{3}{4}$ der Energie aus dem Speicher für den tatsächlichen Vortrieb genutzt werden kann.

Zur Abschätzung der Transportleistung ist in Diagramm 5.14 der Energiebedarf pro Strecke, in diesem Fall zur besseren Veranschaulichung pro 100 km, über der Geschwindigkeit in Meereshöhe aufgetragen. Das Minimum liegt knapp unter 140 km/h und stimmt damit mit der Gleitflugmessung überein. Mit dieser Geschwindigkeit wird die größte Reichweite erzielt und dabei 9,8 kWh elektrische Energie pro 100 km Flugstrecke aus den Batterien benötigt. Auf der sekundären Y-Achse ist das korrespondierende Benzinäquivalent ($30,5 \text{ MJ/L}$) pro Person und 100 km Horizontalflugstrecke aufgetragen. Im Auslegungspunkt werden Werte knapp unter $0,6 \text{ L}/100 \text{ km}$ erreicht.

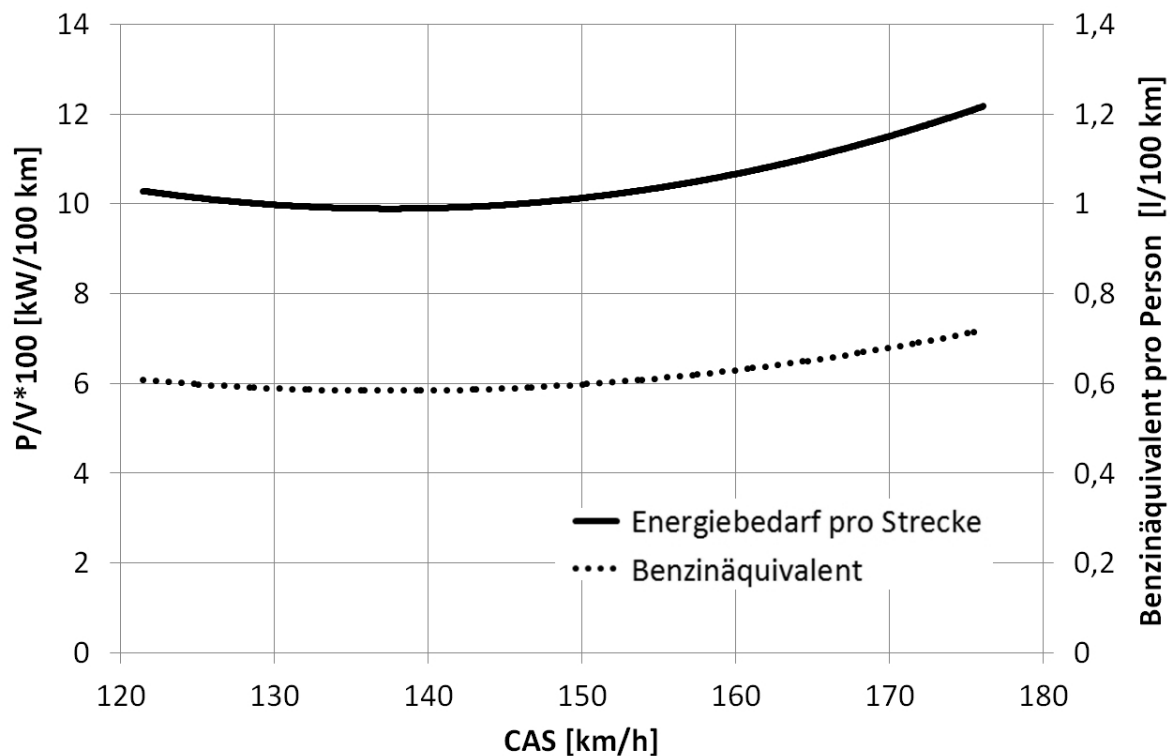


Abb. 5.14: Darstellung des Energiebedarfs [in kWh] pro 100 km im Horizontalflug. Das Minimum liegt knapp unter 140 km/h und stimmt damit mit der Gleitflugmessung überein. Mit dieser Geschwindigkeit [CAS] wird die größte Reichweite erzielt und dabei $9,8 \text{ kWh}$ elektrische Energie pro 100 km Flugstrecke aus den Batterien benötigt.

Im Rahmen des Flugwettbewerbs „Green Speed Cup“ konnte der *e-Genius* direkt mit konventionellen Flugzeugen, anhand des jeweils durch Wägung bestimmten Treibstoff-

verbrauchs, verglichen werden. Die Flugaufgabe wurde von allen Flugzeugen zeitgleich bewältigt, daher verfälschen atmosphärische Einflüsse die Ergebnisse nicht grundlegend. Die Auswertung eines der Vergleichsflüge ist in Tabelle 5.2 aufgeführt. In den Flügen sind Steig- und Sinkflug enthalten, daher beziehen sich Geschwindigkeit und Energieverbrauch auf die gesamte Mission, die in diesem Fall 282 km lang war. Alle Flugzeuge, welche in Tabelle aufgeführt sind, sind zweisitzig und daher von der Transportleistung grundsätzlich vergleichbar. Es gibt auch Unterschiede: zwei Motorsegler sind mit EZF ausgestattet (*S10-VT*, *S6-RT*), einer ohne (*S6*), und ein Ultraleichtflugzeug (*CTLS*) mit Festfahrwerk ist dabei. Interessant ist der Unterschied beim Energieverbrauch zwischen den konventionellen Flugzeugen und dem elektrischen Prototypen. Das nächst beste Flugzeug in diesem Starterfeld benötigt bereits um den Faktor 5,67 mehr Energie für die selbe Transportaufgabe. Legt man die Vorentwurfsbedingungen aus Kapitel 3 zugrunde, so kann der Unterschied der in Tabelle 5.2 aufgeführten Flugzeuge überschlagsmäßig abgeschätzt werden. Dies ist für den Unterschied im Energieverbrauch vom ersten zum zweiten Flugzeug in Tabelle 5.3 exemplarisch aufgezeigt.

Die Verbrennungskraftmaschine trägt den größten Anteil zum höheren Energiebedarf der *Stemme S10-VT* gegenüber dem *e-Genius* bei. Die *Stemme S10-VT* ist, durch 23 m Spannweite, Mittelmotorkonzept mit Fernwelle und Klapppropeller, schon ein aerody-

Flugzeug	Geschwindigkeit [km/h]	Energieverbrauch [kWh]	Faktor
<i>e-Genius</i>	168,2	34,75	1
<i>Stemme S10-VT</i>	163,2	197,04	5,67
<i>Stemme S6-RT</i>	181,1	248,36	7,15
<i>CTLS</i>	168,5	320,78	9,23
<i>Stemme S6</i>	146,2	332,07	9,56

Tab. 5.2: Vergleich verschiedener GA-Flugzeuge bei gleicher Flugaufgabe, welche im Rahmen des Wettbewerbs *Green-Speed-Cup* gleichzeitig absolviert wurde. Der Faktor beim Energieverbrauch zum nächst besten Zweisitzer (*S10-VT*) beträgt 5,67.

	Faktor
Motor	3,70
Kühlung	1,16
Propeller	1,10
Konfiguration	1,20
Gesamt	5,67

Tab. 5.3: Abschätzung der Unterschiedsfaktoren zwischen der *Stemme S10-VT* und des *e-Genius* anhand des GSC-Flugs und der Vorentwurfparameter.

namisch besonders hochwertiges Flugzeug. Der konfigurative Vorteil des *e-Genius* liegt zwar immer noch bei etwa 20 %, ist aber nicht so stark ausgeprägt, wie dies im Vergleich zu konventionellen Reiseflugzeugen mit „Firewall-forward“-Motorintegration zu erwarten ist. Alle in Tabelle 5.2 aufgeführten Flugzeuge, bis auf den *e-Genius*, werden mit einer Verbrennungskraftmaschinen vom Typ *Rotax 912* oder *914* betrieben. Damit ist dieser Wirkungsgradfaktor im Rahmen der Auswertung quasi konstant. Der Grund für den unterschiedlichen Energiebedarf der anderen Wettbewerbsteilnehmer ist daher vor allem in der Konfiguration zu finden.

5.3 Erprobung der Flugeigenschaften

Parallel zur Erprobung der Flugleistungen wurden die Flugeigenschaften gemäß des Erprobungsprogramms [95], [117], [139] untersucht um auszuschließen, dass zu Gunsten von besseren Flugleistungen Abstriche im Handling in Kauf genommen werden müssen.

5.3.1 Allgemeine Flugeigenschaften

Schwer messbare Flugeigenschaften wurden durch erfahrene Testpiloten anhand der *Cooper-Harper Rating Scale* bewertet [43], [118]. In Tabelle 5.4 sind die Einstufungskriterien für den Bewertungsmaßstab angegeben. Dieser reicht von Stufe 1 → *hervorragend*

bis Stufe 10 \rightarrow *unfliegend*. Die Flugeigenschaften die mit den Stufen 1 bis 3 bewertet, können von jedem Piloten gehandhabt werden; die Stufen 4 bis 6 können für bestimmte Flugzeuge toleriert werden, erfordern aber ein deutlich höheres Maß an Pilotenkompetenz.

	Flugzeugeigenschaft	Pilotenanspruch
1	hervorragend, wünschenswert	kein Ausgleich durch Piloten für gewünschtes Manöver erforderlich
2	gut, vernachlässigbare Mängel	kein Ausgleich durch Piloten für gewünschtes Manöver erforderlich
3	ordentlich, leichte Mängel	minimaler Ausgleich für gewünschtes Manöver erforderlich
4	leichte, aber störende Mängel	gewünschtes Manöver benötigt mäßigen Ausgleich durch Piloten
5	unerwünschte Mängel	hinreichende Manöverdurchführung benötigt erheblichen Ausgleich durch Piloten
6	starke Mängel, tolerierbar	hinreichende Manöverdurchführung benötigt umfassenden Ausgleich durch Piloten
...
10	sehr starke Mängel	bei Manöver tritt ein Kontrollverlust ein

Tab. 5.4: Cooper-Harper Handling Qualities Rating Scale, verkürzt

Die grundsätzlichen Untersuchungen zu den Flugeigenschaften [118], [94], [43] des *e-Genius* ergeben, wie in Tabelle 5.5 aufgeführt, ein sehr positives Bild. Die unkonventionelle Konfiguration und der unkonventionelle Antrieb haben keinerlei negative Auswirkungen auf die Flugeigenschaften. Als Kritikpunkt wird beim Bremsen nach der Landung eine leicht erhöhte Anforderung an den Piloten festgestellt, da das Flugzeug hierbei, bei ungleichem Druck auf die Fussspitzenpedale, eine Tendenz zum seitlichen Ausbrechen zeigen kann.

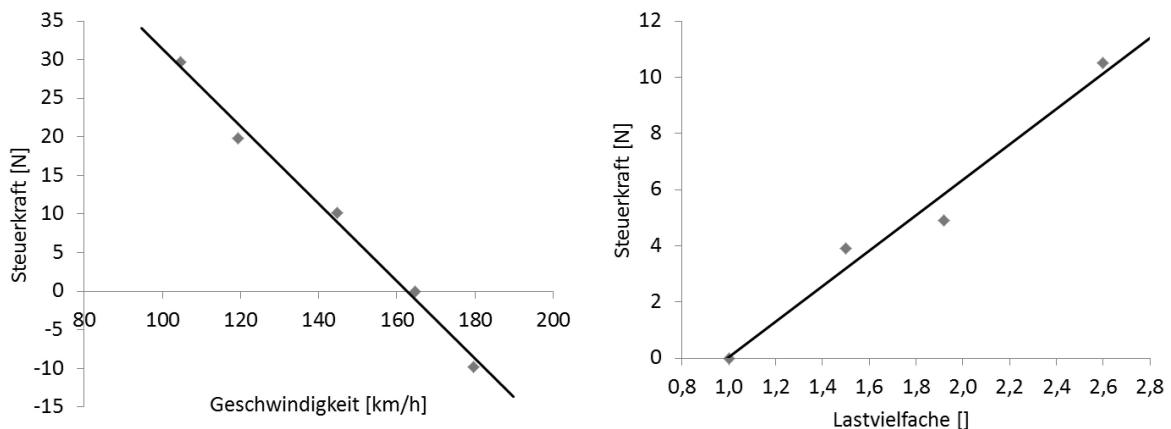
Manöver	Beschreibung	Wert
Start und Steigflug:		
Verhalten	Einfach auf der Mittellinie zu halten. Steuereingaben erwartbar und intuitiv. Minimaler Ausgleich nötig	2
Nickwinkelkontrolle	Einfach zu kontrollieren bei allen Geschwindigkeiten	3
POI	keine POI-Tendenz	1
Landung:		
Landung	Leichten Ausgleich durch Piloten um auf der Mittellinie zu bleiben, sowie Flügel gerade zu halten	3
Nickwinkelkontrolle	Effektive Kontrolle ohne große Verzögerung, sehr gute Sicht auf die Bahn	2
POI	keine POI-Tendenz	1
Strömungsabriss:		
Langsamflug	gut kontrollierbar um alle Achsen	2
Strömungsabriss	Abkippen über rechten Flügel kurz vor dem Höhenruder-Anschlag. Sofortige Wiederherstellung der Kontrolle durch Nachlassen des Steuerknüppels	2
POI	keine POI-Tendenz	1
Bremsvermögen		
Bremsvermögen 50 %	Bei moderatem Bremseinsatz gute Kontrolle	2
Bremsvermögen	leichte Tendenz zum Ausbrechen bei Vollbremsung	4

Tab. 5.5: *e-Genius* Handling Qualities nach Cooper-Harper Bewertungsmaßstab

Übereinstimmend wird von allen Piloten festgehalten, dass die Flugeigenschaften zu jeder Zeit harmlos sind und kein überdurchschnittliches Können gefordert wird. Dadurch wird ermöglicht, dass das Flugzeug von sehr vielen Piloten geflogen werden kann.

Positiv wird die sehr gute Rundumsicht und besonders die Sicht nach vorne bewertet, die erst durch die Konfiguration ermöglicht wird.

Eine ausreichende Eigenstabilität und positive Kraftgradienten in allen Rudern wurden im Flugversuch ermittelt. In der Nickachse wurden sowohl Kraft über Geschwindigkeit 5.15(a), als auch Kraft über g -Belastung 5.15(a) vermessen. Die ausgetrimmte Geschwindigkeit beträgt in beiden Fällen 165 km/h und die Wölbklappenfunktion steht bei WK -1. Die Abflugmasse bei diesen Tests betrug $946,2 \text{ kg}$ und das Stabilitätsmaß $15,6 \%$, was bei einem zulässigen Bereich von $5\text{-}20 \%$ einer leicht kopflastigen Schwerpunktlage entspricht. Beide Diagramme zeigen, wie gewünscht, deutliche und lineare Anstiege der Knüppelkraft bei Veränderungen des Ausgangszustandes, was in der Flugpraxis eine maßgebliche und intuitive Information für den Piloten darstellt [137]. Zugleich sind die Steuerkräfte im Betrag moderat, damit wird sichergestellt, dass auch bei einer Störung der elektrischen Höhenrudertrimmung die volle Steuerhoheit gewährleistet ist.



(a) Kraftgradient des Höhenruders bei verschiedenen Geschwindigkeiten, bestimmt aus dem getrimmten, stationärem Horizontalflug bei 165 km/h

(b) Kraftgradient des Höhenruders bei verschiedenen g -Beschleunigungen, bestimmt aus dem getrimmten, stationärem Horizontalflug bei 165 km/h und $g=1$

Abb. 5.15: Nachweis der positiven Kraftgradienten der Höhenrudersteuerung

5.3.2 Langsamflug- und Abreißverhalten

Das Langsamflug- und Abreißverhalten des Flugzeugs wurde in weiteren Messkampagnen untersucht, um diese Grenzbereiche ausreichend charakterisieren zu können. Die Sinkflugpolaren für alle Klappenstellungen wurden mit demontiertem Propeller im niedrigen Geschwindigkeitsbereich bis 120 km/h vermessen. Die Ergebnisse sind in Diagramm 5.16 dargestellt.

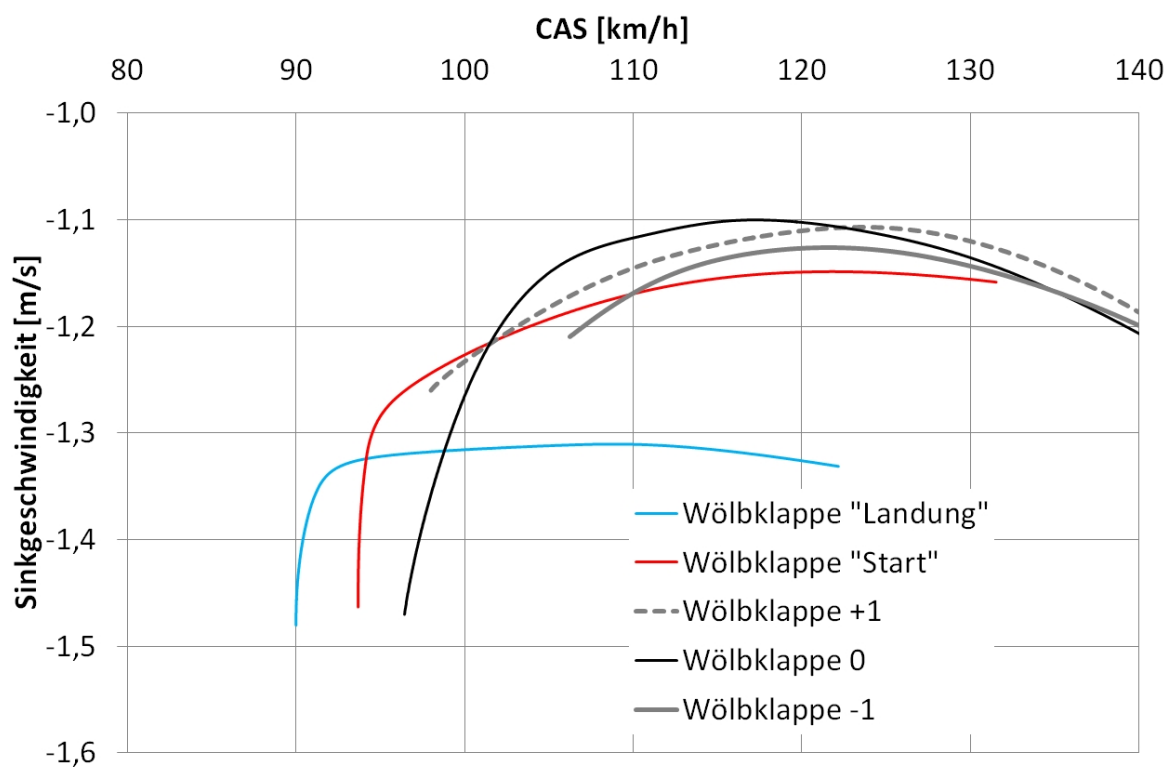


Abb. 5.16: Sinkflugpolaren aller Klappenstellungen im niedrigen Geschwindigkeitsbereich

Es ist gut zu sehen, dass die aerodynamische Leistung der Start- und der Landstellung deutlich schlechter ausfällt als bei den Klappenstellungen für den Streckenflug. Die Reduktion der Mindestgeschwindigkeit beträgt zwischen den Stufen WK 1, WK 0 und WK L je etwa 3 km/h . Bei der normierten Abflugmasse von 900 kg erscheint es in diesem Fall nicht möglich, die von der Bauvorschrift JAR 22 [55] geforderte Mindestgeschwindigkeit von 80 km/h im stationären Flug zu erreichen. Die Vermutung, dass beim *e-Genius* starke Ablösungseffekte bei niedrigen Geschwindigkeiten im Rumpf-Flügel-

Übergang auftreten, konnten durch Untersuchungen, die im Rahmen der Diplomarbeit von Rappsilber [102] durchgeführt wurden, nicht bestätigt werden. Da diese Messung im quasi-stationären Messverband mit einem zweiten Flugzeug erfolgen wurde, konnte aus Sicherheitsgründen die Geschwindigkeit nicht bis zum Strömungsabriss reduziert werden. Zur Ermittlung präziserer Daten, siehe Tabellen 5.6 und 5.7 wurden Flugversuche speziell zur Mindestgeschwindigkeit und dem Abkipverhalten [94] durchgeführt. Die Abflugmasse lag bei diesen Flügen bei 838,2 kg, die Geschwindigkeitsreduzierung bei ca. 2 km/h pro Sekunde.

Geradeausflug

Ein Buffeting wird im Geradeausflug, je nach Klappenstellung, 2-5 km/h vor dem Strömungsabriss spürbar. Ohne Motorleistung erfolgt ein Strömungsabriss, mit Motorleistung (30 kWe) wird der hintere Höhenruderstopp erreicht, ohne dass es zum Strömungsabriss kommt. Die Drehung nach dem Abkippen kann mit der Betätigung des Seitenruders gegen die Drehrichtung sofort gestoppt und mit gleichzeitigem Nachlassen des Höhenruders kann die Normalfluglage wieder hergestellt werden.

Klappenstellung	Abkipprichtung	CAS [km/h]	Fahrwerk
-1	rechts	91	eingefahren
0	links	87	eingefahren
1	links	87	eingefahren
2	rechts	85	eingefahren
L	links	80	eingefahren
-1	links	83	ausgefahren
1	links	82	ausgefahren
2	links	83	ausgefahren
L	links	81	ausgefahren

Tab. 5.6: *e-Genius* Abreißverhalten im Geradeausflug ohne Motorleistung

Versuche mit einem Seitenruderausschlag in Drehrichtung ergeben keine sichtbare Tendenz zum Trudeln. Der Höhenverlust zur Wiederherstellung der Normalfluglage nimmt durch einen deutlich größeren Rollwinkel beim Abkippen zu [94]. In Tabelle 5.6 sind die Ergebnisse der Erprobung dargestellt. Die Geschwindigkeitswerte sind zum Teil nicht ganz logisch und sind auf Böeneinflüsse zurückzuführen; die Ergebnisse sind allerdings in der erwarteten Größenordnung. Die Abkipprichtung ist nicht einheitlich, das ausgefahrene Fahrwerk hat einen nicht eindeutigen und wenig substantiellen Einfluss auf die Mindestgeschwindigkeit. Der aus Tabelle 5.6 ermittelte maximale Auftriebsbeiwert beträgt $C_{Amax} \approx 1,9$ und ist damit geringfügig schlechter als im Vorentwurf angenommen.

Kurvenflug

Das Abreißverhalten im Kurvenflug wurde mit ca. 45° Schräglage nach links und rechts erprobt, siehe Tabelle 5.7 [94]. Das Flugzeug kippt bei den Versuchen ohne Motorleistung immer in Kurvenrichtung ab und die Drehung kann mit der Betätigung des Seitenruders gegen die Drehrichtung sofort gestoppt werden. Durch Nachlassen des Höhenruders kann die Normalfluglage problemlos wieder hergestellt werden. Bei Versuchen mit Motorleistung (30 kWe) wird immer der Höhenruderstopp erreicht, ohne dass das Flugzeug abkippt. Tabelle 5.7 gibt die durch den Kurvenflug leicht erhöhte Mindestgeschwindigkeit wieder, die Beträge sind jedoch jeweils zu gering.

Klappenstellung	Kurven-/Abkipprichtung	CAS [km/h]	Fahrwerk
-1	re/re, li/li	95	ausgefahren
1	re/re, li/li	93	ausgefahren
L	re/re, li/li	81	ausgefahren

Tab. 5.7: *e-Genius* Abreißverhalten im Kurvenflug ohne Motorleistung

Mit der Erprobung der Flugeigenschaften konnte ein wesentlicher Punkt der Auslegungskriterien aus Kapitel 4.1.2, nämlich gute und sichere Flugeigenschaften, nachgewiesen werden.

5.3.3 Fluglärm und Flugkomfort

Als Vorteil des batterieelektrischen Antriebs wird neben der Energieeffizienz vor allem die Lärmreduktion angesehen. Erste Untersuchungen zu diesem Thema wurden mit dem *e-Genius* durchgeführt. Landeanflug und Landung sind dabei immer sehr leise, da durch die gute Gleitleistung grundsätzlich mit stehendem Antrieb gelandet wird und die Lärmemission durch die Strömung in diesem Geschwindigkeitsbereich unerheblich ist.

Lärm beim Start

Im Startlauf eines kleinen, batterieelektrisch angetriebenen Propellerflugzeugs ist der Propeller die einzig wahrnehmbare Lärmquelle. Eine Messung zur Bestimmung des Propellerlärms beim Flugzeugstart wurde mit dem *e-Genius* durchgeführt. Die Lärmaufnahme wurde in 5 m Höhe und 75 m vom Flugzeug entfernt durchgeführt. Dabei wurde ein maximaler Wert von 59,5 dbA gemessen. Laut Lärmschutzverordnung [158] ist für ein Flugzeug mit 900 kg ein Grenzwert von 62 dbA für den erhöhten Schallschutz erlaubt, wenn nach Kapitel 10 des ICAO-Annex 16 gemessen wird. Bei diesem wird die Lärmemission beim Steigflug mit Volllast und in 2,5 km Entfernung vom Startpunkt gemessen, was beim *e-Genius* einer Flughöhe von ca. 300 m entspricht. Um einen ersten einfachen Vergleich dieser beiden Werte zu erhalten, kann der Messwert über eine Faustformel auf die Entfernung von 300 m skaliert werden (Verminderung des Schalldruckpegels um 5 db bei Verdopplung des Abstandes, $L_2 = L_1 - 20 \lg \frac{r_1}{r_2}$ [10]). Damit erreicht der *e-Genius* gerade einmal 49,5 dbA in 300 m Entfernung, was häufig bedeutet, dass der Propellerlärm, in Abhängigkeit des Frequenzspektrums, im Hintergrundrauschen untergeht. Um auf kürzerem Messabstand noch eine deutlich Reduktion

zu erreichen kann die Blattzahl des Propellers erhöht und die Rotationsgeschwindigkeit reduziert werden. Messungen von Korkan [64] an einer *Cessna 172* haben aufgrund der geringeren Blattspitzengeschwindigkeit für einen Dreiblattpropeller eine Reduktion von ca. 2,5db und für den Vierblattpropeller von ca. 3,8db verglichen mit dem Zweiblattpropeller ergeben.

Flugkomfort

Die Erprobungsflüge mit dem *e-Genius* zeigen einen sehr ruhigen Propellerlauf bei bestimmten Kombinationen aus Leistung und Fluggeschwindigkeit. Es wurden gezielt Versuchsflüge zur Propellereinstellung durchgeführt, bei denen in zwei Klappenstellungen (WK 1 und WK -1) untersucht wurde, welche Einstellungen besonders geringe Vibrationen und Kabinenlärm zur Folge haben. Die Leistung kann mit einer Genauigkeit von ± 500 W, die Rotationsgeschwindigkeit mit ± 30 ¹/min angegeben werden. Die Leistungseinstellungen, elektrische Daten und Flugdaten wurden mittels EMS geloggt, das Vibrations-/Lärmniveau wurde durch die Flugbesatzung subjektiv bewertet. Für jedes Setting wurde eine Vibrationsklasse (++, +, -) notiert. (-)-Vibrationen sind dabei für einen normalen Flug nicht akzeptabel, (+) ist mäßig komfortabel, (++) kommt der Idee vom lautlosen Fliegen schon sehr nahe. Die Flugtests wurden mit verschiedenen Propellerdrehgeschwindigkeiten im (quasi) horizontalen Geradeausflug durchgeführt und ein Messpunkt jeweils so lange beibehalten, bis die Fluggeschwindigkeit stationär war. Jede Testserie wurde mit 10 kW gestartet, wobei diese Leistungseinstellung noch nicht ganz ausreicht um die Flughöhe zu halten. Die erste Serie bei WK 1 Klappenstellung wurde von 1000 upm bis 1900 upm in 100 upm-Schritten Propellergeschwindigkeit abgeflogen. Die WK -1 Klappenstellung wurde aufgrund der Erfahrungen aus der ersten Serie auf eine kleinere Anzahl an Messpunkten beschränkt.

Im Diagramm 5.17 ist das Ergebnis dieser Messkampagne dargestellt. Die unterschiedlichen Symbole stehen für die zwei Klappenstellungen, die Größe der Symbole für das Vibrations- und/oder Lärmniveau. Große Symbole bedeuten dabei starke Vibrationen (-), die kleinen Symbole bedeuten geringe Vibrationen (++).

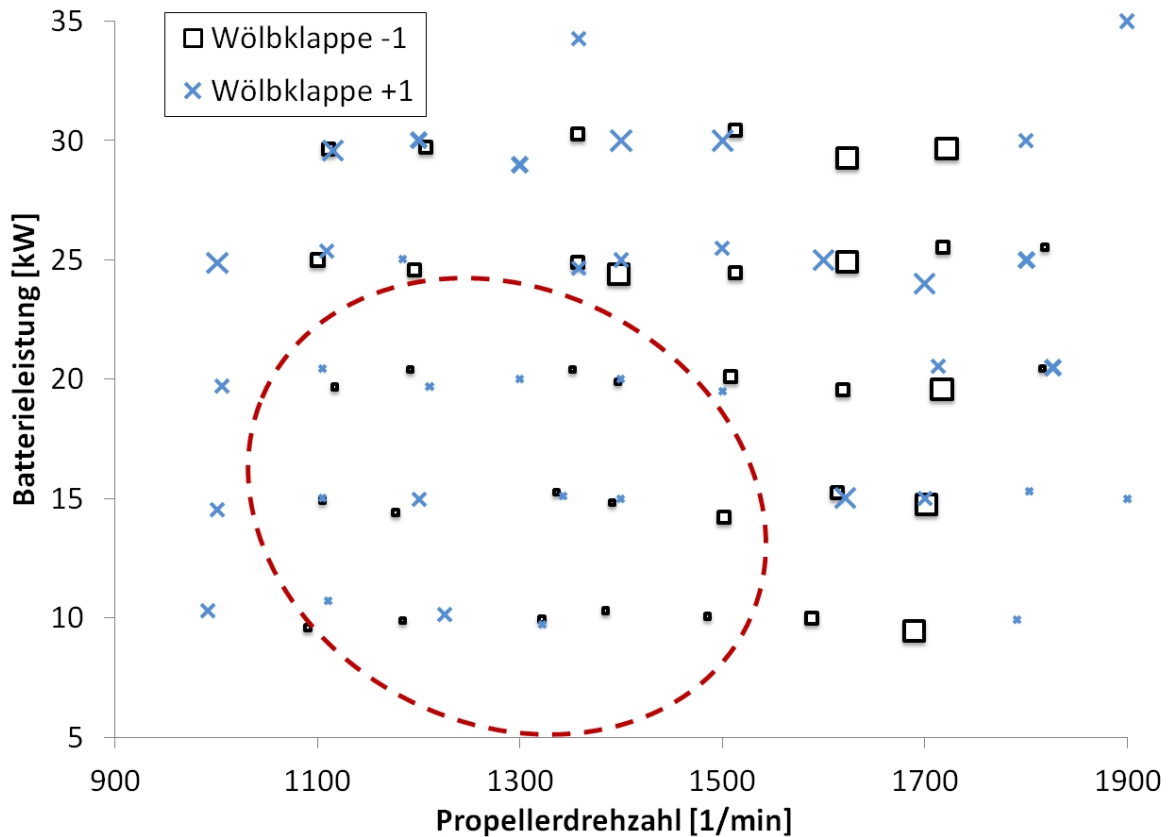


Abb. 5.17: Erprobung geeigneter Propellersettings in Bezug auf den Flugkomfort. Der umrandete Bereich markiert die besonders komfortablen Kombinationen aus Leistung und Propellerdrehzahl.

Folgendes lässt sich im Diagramm erkennen:

- Die Klappenstellung hat keinen nennenswerten Einfluss auf das Vibrationsniveau.
- Im Bereich 1000 1/min ist das Vibrationsniveau zu keinem Zeitpunkt sehr gut. Die Serie wurde wegen zu starken Vibrationen bei höherer Motorleistung abgebrochen. Die Drehzahl ist für den Propeller noch zu gering.
- Ab 1100 1/min ist das Vibrationsniveau auf einem sehr angenehmen Level, allerdings sind höhere Leistungen aufgrund der hohen Drehmomentforderung und der damit verbundenen hohen Motorerwärmung zum Teil nicht dauerhaft möglich.

- 1200 $1/\text{min}$: Dieses Setting zeigt ein niedriges Vibrationsniveau auch bei etwas höheren Leistungen. Im Bereich zwischen 15 kW und 25 kW sind sowohl Vibrationslevel als auch Lärmniveau äußerst gering.
- Zwischen 1600 $1/\text{min}$ und 1700 $1/\text{min}$ wurden die Serien wegen teilweise zu starker Vibrationen abgebrochen. Hier ist deutlich zu erkennen, dass dieser Bereich in allen Settings unbefriedigende Ergebnisse erzielt.
- Der markierte Bereich (gestrichelte Linie) gibt den Flugbereich wieder, in dem der Propeller sehr ruhig läuft und der Geräuschpegel im Cockpit äußerst gering ist. Dieser trifft recht gut die optimalen Ergebnisse, die aus der Auslegung der Propellerblätter zu erwarten wären. Die Kommunikation im Cockpit kann ohne Headset in normaler Gesprächslautstärke erfolgen. In diesem Bereich werden Steckenflüge im Geschwindigkeitsbereich von 140 - 180 km/h durchgeführt.
- Bei höheren Motordrehzahlen ist das Vibrationslevel wieder gering bis sehr gering, allerdings wird der Propeller lauter.

Insgesamt ist der Lärm- und Vibrationspegel im Vergleich zu konventionellen Flugzeugen, auch bei Start und Landung, deutlich geringer, im Auslegungsbereich der größten Reichweite sogar sehr viel geringer. Einen größeren Einfluss auf den Flugkomfort hat der Schiebewinkel im Flug. Wird der verwendete Zweiblattpropeller leicht schräg angeströmt, äußert sich dies deutlich mit zunehmenden Propellervibrationen. Eine Erhöhung der Blattzahl kann hier zu noch besseren Ergebnissen führen [64].

Kapitel 6

Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit wurde gezeigt, wie durch den Einsatz eines batterieelektrischen Antriebssystems und einem dafür speziell ausgelegten Flugzeugs der Energiebedarf für den Streckenflug signifikant verringert werden kann, ohne dass die Alltags-tauglichkeit oder die Zuladung dieses Flugzeugs darunter leiden muss. In Abbildung 6.1 ist der *e-Genius* zum Beispiel bei einer Alpenüberquerung zu sehen, einem Flug von Deutschland nach Italien und zurück, welche einen ambitionierten, aber typischen Ein-satz eines Reisemotorseglers entspricht. Der *e-Genius* gilt im Bereich der allgemeinen Luftfahrt als Wegbereiter für den Elektroflug in Deutschland [1].

Es traten im Rahmen der Erprobung und der Messungen zunächst einige Mängel des Prototyps zu Tage, die den Betrieb und die Messungen erschwerten oder einschränkten. Hier ist auch ein wesentlicher Unterschied und ein Erkenntnisvorteil zu rein theoretischen Studien zu finden, denn viele Details, hier zum Beispiel elektromagnetische Stö-rungen, treten erst in der Praxis auf und werden in der Theorie ungenügend oder oft gar nicht beachtet. Alle Mängel konnten mit der Zeit behoben werden, wodurch das Flug-zeug heute vollständig einsatzfähig ist und bis zur V_{NE} von 270 km/h uneingeschränkt im Rahmen der Flugerlaubnis betrieben werden darf. Besonders hervorzuheben ist da-bei, die für einen Zweisitzer große Zuladung von 175 kg, welche uneingeschränkt genutzt werden kann und bis zu 225 kg Zuladung, wenn bei ruhigen Wetter und von Flugplätzen mit Hartbahn geflogen wird.



Abb. 6.1: Dass ein batterieelektrisches Flugzeug alltagstauglich einsetzbar sein kann, konnte mit einer Alpenüberquerung gezeigt werden. Hin- und Rückflug wurden am selben Tag durchgeführt.

6.1 Ergebnisse

Die Einsparungen beim Energiebedarf kommen zum einen durch den effizienten elektrischen Antriebsstrang, welcher es ermöglicht dass bis zu 75% der Batterieenergie in Vortriebsarbeit umgewandelt werden, und zum anderen durch die spezielle, widerstandsarme Konfiguration, welche durch das Antriebssystem erst ermöglicht wird. Trotz erhöhter Abflugmasse, im Vergleich zur *Valentin Taifun* zum Beispiel 10%, sinkt der Energiebedarf um mindestens den Faktor 5, je nach dem welche Vergleichsflugzeuge herangezogen und wo die Systemgrenzen gezogen werden.

Die Ergebnisse der Flugleistungsvermessungen zeigen, trotz eingeschränkter Datenbasis, dass die theoretischen Annahmen aus dem Vorentwurf auch in der Flugpraxis

zutreffend sind und eine sehr gute Übereinstimmung mit diesen Annahmen vorliegt. Die tatsächlich erreichbaren Werte liegen, selbst bei der Reichweite, auf einem für diese Flugzeugklasse üblichen Niveau. In den Bereichen Sicht, Bedienbarkeit und Cockpitkomfort ist das Flugzeug dabei konfigurations- und systembedingt den klassischen Reisemotorseglern überlegen.

6.2 Ausblick

Der e-Genius ist, wie in Kapitel 4 beschrieben, vor allem in Hinblick auf die Durchführbarkeit entstanden. Daher lässt auch dieser Entwurf noch einigen Raum für Optimierungen, zum Beispiel an der Aerodynamik, der Flugzeugstrukturmasse und an der Systemtechnik zu. Eine weitere Reduktion des Antriebsbedarfs oder eine Erhöhung der besten Reisegeschwindigkeit wären dadurch möglich. Allein der Austausch der verwendeten Akkuzellen gegen Zellen der neusten Generation ließe eine Reichweiterehöhung von 10-15% erwarten. Für einige Auswertungen wäre es zudem sinnvoll weitere Messflüge durchzuführen, um eine breitere Datenbasis zu erhalten und den Geschwindigkeitsbereich zu erweitern.

Für elektrische Kleinflugzeuge wurde der Nachweis erbracht, dass sie den konventionellen im Bereich Flugleistungen und Handling grundsätzlich ebenbürtig sein können und beim Energiebedarf, bei entsprechender Auslegung, deutlich überlegen sind. Erste Anwendungen sind bereits kurz vor dem Serienstart, zum Beispiel Flugzeuge mit Wechselakkusystem für die Basisausbildung an Flugschulen, die auch aus Kostenaspekten Vorteile aufweisen können. Als nächster Schritt wäre nun die Ausweitung der Technik auf schnellere und vor allem größere Anwendungen nötig. Hier steht neben dem Flugzeug selber, auch das Thema Energiesystemtechnik im Mittelpunkt, da mit aktueller und mit kurzfristig absehbarer Batterietechnologie der gesteigerte Energiebedarf noch nicht gedeckt werden kann. Wasserstoffspeicher mit Brennstoffzellen, Motor-Generator-Systeme und deren Hybridvarianten mit Akkus bieten hierbei die Chance, bei zwar

verringertes Gesamteffizienz, einen tankbaren, hochenergetischen Kraftstoff mit einem hocheffizienten Flugzeug und dessen Antriebsstrang zu kombinieren. Mit dem *e-Genius* steht dabei eine elektrisch betriebene und mittlerweile umfangreich erprobte Testplattform zur Verfügung, die auch für die Erforschung hybrider Energiesysteme bestens geeignet ist. Es ist noch nicht absehbar, bis zu welcher Flugzeuggröße ein Einsatz von elektrischen Antrieben sinnvoll ist, wobei dies immer auch vom Optimierungskriterium, z. B. Energiebedarf, CO₂-Reduktion, Kosten, Transportzeit, Lärm, etc., abhängt [97]. Im Rahmen dieser Arbeit wurde gezeigt, wie durch eine Konfigurationsänderung eine deutliche Widerstandsreduktion bei einmotorigen Flugzeugen zu erreichen ist. Da ein großer Anteil dieser Reduktion aus den verbesserten aerodynamischen Bedingungen des Rumpfes resultiert, ist dieser Vorteil bei mehrmotorigen Flugzeugen, bei denen der Rumpf nicht im Propellereinfluss liegt, nicht gegeben. Zwei Bausteine, auch bei mehrmotorigen Flugzeugen konfigurative Vorteile durch elektrische Antriebe zu erhalten wird in der Technik der verteilten Antrieben [114], [134], [133], [136] und in Randwirbelpropeller [82], [93] gesehen, durch die eine Widerstandsverringerung erreicht werden soll. Eine Studie am IFB zu einem hybridelektrischen 19-Sitzer kommt zu dem Ergebnis, dass bereits ohne diese Effekte eine signifikante Reduzierung der DOC vor allem durch die Treibstoffersparnis erreichbar ist [85].

Der Einzug der elektrischen Antriebe bringt auch auf anderen Gebieten ganz neue Impulse mit sich. Weil die knapp bemessene mitführbare Energie bei batterieelektrischen Flugzeugen häufig das zentrale Thema ist, rücken zum Beispiel Methoden der energieoptimierten Flugführung in den Fokus. So wird zum Beispiel daran geforscht, wie während des Fluges verfügbare Wetterdaten so genutzt werden können, dass der atmosphärische Einfluss genutzt werden kann und damit der Energieverbrauch der Flugmission für ein elektrisches Flugzeug weiter sinkt [71],[16]. Oder wie diese Flugführung möglichst einfach mathematisch modelliert werden und mit einem automatisiertem Flug noch verbessert werden kann [20], [153]. Der Ausgangspunkt für diese Forschungsarbeiten war zwar das elektrische Fliegen, aber schließlich spielt es zum Schluss keine

Rolle mehr, ob konventionell oder elektrisch geflogen wird, die Technik zum Energie sparen kann allen Anwendungen zugute kommen.

Neben der möglichen Energiereduktion bietet der elektrische Antrieb, wie in Kapitel 5.3.3 kurz beschrieben, auch die Möglichkeit zur Lärmreduktion des Antriebsstrangs [125], [112]. Die Motorgeräusche fallen, im Verhältnis zum Propellerlärm, praktisch weg. Des weiteren kann durch große, ggf. auch viele, langsam drehende Propeller auch diese Lärmquelle weiter reduziert werden.

Literaturverzeichnis

- [1] AEROKURIER: Elektrifizierte Visionen. In: *Aerokurier* 08 (2017), S. 25
- [2] AIRBUS: *Airbus Group Innovation - e-Fan*. Internet, Stand 02.09.2014 : <http://www.highflyer.airbus-group.com/efan>
- [3] ALTHAUS, D.: *Niedriggeschwindigkeitsprofile*. Braunschweig / Wiesbaden : Vieweg- Verlag, 1996
- [4] AMBROSE, Hanjiro ; KENDALL, Alissa: Effects of battery chemistry and performance on the life cycle greenhouse gas intensity of electric mobility. In: *Transportation Research Part D: Transport and Environment* 47 (2016), S. 182 – 194. – ISSN 1361–9209
- [5] ANTON, Frank: Elektrische Antriebssysteme für Luftfahrzeuge. In: *Bayerischer Fliegetag, Hirschaid*, 2017
- [6] AREND, Oliver: *Tragflügelentwurf für das Brennstoffzellenflugzeug Hydrogenius*. 2008. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau, Uni Stuttgart
- [7] ARNDT, Tabea: High Temperature Superconductors in Electric Aircrafts - Chances and Challenges. In: *Symposium E2-Fliegen*, 2016
- [8] ASCENDING-TECHNOLOGIES: *Ascending Technologies UAVs*. Internet, Stand 07.01.2014 : <http://www.asctec.de/>
- [9] BAUMER: *Handbuch, Absolute Drehgeber mit CANopen*. 2008. – Baumer Electric AG

-
- [10] BAUPHYSIK, Fachgebiet Tragwerksentwicklung : *Vorlesungsunterlagen Angewandte Bauphysik III, Schallschutz*. Technische Universität Darmstadt, 2017
- [11] BEIT, Wolfgang ; KÜTTNER, Karl-Heinz ; BEIT, Wolfgang (Hrsg.) ; KÜTTNER, Karl-Heinz (Hrsg.): *DUBBEL Taschenbuch für den Maschinenbau*. Springer Verlag, 1995
- [12] BENDELE, Philipp: *Cockpitkonstruktion der Hydrogenius- Plattform*. 2010. – Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [13] BOERMANN, Loek ; MAIKOWSKI, Stefan: *Die aerodynamische Auslegung der Antares*. 2005. – Deutsche Meisterschaften 2005, Produktbericht Antares 20E
- [14] BORER, Nicholas K. ; NICKOL, Craig L. ; JONES, Frank ; YASKY, Richard ; WOODHAM, Kurt ; FELL, Jared ; LITHERLAND, Bradon ; LOYSELLE, Patricia ; PROVENZA, Andrew ; KOHLMAN, Lee ; SAMUEL, Aamod: *Overcoming the Adoption Barrier to Electric Flight*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016 (AIAA SciTech Forum)
- [15] BRÜNING ; HAFNER ; SACHS: *Flugleistungen*. Springer Verlag Berlin Heidelberg New York, 1986
- [16] BRODBECK, Marcel: *Erstellung eines Programms zur Flugpfadoptimierung in Abhängigkeit der Flugeigenschaften von Hydrogenius und der Wetterbedingungen für energieeffiziente Missionsprofile*. 2011. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [17] BUCK, Jürgen: *Aerodynamische Auslegung und Kostruktion des Höhenleitwerks für ein menschtragendes Solarflugzeug*. 1996. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [18] BUSCH, Mike: Energy and Efficiency. In: *Sport Aviation* 10 (2004), S. 30–32

-
- [19] CENTURION-ENGINES: *Centurion 2.0 Data Sheet*. Internet, Stand 21.01.13 : <http://www.centurion-engines.com>
- [20] CHENG, Kwok ; LANGELAAN, Jack W.: Guided Exploration for Coordinated Autonomous Soaring Flight / The Pennsylvania State University. 2014. – Forschungsbericht
- [21] CINAR, Gokcin ; MAVRIS, Dimitri N. ; EMENETH, Mathias ; SCHNEEGANS, Alexander ; RIEDIGER, Carsten ; FEFERMANN, Yann ; ISIKVEREN, Askin: *Sizing, Integration and Performance Evaluation of Hybrid Electric Propulsion Subsystem Architectures*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017 (AIAA SciTech Forum)
- [22] DLR-FLUGEXPERIMENTE: *Antares DLR-H2*. Internet, Stand 01.09.2014 : <http://www.dlr.de/fb/>
- [23] DONATEO, Teresa ; FICARELLA, Antonio ; SPEDICATO, Luigi ; ARISTA, Alessandro ; FERRARO, Marco: A new approach to calculating endurance in electric flight and comparing fuel cells and batteries. In: *Applied Energy* 187 (2017), S. 807 – 819
- [24] DRECHSLER, Klaus: *Leichtbau*. Universität Stuttgart : Vorlesungsunterlagen, Institut für Flugzeugbau, 2004
- [25] DRECHSLER, Klaus: *Werkstoffe und Fertigungsverfahren der Luft- und Raumfahrttechnik*. Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 2004. – Vorlesungsunterlagen
- [26] DRELA, M.: *XFOIL 6.94 User Guide*. 2001
- [27] DRELA, Marc: *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*. 1989. – Conference on Low Reynolds Number Airfoil Aerodynamics, University of Notre Dame

- [28] DUGAS, Michael: *Auslegung des Flügels für ein menschtragendes Solarflugzeug*. 1994. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [29] EASA: *Type Certificate - Data Sheet - Lange Flugzeugbau GmbH E1 Antares*. 07 2006
- [30] EASA: *Type Certificate - Data Sheet - Lange Flugzeugbau GmbH EA 42 series engines*. 07 2006
- [31] EBEL, Christoph: *Auslegung von Krafteinleitungen in Faserverbundstrukturen*, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Diplomarbeit, 2006
- [32] ESHELBY, Martin E. ; RABSON, James (Hrsg.): *Aircraft Performance - theorie and practice*. Arnold, Hodder Headline Group, 2000
- [33] FIECKE, Dietrich: *Die Bestimmung der Flugzeugpolaren für Entwurfszwecke (1. Teil)*. Westdeutscher Verlag Köln und Opladen, 1956
- [34] FISCHER, Ulrich ; HEINZLER, Max ; NÄHER, Friedrich ; PAETZOLD, Heinz ; GOMERINGER, Roland ; KILGUS, Roland ; OESTERLE, Stefan ; STEPHAN, Andreas: *Tabellenbuch Metall*. Verlag Europa Lehrmittel, 2008
- [35] FLASHAAR-BLOEDORN, Simon: *Detailkonstruktion und Bau des Höhenleitwerks für das Brennstoffzellen-Flugzeug Hydrogenius*. 2010. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau, Uni Stuttgart
- [36] FLIGHTGLOBAL: *MBE1*. Internet, Stand 29.08.2011 : <http://www.flightglobal.com/pdfarchive/view/1973/1973%20-%202937.html>
- [37] FRANK, Peer: *Die Auslegung von Flugzeugen mit geringstem Antriebsbedarf*, Universität Stuttgart, Diss., 1992
- [38] FÖRSCHING, Hans W.: *Grundlagen der Aeroelastik*. Springer Verlag, 1974

- [39] FUNKE, Herbert: *Systematische Entwicklung von Ultra-Leichtbaukonstruktionen in Faserverbund-Wabenbauweise am Beispiel eines Kleinflugzeuges*, Fachbereich 10 Maschinentechnik, Universität-Gesamthochschule Paderborn, Diss., 2001
- [40] GEISS, Ingmar: *Vorbereitung der Zulassung von e-Genius*. 2011. – Diplomarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [41] GEISS, Ingmar: *Propulsion chain efficiency report, WP2 V1.3*. 2012. – Report Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [42] GEINITZ, Steffen: *e-Genius, Batterie und LE Integration*. 2011. – Interne Projektdokumentation
- [43] GEMSA, Steffen: *Limited Handling Quality Evaluation of the e-Genius Aircraft*. 2011. – Test Flight Report
- [44] GIECK, K. ; GIECK, R.: *Technische Formelsammlung*. Gieck Verlag GmbH, 2005
- [45] HAMILTON, Thomas K. ; GERMAN, Brian: *Airspeeds for Scheduled Electric Aircraft Operations*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017 (AIAA AVIATION Forum)
- [46] HB-FLUGTECHNIK: *HB Flugtechnik GmbH - Chronik*. Internet, Stand: 29.08.2011 : [/www.hb-flugtechnik.at/index.php/de/ueber-uns/chronik](http://www.hb-flugtechnik.at/index.php/de/ueber-uns/chronik)
- [47] HEPERLE, Martin: *Elektromobilität - auch in der Luft?* 2011. – Vortrag, 35. Symposium für Sgelflugzeugentwicklung
- [48] HERTEL, Heinrich: *Leichtbau, Bauelemente, Bemessung und Konstruktion von Flugzeugen und anderen Leichtbauwerken*. Springer Verlag Berlin Heidelberg, 1960
- [49] HINZ, Bernhard: *Entwurf eines Flugzeugs aus Faserverbundwerkstoffen - Konstruktion und Berechnung* -. Oskar Ursinius Vereinigung

- [50] HORNUNG, Mirko ; ISIKVEREN, Askin T. ; COLE, Mara ; SIZMANN, Andreas: *Ce-Liner - Case Study for eMobility in Air Transportation*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013 (AIAA AVIATION Forum)
- [51] IFB: *Konstruktionsdatenhandbuch KHD icaré 2, Version 6.1*. Universität Stuttgart : Institut für Flugzeugbau, 1996
- [52] INTERNATIONAL AIR TRANSPORT ASSOCIATION: *Aviation Roadmap*. – Internet, Stand 30.06.2016. <http://www.aef.org.uk/uploads/IATA-CO2-roadmap-e1456827456645.jpg>
- [53] IROQUIS: *MBE1*. Internet, Stand 29.08.2011 : <http://www.iroquois.free-online.co.uk/hist.htm>
- [54] ISIKVEREN, Askin T. ; PORNET, Clément ; VRATNY, Patrick C. ; SCHMIDT, Michael: Conceptual Studies of Future Hybrid-Electric Regional Aircraft. In: *22nd International Symposium on Air Breathing Engines*. Phoenix, Arizona, 2015
- [55] JAA: *Joint Aviation Requirements, JAR 22 - Sailplanes and Power Sailplanes*. Hoofddorp, Niederlande : Joint Aviation Authorities, 2001
- [56] JUST, W.: *Statische Längsstabilität und Längssteuerung*. Verlag Flugtechnik Stuttgart, 1959
- [57] JUST, W.: *Flugmechnik, Steuerung und Stabilität von Flugzeugen*. Verlag Flugtechnik Stuttgart, 1965
- [58] KAISER, Marcus: *Kalibrierung der Höhen- und Fahrtmesseranzeige von kleine Flugzeugen*. TFT-Verlag, Dieter Thomas, 2009
- [59] KALFAS, Thomas: *Flugerprobung e-Genius*. Diplomarbeit am Institut Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 2012

- [60] KÜHWEG, Andreas: *Strukturelle Auslegung des Rumpfes für das menschtragende Solarflugzeug icaré*. Universität Stuttgart : Diplomarbeit am Institut Flugzeugbau, 1995
- [61] KICKERT, Reiner: *Dimensrichtwerte für den Segel- und Motorsegelflugzeugbau*. 1988. – Zusammengestellt von der Interessengemeinschaft Deutscher Akademischer Fliegergruppen
- [62] KINDERVATER, C.: *Technologie- und Dimensionierungsgrundlagen für Bauteile aus Faserkunststoffverbund (FKV)*. DLR Stuttgart : Vorlesungsunterlagen, Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung, 2004
- [63] KINDERVATER, Christof: *Preliminary Design of Composite Joints*. 2004. – Unterlagen zur Vorlesung, Technologie- und Dimensionierungsgrundlagen für Bauteile aus Faserkunststoffverbund (FVK)
- [64] KORKAN, K.D. ; GREGOREK, G.M. ; KEITER, I.: *An acoustic Sensitivity Study of General Aviation Propellers*. AIAA Aircraft Systems Meeting, 1980
- [65] KREBS, Florian: *Tragflügelkonstruktion für das Brennstoffzellen-Flugzeug Hydrogenius*. 2009. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [66] KREBS, Peter: *Entwurf und Aufbau des Flapaeron-Mischers für e-Genius*. 2010. – Diplomarbeit am Institut für Flugzeugbau, Univerität Stuttgart
- [67] KRIEG, Thomas: *Zulassungsanforderungen des Brennstoffzellenflugzeugs Hydrogenius*. 2009. – Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [68] KROLL, Stefan: *Auslegung, Konstruktion und Nachweisführung der rumpfseitigen Bremsklappen-, sowie Quer- und Höhenrudersteuerung der fs-35 der Akaflieg Stuttgart*. 10 2015. – Abschlussvortrag der Bachelorarbeit
- [69] KUNKELMANN, Harald: *Auslegung und Konstruktion der Krafteinleitung des Flügels am Rumpf für ein menschtragendes Solarflugzeug*. Universität Stuttgart

- : Studienarbeit am Institut für Statik und Dynamik der Luft und Raumfahrt-konstruktionen, 1996
- [70] LANGE-AVIATION: *Antares 20E*. Internet, Stand 01.09.2011 : <http://www.lange-aviation.com>
- [71] LANGELAAN, Jack W. ; CHAKRABARTY, Anjan ; DENG, Aijun: Green Flight Challenge: Aircraft Design and Flight Planning for Extreme Fuel Efficiency. In: *Journal of Aircraft* Vol.50, No. 3 (2013), S. 832–846
- [72] LBA: *Nachrichten für Luftfahrer Teil II, Bekanntmachung von Lufttüchtigkeitsforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge*. Langen : Deutsche Flugsicherung, 2003
- [73] LIMBACH-FLUGMOTOREN: *Limbach L550 E Data Sheet*. Internet, Stand 12.05.2014 : Limbach Flugmotoren GmbH & Co. KG, 2014
- [74] LINDER, Andres: *Measurement of Hydrogenius PSM Motor, Version 1.0.3*. – drivetek ag Test report
- [75] LISI, Brian: *Boeing Soars With First Fuel-Cell Plane Test*. Internet, Stand 12.05.2014 : Popular Mechanics, <http://www.popularmechanics.com/technology/aviation/news/4257294>, 2008
- [76] LOWRY, John T.: *Performance of light Aircraft*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999
- [77] LUONGO, Cesar A. ; MASSON, Philippe J. ; NAM, Taewoo ; MAVRIS, Dimitri ; KIM, Hyun D. ; BROWN, Gerald V. ; WATERS, Mark ; HALL, David: Next Generation More-Electric Aircraft: A Potential Application for HTS Superconductors. In: *IEEE Transactions on Applied Superconductivity* 19, No.3 (2009), S. 1055 – 1068

-
- [78] LUXFER GAS CYLINDERS: *G-Stor H2 hydrogen-storage cylinders - Spezifikationen.* – Internet, Stand 01.07.2016, vv <http://www.luxfercylinders.com/products/alternative-fuel/gstorh2>
- [79] LYCOMING: *Operator's Manual Lycoming O-360, HO-360, IO-360, AIO-360, HIO-360 & TIO-360 Series.* Lycoming Engines, 2006
- [80] MALIK, K. A.: *Bauweisenuntersuchung für den Rumpf eines menschtragende Solarflugzeuges.* Universität Stuttgart : Diplomarbeit am Institut für Flugzeugbau, 1994
- [81] MATEK, Wilhelm ; MUHS, Dieter ; WITTEL, Herbert ; BECKER, Manfred: *Roloff / Matek Maschinenelemente.* Vieweg, 1992
- [82] MIRANDA, Luis R. ; BRENNAN, James E.: Aerodynamic Effects of Wintip-Mounted Propellers and Turbines. In: *American Institute of Aeronautics and Astronautics* 86-1802 (1986), S. 221–228
- [83] MÜLLER, Friedrich: *Flugzeugentwurf - Entwurfssystematik, Aerodynamik, Flugmechanik und Auslegungsparameter für kleinere Flugzeuge.* Verlag Dieter Thomas, 2003
- [84] MÖSLE, Raimund: *Automatisierte Auswertung von e-Genius Flugdaten.* 2014. – Bachelorarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [85] MUES, Suell: *Auslegung eines CS 23 Commuterflugzeugs mit elektrisch-hybriden Antriebsstrang,* Diplomarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, Diplomarbeit, 2016
- [86] NATIONAL TEST PILOT SCHOOL: *Aerodynamics for Flight Testers Volume II - Pitot-Statics.* 2004. – Courseware
- [87] NATIONAL TEST PILOT SCHOOL: *Fixed-Wing Performance Flight Testing, Volume III - Climb and Descend Pervormance.* 2004. – Courseware

- [88] NEALER, R. ; HENDRICKSON, T. P.: Review of Recent Lifecycle Assessments of Energy and Greenhouse Gas Emissions for Electric Vehicles. In: *Current Sustainable/Renewable Energy Reports* 2 (2015), Sep, Nr. 3, S. 66–73. – ISSN 2196–3010
- [89] NIEDBAL, Norbert: *Die experimentell-rechnerische Ermittlung der reellen Eigenschwingungsgrößen bei begrenzter Zugänglichkeit der Struktur*. Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.v. (DFVLR), 1983
- [90] NORRIS, Jack ; BAUER, Andrew B.: Zero-Thrust Glide testing for Drag and Propulsive Efficiency of Propeller Aircraft. In: *Journal of Aircraft* Vol. 30, No. 4 (1993)
- [91] PALUCH, Torsten: *Entwurfsparameterstudie für das Brennstoffzellenflugzeug Hydrogenius*. 2007. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau
- [92] PALUCH, Torsten: *Aerodynamischer Entwurf eines Verstellpropellers für das Brennstoffzellenflugzeug Hydrogenius*. 2008. – Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
- [93] PATTERSON, J.C. ; BARTLETT, G.R.: *Effect of a wing-tip mounted pusher turboprop on the aerodynamic characteristics of a semi-span wing*. NASA Langley Research Center, 1985
- [94] PEDERSEN, Sören: *Entwicklungsflugerprobung e-Genius*. 2011. – Flug Test Report e-Genius Rev1
- [95] PFISTER, Martin: *Erstellung eines Flugversuchsprogramms für die Zulassung und Vermessung des Brennstoffzellenflugzeugs Hydrogenius*. 2010. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [96] PIPISTREL: *Flight manual and Maintenance manual applies to Taurus 503 equipped with Rotax 503 engine*. – REV.0, 21.06.2006

- [97] PLÖTNER, K. O.: *Operating Cost Estimation for Electric-Powered Transport Aircraft*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013 (AIAA AVIATION Forum)
- [98] PLÖTNER, K. O. ; MILTNER, L. ; JOCHEM, P. ; KUHN, H. ; HORNING, M.: Environmental Life Cycle Assessment of Universally- Electric Powerd Transport Aircraft. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Braunschweig*, 2016
- [99] PLÖTNER, K. O. ; VRATNY, P. C. ; SCHMIDT, M. ; ISIKVEREN, A. T. ; HORNING, M.: Impact of Electrically Powered Transport Aircraft on Energy and Battery Demand for Germany. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart*, 2013
- [100] PORNET, Clément: *Electric Drives for Propulsion System of Transport Aircraft*. John Wiley & Sons, Ltd, 2010. – ISBN 9780470686652
- [101] PÄTZOLD, Falk: *Zur Genauigkeit der Flugleistungsvermessung*. Bericht IFF Braunschweig, 2011
- [102] RAPPSILBER, Michael: *Experimentelle aerodynamische Untersuchungen am Flügel-Rumpf-Übergang des e-Genius*. 2014. – Diplomarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [103] RAYMER, D. P.: *Aircraft design: a conceptual approach*. Washington : American Institute of Aeronautics ans Astronautics, 2012
- [104] REHMET, Michael: *Auslegung eines eigenstartfähigen solargetriebenen Segelfluggzeugs einschließlich der Dimensionierung eines Flügels*. 1992. – Diplomarbeit am Istitut für Statik und Dynamik, Universität Stuttgart
- [105] REHMET, Michael: *Eine Methode zur Auslegung von Solarflugzeugen*, Institut für Statik und Dynamik, Universität Stuttgart, Diss., 1997

- [106] ROBERT J. MCGHEE, et a.: Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a 17-percent-thick Airfoil Section Designed for General Aviation Applications / NASA TN D-7428. 1973. – Forschungsbericht
- [107] ROBIN, Avions P.: *Flight Manual /Flughandbuch DR 400/ 180S*. 1986
- [108] ROLLER, Sabine: *Entwurf und Konstruktion der Leitwerke für das Segelflugzeug fs 33*. 1991. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [109] ROSARIO, Rubén D.: A Future with Hybrid Electric Propulsion Systems: A NASA Perspective. In: *Turbine Engine Technology Symposium, Strategic Visions Workshop, Dayton, 2014*
- [110] ROSKAM, J.: *Airplane Design. Bd. 1-8*. Lawrence : Analysis and Research Corporation, 1989
- [111] ROSS, Hannes: *Solarangetriebene Flugzeuge = The True All Electric Aircraft*. <http://www.mp.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dglr/hh/text-2007-06-14-Solarflugzeuge.pdf>, 2006
- [112] ROSSOW ; WOLF ; HORST ; HORST, Peter (Hrsg.): *Handbuch der Luftfahrzeugtechnik*. Hanser Verlag, 2014
- [113] SACHS, G.: *Flight Performance Issues of Electric Aircraft*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012 (Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences)
- [114] SAMUEL, Aamod ; LIN, Yohan: *Airvolt Aircraft Electric Propulsion Test Stand*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015 (AIAA Propulsion and Energy Forum)
- [115] SATHRE, Roger ; SCOWN, Corinne D. ; KAVVADA, Olga ; HENDRICKSON, Thomas P.: Energy and climate effects of second-life use of electric vehicle batteries in California through 2050. In: *Journal of Power Sources* 288 (2015), S. 82 – 91

-
- [116] SCHEIBE-FLUGZEUGBAU: *Flughandbuch für den Motorsegler SF 25 C- FALKE mit Motor ROTAX 912 A oder ROTAX 912 S*. Scheibe Flugzeugbau GmbH, 1997
- [117] SCHEIDERER, Joachim: *Angewandte Flugleistung - Eine Einführung in die operationelle Flugleistung vom Start bis zur Landung*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2008
- [118] SCHELL, Uli: *Handling Quality Evaluation of the e-Genius according to 2011 CAFE GFC*. 2011. – Flug Test Report
- [119] SCHLEICHER, Philipp: *Rumpfkonstruktion der e-Genius Plattform*. 2011. – Diplomarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [120] SCHLICHTING ; TRUCKENBRODT: *Aerodynamik des Flugzeugs. Zweite Auflage*. Bd. 2. Auflage. Springer Verlag, 1969
- [121] SCHMID, Matthias: *Erweiterung des Bordcomputers von e-Genius*. 2012. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [122] SCHÜRMAN, Helmut: *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*. Springer Verlag, 2005
- [123] SCHULTE, Klaus: Gasturbinen in der Allgemeinen Luftfahrt. In: *Pilot und Flugzeug* 04 (2006), S. 11–31
- [124] SCHULTE, Klaus L.: *Elektroflug - Technologie, Geschichte, Zukunft*. K.L.S. Publishing, Köln, 2014
- [125] SCHUMANN, Len: *Elektroflug im praktischen Einsatz*. – Vortrag e²-Symposium Stuttgart 2015
- [126] SEEBACH, Sebastian: *Leitwerksentwurf für das Brennstoffzellen-Flugzeug Hydrogenius*. 2008. – Diplomarbeit am Institut für Flugzeugbau, Uni Stuttgart

- [127] SEITZ, Arne ; ISIKVEREN, Askin T. ; HORNUNG, Mirko: *Pre-Concept Performance Investigation of Electrically Powered Aero-Propulsion Systems*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013 (Joint Propulsion Conferences)
- [128] SEITZ, Arne ; SCHMITZ, Oliver ; ISIKVEREN, Askin T. ; HORNUNG, Mirko: Electrically Powered Propulsion: Comparison and Contrast to Gas Turbines. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 2012*
- [129] SEMIKRON: *HV SKAI User Manual*. 2009
- [130] SIEGEL, Gerhard: *Angewandte Lastannahmen über Größe und Angriff von Luftkräften an Flugzeugen*. C. J. E. Volckmann Nachf. E. Wette, 1938
- [131] SINETON D.O.O.: *Elektromotor A0911*. 2009. – Technische Dokumentation
- [132] STÜCKL, Stefan: *Methods for the Design and Evaluation of Future Aircraft Concepts Utilizing Electric Propulsion Systems*, Technische Universität München, Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme, Diss., 2016
- [133] STEINER, Hans-Jörg ; VRATNY, Patrick C. ; GOLOGAN, Corin ; WIECZOREK, Kerstin ; ISIKVEREN, Askin T. ; HORNUNG, Mirko: Optimum number of engines for transport aircraft employing electrically powered distributed propulsion. In: *CEAS Aeronautical Journal* 5 (2014), Jun, Nr. 2, S. 157–170. – ISSN 1869–5590
- [134] STEINER, Hans-Jörg ; VRATNY, Patrick C. ; GOLOGAN, Corin ; WIECZOREK, Kerstin ; ISIKVEREN, Askin T. ; HORNUNG, Mirko: Performance and Sizing of Transport Aircraft Employing Electrically-Powered Distributed Propulsion. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrttechnik Kongress, Berlin, 2012*
- [135] STEMME: *Flughandbuch für den Motorsegler STEME TSA-M, Baureihe S6-RT*. Stemme AG, Strausberg, 2012
- [136] STOLL, Alex M. ; BEVIRT, JoeBen ; MOORE, Mark D. ; FREDERICKS, William J. ; BORER, Nicholas K.: *Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion*.

- American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2014 (AIAA AVIATION Forum)
- [137] THOMAS, Dieter: *Ersterprobung von Flugzeugen - Vorbereitung, Durchführung und Dokumentation*. TFT-Verlag, Dieter Thomas, 2005
- [138] THOMAS, Dieter ; FREYTAG, Jürgen: *Flugtechnische Tabellen und Formeln*. Dieter Thomas, Jürgen Freytag, 1995
- [139] THOMAS, Dieter ; KAISER, Marcus: *Leitfaden zur Flugleistungsermittlung von kleinen Flugzeugen*. Ingenieurbüro Thomas Flight Test, 2004
- [140] THOMAS, Fred: *Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen*. Motorbuch Verlag Stuttgart, 1997
- [141] TOMAZIC, Tine ; PLEVNIK, Vid ; VEBLE, Gregor ; TOMAZIC, Jure ; POPIT, Franci ; KOLAR, Saso ; KIKELJ, Radivoj ; LANGELAAN, Jacob W. ; MILES, Kirk: *Pipistrel Taurus G4: on Creation and Evolution of the Winning Aeroplane of NASA Green Flight Challenge 2011*. 2011
- [142] TORENBEEK, E.: *Synthesis of subsonic airplane design*. Delft : Delft University Press, 1988
- [143] US DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Advisory Circular: Flight test guide for certification of part 23 airplanes*
- [144] VALENTIN: *Flughandbuch Taifun 17E*. Valentin GmbH Geräte- und Maschinenbau, 1983
- [145] VDI: *VDI 2013 Dimensionierung von Bauteilen aus GFK*. Verein Deutscher Ingenieure, Fachgruppe Kunststofftechnik, 1970
- [146] VDI: *VDI 2014 Entwicklung von Bauteilen aus Faser-Kunststoff-Verbund*. Verein Deutscher Ingenieure, Fachgruppe Kunststofftechnik, 1989

- [147] VOIT-NITSCHMAN, Rudolf ; SCHUMANN, Len ; GEINITZ, Steffen: *Projekt zur Teilnahme am Berblinger-Wettbewerb 2006*. Institut für Flugzeugbau, 2006
- [148] VOIT-NITSCHMANN, R.: *Flugzeugentwurf II*. Universität Stuttgart : Vorlesungsskript, Institut für Flugzeugbau, 2001
- [149] VOIT-NITSCHMANN, Rudolf: *Flugzeugentwurf 1*. Vorlesungsskript, Institut für Flugzeugbau, Uni Stuttgart, 2001
- [150] VRATNY, Patrick C. ; GOLOGAN, Corin ; PORNET, Clément ; ISIKVEREN, Askin T. ; HORNUNG, Mirko: Battery Pack Modeling Methods for Universally-Electric Aircraft. In: *CEAS 2013 The International Conference of the European Aerospace Societies*, 2013
- [151] VRATNY, Patrick C. ; KUHN, Holger ; HORNUNG, Mirko: Influences of voltage variations on electric power architectures for hybrid electric aircraft. In: *CEAS Aeronautical Journal* 8 (2017), Mar, Nr. 1, S. 31 – 43. – ISSN 1869–5590
- [152] VRATNY, Patrick C. ; SEITZ, Arne ; HORNUNG, Mirko: Investigation of Universally Electric Propulsion Systems for Transport Aircraft. In: *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, St. Petersburg*, 2014
- [153] WANDINGER, Johannes: Ein einfacher Approximationsansatz für die Geschwindigkeitspolare eines Segelflugzeugs. In: *Internet*, <http://wandinger.userweb.mwn.de/Person/Publikationen/polare.pdf> (2011), S. 1–14
- [154] WARD, Donald T.: *Introduction to Flight Test Engineering*. Mojave, USA, 1993
- [155] WENDE, Gerko: *Ermittlung der Flugleistung von Segelflugzeugen*, Uni Braunschweig, Diss., 2003
- [156] WENDISCH, Jan-Hendrick: *Rumpfantwurf für das Brennstoffzellenflugzeug Hydrogenius*. 2008. – Studienarbeit am Institut für Flugzeugbau, Uni Stuttgart

-
- [157] WERNER, M.: *Auslegung und Konstruktion des Seitenleitwerks für ein menschtragendes Solarsegelflugzeug*. Universität Stuttgart : Studienarbeit am Institut Flugzeugbau, 1996
- [158] WESTPHAL, Birger: *Übersicht Landeplatz-Lärmschutz-Verordnung vom 5. Januar 1999*. Luftfahrt-Bundesamt Fachbereich M 6 Umweltschutz, 2004