

Interminatus

—

endlos in der Luft mit Sonnenenergie

Planung, Bau und Fliegen eines Solarflugzeuges



Gymnasium Kirchenfeld Bern
Abteilung MN
Maturarbeit

verfasst von
Marco Heim
M2016a



betreut durch
Dr. Markus Wey

Langnau
2015

Kurzfassung

Im Rahmen dieser Maturarbeit wurde das Solarflugzeug "Interminatus" gebaut. Die Arbeit befasst sich mit der Planung, dem Bau und dem Fliegen des Flugzeuges und konzentriert sich dabei auf die Probleme der Solarisierung.

Die Planung reicht von den theoretischen Grundlagen der Einzelteile über deren Wahl zur Funktionsweise des ganzen Systems. Beim Bau stehen Probleme und Detaillösungen bei der Modifizierung zum Solarflugzeug im Zentrum.

Zusätzlich wird ein theoretisches Rechenmodell für die Flugzeit von Solarflugzeugen vorgestellt, das konkret am Beispiel von "Interminatus" angewendet wird. Dazu mussten verschiedene Grössen gemessen werden. Für die Berechnung wurde ein Schema mit einer zugehörigen Geogebra-Datei erstellt.

"Interminatus" ist bisher zwei Mal erfolgreich geflogen und hat bewiesen, dass das geplante Konzept vollumfänglich funktioniert. Die erreichte Flugzeit beträgt 1 h 6 min und übertrifft alle Erwartungen. Diese Flugzeit entspricht nicht der maximalen Flugzeit: Abschätzungen mit dem Rechenmodell haben ergeben, dass Flugzeiten von über 12 Stunden möglich sein sollten.

Vorwort



Das endlose Fliegen mit der Energie, die die Sonne einstrahlt.

Das fasziniert mich. Der spezielle Reiz am Solarflug besteht darin, dass ein an sich interessantes Fachgebiet mit einer vielversprechenden Technologie kombiniert ein neues System mit fantastischen Möglichkeiten ergibt. Diese Möglichkeiten sind noch nicht einmal ansatzweise ausgeschöpft: Es bleibt ein grosses Entwicklungspotential – das macht das Thema aktuell und damit noch interessanter.

Erst während der Arbeit habe ich festgestellt, dass der Solarflug unglaublich viele Themengebiete vereint: Aerodynamik, Flugmechanik, Elektrotechnik, Photovoltaik, Optik, Mechanik, Informatik, Meteorologie aber auch Handwerk, Modellbau-Fachwissen und nicht zuletzt auch das Fliegen eines Flugzeuges. Eine wunderbare Mischung aus Theorie und Praxis, die die Schwierigkeit beinhaltet, beides miteinander zu vereinen.

Ein funktionierendes Solarflugzeug als Maturarbeit zu bauen und dabei auch genau zu verstehen, wie es funktioniert, ist eine Herausforderung, deren ich mir bei der Themenwahl bewusst war. Beinahe hätte ich mich abschrecken lassen. Rückblickend bin ich unfassbar froh, habe ich das Thema trotzdem gewählt.

Ich danke allen herzlich, die mir bei meiner Arbeit geholfen haben. Mein besonderer Dank gilt Dr. M. Wey, der die Arbeit betreut hat und meiner Familie, die mich in allen Situationen unterstützt hat.

1 Inhalt

Kurzfassung	2
Vorwort	3
1 Inhalt	4
2 Einleitung.....	5
3 Der Solarflug	6
4 Die Flugzeit	7
4.1 Rechenmodell	7
4.2 Die Berechnung	14
5 Messung der Abhängigkeitsfaktoren	18
5.1 Messung "Akkuleistung"	18
5.2 Messung totaler Ladefaktor	21
5.3 Flugspezifische Grössen	25
6 Planung Flugzeug	26
6.1 Grenzen.....	26
6.2 Ziele	26
6.3 Konzept	26
6.4 Das Trägermodell	27
6.5 Die Solarzellen.....	29
6.6 Der <i>Maximum Power Point Tracker (MPPT)</i>	37
6.7 Antriebskomponenten.....	38
6.8 Der Akkumulator (Akku)	39
6.9 Die Steuerung.....	40
6.10 Funktionsschema.....	40
7 Konzeptumsetzung.....	42
7.1 Der Weg zum Solarflugzeug: Lösungen der Konzeptumsetzung.....	42
7.2 Der Weg zum Solarflugzeug: bautechnische Lösungen	46
7.3 Problem minimale Ladespannung.....	48
8 Fliegen	50
8.1 Erst- und Zweitflug	50
8.2 Zweitflug	Fehler! Textmarke nicht definiert.
8.3 Flugzeitberechnung und Leistungsfähigkeit von "Interminatus"	51
9 Fazit	56
10 Glossar/Abkürzungsverzeichnis	57
11 Bibliographie.....	59
12 Anhang	60

2 Einleitung

Gegenstand dieser Arbeit ist die Entwicklung und der Bau des Solarflugzeuges "Interminatus". "Interminatus" bedeutet in Latein grenzenlos oder unendlich.

Im ersten Teil stehen grundsätzliche theoretische Überlegungen rund um die Flugzeit eines Solarflugzeuges (SF) im Zentrum. Sie bilden die Grundlage zur Planung und technischen Realisierung des Flugzeuges im zweiten Teil, der aus vielen Optimierungsproblemen besteht. Schlussendlich werden das Flugzeug und die theoretischen Grundlagen an den tatsächlichen Solarflügen überprüft.

Problemstellung

Bei der Bearbeitung der folgenden Aspekte habe ich mich an Teilproblemstellungen orientiert.

Flugzeitberechnung allgemein und am Beispiel von "Interminatus":

- Wie funktioniert ein SF?
- Welche Faktoren haben einen Einfluss auf die Flugzeit?
- Wie können die Zusammenhänge vereinfacht erklärt werden?
- Wie wird aufgrund der Zusammenhänge die Flugzeit berechnet?
- Wie können die benötigten Größen zur Berechnung der Flugzeit von "Interminatus" mit den verfügbaren Mitteln gemessen werden?

Planung eines SF:

- Welche Ziele sind innerhalb der gegebenen Grenzen der Arbeit realistisch?
- Worauf muss bei der Wahl der Bestandteile des SF geachtet werden?
- Wie können Einzelbestandteile zu einem optimierten Konzept zusammengefügt werden?

Umsetzung:

- Wie soll das Konzept in Hinblick auf die Flugleistungen und die Alltagstauglichkeit des Flugzeuges bautechnisch umgesetzt werden?
- Welche Probleme gibt es beim Bau des SF und wie können sie gelöst werden?

Anwendung der Flugzeitberechnung und Fliegen:

- Welche Flugzeiten können mit "Interminatus" erreicht werden?
- Wie sind die Leistungen/das Produkt im gegebenen Rahmen einzuordnen?
- Was kann verbessert werden?

Wissensstand Solarflug

Nach der Entdeckung der Photovoltaik-Technologie im Jahr 1954, startete in Kalifornien mit Sunrise I rund 20 Jahre später das erste Solarflugzeug zu einem zwanzigminütigen Flug [Noth 2006: 1]. In der Folge haben einzelne Pioniere, private Firmen und wissenschaftliche Arbeiten die Entwicklung vorangetrieben. Während anfangs nur Flüge von einigen Minuten möglich waren, erlaubt der technische Höchststand heute Tage, Wochen oder sogar Jahre.

Allerdings sind SF auf dem Markt nicht erhältlich und werden heute noch kaum angewendet. Sie befinden sich noch immer in der Test- und Weiterentwicklungsphase. Mit dem Solarflug bewegt man sich nach wie vor auf einem Pioniergebiet mit Zukunftspotential. Mögliche Anwendungen werden erst ersichtlich.

Anzumerken ist, dass sich die Wissenschaft in der Anwendung von SF vor allem mit dem unbemannten Solarflug befasst.

3 Der Solarflug

Angetrieben von einem Elektromotor gewinnt ein Solarflugzeug (SF) die zum Fliegen benötigte Energie unter anderem oder ausschliesslich mit Solarzellen (SZ). Die Sonne dient als Energiequelle.

Bisherige SF sind sowohl unbemannte Drohnen (UAVs = Unmanned Aerial Vehicles) sowie bemannte Typen mit Spannweiten von wenigen Zentimeter (MAVs = Micro Air Vehicles) bis über 70 Metern.

Der entscheidende Vorteil von SF gegenüber anderen Fluggeräten liegt in der Flugdauer. Durch die kontinuierliche Energiegewinnung bei Sonnenschein sind wesentlich höhere Flugzeiten möglich. Die verfügbare Technologie erlaubt unter Umständen den Dauerflug, d. h. eine Flugzeit von mehr als 24 Stunden. Dies wurde schon von UAVs und bemannten SF bewiesen.

Anwendung

Luftgestützte Anwendungen auf der Basis von Drohnen werden in Zukunft eine entscheidende Rolle spielen. Die Fähigkeit von SF, unbegrenzt lange in der Luft zu bleiben, prädestinieren sie als Trägerplattform für Langzeitanwendungen; Zum Beispiel in grosser Höhe: Für die Verwendung als Kommunikationsplattform für mobile Anwendungen, für verschiedene meteorologische Zwecke (Wetterüberwachung, Vorhersage) und Umweltüberwachung. Sie könnten als solche in Zukunft sogar Satelliten vergleichsweise günstig ersetzen. In geringerer Höhe können SF andere Aufgaben erfüllen, beispielsweise das Überwachen von Waldbränden oder Grenzgebieten [Noth 2008: 1].

Funktionsweise

SZ, die auf dem Flugzeug installiert sind, wandeln eingestrahelte Sonnenenergie in elektrische Energie um. Die elektrische Energie wird für den Antrieb und die *Avionik*¹ des SF verwendet.

Grundsätzlich können zwei Arten von Solarflug unterschieden werden:

- **ungepufferter Solarflug:** Die Verbraucher werden direkt von den SZ versorgt. Eine Leistungsänderung der SZ hat eine gleichzeitige Leistungsänderung der Verbraucher, also hauptsächlich des Antriebes, zur Folge.
- **gepufferter Solarflug:** Zwischen den SZ und den Verbrauchern ist ein Energiespeicher, der Puffer, geschaltet. In der Regel wird ein *Akkumulator (Akku)* verwendet. Produzieren die SZ im Flug mehr Energie als zum Fliegen benötigt wird, so kann diese zwischengespeichert und zu einem späteren Zeitpunkt verwendet werden, wenn zu wenig Energie von den SZ bereitgestellt wird.

Eine andere Form der Pufferung ist der Steigflug. Überschüssige Energie wird durch Höhengewinn in Form von potentieller Energie zwischengespeichert. Zu einem späteren Zeitpunkt kann die Höhe wieder abgebaut werden. Dabei "erhält das SF Energie zurück". Auf diese Energiespeicherungsmethode gehe ich nicht mehr ein.

Auch eine Kombination von Zwischenspeicherung im Akku und als potentielle Energie ist möglich.

¹ Kursiv geschriebene Fachbegriffe, die im Text nicht definiert werden, sind im Glossar aufgeführt

4 Die Flugzeit

Die maximal mögliche Flugzeit ist das Hauptziel bei der Konstruktion eines SF, so auch bei der Planung des "Interminatus". In diesem Kapitel wird ein einfaches Rechenmodell zur Berechnung und Vorhersage der maximal möglichen Flugzeit für einen bestimmten Startzeitpunkt vorgestellt.

4.1 Rechenmodell

Das Rechenmodell ist für die Flugzeitberechnung der "Interminatus"-Flüge vorgesehen. Es gibt deshalb spezifische Annahmen, die nur auf bestimmte SF oder Flugarten anwendbar sind. Trotzdem ist das Modell so allgemein wie möglich gehalten.

Die maximal mögliche Flugzeit ist eine Folge aus dem Verhältnis von verfügbarer zu benötigter Flugenergie, dem Wirkungsgrad des Flugzeugs und der *Energiespeicherkapazität* des Pufferakkus. In der Grafik in Abb. 1 sind die Zusammenhänge dargestellt, die zur Berechnung der Flugzeit benötigt werden:

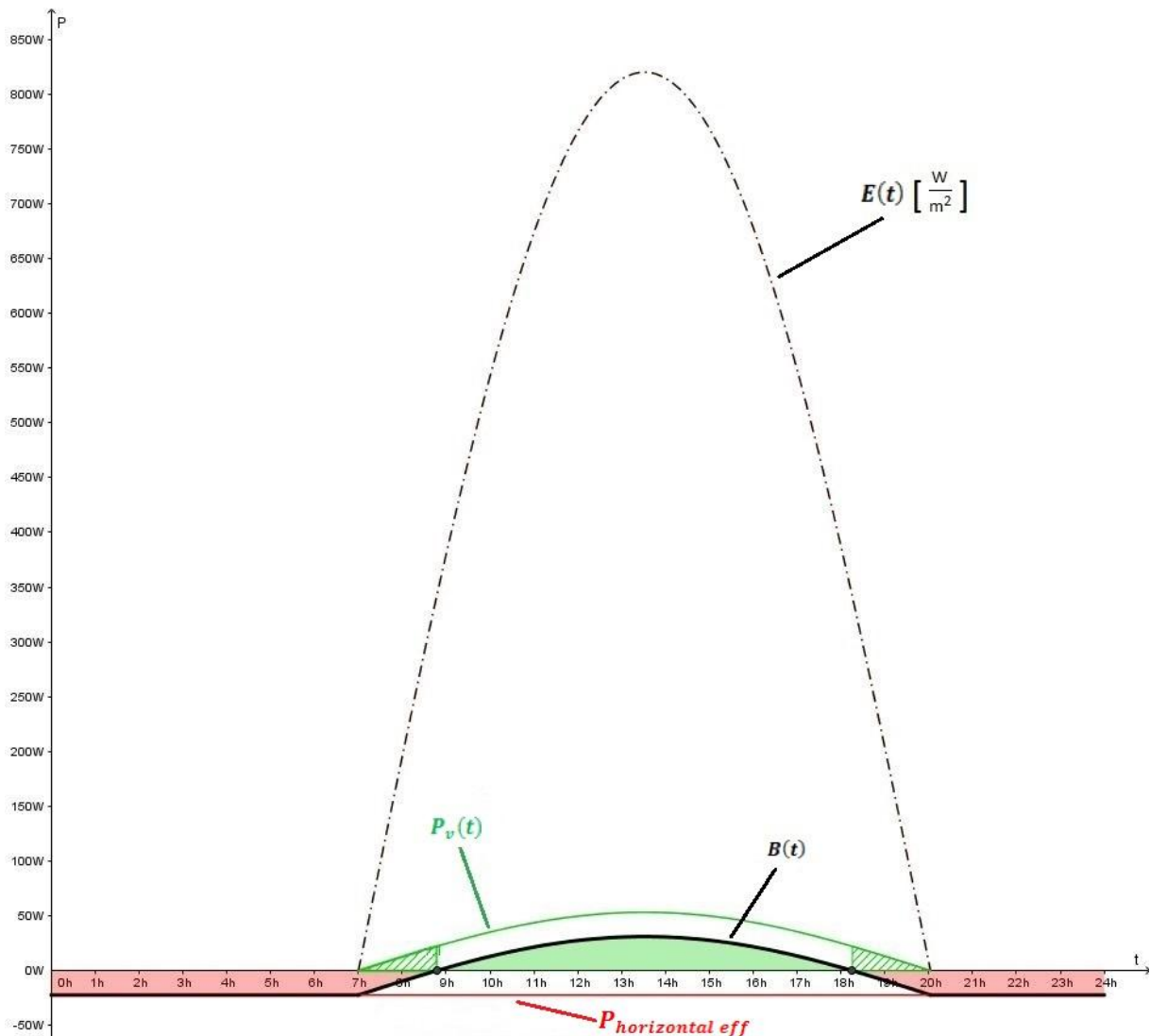


Abb. 1: Diagramm als Grundlage zur Flugzeitberechnung

$E(t)$ ist die Näherungsfunktion für die Bestrahlungsstärke E . Die Bestrahlungsstärke ist die durch die Sonne eingestrahlte Leistung pro Flächeneinheit. Sie ist abhängig von der Tageszeit t und wird in Watt pro Quadratmeter angegeben. Vom Sonnenaufgang bis zum Sonnenuntergang kann sie sehr gut mit einem "Ausschnitt" der allgemeinen Sinusfunktion $E(t) = a \cdot \sin(b \cdot t + c)$ angenähert werden [Noth 2008: 41]. Diese Näherung ergibt sich aus dem Zusammenhang der Bestrahlungsstärke und dem *Einfallswinkel* (für Herleitung siehe S. 34 mit Formel (16)). Es gilt:

$$a = E_{max}$$

$$b = \frac{\pi}{\Delta t_{Tag}} \quad \leftrightarrow \quad \Delta t_{Tag} = \frac{\pi}{b} \quad (1)$$

$$c = -b \cdot t_{auf} = -\pi \cdot \frac{t_{auf}}{\Delta t_{Tag}} \quad (2)$$

E_{max}	maximale Bestrahlungsstärke am betrachteten Tag
Δt_{Tag}	Zeitdauer vom Sonnenaufgang bis zum Sonnenuntergang
t_{auf}	Zeitpunkt des Sonnenaufgangs

Für die Zeit vor und nach dem Sonnenuntergang ist $E(t) = 0 \frac{W}{m^2}$.

Die Funktion der verfügbaren Leistung $P_v(t)$ ist abhängig von der Tageszeit t und wird in Watt angegeben. Sie ist folgendermassen definiert:

$$P_v(t) = n_{wetter} \cdot A_{SZ} \cdot n_{\beta} \cdot \eta_{Komponenten} \cdot \eta_{mechanisch} \cdot E(t) \quad (3)$$

$P_v(t)$ entspricht $E(t)$, multipliziert mit einigen Grössen. Damit gilt für die Zeit vor und nach dem Sonnenaufgang $P_v(t) = 0 W$, weil dann auch $E(t) = 0 \frac{W}{m^2}$.

Die Grössen aus Formel (3) sind folgendermassen definiert:

- Verluste entstehen durch wetterbedingte Abschattungen (z.B. Wolken, Nebel, Dunst). In der Rechnung werden diese durch den Wetterfaktor n_{Wetter} repräsentiert. Es gilt dabei:

$$0 \leq n_{Wetter} \leq 1$$

n_{wetter} wird als konstant angenommen. Das heisst, dass mit einem Mittelwert für die wetterbedingte Abschattung über die ganze Flugzeit gerechnet wird. Für die Flugzeitvorhersage wird ein Erfahrungswert für die entsprechende Wettervorhersage verwendet.

- A_{SZ} entspricht der gesamten *Solarfläche* in Quadratmeter. Die Solarfläche ist die Gesamtfläche der installierten SZ.

- Den Faktor n_β nenne ich Winkelfaktor. Er ist vom Montagewinkel β der SZ abhängig. β ist in Abb. 2 eingezeichnet:

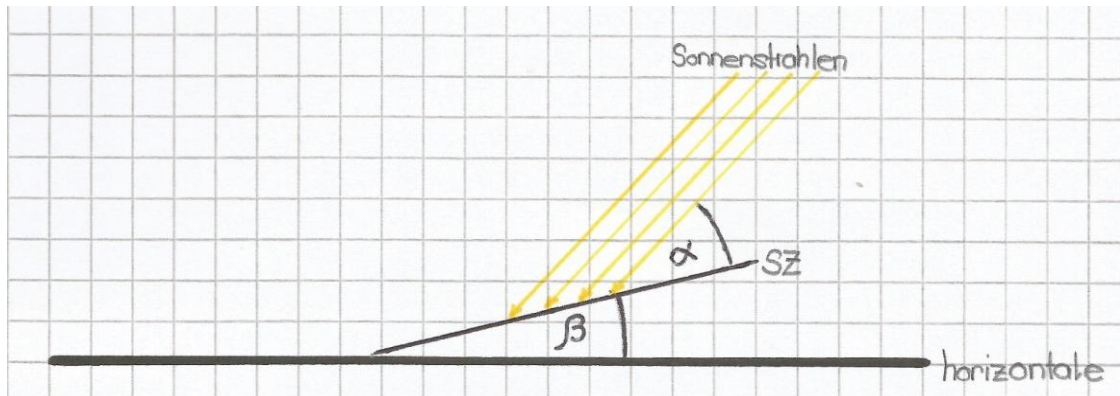


Abb. 2: Definition Montagewinkel β

Wobei: $0^\circ \leq \beta \leq 90^\circ$

Achtung: Der Montagewinkel β ist nicht mit dem Einstrahlungswinkel α zu verwechseln!

n_β ist schwer zu definieren. Ich kann aber zeigen, dass der Faktor benötigt wird: Die Einstrahlungsleistung pro Quadratmeter Solarfläche entspricht nur dann der Bestrahlungsstärke, wenn die SZ horizontal auf dem Flügel montiert sind. n_β beträgt in diesem Fall eins. Üblicherweise sind die SZ nicht horizontal auf dem SF montiert. Die SZ werden oft stärker oder schwächer als eine horizontale Fläche bestrahlt. Das heisst, die eingestrahelte Leistung auf eine schräg montierten SZ ist grösser oder kleiner als auf eine horizontale SZ. Weil die Bestrahlungsstärke für eine horizontale Fläche gilt, muss dieser Unterschied zu einer schrägen Fläche mit dem Faktor n_β , der dann grösser oder kleiner als eins ist, in die Rechnung eingebracht werden.

Es ist zu beachten, dass n_β von der Fluglage abhängig ist. Denn mit der Fluglage verändert sich auch β und damit die eingestrahelte Leistung.

Ich habe n_β als konstanten Mittelwert über den ganzen Flug angenommen, weil die individuelle Berechnung in Abhängigkeit der Fluglage zu kompliziert ist. Ich kann n_β also nicht allgemein für jedes SF berechnen, sondern nur empirisch bestimmen (siehe Kapitel 5.2 Messung totaler Ladefaktor).

Bei den Flügen mit "Interminatus" habe ich darauf geachtet, eine gleichmässige Kreisbahn ohne Steigen und Sinken zu fliegen. Den Durchmesser habe ich möglichst gross gemacht, damit nur eine minimale Querlage erforderlich ist. So ist die "durchschnittliche Fluglage" und damit n_β für jeden geflogenen Kreis beinahe gleich.

- Im Schema in Abb. 3 ist, ganz im Allgemeinen, die Schaltung der *elektrischen Komponenten* eines SF dargestellt:

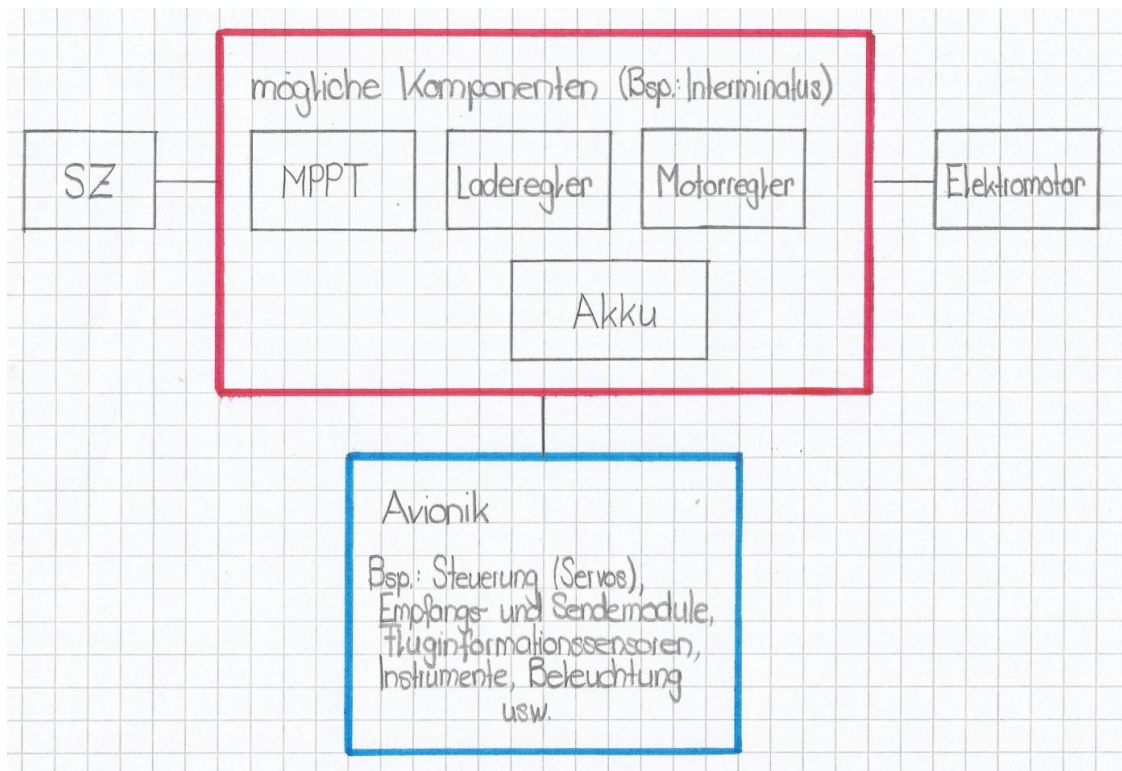


Abb. 3: Elektrische Komponenten eines SF

Unbedingt benötigt werden die SZ, der Motor und eine Form von Steuerung (diese kann in bemannten Flugzeugen auch rein durch Muskelkraft erfolgen). Die rot umrahmten Komponenten können zwischen den SZ und dem Motor stehen (diejenigen, welche in "Interterminalus" verwendet werden, stehen als Beispiele im roten Rahmen). $\eta_{\text{Komponenten}}$ ist das Produkt der Wirkungsgrade der SZ, der Komponenten im roten Rahmen und des Motors.

Die Komponenten aller zusätzlichen Systeme (restliche *Avionik*) stehen in blauen Rahmen. Ihre Wirkung auf die Flugzeit wird für diese Rechnung als vernachlässigbar klein angenommen.

- $\eta_{\text{mechanisch}}$ ist das Produkt aller mechanischen Wirkungsgrade des Antriebes (z.B. Getriebe- und Luftschraubenwirkungsgrad).

Damit ist die Bedeutung der Funktion der verfügbaren Leistung $P_v(t)$ von Formel 3 klar: Sie ist die *Antriebsleistung*, die das SF zum Zeitpunkt t abgeben könnte, falls es keine zwischengespeicherte Energie aus dem Akku bezieht (immer wahr für *ungepufferte SF*). Diese verfügbare Leistung wird für die Bilanz nun mit der mindestens erforderlichen *Horizontalflugleistung* $P_{\text{horizontal}}$ verglichen. $P_{\text{horizontal}}$ ist die Antriebsleistung, die zum Fliegen auf konstanter Höhe und bei konstanter Geschwindigkeit in unbewegter Luft tatsächlich mindestens benötigt wird.

Unter diesen Bedingungen wirken vier Kräfte auf das Flugzeug: Die Auftriebskraft F_A , die Gravitationskraft F_G , die Schubkraft F_S und die Luftwiderstandskraft F_W . In Abb. 4 sind die vier Kräfte beim Flugzeug eingezeichnet:

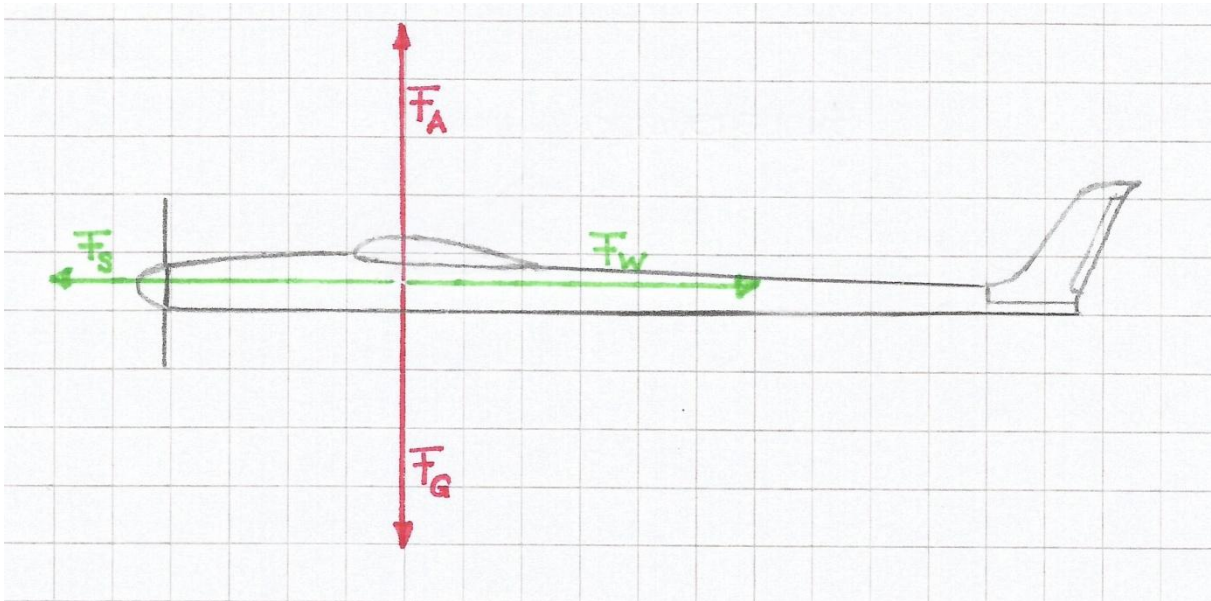


Abb. 4: Kräfte im Horizontalflug

Da die Geschwindigkeit des Flugzeuges konstant ist, muss die Schubkraft die Luftwiderstandskraft genau kompensieren:

$$F_S = F_W$$

$$F_S = c_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot A \cdot v^2 \quad (4)$$

Eine zweite Gleichung ergibt sich aus der Bedingung, dass das Flugzeug auf konstanter Höhe fliegt. Die Auftriebskraft muss die Gravitationskraft genau kompensieren:

$$F_A = F_G$$

$$c_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot A \cdot v^2 = m \cdot g \quad (5)$$

Für die Antriebsleistung P gilt:

$$P = F_S \cdot v \quad (6)$$

F_S kann mit Gleichung (4) substituiert werden:

$$P_{horizontal} = c_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot A \cdot v^3 \quad (7)$$

Gleichung (5) wird nach v aufgelöst:

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_A \cdot \rho \cdot A}} \quad (8)$$

Nun kann v in Gleichung (7) mit Gleichung (8) substituiert werden:

$$P_{horizontal} = c_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot A \cdot \left(\frac{2 \cdot m \cdot g}{c_A \cdot \rho \cdot A} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (9)$$

c_W	Strömungswiderstandskoeffizient
c_A	Auftriebskoeffizient
ρ	Dichte des umströmenden Mediums
A	Flügelfläche
v	Fluggeschwindigkeit
m	Abflugmasse

Mit Formel (9) kann die Horizontalflugleistung individuell für jedes Flugzeug berechnet werden. [Herleitung: Noth 2008: 39]

Der tatsächlich erflogene Wert für $P_{horizontal}$ entspricht aber selten dem errechneten Wert. Das liegt daran, dass das Flugzeug wegen der Bewegung der umgebenden Luft (Turbulenz, Auftrieb, Abtrieb) oft mehr oder weniger Antriebsleistung benötigt. Wie der Versuch "Akkuleistung" gezeigt hat, kann diese Abweichung je nach Flugbedingungen gross sein: Die eine Messserie wurde bei ruhigen, die andere bei böig-windigen Bedingungen durchgeführt. Es ist deutlich zu sehen, dass bei den Flügen in windigen Bedingungen die Horizontalflugleistung um 25–110% angestiegen ist (siehe S. 20). Für die genaue Flugzeitberechnung wird der theoretische Wert für $P_{horizontal}$ mit einem Korrekturfaktor d multipliziert:

$$P_{horizontal\ eff} = P_{horizontal} \cdot d$$

Qualitativ kann folgendes ausgesagt werden: Je grösser die Turbulenz der umgebenden Luft, desto grösser muss die Horizontalflugleistung sein.

« Bilanzfunktion »

Die Funktion $B(t)$, deren Graph ebenfalls in der Grafik in Abb. 1 dargestellt ist, setzt sich aus der Funktion $P_v(t)$ und der effektiven Horizontalflugleistung $P_{horizontal\ eff}$ zusammen:

$$B(t) = P_v(t) - P_{horizontal\ eff}$$

$B(t)$ ist eine „Bilanzfunktion“, in der die Werte von $P_v(t)$ als „Gewinn“ und $P_{horizontal\ eff}$ als „Verlust“ verbucht werden. Falls das SF keine zwischengespeicherte Energie aus einem Akku bezieht und auf konstanter Höhe bei konstanter Geschwindigkeit in ruhiger Luft mit minimaler Leistung ($P_{horizontal\ eff}$) fliegt, kann die Funktion folgendermassen interpretiert werden:

- $B(t) > 0$ bedeutet, dass das SF zum Zeitpunkt t mehr Antriebsleistung abgeben könnte als zum Fliegen benötigt wird.
- $B(t) = 0$ bedeutet, dass das SF zum Zeitpunkt t gerade so viel Antriebsleistung abgeben kann, wie benötigt wird. Das Fliegen ist theoretisch möglich.
- $B(t) < 0$ bedeutet, dass zum Zeitpunkt t mehr Antriebsleistung benötigt wird als das SF abgeben kann. Folglich ist das horizontale Fliegen (ohne Akku) nicht möglich.

Bisher wurde von der Bedingung ausgegangen, dass das SF keine zwischengespeicherte Energie aus einem Akku bezieht. An diesem Punkt wird das Modell um einen Puffer (Akku) erweitert. Im ersten Fall ($B(t) > 0$) wird mit der überschüssigen verfügbaren Leistung ein Akku aufgeladen. Im dritten Fall ($B(t) < 0$) wird die fehlende Antriebsleistung aus dem geladenen Akku bezogen. Der Zusammenhang lässt sich genau ausdrücken:

Sofern der Akku genügend Energiespeicherkapazität hat, um die überschüssige Energie zu speichern, gilt: Verläuft der Graph von $B(t)$ in einem ersten Zeitintervall oberhalb der x-Achse, so entspricht die Fläche unter dem Graph (grün ausgefüllt in Abb. 1) in diesem Intervall der überschüssigen Antriebsenergie. Diese überschüssige Antriebsenergie wird während einem späteren, zweiten Zeitintervall, in dem der Graph von $B(t)$ unterhalb der x-Achse verläuft, als zusätzliche Antriebsleistung abgegeben. Die Fläche über dem Graph von $B(t)$ (rot ausgefüllt in Abb. 1) in einem solchen zweiten Intervall entspricht der zusätzlich zu $E_{\text{verfügbar}}$ benötigten Antriebsenergie. $E_{\text{verfügbar}}$ ist dabei die Fläche unter dem Graphen von $P_v(t)$ (grün schraffiert in Abb. 1) in demselben zweiten Intervall.

Weiteres

Oft ist der Flügel nicht gerade, wie in Abb. 5 beim Beispiel 1, sondern abgewinkelt oder gekrümmt, wie beim Beispiel 2. Ohne Querlage werden die SZ bei genügend tiefem Einstrahlungswinkel morgens und abends vom Flügel selbst abgeschattet, wie in Abb. 6 dargestellt. Wie gross die Verluste sind, hängt von der jeweiligen Flügelgeometrie und der Schaltung der SZ ab.

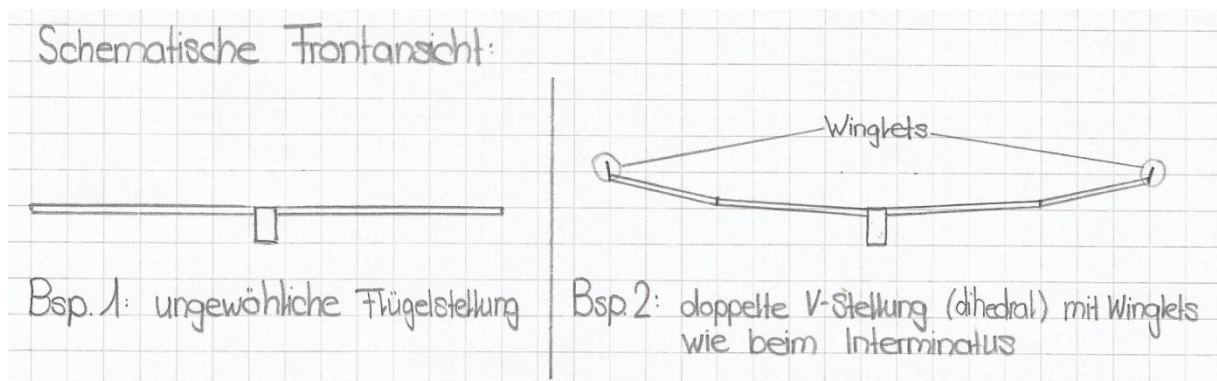


Abb. 5: Horizontale und abgewinkelte Flügel

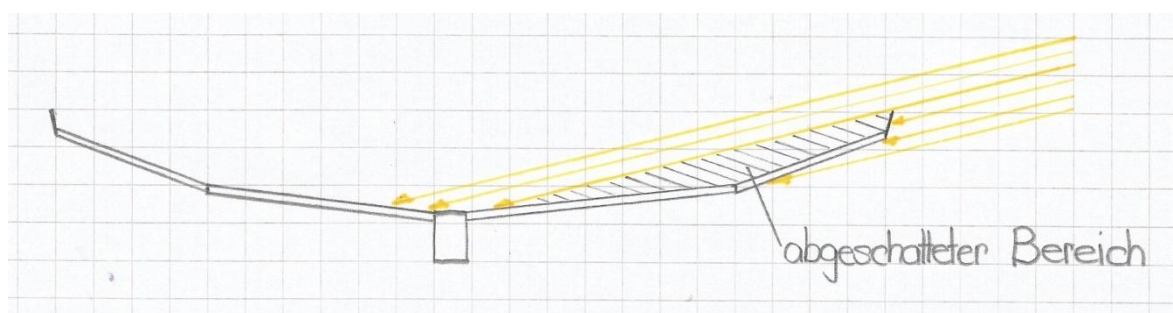


Abb. 6: Abschattung durch den Flügel selbst (am Beispiel der Flügelgeometrie von "Interminatus")

Die Annäherung der Bestrahlungsstärke mit der Funktion $E(t)$ stimmt nur in ebenem Gelände. Berge und Hügel verdecken die Sonne morgens und abends. Die Annäherung muss deshalb für unebenes Fluggelände angepasst werden.

4.2 Die Berechnung

Auf dieser theoretischen Basis wurde ein Schema und eine Geogebra-Datei zur Berechnung der Flugzeit von "Interminatus" erstellt. Abb. 7 auf S. 15 zeigt das Schema, Abb. 8 auf S. 16 einen Screenshot der Geogebra-Datei. Eine vergrösserte Version des Schemas findet sich zusammen mit der Datei im Anhang. Vorgehen zur Berechnung:

1. Alle Abhängigkeitsfaktoren bei den Schiebereglern im Kasten 1 in Abb. 8 einstellen. Mit einem Doppelklick auf einen Schieberegler kann unter dem Reiter Grundeinstellungen ein genauer Wert für die Variable eingegeben werden.
2. Die Startzeit t_{start} beim Schieberegler im Kasten 2 einstellen. Vorsicht: Alle Tageszeiten werden in Sekunden seit Mitternacht angegeben. Beispiel:

$$13.30 \text{ Uhr} = 13 \text{ h } 30 \text{ min} = 810 \text{ min} = 48600 \text{ s}$$

3. Von links ausgehend den Weg durch das Schema finden: In den Rechtecken des Schemas stehen Bedingungen. Wenn die Bedingung wahr ist, dem oberen Pfeil folgen. Wenn sie falsch ist, dem unteren Pfeil folgen. In einigen Bedingungen kommen Werte vor, welche die Geogebra-Datei automatisch berechnet. Es sind die einerseits die "Hilfswerte" HW1–4, andererseits die Variablen m_2 , n und o_1 . Sie sind mit Kasten 3 in Abb. 8 markiert.
4. Die Wege durch das Schema führen zu Lösungsfall-Nummern (umkreiste Nummern). In der Geogebra-Datei gibt es Werte, die Fall1–13 heissen (Kasten 4 in Abb. 8). Diese Werte werden von der Geogebra-Datei automatisch berechnet. In der folgenden Tabelle in Abb. 9 steht in der zweiten Spalte für jede Fall Nummer eine Gleichung. Auf der linken Seite der Gleichung steht entweder E_{start} oder $E_{Akku \ max}$. Um den Landezeitpunkt zu finden, muss der Schieberegler für t_{landen} (Kasten 5 in Abb. 8) so eingestellt werden, dass der rechte Wert der Gleichung dem linken Wert entspricht. Der Landezeitpunkt kann dann über dem Schieberegler von t_{landen} abgelesen werden. Achtung: Die Gleichung kann auch erfüllt sein, wenn der Schieberegler falsch eingestellt ist. t_{landen} muss deshalb im Intervall liegen, das in der Tabelle in Abb. 9 in der dritten Spalte steht.
5. Die Differenz aus der Lande- und Startzeit ist die Flugzeit.

Die Flugzeit

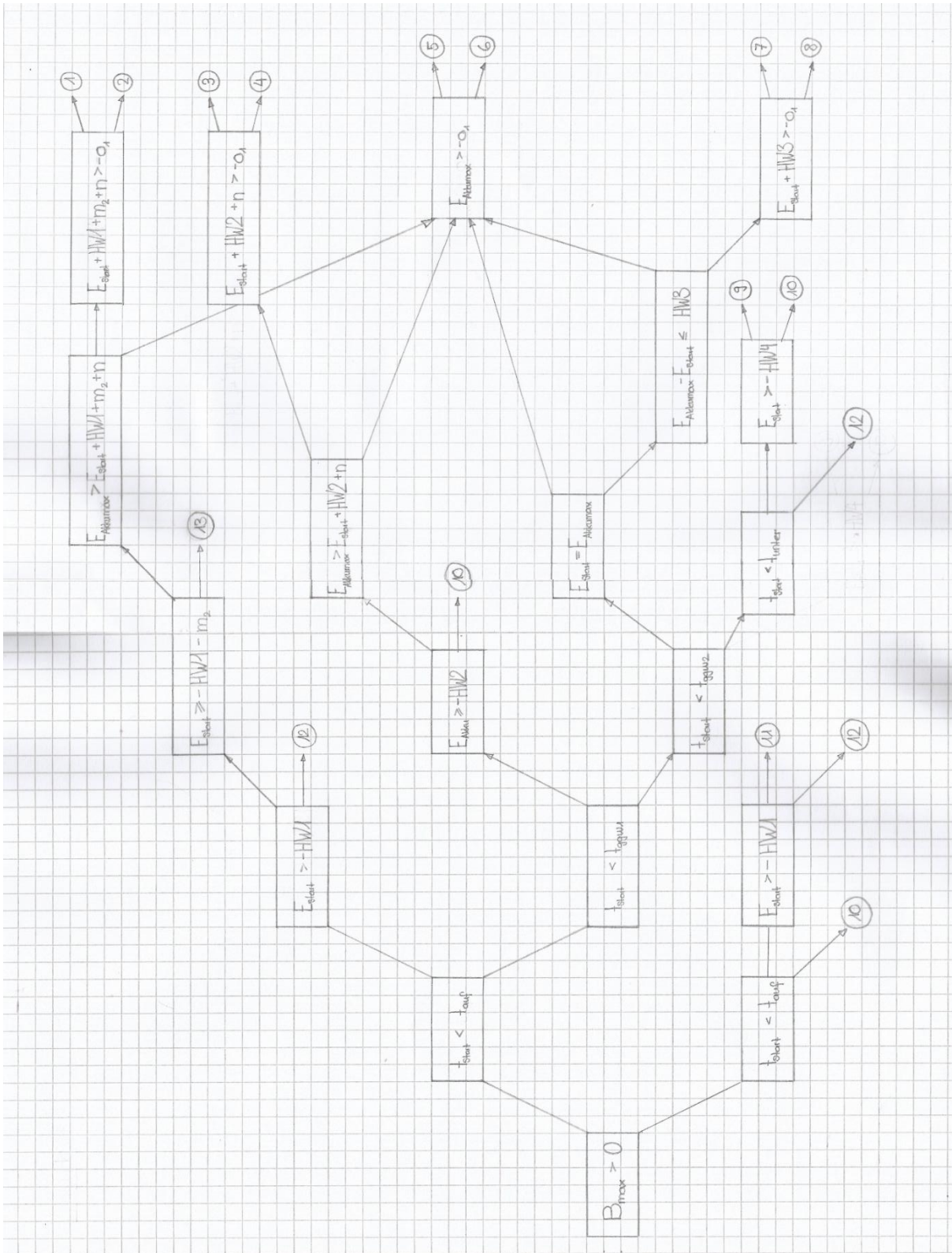


Abb. 7: Schema zur Flugzeitberechnung

Die Flugzeit

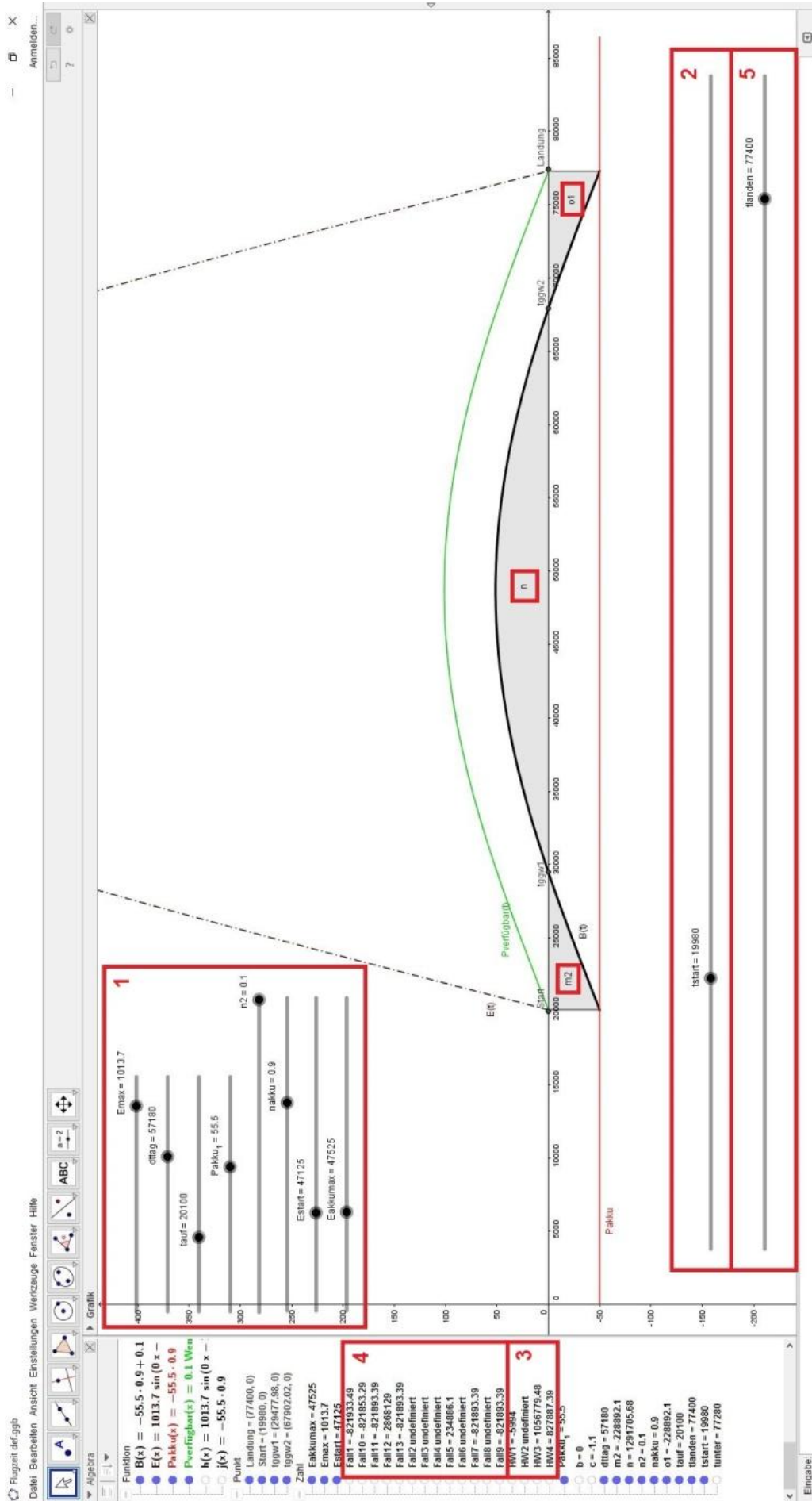


Abb. 8: Screenshot der Geogebra-Datei

Fall Nummer	Gleichung	Intervall
1	$E_{start} = \text{Fall1}$	$t_{unter} \leq t_{landen} \leq 86400$
2	$E_{start} = \text{Fall2}$	$t_{ggw2} \leq t_{landen} \leq t_{unter}$
3	$E_{start} = \text{Fall3}$	$t_{unter} \leq t_{landen} \leq 86400$
4	$E_{start} = \text{Fall4}$	$t_{ggw2} \leq t_{landen} \leq t_{unter}$
5	$E_{Akkumax} = \text{Fall5}$	$t_{unter} \leq t_{landen} \leq 86400$
6	$E_{Akkumax} = \text{Fall6}$	$t_{ggw2} \leq t_{landen} \leq t_{unter}$
7	$E_{start} = \text{Fall7}$	$t_{unter} \leq t_{landen} \leq 86400$
8	$E_{start} = \text{Fall8}$	$t_{ggw2} \leq t_{landen} \leq t_{unter}$
9	$E_{start} = \text{Fall9}$	$t_{unter} \leq t_{landen} \leq 86400$
10	$E_{start} = \text{Fall10}$	$0 \leq t_{landen} \leq 86400$
11	$E_{start} = \text{Fall11}$	$t_{auf} \leq t_{landen} \leq t_{ggw1}$
12	$E_{start} = \text{Fall12}$	$0 \leq t_{landen} \leq t_{auf}$
13	$E_{start} = \text{Fall13}$	$t_{auf} \leq t_{landen} \leq t_{ggw1}$

Abb. 9: Erste Legende zum Schema und zur Geogebra-Datei

Die mathematische Definition der Hilfwerte HW1–4 und Fall1–13 sowie der Werte m_2 , n und o_1 finden sich im Anhang.

Symbol	Geogebra	Beschreibung
E_{max}	Emax	maximale Bestrahlungsstärke am betrachteten Tag (keine Energie!)
t_{start}	tstart	Startzeitpunkt
t_{auf}	tauf	Zeitpunkt des Sonnenaufgangs
t_{ggw1}	tggw1	Erster Gleichgewichtszeitpunkt, $Pv(t) = P_{horizontal}$
t_{ggw2}	tggw2	Zweiter Gleichgewichtszeitpunkt, $Pv(t) = P_{horizontal}$
t_{unter}	tunter	Zeitpunkt des Sonnenuntergangs
t_{landen}	tlanden	Landezeitpunkt
Δt_{Tag}	dttag	Zeitdauer von Sonnenaufgang bis Sonnenuntergang
Δt_{Flug}	dtflug	Flugdauer
$P_{Akkumax}$	Pakku	"Akkuleistung" (siehe Formel (11))
h	h	totaler Ladefaktor (siehe S. 21 Formel (12))
$\eta_{Akkumax}$	nakku	Akkuwirkungsgrad
E_{start}	Estart	Energie, die der Akku zum Startzeitpunkt gespeichert hat
$E_{Akkumax}$	Eakkumax	(maximale) Energiespeicherkapazität des Akkus
n_{Wetter}	nwetter	Wetterfaktor (siehe S. 8)
B_{max}	Bmax	maximaler Funktionswert von $B(t)$
b und c	b und c	Teil der allgemeinen Sinusfunktion $E(t)$ (siehe S. 8 Formeln (1) und (2))

Abb. 10: Zweite Legende zum Schema und zur Geogebra-Datei

5 Messung der Abhängigkeitsfaktoren

Die Flugzeitberechnung wird im Kapitel 8.3 konkret durchgeführt. Dazu müssen viele verschiedene Grössen bekannt sein, deren Messung aufwändig und kompliziert ist. Das Ziel war es, mit der zur Verfügung stehenden Ausrüstung auszukommen. Das Vorgehen ist deshalb der Ausrüstung angepasst.

5.1 Messung "Akkuleistung"

Die erforderliche Flugleistung soll bei verschiedene *Abflugmassen* gemessen werden. Dazu gibt es zwei Möglichkeiten: Entweder werden alle Abhängigkeitsfaktoren einzeln bestimmt und dann in Formel (9) eingesetzt oder die Leistung wird während dem Flug gemessen. Ich konnte die aerodynamischen Werte c_a und c_w des Flugzeuges nicht messen, weil dazu ein grosser Windkanal oder eine komplexe Computersimulation benötigt wird. Deshalb wurde die erforderliche Leistung direkt mit non-solaren Flügen bestimmt.

Die Dichte der Luft habe ich als konstant angenommen. Diese Annahme ist für meinen Zweck vertretbar, weil das Flugzeug auf derselben Höhe über Meer geflogen wie gemessen wurde. Als Fehler bleibt die wetter- und temperaturbedingte Schwankung der Luftdichte.

Versuchsablauf

Zum Messen standen lediglich ein *Multimeter*, Ladegerät und eine Stoppuhr zur Verfügung. Das Ladegerät kann beim Laden des Akkus nach dem Flug die nachgeladene Ladungsmenge messen. Das ist die Ladungsmenge, die in den Akku geladen werden muss, um den Ausgangszustand vor dem Flug wieder herzustellen. Auf dieser Grundlage musste ein Vorgehen zur Messung gefunden werden.

Im Vorfeld wurde die solare Abflugmasse ohne Akku abgeschätzt, weil das Flugzeug damals noch nicht solarisiert war. Danach wurde die Abflugmasse des non-solaren Modells mit Bleigewichten auf die abgeschätzte solare Abflugmasse erhöht.

Die erforderliche Leistung soll für verschiedene Abflugmassen bestimmt werden: Für die Einzelmessungen wurden deshalb verschiedene Akkugrössen mit verschiedenen Massen verwendet. Um eine sinnvolle Gewichtsabstufung zu erhalten, wurden zu einigen Akkus noch entsprechende Bleigewichte hinzugefügt. Die Abflugmassen waren: 1.322 kg, 1.390 kg, 1.450 kg, 1.505 kg, 1.550 kg, 1.620 kg. Natürlich muss der Schwerpunkt des Flugzeuges für jeden Flug gleich sein.

Vor den Flügen wurden die Akkus voll aufgeladen. Das Flugzeug wurde dann mit jeder Abflugmasse während acht Minuten folgendermassen geflogen: Mit minimal möglicher Leistung auf konstanter Höhe auf einer Kreisbahn mit grossem und konstantem Durchmesser.

Der Kreisbahndurchmesser wurde gross gewählt, damit die *Querlage* in der stetigen Kurve möglichst klein ist. Denn je grösser die Querlage, desto mehr Leistung wird benötigt. Um den Kreisbahndurchmesser über alle Flüge konstant zu halten, habe ich mich an Referenzobjekten am Boden orientiert.

Jegliche Steig- und Sinkflüge wurden vermieden. Lediglich zum Start und zur Landung sind sie notwendig. Das Einstellen der minimal möglichen Leistung erfolgt mit Fingerspitzengefühl durch den Piloten. Meiner Meinung nach ist die Ungenauigkeit hier relativ klein. Mit etwas Flugerfahrung kann man bei korrekt eingestelltem Schwerpunkt am Flugzeug die erforderliche Leistung gut einschätzen.

Der Akku wurde nach dem Flug wieder voll aufgeladen, wobei die nachgeladene Ladungsmenge gemessen wurde. Mit der mittleren Spannung über dem Akku während des Fluges, kann die zu messende Leistung berechnet werden:

$$P_{gemessen} = \frac{\Delta Q \cdot \bar{U}}{\Delta t}$$

ΔQ	nachgeladene Ladungsmenge
\bar{U}	mittlere Spannung während dem Flug
Δt	Flugzeit

Als mittlere Spannung habe ich die *Nennspannung* der Akkus verwendet. Eine höhere Genauigkeit wäre erreichbar mit einer Messung der *Klemmenspannung* des Akkus während des Fluges.

Die gemessene Grösse setzt sich folgendermassen zusammen:

$$P_{gemessen} = \frac{1}{\eta_{Akku} \eta_{Regler} \eta_{Motor} \eta_{Luftschaube}} \cdot P_{horizontal\ eff} \quad (10)$$

Wichtig ist, dass bei diesem Versuch nicht die durchschnittliche von der Luftschaube abgegebene Leistung (Horizontalflugleistung $P_{horizontal\ eff}$) gemessen wird, weil die Wirkungsgrade aller Komponenten von Akku bis und mit Motor und der mechanische Wirkungsgrad der Luftschaube in der Messung enthalten sind (Formel (10)).

Der Akkueffizienzgrad η_{Akku} entspricht dem Verhältnis der vom Akku abgegebenen Energie zur Energie, die wieder in den Akku geladen werden muss, um den Ausgangsakkuzustand wiederherzustellen.

Durchführung

Ich habe zwei Serien des Versuches durchgeführt, weil die Flüge der ersten Serie bei böigen und windigen Bedingungen stattgefunden haben. Die erste Serie hat aber den Einfluss der Flugbedingungen auf die Horizontalflugleistung dargelegt.

Resultate, Interpretation und Diskussion

Im Diagramm in Abb. 11 sind die Resultate dargestellt:

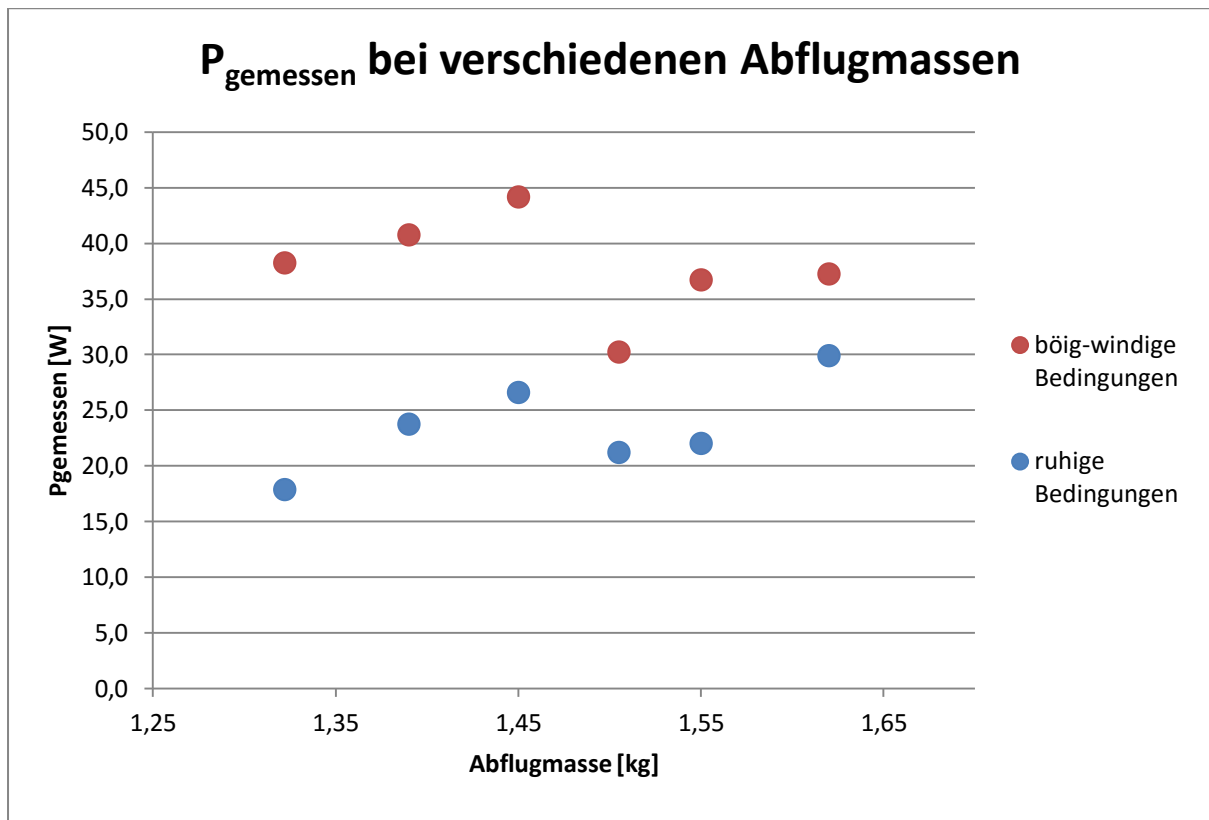


Abb. 11: Resultate

Betrachten wir vorerst nur die blaue Serie: Nicht immer ist die Horizontalflugleistung bei höherer Abflugmasse grösser. Bei 1.505 kg und 1.550 kg Abflugmasse ist sie verglichen mit der Messung bei 1.450 kg gesunken. Dies ist vermutlich aerodynamisch durch den Auftriebs- und den Widerstandsbeiwert bedingt. Es gibt ein lokales Minimum um 1.5 kg und das gemessene absolute Minimum bei der niedrigsten Abflugmasse.

Der Vergleich der blauen und der roten Serie zeigt die grundsätzliche Reproduzierbarkeit der Resultate: Die Messwerte der beiden Serien haben relativ zueinander gesehen einen ähnlichen Verlauf. Der Einfluss der unruhigen Flugbedingungen ist bemerkenswert gross. Die Messwerte der roten Serie sind um 25–110% höher als bei der blauen Serie.

Betrachtet man nur die rote Serie, wird der Wert bei der niedrigsten Abflugmasse interessanterweise sogar von den Werten der drei höchsten Abflugmassen unterboten. Offenbar ist der Einfluss der turbulenten Luftbewegungen auf die Horizontalflugleistung bei einer höheren Abflugmasse kleiner. Das liegt vermutlich daran, dass die Massesträgheit des Flugzeuges grösser ist. Deshalb wird es weniger stark von der Flugbahn "weggeweht" und es sind weniger "energieverbrauchende" Steuerkorrekturen nötig.

Beim Vergleich der Einzelmessungen ist dennoch Vorsicht geboten: Ich habe erst später bemerkt, dass in diesem Versuch auch der Akkueffizienzgrad mitgemessen wurde (siehe Formel (10)). Ich musste für die einzelnen Abflugmassen Akkus mit unterschiedlichen Wirkungsgraden verwenden. Deshalb wird der Unterschied unter den gemessenen Leistungen auch durch die unterschiedlichen Akkueffizienzgrade beeinflusst. Damit die Messwerte vergleichbar sind, muss der Akkueffizienzgrad bei allen Messungen gleich gross sein.

Der Fehler kann im Nachhinein korrigiert werden, wenn alle Akkueffizienzgrade bekannt sind. Um die zu eigentlich zu messende Leistung P_{Akkue} zu erhalten, wird $P_{gemessen}$ mit dem Akkueffizienzgrad multipliziert:

$$P_{Akkue} = \frac{1}{\eta_{Akkue} \eta_{Regler} \eta_{Motor} \eta_{Luftschaube}} \cdot \eta_{Akkue} \cdot P_{levelleff} \quad (11)$$

Für die genaue Korrektur müssten also die Akkueffizienzgrade gemessen werden. Als ich den Fehler bemerkt habe, blieb mir nicht mehr ausreichend Zeit dazu. Deshalb muss ich sie für die Berechnung der Flugzeit abschätzen.

5.2 Messung totaler Ladefaktor

Als flugzeugspezifische Grössen sind noch n_β und die Wirkungsgrade derjenigen Komponenten der Kette von SZ bis Motor zu bestimmen, die nicht in P_{Akkue} (Formel (11)) enthalten sind.

Das Ziel war auch bei diesem Versuch, ein möglichst einfaches Vorgehen zu finden. Deshalb habe ich für die Messung n_β und die verbleibenden elektrischen Wirkungsgrade in einem einzigen Faktor zusammengefasst, den ich totaler Ladefaktor h nenne. Der totale Ladefaktor h setzt sich folgendermassen zusammen:

$$h = \frac{1}{n_\beta \eta_{SZ} \eta_{MPPT} \eta_{Akkue}} \quad (12)$$

Versuchsablauf

Zum Messen habe ich ein *Pyranometer*, einen LabQuest2 Datenlogger mit Spannungs- und Stromsensoren und eine Stoppuhr verwendet.

Anfangs habe ich den Akku am SF angeschlossen und den Motor mit einer ungefähr konstanten Leistung von 25W laufen gelassen. Der Akku wurde bis zu einer Klemmenspannung unter Last von 9.5 V entladen. 9.5 V sind für einen *3S1P Lithium-Polymer (LiPo)* Akku die Untergrenze (3.67 V pro Zelle), um den Akku nicht zu beschädigen.

Kurz danach folgt das Aufladen des Akkus mit den SZ im SF. Ich habe das Flugzeug an einem wolkenlosen Tag auf einen horizontalen Untergrund an die Sonne gelegt. Weil der Winkelfaktor n_β in diesem Versuch mitgemessen wird, musste auf die Lage des Flugzeuges geachtet werden. Sie sollte während des Versuches der tatsächlichen Fluglage der Flüge entsprechen, deren Flugzeit berechnet werden soll. Für die Solarflüge habe ich eine Kreisflugbahn mit grossem Radius und somit sehr kleiner Querlage geplant. Deshalb wurde das Flugzeug während des Versuches horizontal gehalten und schrittweise um die eigene Achse im Kreis herum gedreht. Zum Überprüfen der Ausrichtung wurde ein Kompass auf dem Flugzeug befestigt (Abb. 12).

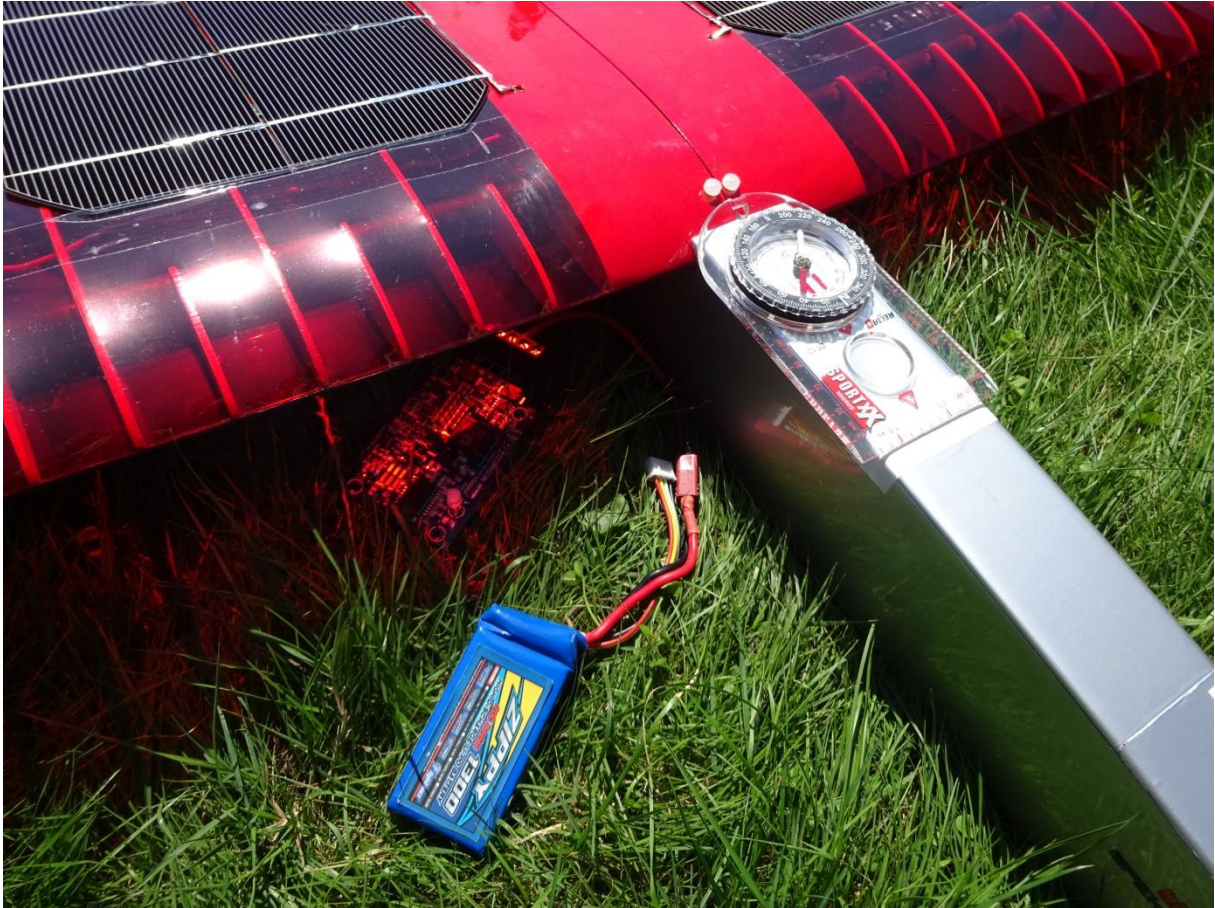


Abb. 12: Der Versuchsaufbau: Flugzeug mit Kompass und Akku

Neben dem Flugzeug wurde das Pyranometer auf einer ebenfalls horizontalen Unterlage hingestellt.

Um 12:58 habe ich den Akku am vorbereiteten SF angeschlossen. Damit das Resultat nicht verfälscht wird, wurden die verbrauchenden Komponenten nicht angeschlossen. Von diesem Moment an wurde der Akku durch die SZ aufgeladen. Währenddessen...

- ...wurde das SF jeweils nach einer Minute um 30° Kompasskurs gedreht,
- die aktuelle Bestrahlungsstärke alle zwei Minuten vom Pyranometer abgeschrieben,
- und die Dauer des Ladeprozesses mit der Stoppuhr gemessen.

Die Bestrahlungsstärke E wurde mit einem simplen Pyranometer gemessen. Ich habe aber beim Vergleich mit anderen Messgeräten festgestellt, dass dieses Pyranometer eine grosse Messgenauigkeit von über $\pm 10\%$ hat. Deshalb wurde ein Korrekturversuch durchgeführt. Ziel war es, die Abweichungen der Messwerte von denjenigen eines verlässlichen Sensors zu untersuchen. Der Solar Radiation Sensor der Davis Vantage Pro Wetterstation auf dem Dach des Gymnasiums diente als Referenz. Es wurden zwei Messungen zu unterschiedlichen Tageszeiten durchgeführt und dann mit den entsprechenden Messwerten der Wetterstation verglichen. Aus dem Mittelwert der prozentualen Abweichungen der gemessenen Bestrahlungsstärke wurde ein Korrekturfaktor $f = 0.95 \pm 0.07$ berechnet. Damit kann die tatsächliche Bestrahlungsstärke abgeschätzt werden:

$$E = E_{\text{gemessen}} \cdot f_{\text{korr}}$$

Nach dem Laden folgt die erneute Entladung des Akkus. Der Spannungs- und der Stromsensor wurde angeschlossen, wie in Abb. 13 dargestellt. Abb. 14 zeigt den Versuchsaufbau.

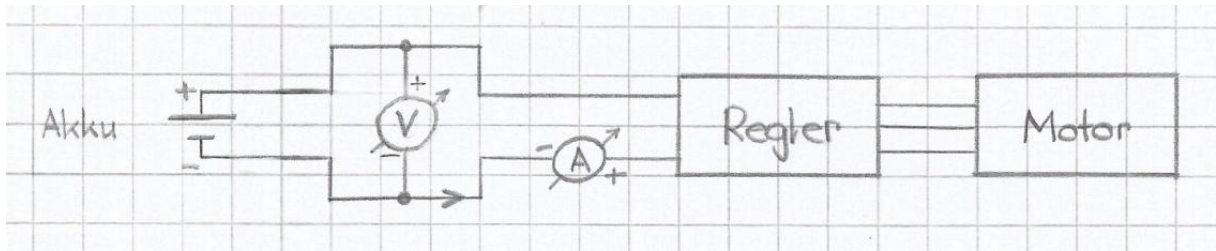


Abb. 13: Schaltung für die Entladung

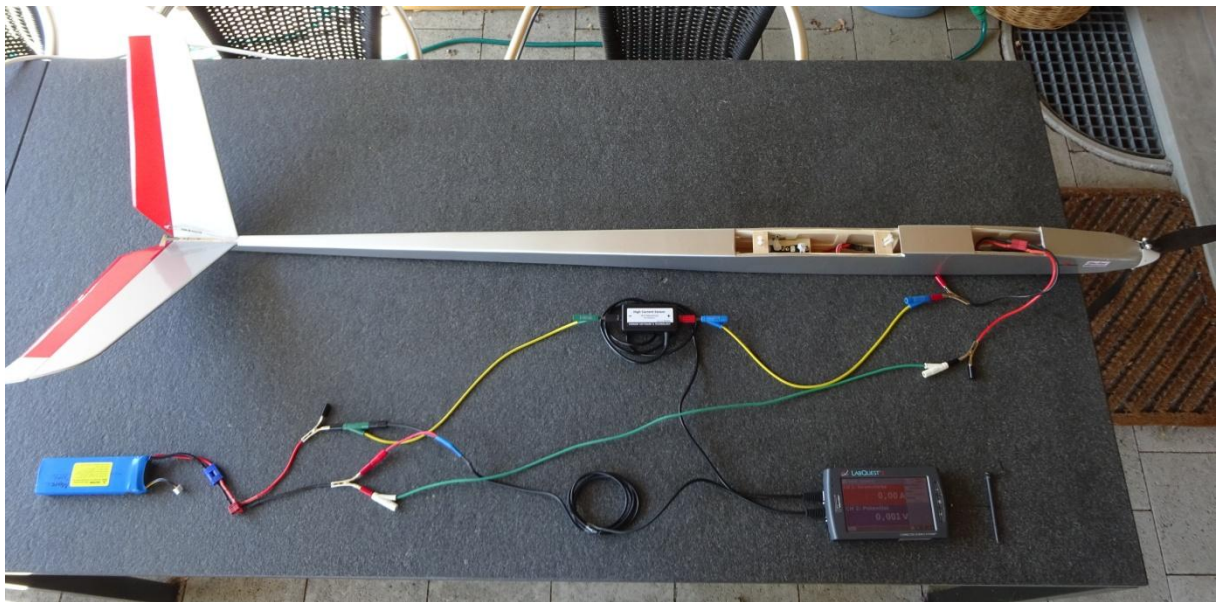


Abb. 14: Versuchsaufbau für das Entladen

Der Akku wurde wieder bis auf 9.5 Volt entladen. Die Entladeleistung konnte über einen grossen Teil der Versuchsdauer konstant gehalten werden. Im Mittel betrug sie wieder ungefähr 25 W (diese Leistung diente zur Orientierung, weil sie nahe an den Werten des realen Horizontalfluges liegt). Währenddessen wurden die Daten der beiden Sensoren aufgezeichnet und die Entladedauer gemessen.

Resultat

Der totale Ladefaktor entspricht dem Verhältnis der Energie, die auf die SZ eingestrahlt wird, zur Energie, die der Akku nach dem Laden abzugeben vermag:

$$h = \frac{E_{ein}}{E_{aus}} \quad (13)$$

Die eingestrahelte Energie ergibt sich aus dem Mittelwert aller gemessenen Bestrahlungsstärken während des Ladens, der Solarfläche und der Ladedauer:

$$E_{ein} = \bar{E} \cdot A_{SZ} \cdot \Delta t_{laden} \quad (14)$$

Für die Berechnung der abgegebenen Energie werden die Sensordaten des Entladens benötigt, die in Abb. 15 und Abb. 16 dargestellt sind:

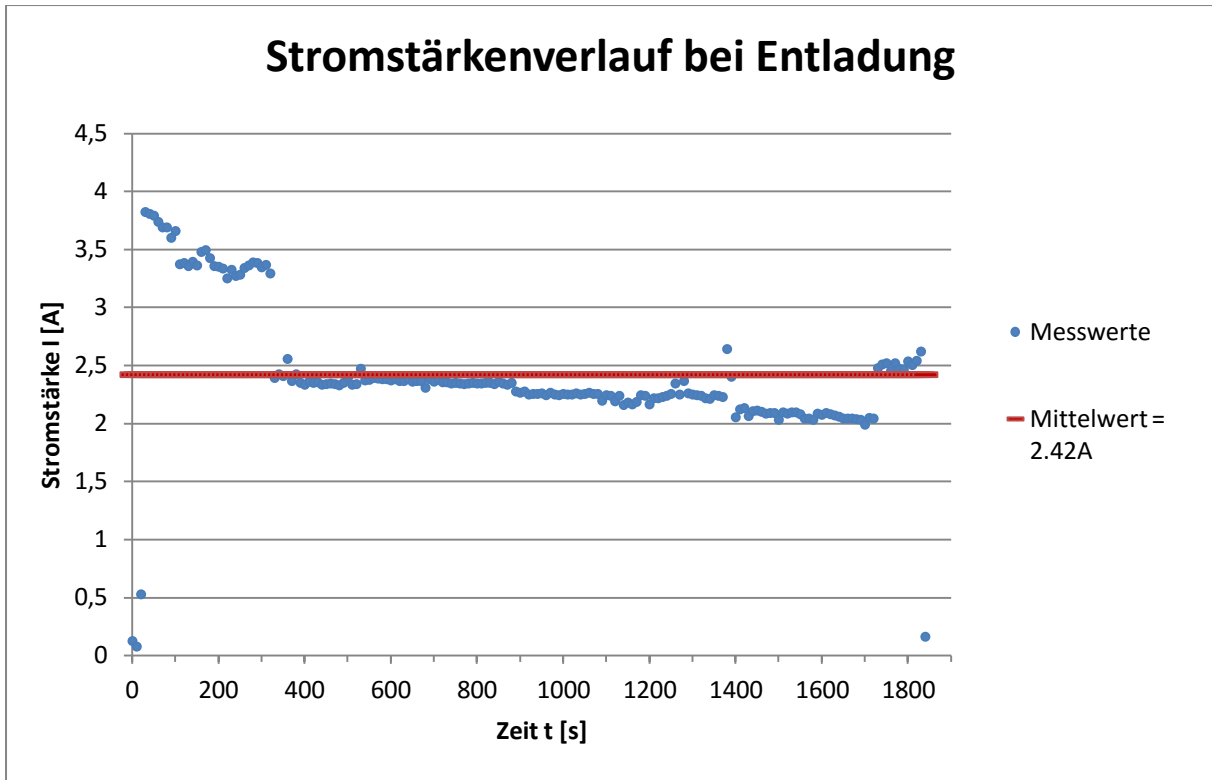


Abb. 15: Sensordaten der Entladung

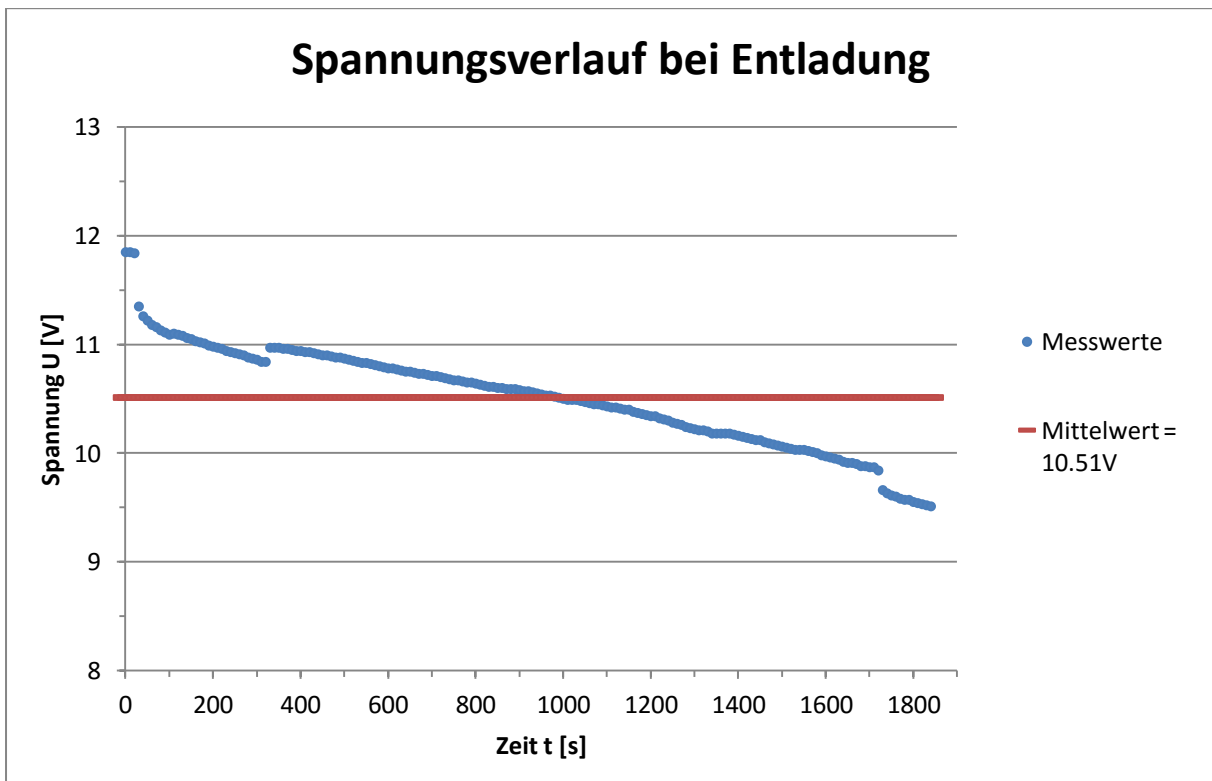


Abb. 16: Sensordaten der Entladung

Die durchschnittlich abgegebene Leistung ist die durchschnittliche Spannung, multipliziert mit der durchschnittlichen Stromstärke:

$$\overline{P_{aus}} = \overline{U} \cdot \overline{I}$$

Die abgegebene Energie ergibt sich aus der durchschnittlich abgegebenen Leistung und der Entladungsdauer:

$$E_{aus} = \overline{P_{aus}} \cdot \Delta t_{entladen} \quad (15)$$

Die eingestrahelte und die abgegebene Energie können nun mit den Formeln (14) und (15) berechnet und in Formel (13) eingesetzt werden, um den totalen Ladefaktor h zu erhalten:

$$h = 0.081 \pm 0.013$$

Im totalen Ladefaktor h ist der Akkuwirkungsgrad enthalten (Formel 12). Im Versuch wurde ein alter Akku verwendet, welche allerdings einen tieferen Wirkungsgrad haben als neue Akkus. Der totale Ladefaktor wäre mit einem neuen Akku vermutlich höher.

Weil der gemessene Ladefaktor an den Akku "gebunden" ist, muss die Flugzeitberechnung mit dem hier verwendeten Akku durchgeführt werden.

5.3 Flugspezifische Grössen

Alle weiteren Grössen sind von den jeweiligen Bedingungen abhängig und werden für jeden Flug gemessen oder vorhergesagt. Die flugspezifischen Grössen sind:

- die maximale Bestrahlungsstärke E_{max} , der Zeitpunkt des Sonnenaufgangs t_{auf} , die Tageslänge von Sonnenaufgang bis Sonnenuntergang Δt_{Tag}
- Der Wetterfaktor n_{Wetter}
- die Startzeit t_{start}
- die Startmasse m , damit P_{Akku} aus den Versuchsdaten abgeschätzt werden kann
- die maximale Energiespeicherkapazität des Akkus $E_{Akku max}$
- die Energie E_{start} , die der Akku zum Startzeitpunkt gespeichert hat
- in meinem Fall der Wirkungsgrad des Akkus η_{Akku} , der im Versuch "Akkuleistung" bei der entsprechenden Startmasse verwendet wurde (siehe Formel (11) mit Erklärung).

6 Planung Flugzeug

6.1 Grenzen

Die Planung des "Interminatus" war durch folgende Faktoren limitiert:

- Budget: Damit das Projekt als Maturarbeit realisiert werden kann, steht schon bei der Themenwahl fest, dass die Kosten in Grenzen gehalten werden müssen. Sie waren ein Kriterium bei der Wahl aller Bauteile.
- Zeitaufwand: Der Zeitrahmen der Maturarbeit ist festgelegt. Für den Bau des "Interminatus" und die Erarbeitung des theoretischen Wissens ist er kurz. Dazu kommt, dass immer mit Problemen zu rechnen ist.
- Marktangebot/Materialverfügbarkeit: Privatkunden stehen viele Produkte, die ein besseres Resultat erlauben würden, gar nicht zur Verfügung. Man spürt, dass man sich mit einem Solarflugprojekt nach wie vor auf einem Pioniergebiet bewegt. Einige Produkte mussten mit langen Lieferfristen im Ausland bestellt werden.
- Material: Der Bau und die Konstruktion des Flugzeuges muss mit den vorhandenen Werkzeugen und Hilfsmitteln erfolgen können.

6.2 Ziele

"Interminatus" soll die folgenden Anforderungen erfüllen:

- Das geplante Konzept funktioniert grundsätzlich.
- Die Detaillösungen der "Solarisierung" des Flugzeuges sind durchdacht und erfüllen ihren Zweck.
- Die maximal mögliche Flugzeit wird durch die Nutzung von SZ theoretisch erhöht.
- Das SF soll möglichst lange fliegen können, ohne Vorgabe einer Mindestflugzeit. Aus persönlicher Sicht würde eine Flugzeit von über einer Stunde alle Erwartungen übertreffen.
- Das Flugzeug ist in Hinsicht auf spätere Optimierung und Änderungen flexibel.

Wichtig: Bei einem solchen ambitionierten technischen Modellbauprojekt war mit Fehlern, Problemen und auch Abstürzen zu rechnen. Das potentielle Scheitern des Produktes musste in Kauf genommen werden.

6.3 Konzept

Problematik der Abstimmung: Das optimierte Konzept

Im gegebenen Rahmen dieser Arbeit war die Konstruktion eines SF für den Dauerflug natürlich nicht möglich. Das zeigt der Vergleich mit anderen Dauerfliegern sofort. Im Gegensatz zu solchen Flugzeugen war bei der Planung des "Interminatus" keine zu erreichende Flugzeit vorgegeben. Eine analytische Vorgehensweise bei der Konzeptionierung ist deshalb nicht möglich, weil sie auf einer konkreten Flugzeit basiert. Allerdings kann man nur mit der analytischen Vorgehensweise direkt zu einem optimierten Konzept gelangen. Die Planung des "Interminatus" besteht folglich zwangsläufig aus guten Schätzungen. Trotzdem ist das Konzept nicht zufällig: Ich habe mich an qualitativen Auswahlkriterien für die einzelnen Bestandteile orientiert. Alle zusammen bilden ein System, dessen Gesamtleistung entscheidend ist und möglichst nahe an der Leistung eines optimierten Systems liegen soll.

Gepuffert – ungepuffert?

Soll das Flugzeug einen Energiezwischenspeicher besitzen oder nicht? Diesen Grundsatzentscheid musste ich vor der Wahl eines Bestandteils fällen.

Der Reiz des ungepufferten Solarflugs besteht darin, dass Solarenergie in "Echtzeit" verwendet wird. Die Wirkung der SZ ist direkt sichtbar und bewiesen, sofern das SF ohne die Nutzung von Thermik und Aufwinden fliegen kann. Man weiss: Solange das Flugzeug nicht sinkt, reicht die momentane Leistung der SZ zum Fliegen. Dazu kommt, dass ein ungepuffertes SF zum Fliegen attraktiver ist, weil es direkter und spontaner auf wechselnde Einstrahlungsverhältnisse reagiert.

Der Energiezwischenspeicher puffert den Einfluss der Einstrahlungsverhältnisse ab. Gibt es zu einem Flugzeitpunkt überschüssige Energie, so kann diese beim gepufferten Solarflug zwischengespeichert werden und später verwendet werden, wenn zu wenig Energie von den SZ bereitgestellt wird. So erreichen gepufferte SF längere Flugzeiten und haben insbesondere bei knappen Einstrahlungsverhältnissen Vorteile gegenüber ungepufferten. SF, die auch für den Nachtflug oder sogar Dauerflug konzipiert sind, müssen gepuffert sein.

Ich habe mich für ein gepuffertes SF entschieden, weil mein Ziel eine möglichst lange Flugzeit ist. Mit der Wahl des Akkus habe ich eine grosse Flexibilität: Mit einem kleinen Akku kann ich annähernd die Vorteile des ungepufferten Fluges nutzen. Die Abflugmasse liegt dann nur geringfügig über derjenigen, des ungepufferten SF. Auf der anderen Seite kann ich einen grossen Akku verwenden, wenn dieser eine länger Flugzeit bewirken kann.

Bei Verhältnissen, die den ungepufferten Flug nicht erlauben würden, kann ich trotzdem fliegen: Der Akku wird vor dem Flug aufgeladen und die SZ verlängern die Flugzeit gegenüber dem non-solaren Modell.

Auch aus Sicherheitsgründen möchte ich einen Akku als "Notstromversorgung" im Flugzeug haben. Einerseits für den Fall, dass die eingestrahlte Energie nicht ausreicht, andererseits falls es ein Problem bei der Energieversorgung durch die SZ gibt. Ich habe dabei spezifisch an den möglichen Bruch einer SZ gedacht, der den Stromkreis unterbrechen kann.

6.4 Das Trägermodell

LIBELLE A380 – Elektroversion des deutschen Herstellers Der Himmlische Höllein

Technische Daten des Herstellers zum Originalmodell [1]²:

Spannweite ca. [mm]	2596 mm
Länge ca. [mm]	1464 mm
Tragflächenprofil	S4083 mod.
Tragflächeninhalt ca. [dm ²]	56.5 dm ²
Flächenbelastung [g/dm ²]	ca. 18.9 g/dm ²
Steuerfunktionen	Höhenruder, Seitenruder, Motordrehzahl

² Die Internetquellen sind im Text und in der Bibliographie nummeriert

Bei der Wahl des Trägermodells habe ich mich an den folgenden Kriterien orientiert:

- **Flächenbelastung:** Um mit wenig Energie fliegen zu können, benötigt man eine grosse Auftriebskraft. Erstens verhält sich diese proportional zur Flügelfläche, zweitens muss eine höhere Gewichtskraft mit einer höheren Auftriebskraft kompensiert werden. Deshalb muss das Flugzeug eine grosse Flügelfläche bei einer kleinen Masse aufweisen resp. eine geringe Flächenbelastung haben.

Gute Langsamflugeigenschaften sind oft ein Merkmal solcher Flugzeuge, weil diese direkt mit der Flächenbelastung zusammenhängen. Unter den Modellflugzeugen besitzen die Thermiksegelflugmodelle eine tiefe Flächenbelastung.
- **Spannweite:** Nicht alle Flugzeuggrößen sind gleichermassen geeignet für SF, weil sich die Abflugmasse nicht proportional zur Spannweite verhält. Spannweiten im Bereich von 2.5–4.5 Meter sind optimal [Noth: 2005: 68], basierend auf dem Massevorhersagemodell in derselben Arbeit [43–55]. Das Masse/Spannweite-Verhältnis ist für gut konstruierte Flugzeuge in diesem Bereich am kleinsten.

Das Flugzeug sollte in meinem Fall eine Spannweite zwischen 2,5m und 3m haben. Grössere Flugzeuge sind zu teuer.
- **SZ:** Um die Anforderungen an das Flugzeug für den Einbau von SZ zu kennen, müssen die Eigenschaften der SZ und damit die Montagelösung bekannt sein. Beim "Interminatus" sind die SZ starr (siehe S. 35 Wahl Solarzellen).
 - **Flügelgeometrie:** SZ sind meist rechteckig. Um die grösstmögliche Flügelfläche zu bedecken, ist der Flügel im optimalen Fall rechteckig. Stark zulaufende, elliptische oder gepfeilte Flügel eignen sich nicht.
 - **Steuerungsklappen:** Ich habe nach einem Flugzeug ohne Flügelklappen gesucht, weil sie die Montage der SZ stören würden.

Als kompliziertere Lösung könnte man auch die Klappenoberseite mit SZ bestücken, damit die Fläche gleichwohl genutzt werden kann. Dazu müssen die SZ der Klappen grössere entsprechend gewählt werden. Diese Variante ist sogar vorteilhaft, weil die *V-Stellung* der Tragflächen bei Flugzeugen mit Querruder meist kleiner ist als bei 2-Achs-gesteuerten Modellen. Eine kleinere V-Stellung bedeutet, dass aufgrund des besseren Einstrahlungswinkels mehr Energie auf die SZ eingestrahlt wird.
 - **Flügelprofil:** Da ich nicht-biegbare, gerade SZ gewählt habe, sollte das Flügelprofil eine möglichst lange gerade Oberseite aufweisen und die notwendige Begradigung aerodynamisch gut vertragen.
 - **Flügelstruktur:** Starre SZ brechen sehr leicht. Ein steifer Flügel verringert die Bruchgefahr in der Luft oder bei Landungen. Der Flügel des gewählten Flugzeugs ist mit Kohlefaserrohren und einer Sperrholzeiste verstärkt.
 - **Flügelfläche:** Eine grosse Fläche bietet viel Platz für SZ.
- **Rumpf:** Die Komponenten eines SF benötigen vermutlich mehr Platz, als dies bei einem gewöhnlichen Modell vorgesehen war. Der vordere Rumpfteil sollte deshalb genügend gross sein oder zumindest entsprechend angepasst werden können. Genügend Platz ist auch ein grosser Vorteil bei der Optimierung des Flugzeuges und ermöglicht eine flexible Wahl des Akkus.
- **Preis**

6.5 Die Solarzellen

Grundlagen

Für einige Versuche mit SZ habe ich einen Teststand gebaut. Abb. 19 zeigt den Konstruktionsentwurf.

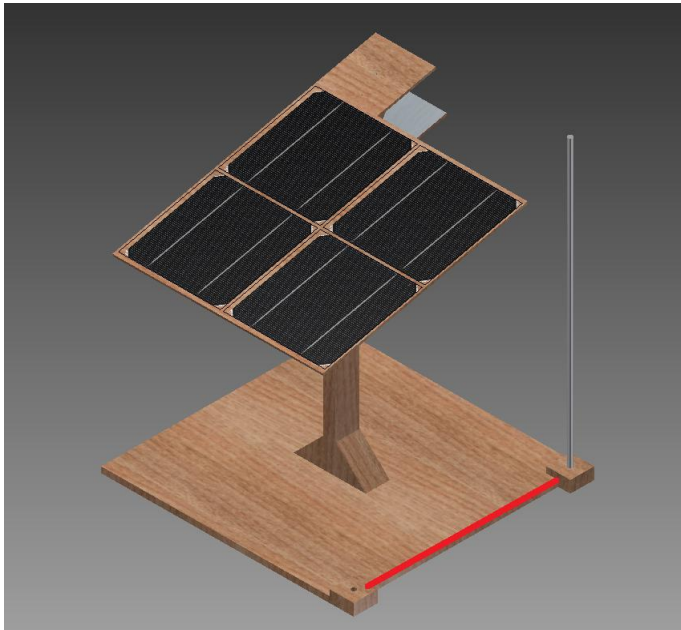


Abb. 19: Screenshot aus Autodesk Inventor



Abb. 17: Einrichtung zur Ausrichtung

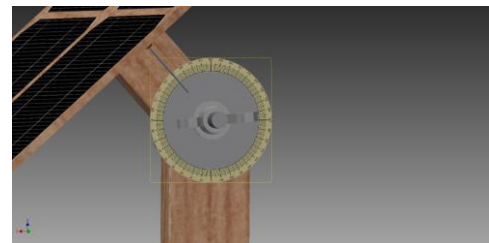


Abb. 18: Der Winkelmesser

Auf dem Teststand können vier SZ gleichzeitig montiert und beliebig verschaltet werden. Die Montageplatte (Platte, auf der die SZ montiert sind) ist drehbar. Sie kann rechtwinklig zu den einfallenden Lichtstrahlen ausgerichtet werden: Im ersten Schritt stellt man den Teststand so hin, dass der Schatten des Aluminiumstabes auf die in Abb. 19 rot markierte Kante fällt. Im zweiten Schritt kippt man die Montageplatte, bis Licht durch das kleine Röhrchen in Abb. 17 fällt und ein kleiner Punkt auf die untere, grau gefärbte Platte projiziert wird. Im dritten Schritt eicht man den Winkelmesser aus Abb. 18, so dass der Zeiger auf null steht. Wird die Platte in eine andere Position gekippt, kann man am Winkelmesser den Einfallswinkel auf die SZ ablesen. Wenn man den Winkelmesser an der Senkrechten oder Horizontalen eicht, kann der Einstrahlungswinkel auf eine horizontale Fläche abgelesen werden.

Ziel dieser Versuche war, die für das Projekt relevanten Grundlagen von SZ nachzuvollziehen.

Versuch 1: Kennlinie einer SZ aufnehmen

Ich habe eine SZ in der Distanz d zur annähernd punktförmigen Lichtquelle, ungefähr rechtwinklig zur einfallenden Strahlung in einem dunklen Raum auf dem Teststand montiert. Abb. 20 zeigt den Versuchsaufbau. Mit zwei Multimetern und einem *Drehwiderstand* (veränderbarer *Lastwiderstand*) habe ich die Schaltung von Abb. 21 zusammengebaut.

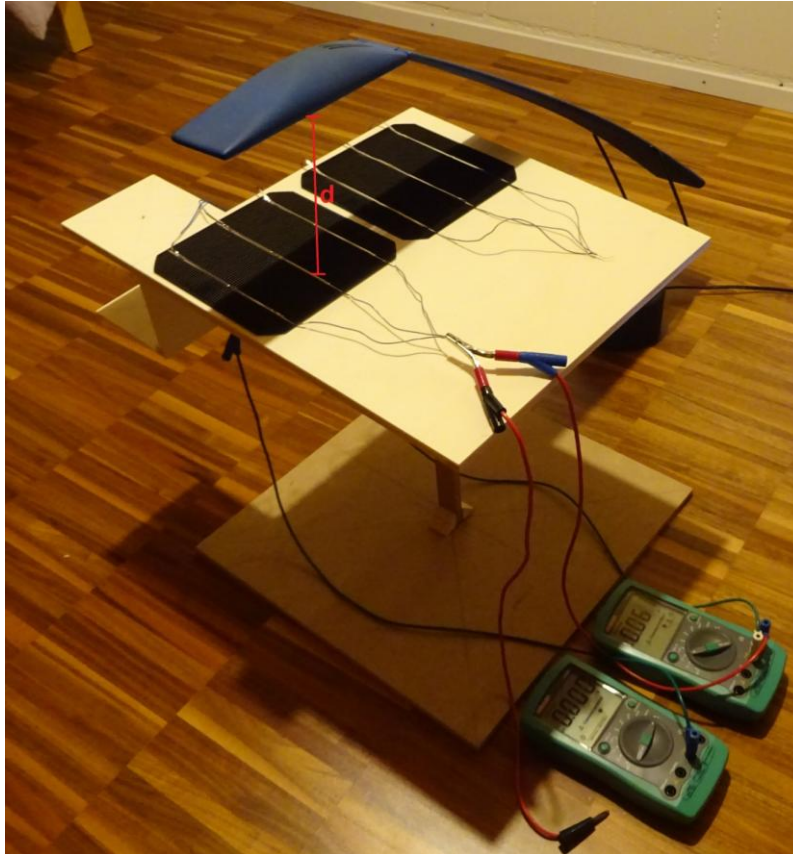


Abb. 20: Versuchsanordnung mit Distanz d

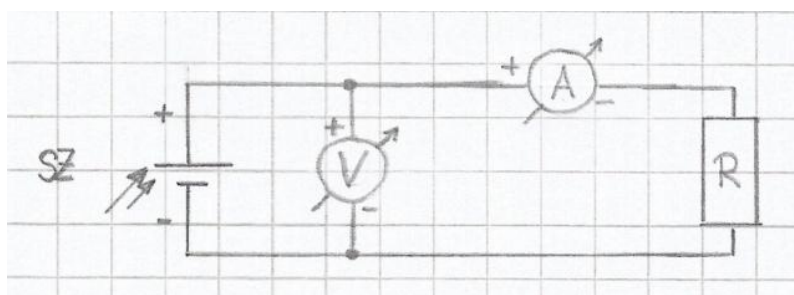


Abb. 21: Schaltung für die Aufnahme der Kennlinien

Während einer Messserie wurde die Distanz d nicht mehr verändert. Anfangs ist der Widerstand minimal, dann habe ich ihn in kleinen Schritten erhöht und dazwischen immer Stromstärke und Spannung notiert. Eine zweite Serie mit demselben Vorgehen wurde mit einer grösseren Distanz d durchgeführt.

In einem U - I -Diagramm dargestellt ergeben die Messdaten zwei Kennlinien der SZ bei unterschiedlichen Bestrahlungsstärken (Diagramm in Abb. 22).

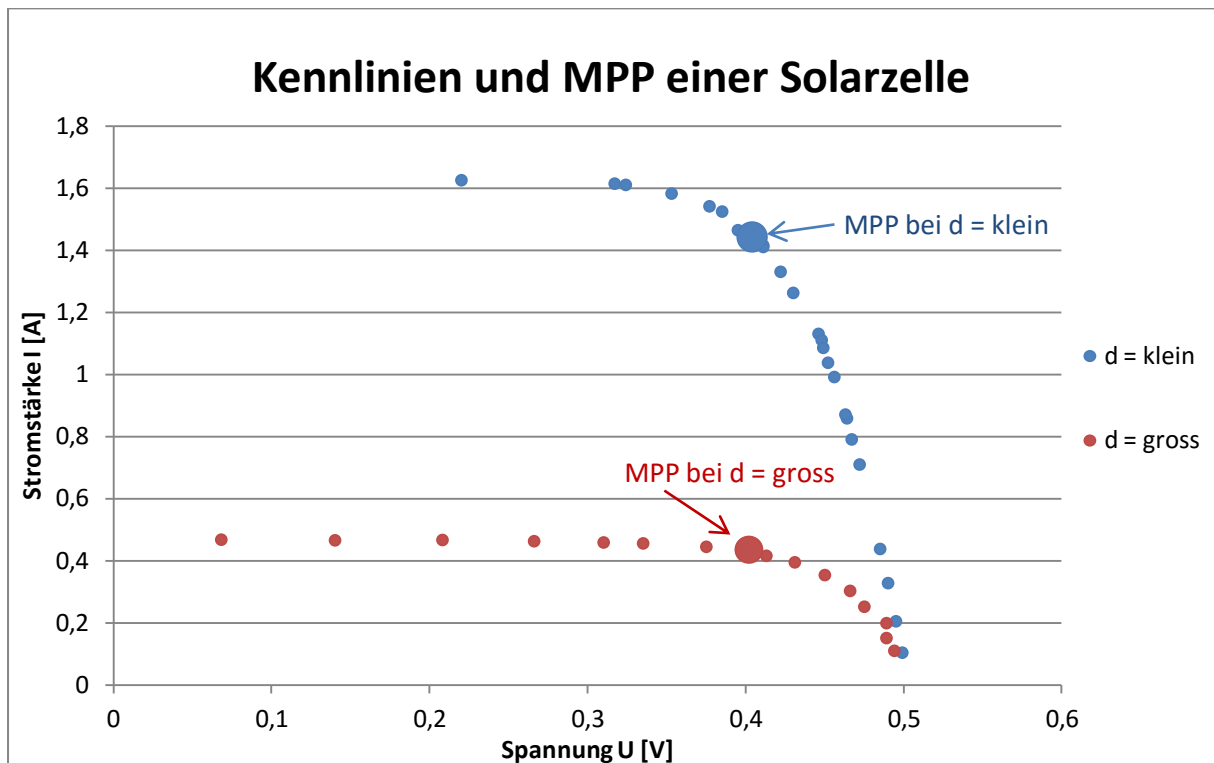


Abb. 22: Zwei Kennlinien

Ist der Drehwiderstand klein, ist die Spannung klein und die Stromstärke gross. Könnte man den Drehwiderstand auf 0Ω stellen, würde man die SZ kurzschliessen. Die Kennlinie würde die y-Achse bei der maximalen Stromstärke erreichen. Diese Stromstärke wird Kurzschlussstrom I_{SC} (von engl.: short cut current) genannt. Wenn eine SZ kurzgeschlossen wird, beträgt die gemessene Spannung null.

Ist der Drehwiderstand gross, ist die Spannung gross und die Stromstärke klein. Könnte man den Drehwiderstand unendlich gross machen, würde die Kennlinie die x-Achse bei der maximalen Spannung erreichen. Diese Spannung wird Leerlaufspannung U_{OC} (von engl.: open circuit current) genannt. Wenn der Widerstand unendlich gross ist, fliesst kein Strom.

Wenn der Widerstand grösser als 0Ω aber auch nicht unendlich gross ist, gibt die SZ eine Leistung ab. Bei einem bestimmten Widerstand gibt die SZ die grösste Leistung ab. Das heisst, das Produkt aus Stromstärke und Spannung ist maximal. Dieser Punkt auf der Kennlinie wird *Maximum Power Point (MPP)* genannt. Es ist zu beachten, dass der MPP, I_{SC} und U_{OC} von der Bestrahlungsstärke abhängig sind (und gemäss Recherche auch von der Temperatur der SZ [Noth 2008: 24]). Messungen für Datenblätter von SZ werden deshalb unter Standardtestbedingungen durchgeführt: $1000 \frac{W}{m^2}$ bei $25^\circ C$.

Versuch 2: Einfallswinkel

In einem zweiten Versuch wurde der Einfluss des Einfallswinkels auf die Leerlaufspannung und den Kurzschlussstrom untersucht. Der Versuchsaufbau ist bis auf die Schaltung (Abb. 23) gleich wie bei Versuch 1:

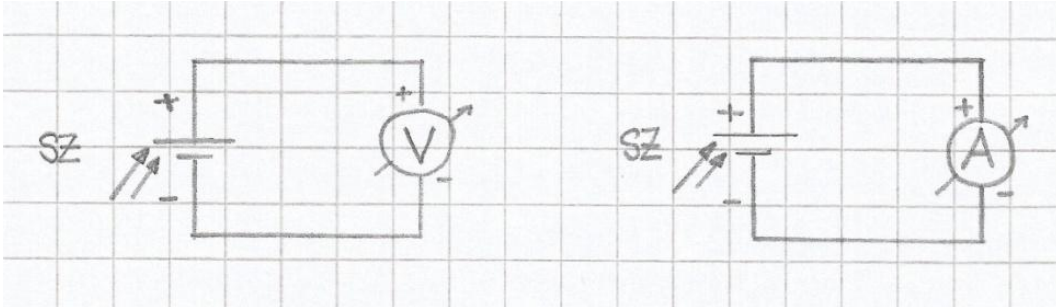


Abb. 23: Die neuen Schaltungen: links für die Messung von U_{OC} , rechts für I_{SC} .

Während der Messung wurde d auch hier nicht mehr verändert. Die Montageplatte wurde in 5°-Schritten gekippt und dazwischen für jeden Einfallswinkel α die Leerlaufspannung und der Kurzschlussstrom gemessen.

In den Diagrammen in Abb. 24 und Abb. 25 sind die Messwerte dargestellt:

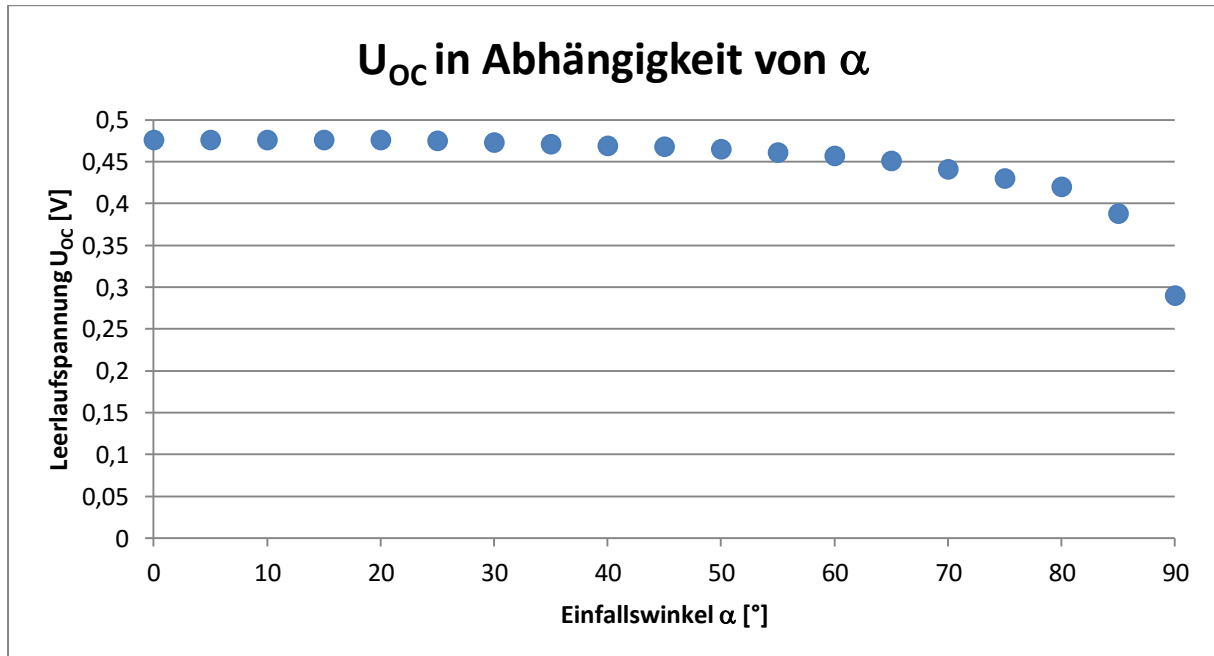


Abb. 24

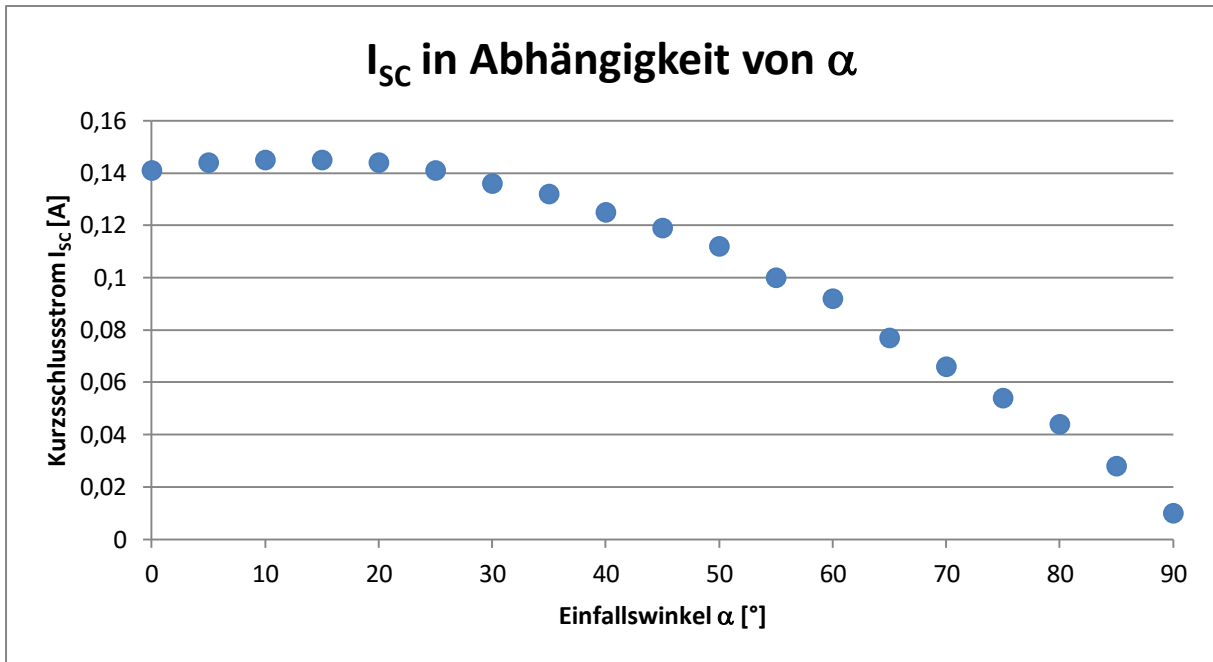


Abb. 25

Die Leerlaufspannung bleibt bis zu einem hohen Einstrahlungswinkel beinahe konstant hoch und fällt dann ab etwa $\alpha = 80^\circ$ relativ abrupt ab.

Der Kurzschlussstrom steigt anfangs leicht an und fällt dann bis $\alpha = 90^\circ$ kontinuierlich ab. Der leichte Anstieg am Anfang muss ein Messfehler sein. Denn die auf die SZ eingestrahelte Leistung nimmt aus geometrischen Gründen mit dem steigenden Einfallswinkel ab. Dies kann mit Abb. 26 hergeleitet werden:

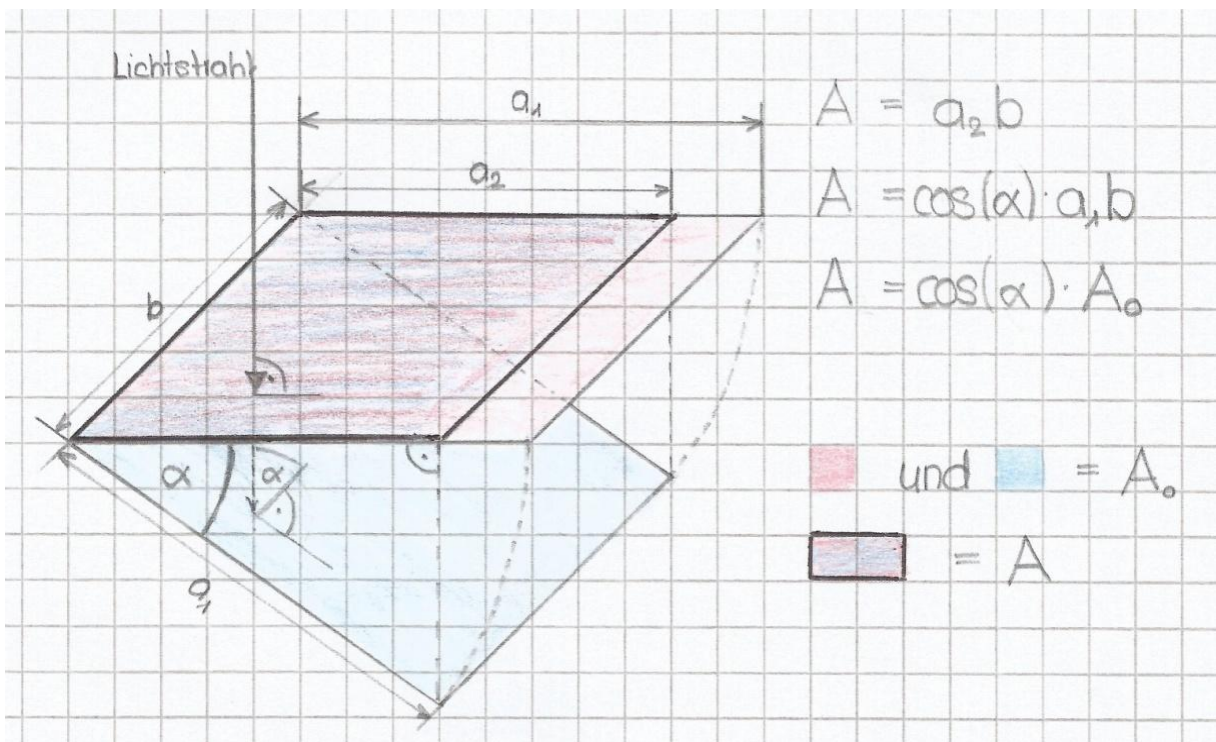


Abb. 26: Abhängigkeit der auf eine bestimmte Fläche eingestrahelten Leistung vom Einfallswinkel

Die Fläche A ist abhängig vom Einfallswinkel α : Sie ist bei $\alpha = 0^\circ$ am grössten, da $\cos(\alpha = 0^\circ) = 1$. Wird der Einstrahlungswinkel durch Kippen der Platte vergrössert, wird $\cos(\alpha)$ kleiner und erreicht 0 bei $\alpha = 90^\circ$. Somit ist auch die eingestrahelte Leistung bei $\alpha = 0^\circ$ am grössten und nimmt bis $\alpha = 90^\circ$ ab. Denn für die Leistung P_{ein} gilt (E ist die Bestrahlungsstärke):

$$P_{ein} = E \cdot A = E \cdot A_0 \cdot \cos(\alpha) \quad (16)$$

SZ werden am besten so montiert, dass der Einfallswinkel der Sonnenstrahlung über eine lange Zeit möglichst klein ist.

Auch an den Versuchsergebnissen kann man den Zusammenhang von Einstrahlungswinkel und eingestrahelter Leistung erkennen: Das α - I_{SC} -Diagramm hat Ähnlichkeiten mit einem Teil des Graphen einer Kosinus-Funktion.

Aus diesem Grund kann die Bestrahlungsstärke im Tagesverlauf mit einem Ausschnitt der allgemeinen Sinusfunktion angenähert werden (siehe S. 8 Erklärung zur Funktion $E(t)$).

Versuch 3: Reihen- und Parallelschaltung von SZ

Zusammengeschaltete SZ werden als Ganzes Solarmodul genannt. Im dritten Versuch habe ich die Reihen- und Parallelschaltung von SZ untersucht. Der Versuchsaufbau ist gleich wie bei Versuch 1. Zusätzlich wurde eine zweite SZ auf dem Teststand montiert. Abb. 27 zeigt die beiden Schaltungen:

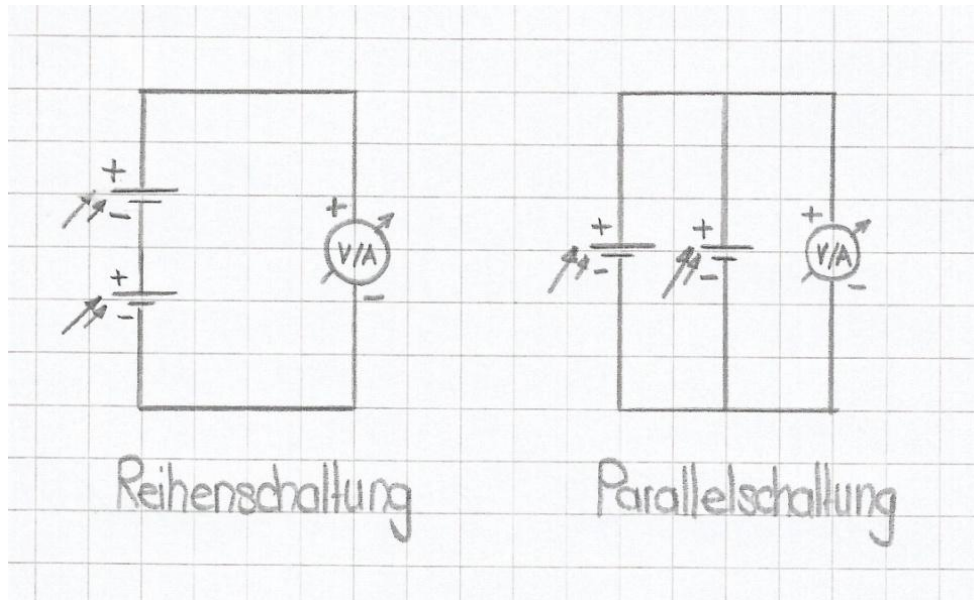


Abb. 27: Die Schaltungen. Das Messgerät ist entweder ein Volt- oder ein Amperemeter.

Für beide Schaltungen sowie für eine Einzelzelle wurde jeweils die Leerlaufspannung U_{OC} und der Kurzschlussstrom I_{SC} gemessen.

Reihenschaltung

Verglichen mit einer Einzelzelle hat sich die gemessene (Leerlauf-) Gesamtspannung U verdoppelt. Denn für die Reihenschaltung gilt:

$$U = U_1 + U_2 + U_3 + \dots + U_N = \sum_{n=1}^N U_n$$

Die Spannung über allen SZ, die in Reihe geschaltet sind, addieren sich zur Gesamtspannung U . Verglichen mit einer SZ bleibt der gemessene (Kurzschluss-) Strom I unverändert. Es gilt:

$$I = I_1 = I_2 = I_3 = \dots = I_N$$

Alle SZ, die in Reihe geschaltet sind, werden vom gleichen Strom I durchflossen. Dies hat den Nachteil, dass die schwächste SZ die Stromstärke jeder SZ und damit die gesamte Stromstärke I limitiert. Die "Kette" ist nur so stark, wie ihre schwächste SZ.

Parallelschaltung

Verglichen mit einer SZ bleibt die gemessene (Leerlauf-) Gesamtspannung U unverändert. Denn für die Parallelschaltung gilt:

$$U = U_1 = U_2 = U_3 = \dots = U_N$$

Verglichen mit einer Einzelzelle hat sich die gemessene (Kurzschluss-) Gesamtstromstärke I verdoppelt. Es gilt:

$$I = I_1 + I_2 + I_3 + \dots + I_N = \sum_{n=1}^N I_n$$

Die Stromstärken aller SZ, die parallel geschaltet sind, addieren sich zur Gesamtstromstärke I .

Wahl der SZ

Bei der Wahl der SZ habe ich mich an den folgenden Kriterien orientiert:

- **Wirkungsgrad:** Mit dem Solarflug bewegt man sich an der Leistungsgrenze von SZ. Auf Flugzeugen steht nur eine begrenzte Fläche für SZ zur Verfügung, vergleichsweise ist aber eine hohe Leistung erforderlich. Aus diesem Grund ist es wichtig, dass die SZ einen möglichst hohen Wirkungsgrad haben.
- **Masse/Leistung-Verhältnis:** Die erforderliche Antriebsleistung ist unter anderem von der Abflugmasse abhängig. Um eine lange Flugzeit zu erreichen, muss die Abflugmasse möglichst gering sein. Die SZ sollen im Verhältnis zur Nennleistung eine möglichst kleine Masse haben.
- **Preis/Leistung-Verhältnis:** SZ sind grundsätzlich teuer – solche, die für SF optimal sind ohnehin. Für jedes Projekt gilt es, individuell den richtigen Kompromiss zwischen Preis und Leistungsfähigkeit zu finden.
- **Verfügbarkeit:** Bei einem solchen Bauprojekt ist damit zu rechnen, dass Änderungen am ursprünglichen Konzept vorgenommen werden müssen. Die SZ sollten deshalb auch in Zukunft lieferbar sein und nachbestellt werden können. Eine kurze Lieferdauer ist aufgrund der Abgabefrist von Vorteil.

- **Robustheit:** Auf dem SF sind die SZ stark belastet: Sie müssen die Montage, den Luftdruck, die Verformungen des Flügels in der Luft, die Schläge bei der Landung und nicht zuletzt auch den Transport aushalten.
- **Form:** Eine Vielzahl von verschiedenen Formen und Grössen von SZ eröffnet mehr Montagemöglichkeiten. Mehr Möglichkeiten erlauben, eine grössere Fläche mit SZ zu bedecken.
- **Verarbeitung und Handhabung:** Die SZ sollen möglichst einfach zu verarbeiten sein, d.h. die Anschlüsse gut zugänglich sein, die Kontakte den Lötzinn annehmen, die Oberfläche resistent gegen Kratzer sein und Verschmutzungen sollen gut gereinigt werden können.
- **Anpassung:** Weil sich flexible SZ an gekrümmte Montageflächen anpassen, lässt sich mit ihnen eine grössere Flügelfläche decken.

Grundsätzlich gibt es starre und flexible SZ. Ich habe beide Kategorien auf die aufgelisteten Kriterien geprüft:

Kriterium	starre SZ	flexible SZ
Wirkungsgrad	+	-
Masse/Nennleistung-Verhältnis	+	-
Preis/Nennleistung-Verhältnis	+	-
Verfügbarkeit	+	-
Robustheit	-	+
Form	-	+
Verarbeitung und Handhabung	-	+
Anpassung	-	+

Die ersten drei Kriterien sprechen stark für starre SZ. Die Leistungsdaten sind deutlich besser und der Preis tiefer im Vergleich mit den flexiblen SZ. Allerdings sind die starren SZ extrem brüchig – so brüchig, dass man sie kaum in den Händen halten kann. Die flexiblen SZ sind widerstandsfähiger und können Druck und Schlägen elastisch nachgeben. Dadurch sind sie einfacher zu montieren und in der Handhabung allgemein unkompliziert. Für die Flugleistung haben sie aber nur den Vorteil, dass sie sich dem Flügelprofil anpassen lassen.

Es ist also vereinfacht ausgedrückt eine Entscheidung zwischen Leistung und Handhabung. Ich habe mich für die Leistung und starre SZ entschieden, weil eine lange Flugzeit das Ziel war. Die gleiche Nennleistung mit flexiblen SZ zu erreichen, würde etwa doppelt so viel kosten. Flexible SZ sind deshalb auch preislich nicht in Frage gekommen. Die Nachteile in der Handhabung der starren SZ müssen mit geschicktem Umgang und einer guten Montage kompensiert werden.

Unter den starren SZ gibt es weitere Unterkategorien: Monokristalline, polykristalline, amorphe oder dünnschicht SZ. Ich habe auch diese Kategorien auf die Kriterien geprüft:

Kriterium	monokristalline SZ	polykristalline SZ	amorphe/ dünnschicht-SZ
Wirkungsgrad	++	0	-
Masse/Nennleistung-Verhältnis	+	+	+
Preis/Nennleistung-Verhältnis	-	0	+
Verfügbarkeit	+	+	+
Robustheit	-	-	-
Form	+	0	0
Verarbeitung/Handhabung	-	-	-

Monokristalline SZ haben den besten Wirkungsgrad. Das macht sie in diesem Vergleich zu den bestgeeigneten SZ für den Solarflug. Einziger Nachteil ist der Preis. Dennoch liegen die Kosten der benötigten Anzahl im Budget. Deshalb habe ich mich für monokristalline SZ entschieden.

Die grösste Auswahl monokristalliner SZ in verschiedenen Grössen bietet die Deutsche Firma LEMO-SOLAR GmbH. Ich habe die verwendeten SZ dort gekauft. Die Grösse der SZ ist von der Anordnung auf dem Flugzeug und der elektrischen Schaltung abhängig (siehe S. 42 Anordnung und Schaltung der SZ).

6.6 Der *Maximum Power Point Tracker (MPPT)*

Funktion des MPPT

Der erste Versuch zu SZ (S. 29) hat gezeigt, dass es auf der Kennlinie einer SZ einen Punkt der maximalen Leistung, den Maximum Power Point (MPP) gibt. Dieser Punkt ist von der Bestrahlungsstärke abhängig. Wenn sich die Bestrahlungsstärke ändert, verschiebt sich auch der MPP. Weil das SF in Bewegung ist, ändert sich die Bestrahlungsstärke und der MPP der SZ ständig. Der MPPT verändert nun den Lastwiderstand so, dass die SZ immer am MPP arbeiten und die maximale Leistung abgeben. Im ersten Versuch zu SZ wäre der MPPT also im übertragenen Sinn der Drehwiderstand, der sich automatisch so anpasst, dass das Produkt aus Strom und Spannung immer maximal ist.

Dazu verwendet der MPPT ein Tracking-Verfahren. Das simpelste Beispiel ist der "Hill-Climbing-Algorithmus": Der MPPT beginnt mit einem grossen Lastwiderstand. Die Spannung ist dann maximal und beträgt beinahe U_{OC} . Danach verkleinert der MPPT den Lastwiderstand schrittweise. Er bewegt sich auf der Kennlinie von U_{OC} aus nach "oben" in Richtung MPP (zur Erinnerung: Abb. 22). Dabei misst er die zunehmende Leistung der SZ. Der MPPT senkt den Lastwiderstand so lange, bis die Leistung plötzlich nicht mehr zu, sondern abnimmt. Er hat dann den MPP überschritten. Das Tracking wechselt die Richtung: Der MPPT erhöht den Lastwiderstand, bis die Leistung nicht mehr zu, sondern wieder abnimmt. Dann wechselt er abermals die Richtung usw. So pendelt die abgegebene Leistung immer um den MPP.

Verwendung im SF

Die Bestrahlungsstärke der SZ auf einem SF ändert sich ständig. Durch die resultierende ständige Verschiebung des MPP könnte ohne MPPT nur ein Teil der verfügbaren Leistung genutzt werden. Weil ein MPPT kompakt und leicht gebaut werden kann, spricht kein technischer oder physikalischer Grund gegen die Verwendung im SF. Gerade weil man sich mit SF an der Grenze der Leistungsfähigkeit von SZ bewegt, ist es wichtig, einen MPPT einzusetzen.

Der Laderegler

Für das Aufladen von LiPo-Akkus mit SZ gibt es Komponenten, die nebst einem MPPT auch einen Laderegler integriert haben. Zur Vereinfachung nenne ich diese Einheit aber nur MPPT. Der Laderegler ist nötig, weil LiPo-Akkus auf keinen Fall über längere Zeit zum Laden direkt an den SZ angeschlossen werden sollten (Brandgefahr!). Der Ladevorgang muss von einem Laderegler kontrolliert werden und nach einem vorgegebenen Ladealgorithmus erfolgen.

Wahl MPPT

Bei der Suche nach einer geeigneten MPPT/Laderegler-Einheit hat sich schnell gezeigt, dass das Marktangebot klein ist. In Europa konnte ich keine Verkaufsstelle finden, die ein passendes Produkt im Angebot hatte. Ich habe nach langer Suche nur eine einzige passende Einheit der US-Firma Genasun LLC gefunden:

GV-5 | 65W 5A SOLAR CHARGE CONTROLLER WITH MPPT FOR LITHIUM BATTERIES (Abb. 28)



Abb. 28: Der verwendete MPPT/Laderegler

Die Homepage des Herstellers macht einen sehr guten Eindruck. Der MPPT wurde mit 2 Monaten Lieferfrist bestellt.

6.7 Antriebskomponenten

Bei der Antriebsauslegung von Modellflugzeugen wird die erforderliche Antriebsleistung aufgrund der Abflugmasse abgeschätzt. Anhand der erforderlichen Leistung wird danach der Antrieb zusammengestellt. Weil ich aber die Abflugmasse nur schwer abschätzen konnte (insbesondere die optimale Akkukapazität war unbekannt), konnte ich den Antrieb nicht darauf hin optimieren. Deshalb habe ich den Antrieb tendenziell zu stark ausgelegt, damit die Wahl der Akkukapazität nicht eingeschränkt wird.

Luftschraube

Aeronaut CAM Carbon 13x6.5 Klappluftschraube (Empfehlung des Flugzeugherstellers [1]).

Bei der Wahl der Luftschraube bin ich vorerst der Herstellerangabe gefolgt, weil die Luftschraube zum Drehzahlbereich des Motors passt. Die Optimierung der Luftschraube für das SF übersteigt meine Möglichkeiten. Vermutlich müsste man einen möglichst guten Kompromiss zwischen Effizienz beim Horizontalflug und Steigleistung finden. Wie weit davon entfernt die verwendete Luftschraube liegt, weiss ich nicht. Allerdings wählt der Hersteller für einen Motorsegler sicherlich eine auf Steigflug optimierte Luftschraube. Optimierungspotential gibt es also. Ich nehme aber an, dass dieses im Vergleich mit anderen eher klein ausfällt.

Grundsätzlich fällt mir an SF auf, dass grosse und langsam drehende Luftschrauben verwendet werden.

Motor

Hacker A20-12XL EVO (Empfehlung des Flugzeugherstellers [1]).

Es handelt sich hierbei um einen bürstenlosen Aussenläufermotor. Bürstenlose Motoren haben ein sehr hohes Leistung/Gewicht-Verhältnis, weshalb sie sich im Modellflug durchgesetzt haben und praktisch in allen modernen Elektroflugzeugen verwendet werden. Hacker ist ein deutscher Qualitätshersteller und führend auf dem Gebiet.

Der Motor ist für Elektrosegelflugmodelle von einer Masse bis 1.5 kg konstruiert [2]. Die Flugtests haben bestätigt, dass eine Abflugmasse von 1.62 kg (Zusatzmasse gegenüber der Flugzeugherstellerangabe: 0.55 kg) unkritisch zu fliegen ist. Gefühlsmässig wäre bei ruhigen Bedingungen sogar eine höhere Startmasse möglich. Die zusätzliche Masse ist also für die Solarisierung kaum limitierend.

Vom Motor ausgehend wurde der *Regler* sowie die Zellenzahl des *Lithium-Polymer-Akkumulators (LiPo-Akku)* gewählt.

Drehzahl-Regler (Regler)

Robbe Modellsport, Brushless-Regler Skywalker 40A BEC (Empfehlung des Flugzeugherstellers [1])

Dieser Regler passt zum Motor und bietet alle nötigen Programmiermöglichkeiten. Aufgrund der Kompatibilität zur Steuerung (*Empfänger*) ist es sinnvoll, einen Regler zu wählen, der für den Modellbau gemacht ist.

6.8 Der Akkumulator (Akku)

LiPo-Akkus sind der aktuelle Standard im Modellflug. Das liegt daran, dass sie zusammen mit den Lithium-Ionen Akkus das höchste Energie/Masse-Verhältnis haben. Für die Verwendung im SF sind sie deshalb optimal.

Mit dem Regler und dem MPPT/Laderegler können alle 3S1P LiPo-Akkus verwendet werden. Die Wahl des Akkus beschränkt sich deshalb innerhalb dieser Gruppe auf die *Nennkapazität* (maximal speicherbare Ladungsmenge).

Ich habe bereits verschiedene solche Akkus und wollte deshalb keinen neuen kaufen. Folgende Akkus stehen zur Wahl:

Typ	Nennspannung	Nennkapazität		Masse
	[V]	[Ah]	[C]	[kg]
Lithium-Polymer	11.1	0.46	1'656	0.043
Lithium-Polymer	11.1	1.30	4'680	0.104
Lithium-Polymer	11.1	2.20	7'920	0.161
Lithium-Polymer	11.1	3.00	10'800	0.230
Lithium-Polymer	11.1	3.20	11'520	0.246
Lithium-Polymer	11.1	3.30	11'880	0.276

Die Wahl des optimalen Akkus ist von Flug zu Flug unterschiedlich und von den Flugbedingungen abhängig. Ich habe mich deshalb bei der Planung nicht auf einen Akku festgelegt. Es sollen später alle Akkus verwendet werden können.

6.9 Die Steuerung

Die Steuerung von "Interminatus" entspricht derjenigen eines gewöhnlichen Modellflugzeuges. Sie besteht aus dem Empfänger und den *Servomotoren (Servos)*, die am Empfänger angeschlossen sind (Abb. 29).

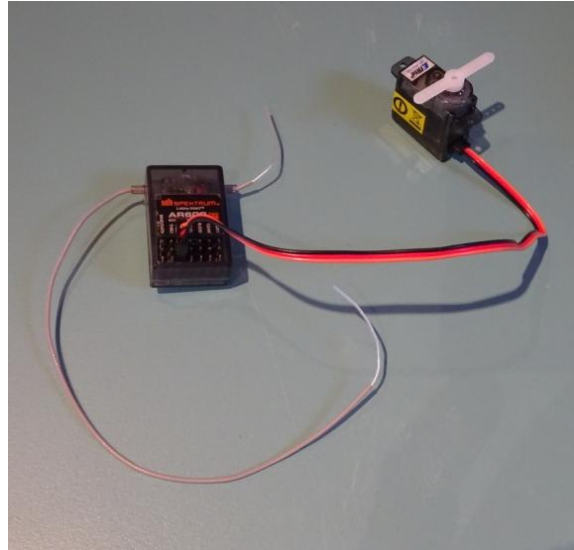


Abb. 29: Links im Bild der Empfänger, rechts ein angeschlossener Servo

Der Empfänger ist die Einheit, die das Fernsteuerungssignal empfängt, verarbeitet und an die Servos und den Regler weiterleitet. Die Servos sind spezielle kleine Elektromotoren, die die Steuerruder des Flugzeuges bewegen. Die Stromversorgung der Steuerung erfolgt über den Regler.

6.10 Funktionsschema

Die Funktionsweise von "Interminatus" (Abb. 31): 32 in Serie geschaltete SZ (siehe S. 42 Anordnung und Schaltung der SZ) wandeln von der Sonne eingestrahelte Energie in elektrische Energie um. Sie sind am MPPT angeschlossen. Dieser sorgt dafür, dass die SZ kontinuierlich am jeweiligen MPP die maximale Leistung abgeben. Der MPPT koordiniert auch die Verwendung dieser Leistung: In Abb. 30 sind die möglichen Energieflüsse durch den MPPT dargestellt:

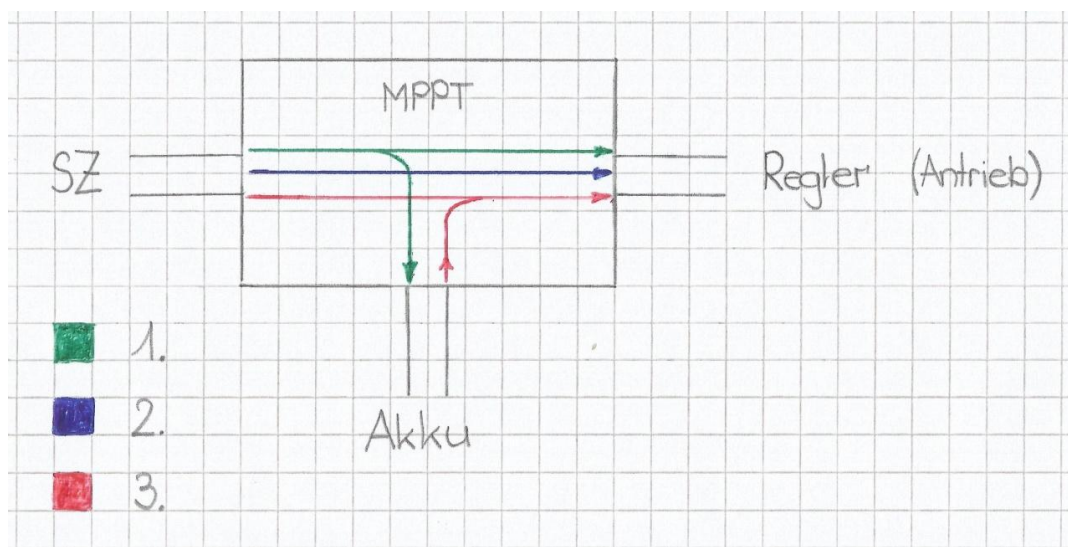


Abb. 30: Unterschiedliche Energiefluss-Situationen beim MPPT

1. Ist die verfügbare Leistung grösser als die benötigte, geht ein Teil als direkte Antriebsleistung an den Drehzahlregler weiter. Mit dem anderen Teil wird der Akku geladen.
2. Ist die verfügbare Leistung gleich der benötigten Leistung, geht sie als direkte Antriebsleistung an den Regler.
3. Ist die verfügbare Leistung kleiner als die benötigte, wird die verfügbare Leistung als direkte Antriebsleistung verwendet, unterstützt durch Energie aus dem Akku.

Der Ladeprozess des Akkus wird vom Laderegler kontrolliert, der im MPPT integriert ist. Der Regler kontrolliert die Drehzahl des Motors. Der Regler ist mit dem Empfänger verbunden. Dieser empfängt die Steuersignale der Fernbedienung und leitet sie an den Regler und die Servos weiter. Die Servos steuern die Ruder (Seiten- und Höhenruder) des SF an.

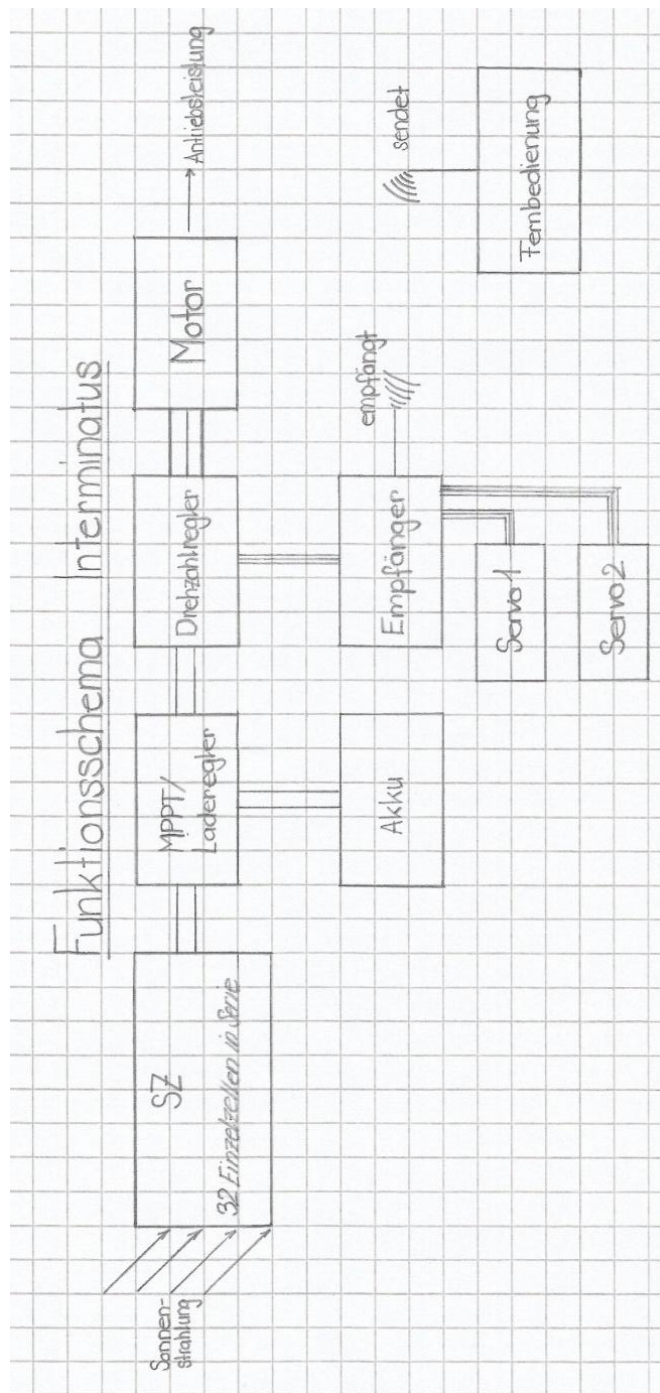


Abb. 31: Funktionsschema "interminatus"

7 Konzeptumsetzung

Dieser Arbeit liegt eine detaillierte Broschüre mit Baustufenfotos als Teil des Produkts bei. Darin wird der Bau von Anfang bis Ende beschrieben. Innerhalb der Arbeit möchte ich nicht auf den gesamten Bau eingehen, sondern nur auf die Aspekte der Solarisierung des Flugzeuges.

7.1 Der Weg zum Solarflugzeug: Lösungen der Konzeptumsetzung

Anordnung und Schaltung der SZ

Die gewählten SZ (siehe S. 35 Wahl der Solarzellen) sind in verschiedenen Grössen erhältlich. Der technische Unterschied liegt im Kurzschlussstrom: Eine grössere SZ hat einen grösseren Kurzschlussstrom. Die Wahl der richtigen Grösse ist von der Anordnung auf dem Flügel und von der Schaltung abhängig. Die Anordnung und die Schaltung müssen folgende Bedingungen erfüllen:

- Nutzen einer möglichst grossen Solarfläche auf dem gegebenen Flugzeug
- geringe Abflugmasse
- Montage ist möglich, ohne dass die Flugeigenschaften stark beeinträchtigt werden
- Der MPPT gibt die elektrischen Grenzwerte für das Solarmodul vor [3]:
 - Eingangsspannungsbereich: $U = 0 - 27 \text{ V}$
 - maximaler Eingangsstrom: $I = 9 \text{ A}$
 - keine Parallelschaltung der SZ möglich

In diesem Rahmen habe ich die folgende SZ gewählt [4]:

Abmessungen	quadratisch, Seitenlänge: $s = 15.6 \text{ cm}$
Solarfläche einer SZ	$\approx 238 \text{ cm}^2$
Leerlaufspannung	$U_{OC} = 0.61 \text{ V}$
Kurzschlussstrom	$I_{SC} = 8.7 \text{ A}$
max. Leistung einer SZ	$P = 4.1 \text{ W}$

Angaben gelten für Standardtestbedingungen ($E=1000\text{W/m}^2$; 25°C)

Der Flügel von "Interminatus" besteht aus vier Abschnitten, wie in Abb. 32 dargestellt. Auf jeden Flügelabschnitt passen vier SZ. Insgesamt können also 16 installiert werden.

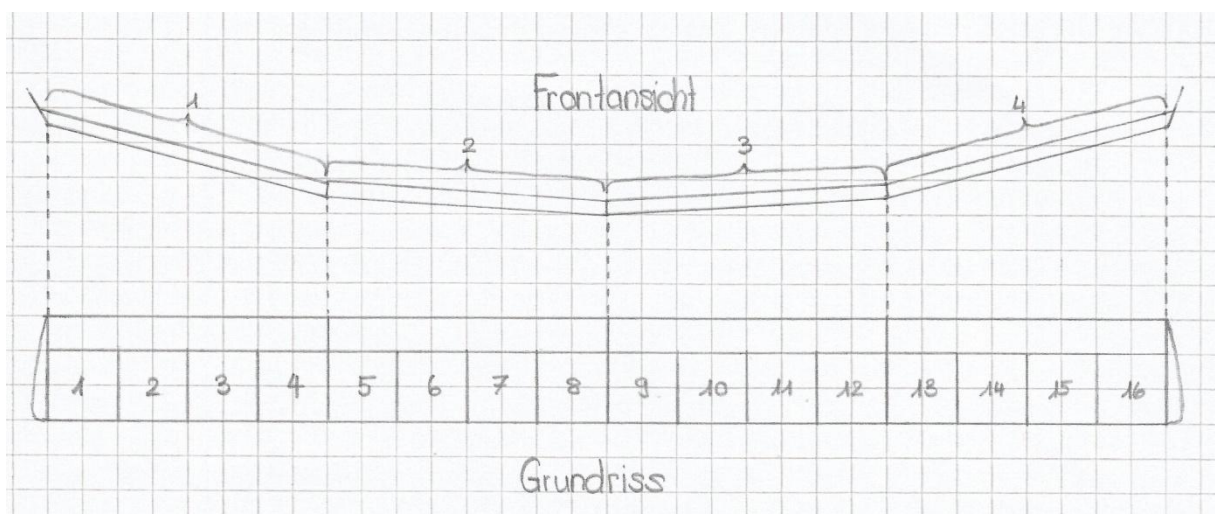


Abb. 32: Anordnung der SZ auf dem Flügel

Alle 16 SZ sind in Reihe zu einem Modul geschaltet. Daten des ganzen Moduls:

Solarfläche	$A_{SZ} \approx 0.3812 \text{ m}^2$
Leerlaufspannung des Moduls	$U_{OC} = 16 \cdot 0.61 \text{ V} = 9.76 \text{ V}$
Kurzschlussstrom des Moduls	$I_{SC} = 8.7 \text{ A}$
max. Leistung des Moduls	$P = 65.6 \text{ W}$

Angaben gelten für Standardtestbedingungen ($E=1000\text{W/m}^2$; 25°C)

Die Modulleistung könnte gesteigert werden, wenn nicht alle SZ in einer Reihe geschaltet würden. Wie Versuch 3 auf Seite 34 gezeigt hat, ist die Stromstärke einer Reihe immer von der schwächsten SZ bestimmt. Weil die SZ auf den vier Flügelabschnitten unterschiedliche Einfallswinkel haben, haben sie auch unterschiedliche Stromstärken. Dadurch leisten alle SZ immer nur so viel, wie die SZ mit dem schlechtesten (grössten) Einfallswinkel leisten. Im besten Fall würde man deshalb alle SZ mit gleicher Ausrichtung (die vier SZ eines Flügelabschnitts) in Reihe und die vier Reihen dann parallel schalten. Das ist aber nicht möglich, weil dann jede einzelne Reihe einen MPPT benötigen würde. Mehrere MPPT sind zu teuer.

Montage der SZ

Die Montage der SZ war die schwierigste technische Teillösung beim Bau von "Interminatus". Die Montage von starren SZ ist anspruchsvoll.

Die optimale Montageform erfüllt die folgenden Bedingungen:

- geringe Abflugmasse
- einfach zu bauen
- keine Schwächung der Flügelstruktur
- keine Verschlechterung der Aerodynamik
- Schutz der SZ vor Zerschlagen bei Flügelverformung in der Luft und Erschütterungen bei Landung und Transport
- beschädigte SZ müssen ausgetauscht werden können

Es gibt zwei verschiedene Montagemöglichkeiten für starre SZ: Einerseits können sie im Flügelinneren montiert werden. Dann muss die Flügeloberfläche lichtdurchlässig sein. Der Vorteil dieser Variante ist, dass das Flügelprofil nicht begradigt werden muss und die SZ im Flügelinneren gut geschützt sind. Die Nachteile sind, dass die bautechnische Realisierung schwierig ist und sich die SZ im Inneren des Flügels stark erhitzen können. Man müsste dann auch noch aktiv für Kühlung sorgen. Falls eine SZ beschädigt wird, ist sie nur schwer zugänglich.

Andererseits können die SZ auf der Flügeloberfläche montiert werden. Dazu muss im Fall von starren SZ das Profil im entsprechenden Bereich begradigt werden. Die Vorteile gegenüber der ersten Möglichkeit sind, dass die bautechnische Realisierung einfacher ist und dass die SZ automatisch durch den Luftstrom über dem Flügel gekühlt werden. Ausserdem sind die SZ leicht zugänglich für Reparaturen – allerdings zum Preis des guten Schutzes. Für einen guten Schutz müssten die SZ in einer zusätzlichen Beschichtung verpackt werden.

Die Nachteile der ersten Möglichkeit überwiegen für mich deren Vorteile und ich habe mich deshalb für die zweite Variante entschieden. Für "Interminatus" sehe ich zwei leicht verschiedene Ausführungen dieser zweiten Möglichkeit (Abb. 33 und Abb. 34 auf der folgenden Seite).

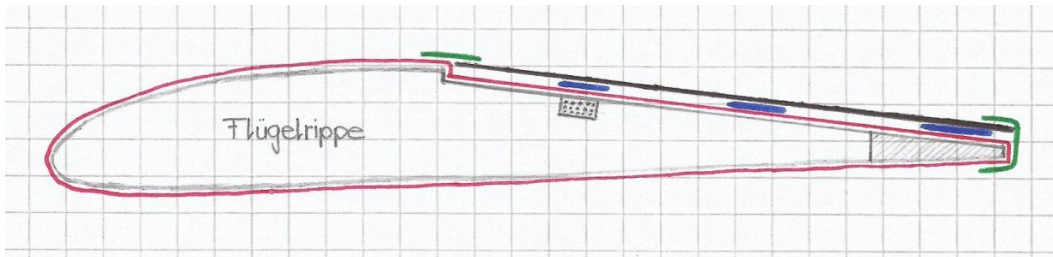


Abb. 33: Die erste Ausführung

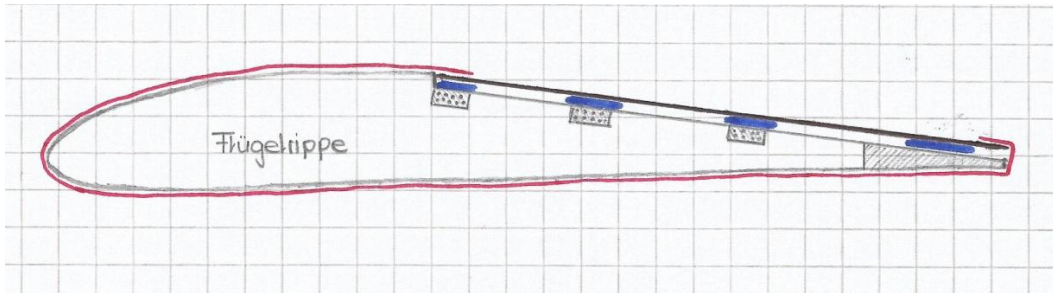


Abb. 34: Die zweite Ausführung

Die zusätzlichen Leisten (gepunktet dargestellt in Abb. 33 und Abb. 34) unterstützen die SZ (schwarz) in beiden Ausführungen, damit sie dem Luftdruck im Flug und anderen Belastungen standhalten können. Als zweite Funktion stabilisieren die Leisten die Flügeloberfläche und machen den Flügel generell steifer, damit sich dieser im Flug weniger verbiegen kann. Die SZ werden mit doppelseitigem Klebeband (blau) am Flügel gehalten. Das Klebeband hat eine äusserst wichtige Funktion für den Schutz der SZ: Es muss sie leicht flexibel lagern, aus drei Gründen:

- Erstens dehnen sich die SZ bei Erwärmung aus. Wären sie absolut starr montiert, würden sie sofort brechen. Das richtige Klebeband lässt diese Ausdehnung zu.
- Zweitens lässt sich nie ganz verhindern, dass sich der Flügel im Flug leicht verbiegt. Das flexible Klebeband lässt zu, dass sich der Flügel unter den SZ bewegen kann, ohne dass die SZ stark mitbewegt werden.
- Drittens dämpft es Schläge sehr effizient ab und schützt die SZ so bei Landungen und beim Transport.

Der Unterschied zwischen der ersten und der zweiten Ausführung ist relativ klein. In der ersten Ausführung ist der Flügel auch unter den SZ *bespannt* (*Bespannfolie* rot dargestellt), in der zweiten Ausführung nicht. Die Folie unter den SZ hat den Vorteil, dass die SZ auf der ganzen Fläche unterlegt und deshalb besser gegen den Luftdruck geschützt sind. Das Problem sind die Übergänge vorne und hinten an den SZ. Damit die Luft von vorne und hinten nicht unter die SZ strömen kann, müssen die Übergänge mit dünnem, transparentem Klebeband abgedeckt werden (grün).

In der zweiten Ausführung kann Bespannfolie eingespart werden. Das Flugzeug kann so etwas leichter gebaut werden. Der zweite Vorteil ist, dass am Übergang kein (grünes) Klebeband benötigt wird, sondern die Folie direkt ein wenig überstehend auf die SZ aufgebracht werden kann. Allerdings sind die SZ nicht mehr durchgehend unterlegt. Deshalb wird vermutlich mehr als eine zusätzliche Leiste (gepunktet) benötigt. Ein anderes Problem sind die Übergänge zwischen den SZ, die abgedichtet werden müssen.

Ich halte die erste Ausführung für besser, weil sie simpler ist. Ich habe mich definitiv dafür entschieden, weil auch Flügel ohne SZ möglich sind. Bei der zweiten Ausführung ist der Flügel ohne SZ offen.

Modifikation Aussenflügel

In der Originalversion des Herstellers sind die Aussenflügel des Flugzeuges gegen aussen hin leicht zugespitzt. Abb. 35 ist ein Ausschnitt aus dem Originalbauplan:

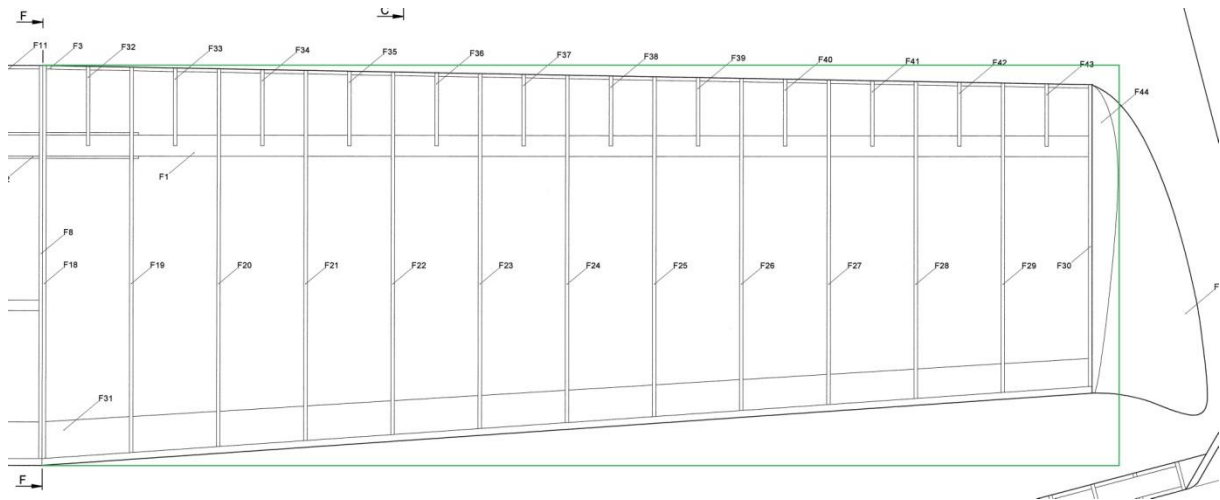


Abb. 35: Aussenteil des rechten Flügels. Grün eingezeichnet: die Änderung

Es ist deutlich zu sehen, dass die Flügelhinter- und Vorderkante zur Flügelspitze hin zusammenlaufen. Das Flügelprofil verkleinert sich also gegen aussen hin. Die verwendeten SZ könnten in dieser Originalversion des Aussenflügels nicht mehr montiert werden, da das nach aussen hin verkleinerte Profil eine zu grosse Krümmung der Oberseite aufweist. Wie Abb. 36 zeigt, würde man das Profil stark verändern, wenn man es einfach begradigen würde.

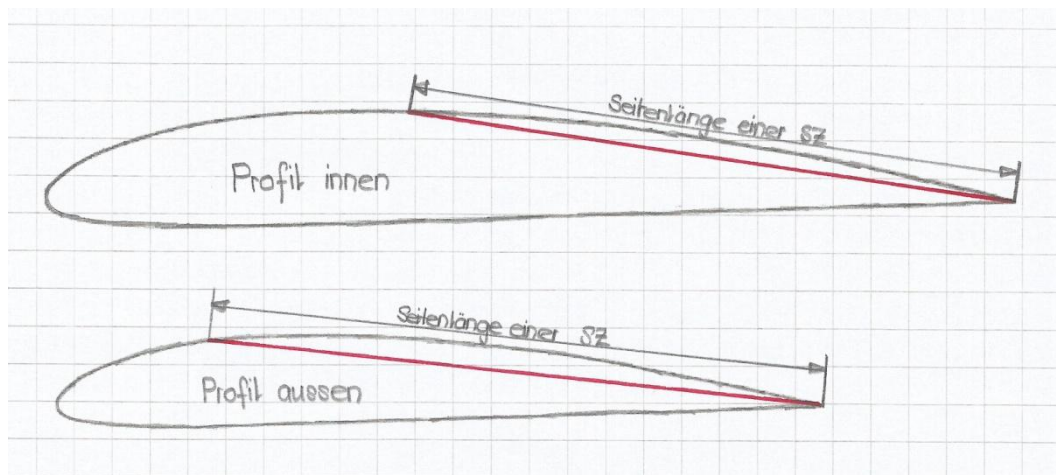


Abb. 36: Grössere Krümmung der Oberseite bei kleinerem Profil macht die Montage der SZ unmöglich

Aus diesem Grund wurden die Aussenflügel so modifiziert, dass sie nach aussen hin nicht mehr zusammenlaufen. Zusätzlich wurden sie leicht verlängert. In Abb. 35 ist der neue Flügelgrundriss in grün eingezeichnet. Für die Modifikation wurden die Rippen der gesamten Aussenflügel aufwändig von Grund auf neu erstellt.

Die *Winglets* wurden etwas weniger hoch gebaut, damit sie die SZ weniger abschatten.

7.2 Der Weg zum Solarflugzeug: bautechnische Lösungen

Umgang mit SZ

Die verwendeten SZ brechen unglaublich leicht. Sie bloss in den Händen zu halten ist schwierig. Ich habe jeweils alle Ablagefläche mit Schaumstoffmatten abgedeckt und die SZ selbst nur noch auf solchen herumgetragen. Es ist kaum zu verhindern, dass einige brechen. Deshalb sollten immer zu viele bestellt werden.

Verlöten der SZ

Ich habe zwischen den SZ einen speziellen *Lötverbinder* (Abb. 37) verwendet. Dieser hat die Eigenschaft, dass er auch nach dem Verlöten noch biegsam ist. Die Montage auf dem Flügel wäre sonst nicht möglich gewesen.



Abb. 37: Zugeschnittene Stücke des Lötverbinders

Das Löten muss, wie der ganze Umgang mit SZ, geübt werden: Die SZ vertragen starke Erhitzung nicht. Verschmutzungen reduzieren die Leistung. Bereits der Rauch, der beim Löten entsteht, setzt sich auf der Zelloberfläche fest und hinterlässt Flecken darauf.

In Abb. 38 ist das Verzinnen einer SZ zu sehen. Abb. 39 zeigt eine fertig verlötete und montierte SZ.

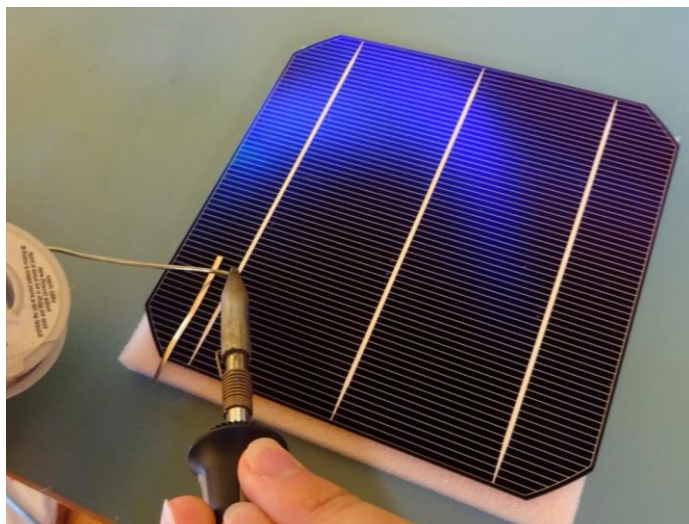


Abb. 38: Verzinnen einer SZ

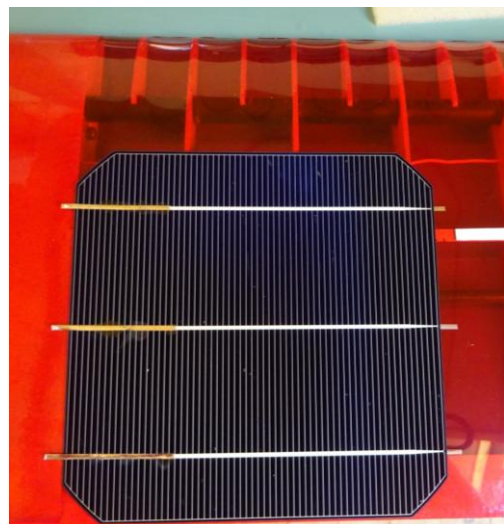


Abb. 39: Fertig verlötete und montierte SZ

Modifikation Aussenflügel

Für den modifizierten Aussenflügel wurden neue Rippen in ca. 18 Arbeitsstunden erstellt. Abb. 40 zeigt die fertigen neuen Rippen, aufgefädelt auf zwei Kohlefaserholmen.



Abb. 40: Die fertigen neuen Rippen

Gewichtsbohrungen Leitwerk

Abb. 41 zeigt die zusätzlichen Löcher im Leitwerk. Sie wurden gemacht, um die Abflugmasse zu reduzieren.



Abb. 41: Aussparungen im Leitwerk

7.3 Problem minimale Ladespannung

Ich habe das Flugzeug fertig gebaut und die SZ wie auf S. 42 beschrieben angeordnet und verlötet. Die SZ und der Akku wurden an den korrekten Eingängen am MPPT angeschlossen und das Flugzeug an die Sonne gelegt. Der Akku wurde gemäss der Anzeige am MPPT nicht geladen, obwohl das Solarmodul und der Akku funktionierten. Dies wurde mit einer Strommessung überprüft: Tatsächlich floss kein Strom.

Zum Laden eines Akkus muss die Spannung der Spannungsquelle über der Klemmenspannung des zu ladenden Akkus liegen. Im Fall des SF heisst das, dass die Modulspannung über der Spannung des LiPo-Akkus liegen muss. Das war mir bei der Planung bewusst. Allerdings gibt der Hersteller des MPPT als möglichen Modulspannungsbereich 0–27 V an, obwohl der MPPT für das Laden von 3S1P LiPo-Akkus (Nennspannung 11.1 V) konzipiert ist. Aufgrund dieser Angabe bin ich davon ausgegangen, dass der MPPT zu tiefe Eingangsspannungen transformieren kann. Offenbar ist das aber nicht der Fall.

Die Erklärung wurde mit einem Versuch überprüft: Die SZ auf dem Flügel wurden mit acht weiteren überschüssigen, losen SZ in Reihe geschaltet. Die Spannung des neuen Moduls reichte aus, um den Akku zu laden. Abb. 42 zeigt den Versuchsaufbau.

Die Angabe für die Modulspannung von 0–27 V ist falsch. Auf ihr beruhte die Wahl und Schaltung der SZ, deshalb konnte es zu diesem Fehler kommen.

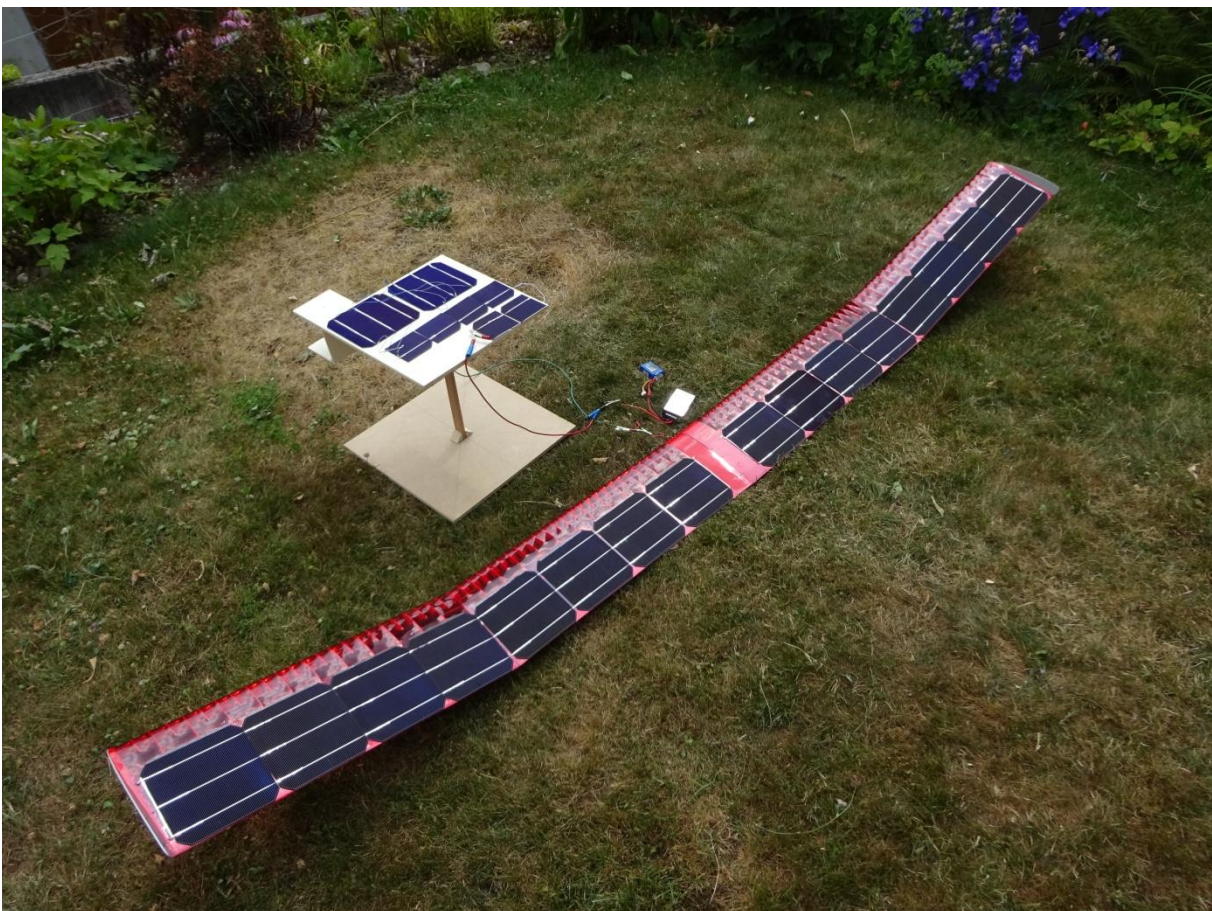


Abb. 42: Der Versuchsaufbau zum Erklären des Problems

Der Fehler wurde erst anfangs August bemerkt. Es blieb nur eine äusserst kurze Reaktionszeit, sollte das SF noch rechtzeitig zum Fliegen kommen. Nach langer Recherche schien es nur eine Lösung zu geben: Entweder musste die Akkuspannung und damit der MPPT und der Regler der Zellspannung angepasst oder die Zellspannung dem Akku angepasst werden. Beide Lösungen sind etwa gleich teuer. Das blosses Austauschen des MPPT und des Reglers ist aber bei weitem weniger aufwändig, als die SZ auszuwechseln. Trotzdem konnte ich das nicht tun, weil ein neuer MPPT aus den USA eine zu lange Lieferfrist gehabt hätte (2 Monate). Mir blieb nichts anderes übrig, als die alten SZ zu entfernen und neue zu montieren.

Ich habe jeweils eine alte SZ durch zwei kleinere, neue ausgetauscht, denn eine neue SZ entspricht genau der Hälfte einer alten SZ. Die Solarfläche bleibt unverändert. Daten einer neuen SZ [4]:

Abmessungen	rechteckig: $a = 156 \text{ mm}$; $b = 78 \text{ mm}$
Solarfläche einer SZ	$\approx 119 \text{ cm}^2$
Leerlaufspannung	$U_{OC} = 0.61 \text{ V}$
Kurzschlussstrom	$I_{SC} = 4.349 \text{ A}$
max. Leistung einer SZ	$P = 2.050 \text{ W}$

Angaben gelten für Standardtestbedingungen ($E=1000\text{W}/\text{m}^2$; 25°C)

32 der kleine SZ sind zum neuen Modul geschaltet. Daten des neuen Moduls:

Leerlaufspannung des Moduls	$U_{OC} = 32 \cdot 0.61\text{V} = 19.52 \text{ V}$
Kurzschlussstrom des Moduls	$I_{SC} = 4.349 \text{ A}$
max. Leistung des Moduls	$P = 65.6 \text{ W}$

Angaben gelten für Standardtestbedingungen ($E=1000\text{W}/\text{m}^2$; 25°C)

Die Spannung des neuen Moduls liegt damit in jedem Fall über derjenigen des Akkus, die im Normalbetrieb 10.8–12.6 V beträgt.

Abb. 43 zeigt das Demontieren der alten SZ. In Abb. 44 ist der neue Flügel zu sehen. Der Arbeitsaufwand zum Ersetzen der SZ betrug ungefähr 25 Stunden.



Abb. 43: Schmerz: Das Demontieren der alten SZ



Abb. 44: Die neuen SZ

8 Fliegen

8.1 Erst- und Zweitflug

Der solare Erstflug von "Interminatus" fand am 22. August 2015 auf dem Flugplatz der Modellfluggruppe Signau statt. Auf Anhub konnte die Stundenmarke überflogen werden (und es wäre mehr möglich gewesen)! Nach den Problemen mit den alten SZ war dies ein riesiger Erfolg. Das Flugverhalten ist auch mit begradigtem Profil und installierten SZ fantastisch. Der Strömungsabriss kann praktisch nur mit vollem Höhenruderausschlag nach oben provoziert werden. Das Flugzeug kippt danach nicht über den Flügel seitlich ab, sondern geht nur stabil in einen leichten Sinkflug über. Dabei bleibt es voll kontrollierbar. Das Steuerverhalten im allgemeinen ist typisch für ein Segelflugzeug, das nur mit Seitenruder und Höhenruder gesteuert wird: "Interminatus" ist sehr eigenstabil und benötigt nur kleine Ruderausschläge. Die Eigenstabilität ist vermutlich bedingt durch die doppelte V-Stellung der Tragfläche.

Das Video vom Erstflug befindet sich im Anhang oder kann auf der Homepage angesehen werden (www.solarflug.jimdo.com)!

Flugzeit	65 min 6 s (<maximale Flugzeit)
Startzeit	17.00 Uhr
Landezeit	18.05 Uhr
Bedingungen	windstill und vereinzelte Wolken, grösstenteils aber sonnig

Beweis der Wirkung der SZ

Es soll der Anteil der Energie, die aus dem Akku stammt, an der insgesamt abgegebenen Energie berechnet werden. Der verbleibende Anteil muss aus den SZ stammen.

Flugzeit	$\Delta t = 3906 \text{ s}$
Leerlaufspannung des Akkus vor dem Flug	$U_1 = 12.28 \text{ V}$
Leerlaufspannung des Akkus nach dem Flug	$U_2 = 10.84 \text{ V}$
nachgeladene Ladungsmenge	$\Delta Q = 0.312 \text{ Ah} = 1123.2 \text{ As} = 1123 \text{ C}$
Abflugmasse	$m = 1.392 \text{ kg}$

Aufgrund der Abflugmasse kann die benötigte Leistung aus den Versuchsergebnissen von Abb. 11 auf S. 20 übernommen werden: Für 1.390 kg betrug $P_{gemessen}$ damals 23.7 W.

$P_{gemessen}$ multipliziert mit der Flugzeit ergibt die total abgegebene Energie:

$$E_{abgegeben} = P_{gemessen} \cdot \Delta t = 23.7 \text{ W} \cdot 3906 \text{ s} \approx 92.572 \text{ kJ}$$

Nun soll der prozentuale Anteil der Energie berechnet werden, die aus dem Akku stammt. Die durchschnittliche Akkuspannung während dem Flug wird folgendermassen angenähert (unter der Annahme dass die Spannungsabnahme linear ist):

$$\bar{U} = \frac{U_1 + U_2}{2} = \frac{12.28 \text{ V} + 10.84 \text{ V}}{2} = 11.56 \text{ V}$$

Die vom Akku abgegebene Energie kann berechnet werden:

$$E_{aus\ Akku} = \Delta Q \cdot \bar{U} \cdot \eta_{Akk} = 1123.2\text{ As} \cdot 11.56\text{ V} \approx 12.984\text{ kJ}$$

Somit beträgt die Energie aus dem Akku $\frac{E_{aus\ Akku}}{E_{abgegeben}} \cdot 100\% \approx 14\%$. Anders ausgedrückt: Die Energie für 86% der Flugzeit oder ungefähr 56 Minuten muss aus den SZ stammen! Damit ist die Funktionsfähigkeit von "Interminatus" bewiesen.

Mit dem zweiten Flug am 07.09.2015 wollte ich die Flugzeitberechnung überprüfen. Ich musste den Flug aber nach 65 Minuten abbrechen, weil die Windbedingungen das Fliegen nicht mehr zuließen. Allerdings hat sich gezeigt, dass "Interminatus" bis Windgeschwindigkeiten von $6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ geflogen werden kann.

8.2 Flugzeitberechnung und Leistungsfähigkeit von "Interminatus"

Die Flugzeit von "Interminatus" soll nun an einigen konkreten Beispielen berechnet werden. Dazu wird das Schema zur Flugzeitberechnung in Abb. 7 auf S. 15 zusammen mit der Geogebra-Datei (im Anhang zusammen mit vergrößerter Version des Schemas) verwendet. Das Vorgehen ist auf S. 14 beschrieben.

Natürlich sind die Resultate im Rahmen der Messungenauigkeit und der Annahmen zu betrachten, die bei der Berechnung getroffen werden. Sie vermitteln aber einen gut begründeten Eindruck der Leistungsfähigkeit von "Interminatus".

Beispiel 1

In diesem Beispiel soll berechnet werden, wie lange der Erstflug maximal hätte dauern können. Beim Erstflug wurde derselbe Akku verwendet, der auch im Versuch "totaler Ladefaktor" verwendet wurde. Von diesem Akku kenne ich dank dem Versuch die Energiespeicherkapazität. Mit einem optimal gewählten Akku wäre die Flugzeit allerdings länger.

In der folgenden Tabelle sind alle Werte eingetragen, die zur Rechnung benötigt werden:

Flugzeugspezifische Grössen	
P_{Akk}	22 W
η_{Akk}	0.9
$E_{Akk\ max} = E_{start}$	47'125 J
h	0.81

Flugspezifische Grössen	
n_{Wetter}	1
E_{max}	$800 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$
t_{auf}	06 h 36 min = 23'760 s [5]
t_{unter}	20h 29min = 73'740 s [5]
Δt_{Tag}	49'980 s
t_{start}	17 h = 61200 s

Fliegen

- P_{Akku} wird mit den Resultaten vom Versuch "P_{Akku}" abgeschätzt. Die Abflugmasse beträgt mit dem verwendeten Akku in diesem Beispiel 1.535 kg. Diese Masse liegt zwischen zwei Massen, für die P_{Akku} gemessen wurde. Ich verwende hier vorsichtshalber die höhere Leistung von 22 W, die für eine Abflugmasse von 1.550 kg bestimmt wurde.
- η_{Akku} ist der Wirkungsgrad des Akkus, der bei der Messung der Akkuleistung von 22 W verwendet wurde. Dieser ist relativ neu, deshalb sollte der Wirkungsgrad noch hoch sein.
- Der Akku war beim Start zum Erstflug voll aufgeladen. Deshalb entspricht E_{start} der maximalen Energiespeicherkapazität $E_{Akku\ max}$, welche im Versuch "totaler Ladefaktor" bestimmt wurde.
- Obwohl es an diesem Tag vereinzelt Wolken hatte, wird davon ausgegangen, dass diese einen vernachlässigbar kleinen Einfluss auf die Flugzeit haben. n_{Wetter} beträgt deshalb 1.
- Die Wetterstation auf dem Dach des Gymnasium Kirchenfeld in Bern hat um 15.00 Uhr eine maximale Bestrahlungsstärke von $794 \frac{W}{m^2}$ aufgezeichnet. Dass das Maximum nicht früher aufgezeichnet wurde, liegt an den Wolken. Ich habe in diesem Beispiel eine maximale Bestrahlungsstärke E_{max} von $800 \frac{W}{m^2}$ abgeschätzt.

Nachdem alle Werte in der Geogebra-Datei eingegeben wurden, kann der Weg durch das Schema gefunden werden. In Abb. 45 ist der Weg für dieses Beispiel eingezeichnet:



Abb. 45: Weg durch das Schema für Bsp. 1

Danach wird der Schieberegler für "tlanden" in Geogebra so eingestellt, dass die Variable "Fall 6" $E_{Akkumax}$ entspricht (Achtung: $t_{ggw2} \leq t_{landen} \leq t_{unter}$). Der Ladezeitpunkt kann dann über dem Schieberegler abgelesen werden. Ich bin zum folgenden Resultat gekommen:

$$t_{landen} = 70320 \text{ s} = 19 \text{ h } 32 \text{ min}$$

Die abgeschätzte Flugzeit beträgt somit:

$$\Delta t_{Flug} = t_{landen} - t_{start} = 9120 \text{ s} = 2 \text{ h } 32 \text{ min}$$

Es wäre also möglich gewesen sein, mehr als doppelt so lange zu fliegen: nicht nur 1 h 5 min, sondern 2 h 32 min!

Beispiel 2

Wie lange hätte "Interminatus" am selben Tag fliegen können, wenn der Startzeitpunkt optimal gewesen wäre? Bis auf den Startzeitpunkt werden dieselben Werte wie in Beispiel 1 verwendet. t_{start} ist neu 27180 s = 7 h 33 min.

Dieser Zeitpunkt wurde mithilfe der Geogebra-Datei so gewählt, dass die Akkuenergie beim Start (E_{start}) ein bisschen grösser ist als die Energie, die benötigt wird um t_{ggw1} zu erreichen (-HW2). So kann die längste Flugzeit erreicht werden.

In Abb. 46 ist der Weg durch das Schema eingezeichnet:

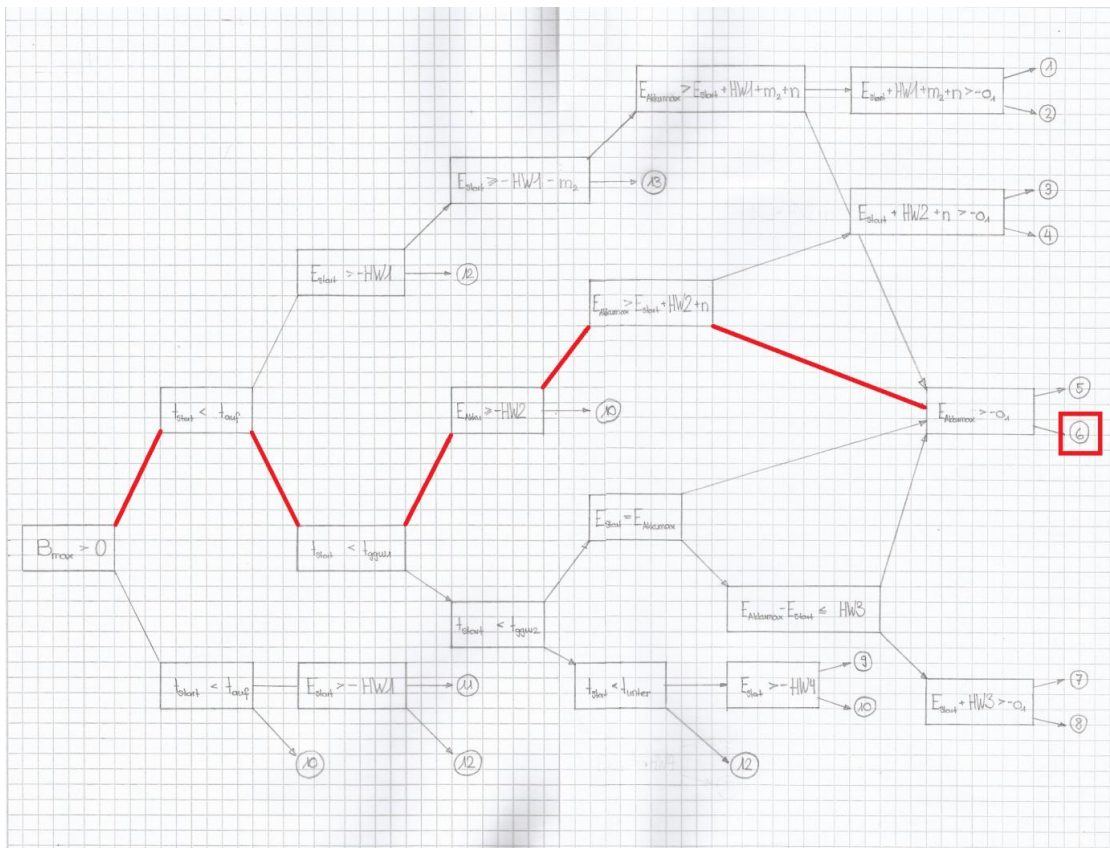


Abb. 46: Weg durch das Schema für Bsp. 2

Weil der Weg wie im ersten Beispiel zu Fall 6 führt, muss der Landezeitpunkt gleich sein. Die maximal mögliche Flugzeit mit dem gegebenen Akku beträgt an diesem Tag somit:

$$\Delta t_{\text{Flug}} = t_{\text{landen}} - t_{\text{start}} = 43140 \text{ s} = 11 \text{ h } 59 \text{ min}$$

Dieses Resultat ist absolut fantastisch und übertrifft jegliche Erwartungen an das Flugzeug.

Beispiel 3

In diesem Beispiel soll zum Schluss die Flugzeit am 21. Juni berechnet werden, dem Tag mit der höchsten Sonnenscheindauer auf der Nordhalbkugel der Erde. Die Bestrahlungsstärke erreicht in Bern in den Sommermonaten Maximalwerte von etwa $1015 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$. Diese Rechnung entspricht dem Optimalfall, wie es ihn nur selten gibt.

Flugspezifische Grössen	
n_{Wetter}	1
E_{max}	$1015 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$
t_{auf}	05 h 35 min = 20100 s [6]
t_{unter}	21 h 28 min = 77280 s [6]
Δt_{Tag}	57180 s
t_{start}	19980 s = 5 h 33 min

- Zur Berechnung wird derselbe Akku wie in den vorherigen Beispielen benutzt. Deshalb bleiben die flugzeugspezifischen Werte gleich.
- Die Bestrahlungsstärke erreicht im Sommer in Bern Maximalwerte E_{max} von $1015 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$.

Abb. 47 zeigt den Weg durch das Schema:

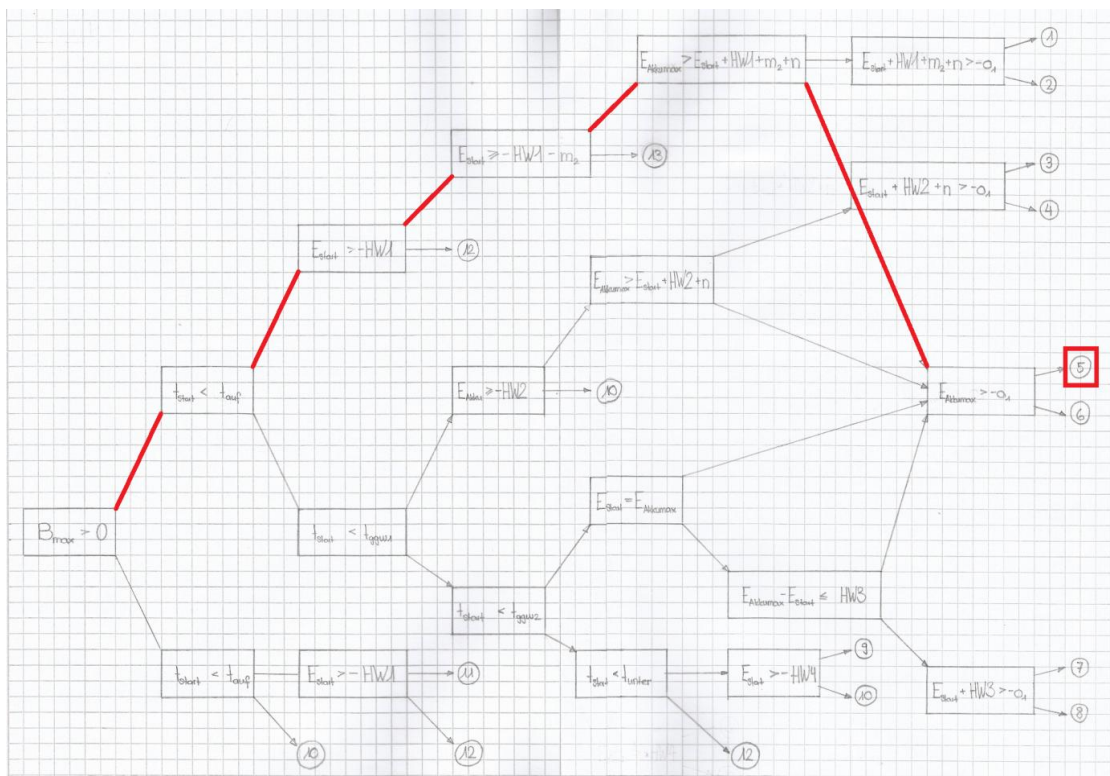


Abb. 47: Weg durch das Schema für Bsp. 3

Der Schieberegler für t_{landen} muss nun so eingestellt werden, dass die Variable "Fall5" $E_{\text{Akku max}}$ entspricht (Achtung: $t_{\text{unter}} \leq t_{\text{landen}} \leq 86400$). Ich habe die folgenden Resultate erhalten:

$$t_{\text{landen}} = 77400 \text{ s} = 21 \text{ h } 30 \text{ min}$$

$$\Delta t_{\text{Flug}} = t_{\text{landen}} - t_{\text{start}} = 57420 \text{ s} = 15 \text{ h } 57 \text{ min}$$

Vermutlich könnte "Interminatus" trotz der höheren Horizontalflugleistung mit einem grösseren Akku einerseits am Morgen früher starten und andererseits am Abend länger fliegen. So liesse sich die Flugzeit noch verlängern.

Ich kann die Berechnung nicht für andere Akkus durchführen, weil ich deren maximale Energiespeicherkapazität und die Akkuleistung mit der entsprechenden Abflugmasse nicht gemessen habe. Für die Optimierung der Flugzeit wäre das aber eine interessante Erweiterung der Möglichkeiten.

(Un-) Genauigkeit

Die Genauigkeit der Berechnung der Flugzeit von "Interminatus" ist durch folgendes reduziert:

- Vermutlich verschattete der Flügel morgens und abends die SZ (siehe S. 13 Weiteres). Das hat zur Folge, dass der Startzeitpunkt später und der Landezeitpunkt früher ist.
- Die Berechnung gilt nur für Flüge in der Ebene (S. 13).
- Der Versuch "totaler Ladefaktor" wurde am Mittag/Nachmittag durchgeführt. Dabei wurde u. a. der Winkelfaktor n_{β} gemessen. Dieser wird über den ganzen Tag als konstant angenommen. Es könnte aber sein, dass diese Annahme vor allem morgens und abends ungenau ist. Eine zweite Messung des totalen Ladefaktors bei einem anderen Einstrahlungswinkel würde Aufschluss bringen, war aber zu aufwändig durchzuführen.
- Die Messungenauigkeit beim Versuch "P_{Akku}" ist schwer abzuschätzen. Sicherlich führte die Verwendung von verschiedenen Akkus zu einem Fehler.

Die Resultate müssen mit Flügen überprüft werden. Das war innerhalb dieser Arbeit nicht mehr möglich.

9 Fazit

Die Solarisierung des Flugzeuges ist gelungen. Das Konzept funktioniert und die bautechnischen Lösungen haben sich in der Praxis bewährt.

Der Bauprozess ist grundsätzlich wie geplant abgelaufen. Die Planung an sich hat keine Mängel offenbart. Das einzige Problem war, dass das erste Solarmodul die Akkuladespannung nicht erreichte. Dies liegt aber an einem Fehler im Datenblatt des MPPT. Das Problem konnte behoben werden und schliesslich waren zwei erfolgreiche Solarflüge möglich.

Betreffend der Leistungsfähigkeit von "Interminatus" bleibt die Feststellung: Die erreichten Flugzeiten von über einer Stunde übertreffen alle Erwartungen an das Produkt. Es wurde bewiesen: Das Flugzeug funktioniert und fliegt durch Solarenergie viel länger.

Die errechneten Flugzeiten sind im Rahmen des Projekts fantastisch. Obwohl sie einer Ungenauigkeit unterliegen, vermitteln sie einen guten Eindruck der Leistungsfähigkeit von "Interminatus".

Ausblick

Verbesserungspotential gibt es. Erste Ansatzpunkte für die Optimierung von "Interminatus" könnten sein:

- Akkugrösse: Mit der Messung der Energiespeicherkapazitäten von anderen Akkus und der benötigten Flugleistung bei höheren Abflugmassen wäre die Flugzeitberechnung auch mit anderen Akkus möglich. Mit der dadurch gewonnenen Flexibilität in der Wahl der Akkugrösse könnte die Flugzeiten verlängert werden. In diesem Ansatz liegt vermutlich das grösste Optimierungspotential.
- Weitere Reduktionen der Abflugmasse
- Optimierung der Luftschraube

Beim Bau eines weiteren SF müsste man weiterführende Überlegungen anstellen:

- Insbesondere der Schutz der SZ könnte verbessert werden. Das Flugzeug würde dadurch viel alltagstauglicher. Interessant ist die Einkapselung von SZ in ein lichtdurchlässiges Material wie zum Beispiel Glasfaser, wie es bei anderen SF gemacht wurde. Eventuell könnten dann sogar starre SZ leicht dem Flügelprofil angepasst werden. Einkapselte SZ wären viel besser geschützt.
- Bei der Verwendung von kleineren SZ könnten diese auch auf die Rumpfoberseite oder auf Querruder montiert werden. Flügel mit Querruder können mit weniger V-Stellung gebaut werden. Die Verluste aufgrund des Einstrahlungswinkels wären dann vermutlich kleiner. Die Montage wird dadurch allerdings komplexer.
- Es könnte mehr Energie genutzt werden, wenn die SZ auch parallel geschaltet werden könnten. Dazu würden mehrere MPPT benötigt.

Auf jeden Fall steht "Interminatus" aus meiner Sicht weiterhin im Zentrum und soll noch viel geflogen werden. Ich werde die genannte Optimierung angehen.

Wenn die errechneten Flugzeiten im nächsten Sommer tatsächlich erreicht werden können, würde "Interminatus" wirklich unendlich lange fliegen...

Neuigkeiten zum Projekt erfährt man auf der Homepage www.solarflug.jimdo.com.

10 Glossar/Abkürzungsverzeichnis

Abflugmasse	Gesamtmasse des abflugbereiten SF
Akkumulator (Akku) LiPo-Akku 3S1P	"wiederaufladbare Batterie" Lithium-Polymer Akkumulator Drei LiPo-Einzelzellen (in meinem Fall mit je 3.7 V Nennspannung) sind in Reihe geschaltet
Akkuwirkungsgrad η_{Akku}	Verhältnis der vom Akku abgegebenen Energie zur Energie, die wieder in den Akku geladen werden muss, um den Ausgangszustand wiederherzustellen
Antriebsleistung	von der Luftschraube abgegebene Leistung
Avionik	Gesamtheit aller elektrischen Systeme an Bord eines Flugzeuges
Bespannfolie	Folie, mit der das Rippengerüst des Flügels und das restliche Flugzeug beim Bespannen überzogen wird. Bespannfolie wird mit einem speziellen Bügeleisen aufgebügelt und mit Heissluft gestrafft.
Dauerflug	minimale Flugzeit von mehr als 24 Stunden
Drehwiderstand	durch Drehen veränderbarer elektrischer Widerstand
Drehzahlregler (Regler)	siehe S. 39 Drehzahl-Regler (Regler)
Einfallswinkel	Winkel der einfallenden Strahlung zur Normalen der betrachteten Ebene
Empfänger	Einheit, die das Fernsteuerungssignal empfängt, verarbeitet und an die Servos und den Regler weiterleitet
Energiespeicherkapazität des Akkus	Energie, die der Akku aufnehmen kann, wenn er vom entladenen Zustand voll aufgeladen wird. Meine Definition eines entladenen LiPo-Akkus: durchschnittliche Zellenspannung von 3,17 V. Meine Definition eines geladenen LiPo-Akku: Die Ladeschlussspannung des verwendeten MPPT für 3S1P LiPo-Akkus beträgt 12.5 V resp. 4.17 V durchschnittliche Zellenspannung.
Flächenbelastung	Verhältnis der Abflugmasse zur Flügelfläche
Funktion der verfügbaren Leistung $P_v(t)$	Die Funktion $P_v(t)$ ist die Antriebsleistung, die das SF zum Zeitpunkt t abgeben könnte, falls es keine zwischengespeicherte Energie aus dem Akku bezieht (immer wahr für ungepufferte SF).
gepuffertes SF	SF, das einen Energie-Zwischenspeicher (meist einen Akkumulator) besitzt
ungepuffertes SF	SF, das keinen Energie-Zwischenspeicher besitzt
Gleichgewichtszeitpunkte 1 und 2 (t_{ggw1} und t_{ggw2})	Zeitpunkte, bei denen die verfügbare Leistung der (erforderlichen) Horizontalflugleistung entspricht
Horizontalflug	Fliegen auf konstanter Höhe und bei konstanter Geschwindigkeit

Horizontalflugleistung: $P_{horizontal}$	Antriebsleistung, die zum Fliegen auf konstanter Höhe und bei konstanter Geschwindigkeit in unbewegter Luft mindestens benötigt wird
Klemmenspannung des Akkus	Spannung zwischen den beiden Polen eines Akkus
(elektrische) Komponenten eines SF	alle elektrischen Bauteile, die im SF verbaut sind
Lastwiderstand	Elektrischer Gesamtwiderstand aller Bauteile im Stromkreis, die an der SZ/am Solarmodul angeschlossen sind
Lötverbinder	flaches Metallband als elektrische Verbindung zwischen den SZ
Maximum Power Point (MPP)	Punkt auf der Kennlinie einer SZ, an dem die abgegebene Leistung der SZ am grössten ist
Maximum Power Point Tracker (MPPT)	siehe S. 37 Funktion des MPPT
Multimeter	Gerät, mit dem mehrere elektrische Grössen gemessen werden können (in dieser Arbeit Stromstärke und Spannung)
Nennkapazität eines Akkus	vom Hersteller des Akkus genannte maximal speicherbare Ladungsmenge
Nennspannung des Akkus	vom Hersteller des Akkus angegebene durchschnittliche Spannung im Normalbetrieb
Pyranometer	Gerät zum Messen der Bestrahlungsstärke
Querlage	Winkel des Flügels zur Horizontallage, wenn das Flugzeug im Kurvenflug um die Rumpfachse geneigt wird
Servomotor (Servo)	spezieller kleiner Elektromotor, der ein Steuerruder des Flugzeuges bewegt
SF	Solarflugzeug
Solarfläche	Gesamtfläche der installierten SZ
Solarmodul	mehrere zusammengeschaltete SZ
Standardtestbedingungen	$1000 \frac{W}{m^2}$ und $25^{\circ}C$
SZ	Solarzelle
V-Stellung (dihedrale Stellung) des Flügels doppelte V-Stellung	In der Frontansicht sind die Flügelhälften nicht horizontal, sondern ragen von der Mitte zum Flügelende nach oben und bilden ein V. Die V-Stellung stabilisiert das Flugzeug in der Roll-Achse (Rumpf-Achse). Der Flügel ist zweifach nach oben abgeknickt. Für eine Darstellung der (doppelten) V-Stellung siehe Abb. 5 auf S. 13.
Winglet	An Flügelspitze angebrachter Anbau, der den induzierten Luftwiderstand des Flügels verringert.

11 Bibliographie

Noth, André: History of Solar Flight. Autonomous Systems Lab, ETH Zürich: 2006

Noth, André: Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight. Autonomous Systems Lab, ETH Zürich: 2008

Internetseiten:

- 1 Der Himmlische Höllein (1. Okt. 2015)
www.hoelleinshop.com/Flugmodelle-Helis-Quadcopter/Flaechenmodelle/Elektro-Segelflugmodelle/Hoellein/LIBELLE-A-380-Elektroversion-CNC-HolzbausatzSONDERPREIS-solange-Vorrat-.htm?shop=hoellein&SessionId=&a=article&ProdNr=GRU1000&t=49301&c=12327&p=12327
- 2 Hacker Motor GmbH (1. Okt. 2015)
www.hacker-motor-shop.com/evendo.php?shop=hacker&SessionId=&a=article&ProdNr=97800010&t=3&c=5396&p=5396
- 3 Genasun LLC (1. Okt. 2015)
www.genasun.com/all-products/solar-charge-controllers/for-lithium/gv-5-li-lithium-5a-solar-charge-controller/
- 4 LEMO-SOLAR GmbH (1. Okt. 2015)
www.lemo-solar.de/shop/solarzellen.php
- 5 sunrise-and-sunset 1 (1. Okt. 2015)
www.sunrise-and-sunset.com/de/sun/schweiz/bern/2015/august
- 6 sunrise-and-sunset 2 (1. Okt. 2015)
www.sunrise-and-sunset.com/de/sun/schweiz/bern/2015/juni

Abbildungen:

- | | |
|-------------------------|---|
| Abb. auf der Titelseite | Foto von Urs Heim |
| Abb. auf S. 3 | Foto von Rosmarie Schwitter (beim non-solaren Erstflug) |
| Abb. 35 | Ausschnitt aus dem Originalbauplan "Libelle A380 elektro" von Der Himmlische Höllein mit Skizze vom Autor |
| Abb. 38 | Foto von Regine Heim |

Alle anderen Abbildungen stammen vom Autor selbst.

12 Anhang

Flugzeitberechnung

Geogebra-Datei (auf beiliegender CD auf der Innenseite des Heftumschlages am Schluss)

Vergrössertes Schema zur Flugzeitberechnung (beiliegende Kopie im A3 Format am Schluss)

Legende zur Geogebra-Datei und zum Schema zur Flugzeitberechnung

Alle aufgeführten Werte sind Energiemengen. Sie werden mit bestimmten Integralen von Leistungsfunktionen berechnet.

Hilfswerte HW1–4	
$HW1 = \int_{t_{start}}^{t_{auf}} P_{Akkue} dt$	$HW2 = \int_{t_{start}}^{t_{ggw1}} P_{Akkue} dt$
$HW3 = \int_{t_{start}}^{t_{ggw2}} B(t) dt$	$HW4 = \int_{t_{start}}^{t_{unter}} B(t) dt$

Andere	
$m2 = \int_{t_{auf}}^{t_{ggw1}} B(t) dt$	$n = \int_{t_{ggw1}}^{t_{ggw2}} B(t) dt$
$o1 = \int_{t_{ggw2}}^{t_{unter}} B(t) dt$	

Werte Fall1–13	
$Fall1 = - \int_{t_{start}}^{t_{auf}} P_{Akkku} dt - m2 - n - o1 - \int_{t_{unter}}^{t_{landen}} P_{Akkku} dt$	
$Fall2 = - \int_{t_{start}}^{t_{auf}} P_{Akkku} dt - m2 - n - \int_{t_{ggw2}}^{t_{landen}} B(t) dt$	
$Fall3 = - \int_{t_{start}}^{t_{ggw1}} B(t) dt - n - o1 - \int_{t_{unter}}^{t_{landen}} P_{Akkku} dt$	
$Fall4 = - \int_{t_{start}}^{t_{ggw1}} B(t) dt - n - \int_{t_{ggw2}}^{t_{landen}} B(t) dt$	
$Fall5 = - \int_{t_{ggw2}}^{t_{unter}} B(t) dt - \int_{t_{unter}}^{t_{landen}} P_{Akkku} dt$	
$Fall6 = - \int_{t_{ggw2}}^{t_{landen}} B(t) dt$	
$Fall7 = - \int_{t_{start}}^{t_{ggw2}} B(t) dt - o1 - \int_{t_{unter}}^{t_{landen}} P_{Akkku} dt$	
$Fall8 = - \int_{t_{start}}^{t_{ggw2}} B(t) dt - \int_{t_{ggw2}}^{t_{landen}} B(t) dt$	
$Fall9 = - \int_{t_{start}}^{t_{unter}} B(t) dt - \int_{t_{unter}}^{t_{landen}} P_{Akkku} dt$	
$Fall10 = - \int_{t_{start}}^{t_{landen}} B(t) dt$	
$Fall11 = - \int_{t_{start}}^{t_{auf}} P_{Akkku} dt - \int_{t_{auf}}^{t_{landen}} B(t) dt$	
$Fall12 = - \int_{t_{start}}^{t_{landen}} P_{Akkku} dt$	
$Fall13 = - \int_{t_{start}}^{t_{auf}} P_{Akkku} dt - \int_{t_{auf}}^{t_{landen}} B(t) dt$	

Messung Akkuleistung

Massen

Messungen	Masse [kg]
non-solarer Rumpf flugfertig ohne Akku	0.436
non-solarer Flügel links mit Kabel	0.269
non-solarer Flügel rechts mit Kabel	0.294
Akku 0.46 Ah	0.043
Akku 1.3 Ah	0.102
Akku 1.3 Ah (2)	0.102
Akku 1.3 Ah (3)	0.104
Akku 2.2 Ah	0.161
Akku 3.0 Ah	0.230
Akku 3.2 Ah	0.246
Akku 3.3 Ah	0.276

Solarkomponenten	Masse [kg]
16 alte / 32 neue SZ	0.184
MPPT ohne Gehäuse	0.032
Stecker, Kabel im Rumpf, ... (geschätzt)	0.005
zusätzliche Masse der Solarisierung total	0.221

Gesamtmasse	Masse non-solar [kg]	Masse solar [kg]
ohne Akku	0.999	1.220
mit Akku 0.46Ah	1.042	1.263
mit Akku 1.3Ah	1.102	1.323
mit Akku 1.3Ah (2)	1.101	1.322
mit Akku 1.3Ah (3)	1.103	1.324
mit Akku 2.2Ah	1.169	1.399
mit Akku 3.0Ah	1.229	1.450
mit Akku 3.2Ah	1.254	1.484
mit Akku 3.3Ah	1.284	1.514

Messwerte Serie 1 (schlechte Bedingungen)

Allgemeine Versuchsbedingungen:

Non-solare Abflugmasse o. Akku	0.999 kg
Abgeschätzte solare Abflugmasse o. Akku	1.220 kg
Masse Solarballast (Differenz der oberen)	0.221 kg
Wind	0–20 km/h od. 0–6 m/s; sehr böig und aggressiv
Flughöhe	ca. 15 m

Messungen:

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + Akku 0.999 kg + 0.221 kg + 0.102 kg = 1.322 kg
Verwendeter Akku	1.3 Ah (= 4680 C)
Motorlaufzeit	302 s
nachgeladene Ladungsmenge	1040.4 C
P _{gemessen}	38.2 W

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + Akku + Adapter 0.999 kg + 0.221 kg + 0.170 kg = 1.390 kg
Verwendeter Akku	2.2 Ah (= 7920 C)
Motorlaufzeit	301 s
nachgeladene Ladungsmenge	1105.2 C
P _{gemessen}	40.8 W

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + Akku 0.999 kg + 0.221 kg + 0.230 kg = 1.450 kg
Verwendeter Akku	3.0 Ah (= 10800 C)
Motorlaufzeit	304 s
nachgeladene Ladungsmenge	1209.6 C
P _{gemessen}	44.2 W

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + Akku 0.999 kg + 0.221 kg + 0.285 kg = 1.505 kg
Verwendeter Akku	3.3 Ah (= 11880 C)
Motorlaufzeit	308 s
nachgeladene Ladungsmenge	838.8 C
P _{gemessen}	30.2 W

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + (Akku + Akkuballast) 0.999 kg + 0.221 kg + (0.102 kg + 0.228 kg) = 1.550 kg
Verwendeter Akku	1.3 Ah (2) (= 4680 C)
Motorlaufzeit	320 s
nachgeladene Ladungsmenge	1058.4 C
P _{gemessen}	36.7 W

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + (Akku + Akkuballast) 0.999 kg + 0.221 kg + (0.255 kg + 0.145 kg) = 1.620 kg
Verwendeter Akku	3.2 Ah (= 11520 C)
Motorlaufzeit	324 s
nachgeladene Ladungsmenge	1087.2 C
P _{gemessen}	37.2 W

Messwerte Serie 2 (ruhige Bedingungen)*Allgemeine Versuchsbedingungen*

Non-solare Abflugmasse o. Akku	0.999 kg
Abgeschätzte solare Abflugmasse o. Akku	1.220kg
Masse Solarballast (Differenz der oberen)	0.221 kg
Wind	windstill
Flughöhe	5–15 m
allgemeine Bemerkungen	Alle Flüge sehr ruhig und gleichmässig

Messungen

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + Akku 0.999 kg + 0.221 kg + 0.102 kg = 1.322 kg
Verwendeter Akku	1.3 Ah (= 4680 C)
Motorlaufzeit	322 s
nachgeladene Ladungsmenge	518.4 As
P_{gemessen}	17.9 W

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + Akku 0.999 kg + 0.221 kg + 0.170 kg = 1.390 kg
Verwendeter Akku	2.2 Ah (= 7920 C)
Motorlaufzeit	318 s
nachgeladene Ladungsmenge	680.4 As
P_{gemessen}	23.7 W

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + Akku 0.999 kg + 0.221 kg + 0.230 kg = 1.450 kg
Verwendeter Akku	3.0 Ah (= 10800 C)
Motorlaufzeit	311 s
nachgeladene Ladungsmenge	745.2 As
P_{gemessen}	26.6 W

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + Akku 0.999 kg + 0.221 kg + 0.285 kg = 1.505 kg
Verwendeter Akku	3.3 Ah (= 11880 C)
Motorlaufzeit	309 s
nachgeladene Ladungsmenge	590.4 As
P_{gemessen}	21.2 W

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + (Akku + Akkuballast) 0.999 kg + 0.221 kg + (0.102 kg + 0.228 kg) = 1.550 kg
Verwendeter Akku	1.3 Ah (2) (= 4680 C)
Motorlaufzeit	294 s
nachgeladene Ladungsmenge	583.2 As
P_{gemessen}	22.0 W

Abflugmasse	Rohbau + Solarballast + (Akku + Akkuballast) 0.999 kg + 0.221 kg + (0.255 kg + 0.145 kg) = 1.620 kg
Verwendeter Akku	3.2 Ah (= 11520 C)
Motorlaufzeit	306 s
nachgeladene Ladungsmenge	824.4 As
P_{gemessen}	29.9 W

Messung totaler Ladefaktor

Allgemein:

Datum, Uhrzeit von–bis	22.08.2015, 12.00–16.00 Uhr
Ort	Langnau i. E.
Wetter	wolkenlos, klar, windstill; keine Abschattungen durch Wolken

Akku:

Akku	3.2 Ah (= 11520 C)
Nennspannung	11.1 V
Zustand des Akkus	bereits viele Zyklen, Wirkungsgrad dadurch schlechter

Drehung des Flugzeuges:

Schrittweite	30°
Zeit für eine Drehung	12 min
Zeit für einen Drehschritt	1 min
Gesamtanzahl Drehungen	2.25

Messwerte Laden

Ladedauer	1665 s
Ungenauigkeit	± 15 s

Zeit t [s]	Bestrahlungsstärke $E_{gemesse}$ [$\frac{W}{m^2}$]	Bestrahlungsstärke E (korrigiert) [$\frac{W}{m^2}$]
0	963	915
120	963	915
240	958	910
360	960	912
480	962	914
600	960	912
720	965	917
840	965	917
960	968	920
1080	962	914
1200	968	920
1320	968	920
1440	971	922
1560	972	923
1680	970	922

Korrekturfaktor f_{korr}	0,95
Ungenauigkeit	$\pm 0,07$

Mittelwert Bestrahlungsstärke \bar{E} (korrigiert) [$\frac{W}{m^2}$]	916,75 W/m ²
Ungenauigkeit +/- [$\frac{W}{m^2}$]	$\pm 67,55$ W/m ²

Solarfläche A_{SZ} [m ²]	0,382176 m ²
--	-------------------------

Auf die SZ eingestrahle Energie E_{ein} (korrigiert)	583349 J
Ungenauigkeit +/- [J]	113484 J

Messwerte Entladen

Zeit t [s]	Strom I [A]	Spannung U [V]	P_{aus} [W]
0	0,123072363	11,85	1,4584075
10	0,075210889	11,85	0,89124903
20	0,525499455	11,84	6,22191355
30	3,820778255	11,35	43,3658332
40	3,80482443	11,26	42,8423231
50	3,789196194	11,22	42,5147813
60	3,736125307	11,18	41,7698809
70	3,688263833	11,16	41,1610244
80	3,688263833	11,13	41,0503765
90	3,598401472	11,11	39,9782404
100	3,656681771	11,09	40,5526008
110	3,370489689	11,1	37,4124355
120	3,381234101	11,09	37,4978862
130	3,354535864	11,08	37,1682574
140	3,391652926	11,06	37,5116814
150	3,360070864	11,05	37,1287831
160	3,476631462	11,03	38,347245
170	3,492259699	11,02	38,4847019
180	3,423560576	11,01	37,6934019
190	3,354535864	10,99	36,8663491
200	3,349326452	10,98	36,7756044
210	3,333372627	10,97	36,5670977
220	3,248719679	10,96	35,6059677
230	3,322953803	10,94	36,3531146
240	3,269882916	10,93	35,7398203
250	3,28030174	10,92	35,820895
260	3,338582039	10,91	36,42393
270	3,360070864	10,9	36,6247724
280	3,386443514	10,88	36,8445054
290	3,381234101	10,87	36,7540147
300	3,34411704	10,86	36,3171111
310	3,365280277	10,84	36,4796382
320	3,291046153	10,84	35,6749403
330	2,39046902	10,97	26,2234451
340	2,42237667	10,97	26,5734721
350	2,406422845	10,97	26,3984586
360	2,554565504	10,96	27,9980379
370	2,364096371	10,96	25,9104962
380	2,42237667	10,95	26,5250245
390	2,348142546	10,94	25,6886795
400	2,332188721	10,94	25,5141446
410	2,35856137	10,93	25,7790758

Anhang

420	2,348142546	10,93	25,665198
430	2,353351958	10,92	25,6986034
440	2,332188721	10,91	25,4441789
450	2,337398133	10,9	25,4776397
460	2,342607546	10,9	25,5344222
470	2,337398133	10,89	25,4542657
480	2,326979309	10,88	25,3175349
490	2,348142546	10,88	25,5477909
500	2,39046902	10,87	25,9843982
510	2,332188721	10,86	25,3275695
520	2,337398133	10,85	25,3607697
530	2,469912556	10,84	26,7738521
540	2,369305783	10,83	25,6595816
550	2,374515195	10,83	25,7159996
560	2,39046902	10,82	25,8648748
570	2,385259608	10,81	25,7846564
580	2,379724607	10,8	25,7010258
590	2,379724607	10,79	25,6772285
600	2,369305783	10,78	25,5411163
610	2,379724607	10,78	25,6534313
620	2,364096371	10,77	25,4613179
630	2,364096371	10,76	25,4376769
640	2,379724607	10,75	25,5820395
650	2,35856137	10,75	25,3545347
660	2,364096371	10,74	25,390395
670	2,364096371	10,73	25,3667541
680	2,305816072	10,73	24,7414065
690	2,379724607	10,72	25,5106478
700	2,35856137	10,71	25,2601923
710	2,374515195	10,71	25,4310577
720	2,353351958	10,7	25,180866
730	2,353351958	10,69	25,1573324
740	2,342607546	10,68	25,0190486
750	2,348142546	10,67	25,054681
760	2,342607546	10,67	24,9956225
770	2,337398133	10,66	24,9166641
780	2,342607546	10,65	24,9487704
790	2,348142546	10,65	25,0077181
800	2,342607546	10,64	24,9253443
810	2,342607546	10,63	24,9019182
820	2,348142546	10,62	24,9372738
830	2,348142546	10,61	24,9137924
840	2,337398133	10,61	24,7997942
850	2,35856137	10,6	25,0007505
860	2,342607546	10,6	24,83164

Anhang

870	2,332188721	10,59	24,6978786
880	2,348142546	10,59	24,8668296
890	2,273908422	10,59	24,0806902
900	2,26316401	10,58	23,9442752
910	2,273908422	10,57	24,035212
920	2,247535773	10,57	23,7564531
930	2,252745185	10,56	23,7889892
940	2,252745185	10,55	23,7664617
950	2,257954597	10,54	23,7988415
960	2,242000773	10,53	23,6082681
970	2,26316401	10,53	23,831117
980	2,247535773	10,52	23,6440763
990	2,242000773	10,51	23,5634281
1000	2,252745185	10,5	23,6538244
1010	2,247535773	10,49	23,5766503
1020	2,247535773	10,49	23,5766503
1030	2,257954597	10,49	23,6859437
1040	2,247535773	10,48	23,5541749
1050	2,252745185	10,47	23,5862421
1060	2,26316401	10,46	23,6726955
1070	2,252745185	10,45	23,5411872
1080	2,252745185	10,45	23,5411872
1090	2,194464886	10,44	22,9102134
1100	2,242000773	10,43	23,3840681
1110	2,23679136	10,42	23,307366
1120	2,189255474	10,42	22,812042
1130	2,23679136	10,41	23,2849981
1140	2,157347824	10,4	22,4364174
1150	2,178511061	10,4	22,656515
1160	2,162557237	10,38	22,4473441
1170	2,183720474	10,37	22,6451813
1180	2,242000773	10,36	23,227128
1190	2,23679136	10,35	23,1507906
1200	2,162557237	10,34	22,3608418
1210	2,215628123	10,34	22,9095948
1220	2,215628123	10,32	22,8652822
1230	2,226046948	10,31	22,950544
1240	2,23679136	10,3	23,038951
1250	2,252745185	10,28	23,1582205
1260	2,342607546	10,27	24,0585795
1270	2,247535773	10,26	23,059717
1280	2,364096371	10,24	24,2083468
1290	2,257954597	10,23	23,0988755
1300	2,247535773	10,22	22,9698156
1310	2,242000773	10,21	22,8908279

Anhang

1320	2,23679136	10,21	22,8376398
1330	2,215628123	10,2	22,5994069
1340	2,210418711	10,18	22,5020625
1350	2,242000773	10,18	22,8235679
1360	2,23679136	10,18	22,770536
1370	2,226046948	10,18	22,6611579
1380	2,639544041	10,18	26,8705583
1390	2,400887844	10,17	24,4170294
1400	2,051531639	10,16	20,8435615
1410	2,120230763	10,15	21,5203422
1420	2,130975175	10,14	21,6080883
1430	2,061950464	10,13	20,8875582
1440	2,104276938	10,12	21,2952826
1450	2,10948635	10,12	21,3480019
1460	2,099067525	10,1	21,200582
1470	2,083113701	10,09	21,0186172
1480	2,088323113	10,08	21,050297
1490	2,088323113	10,07	21,0294137
1500	2,030042814	10,06	20,4222307
1510	2,093858113	10,05	21,043274
1520	2,083113701	10,04	20,9144616
1530	2,093858113	10,03	21,0013969
1540	2,093858113	10,03	21,0013969
1550	2,077904288	10,03	20,84138
1560	2,040787227	10,02	20,448688
1570	2,040787227	10,01	20,4282801
1580	2,030042814	10	20,3004281
1590	2,083113701	9,98	20,7894747
1600	2,072694876	9,97	20,6647679
1610	2,088323113	9,96	20,7996982
1620	2,077904288	9,95	20,6751477
1630	2,067159876	9,94	20,5475692
1640	2,056741051	9,92	20,4028712
1650	2,040787227	9,91	20,2242014
1660	2,040787227	9,91	20,2242014
1670	2,040787227	9,9	20,2037935
1680	2,035577814	9,88	20,1115088
1690	2,030042814	9,88	20,056823
1700	1,98771634	9,87	19,6187603
1710	2,045996639	9,87	20,1939868
1720	2,040787227	9,84	20,0813463
1730	2,475121968	9,66	23,9096782
1740	2,507029618	9,63	24,1426952
1750	2,517448442	9,61	24,1926795
1760	2,448749319	9,6	23,5079935

Anhang

1770	2,517448442	9,58	24,1171561
1780	2,469912556	9,57	23,6370632
1790	2,464703144	9,57	23,5872091
1800	2,533402267	9,55	24,1939917
1810	2,501820206	9,54	23,8673648
1820	2,538611679	9,53	24,1929693
1830	2,618380803	9,52	24,9269852
1840	0,160189425	9,51	1,52340143

Entladedauer	1845 s
Abgegebene Energie $E_{aus\ gemessen}$	47067 J
ungemessene Leerlaufzeit	50 s
Leerlaufleistung	1,17 W
ungemessene Energie	59 J
Abgegebene Energie korrigiert E_{aus}	47126 J

Messwerte Korrekturfaktor f_{korr} für Handpyranometer-Daten

Uhrzeit	17.30 Uhr	12.00 Uhr
Pyr. Wetterstation: E_1 [$\frac{W}{m^2}$]	460	654
Unsicherheit +/- [$\frac{W}{m^2}$]	23	32,7

Handpyranometer: E_2 [$\frac{W}{m^2}$]	490	680
Unsicherheit +/- [$\frac{W}{m^2}$]	5	20

$$\text{wobei } f_{korr} = \frac{\bar{E}_1}{\bar{E}_2} = \frac{557}{585} = 0.95 \pm 0.07$$

$$\bar{E}_1 = \frac{460 + 654}{2} \frac{W}{m^2} = 557 \frac{W}{m^2}$$

$$\bar{E}_2 = \frac{490 + 680}{2} \frac{W}{m^2} = 585 \frac{W}{m^2}$$

Versuche mit Solarzellen

Versuch 1: Kennlinie einer SZ aufnehmen

Kennlinie mit $d = \text{gross}$	
I [A]	U [V]
1,625	0,22
1,614	0,317
1,61	0,324
1,582	0,353
1,541	0,377
1,524	0,385
1,464	0,395
1,444	0,404
1,444	0,404
1,415	0,411
1,41	0,411
1,33	0,422
1,262	0,43
1,13	0,446
1,11	0,448
1,085	0,449
1,037	0,452
0,991	0,456
0,87	0,463
0,858	0,464
0,79	0,467
0,709	0,472
0,437	0,485
0,327	0,49
0,204	0,495
0,103	0,499

Kennlinie mit $d = \text{klein}$	
I [A]	U [V]
0,467	0,068
0,466	0,208
0,465	0,14
0,462	0,266
0,458	0,31
0,455	0,335
0,444	0,375
0,436	0,402
0,415	0,413
0,394	0,431
0,353	0,45
0,302	0,466
0,251	0,475
0,198	0,489
0,15	0,489
0,109	0,494

fett: MPP

Versuch 2: Einfallswinkel

α [°]	U_{oc} [V]	I_{sc} [A]
0	0,476	0,141
5	0,476	0,144
10	0,476	0,145
15	0,476	0,145
20	0,476	0,144
25	0,475	0,141
30	0,473	0,136
35	0,471	0,132
40	0,469	0,125
45	0,468	0,119
50	0,465	0,112
55	0,461	0,1
60	0,457	0,092
65	0,451	0,077
70	0,441	0,066
75	0,43	0,054
80	0,42	0,044
85	0,388	0,028
90	0,29	0,01

Versuch 3: Reihen- und Parallelschaltung

	U_{oc} [V]	I_{sc} [A]
Einzelzelle	0,474	0,139
Reihenschaltung	0,945	0,137
Parallelschaltung	0,48	0,285

Analyse Problem minimale Ladespannung

Problem

Die SZ und der Akku werden an den korrekten Eingängen am MPPT/Laderegler angeschlossen. Die SZ sowie der Akku funktionieren. Liegen die SZ an der Sonne, wird der Akku trotzdem nicht geladen (bestätigt durch Strommessung und Anzeige am MPPT/Laderegler).

Vermutete Erklärung

Die von den SZ generierte Gesamtspannung am MPPT/Laderegler (alle Zellen in Serie $\rightarrow U_{\text{Solarmodul}} \approx 16 \cdot 0,5 \text{ V} = 8 \text{ V}$) liegt unter der Akku-Klemmenspannung ($10,8 \text{ V} < U_{\text{Akku}} < 12,6 \text{ V}$). Es fließt somit kein Strom von den SZ in den Akku.

Versuch zur Bestätigung

Kleinere Ausschusszellen mit derselben Nennspannung werden (nur für kurze Zeit) in Serie mit den SZ auf dem Flügel geschaltet, um eine höhere Gesamtspannung am MPPT zu erzielen. In diesem Fall wird der Akku geladen.

Wie es dazu kommen konnte

Das Marktangebot an geeigneten MPPTs mit integriertem Laderegler ist sehr klein, der verwendete MPPT ist der einzige, der allen Ansprüchen genügt. Deshalb muss die SZ-Wahl und Schaltung innerhalb der vom MPPT vorgegebenen Grenzen liegen. Auf dem Datenblatt des MPPT werden Modul-Gesamtspannungen von 0–27 V als möglich angegeben. Daher schien die Spannung keine grosse Rolle zu spielen (solange $U_{\text{Solarmodul}} < 27 \text{ V}$). Allerdings habe ich mich schon damals über die Angabe gewundert. Trotzdem habe ich mich am Datenblatt orientiert. In der Folge wurden die grösstmöglichen SZ ausgewählt, da diese billiger, einfacher zu montieren und insgesamt leichter sind. Deswegen: grössere SZ \rightarrow kleiner Anzahl SZ nötig \rightarrow tiefere Gesamtspannung resultierend (alle SZ seriell, da der maximal mögliche Strom 9 A beträgt und eine Parallelschaltung diese Grenze überschreiten würde).

Grund: Fehlerhafte Herstellerangabe

Lösungsansätze

1. elektrisches Bauteil, das die Spannung wie ein Transformator erhöht; Voraussetzung: elektrische Verluste klein
kein passendes Bauteil gefunden
2. neuen MPPT für kleinere Akkus mit kleinerer Ladespannung kaufen
zu wenig Zeit wegen langer Lieferfrist
3. mehr SZ in Serie schalten; diese Lösung ist mit den bestehenden SZ allerdings nicht möglich, weil:
 - auf dem Flugzeug kein Platz für weitere, gleich grosse SZ vorhanden ist. (Voraussetzung hier: $U_{\text{MPPT}} > U_{\text{Akku}} \rightarrow 10$ weitere SZ wären nötig)
 - Für kleinere SZ wäre noch Platz, allerdings dürfen keine SZ unterschiedlicher Grösse längerfristig (beim Versuch zur Bestätigung habe ich es für kurze Zeit gemacht) in Serie geschaltet werden.
Deshalb einzige Möglichkeit bei diesem Ansatz: den Flügel mit mehr, dafür kleineren SZ mit derselben Einzelspannung bestücken: höhere Gesamtspannung als mit weniger, dafür grossen SZ
umgesetzt