



Solarangetriebene Flugzeuge = The True All Electric Aircraft

Eine Übersicht.

Hannes Ross, Solar Impulse (hannes.ross@solarimpulse.com)

Abstrakt

In den letzten 30 Jahren sind eine ganze Reihe von Flugzeugen mit Solarantrieb entwickelt, gebaut und geflogen worden. Darunter waren sowohl bemannte als auch unbemannte Entwürfe. Die Zielsetzungen und Missionen dieser Entwicklungen decken ein breites Spektrum vom rein technologischen Ziel „Fliegen mit Sonnenenergie“ darzustellen bis hin zu möglichen zivilen und/oder militärischen Anwendungen ab.

Die grundsätzlichen Probleme, die bei der Auslegung eines solarangetriebenen Flugzeuges untersucht werden müssen, werden dargestellt:

- Geographisches Einsatzgebiet, Jahreszeit, Missionsprofil, Nutzlast.
- Energiegewinnung und Energiebedarf
- Charakteristische Auslegungsparameter für verschiedenen Aufgaben

Unter Berücksichtigung dieser Aspekte wird ein Überblick über die wesentlichen bekannten Entwicklungen der letzten 30 Jahre gegeben und auch der Einfluss der technologischen Entwicklung (Solarzellen, Batterien, Elektronik und nicht zu vergessen: Struktur!) aufgezeigt.

Wie bei anderen Flugzeugentwicklungen ist wegen der komplexen multidisziplinären Entwurfsituation der Einsatz von computerisierten Auslegungsprogrammen eine große Hilfe, um die Vielzahl der relevanten Parameter sinnvoll analysieren zu können. Der Aufbau eines solchen Programms wird dargestellt.

Die Entwicklung der Solartechnologie macht es heute möglich, ein Flugzeug zu bauen, das nicht nur während der täglichen Sonnenscheindauer fliegen kann, sondern das auch in der Lage ist, die Nacht zu überdauern und damit eigentlich beliebig lange in der Luft zu bleiben.

2001 hat Bertrand Piccard, der 1999 zusammen mit Brian Jones erstmalig die Welt mit einem Ballon umfahren hat, vorgeschlagen, mit einem solarangetriebenen Flugzeug die Erde zu umrunden. Ein solches Flugzeug wird gegenwärtig in der Schweiz von Solar Impulse entwickelt.

Eine typische Konfiguration, die solchen Anforderungen entspricht und in etwa zwei Jahren ihre ersten Flüge absolvieren soll, wird gezeigt.

1. Grundlagen der Solarenergiegewinnung

Heute verfügbare Solarzellen für die Strom-erzeugung auf Hausdächern liefern bis zu 14 % der eingestrahlt Sonnenenergie. Für anspruchsvollere Vorhaben gibt es z.B. monokristalline Siliziumzellen die bis zu 20 % der Sonnenenergie in Strom umwandeln können. Die triviale -aber zum Fliegen sehr wichtige- Aussage ist, dass die gewonnene Energie proportional zu Fläche der Solarzellen ist (**Abb. 1-1**).

Neben der Flächengröße ist natürlich die Orientierung der Solarzellen zur Sonneneinstrahlung ein wesentlicher Parameter. Dazu gehören dann die geographische

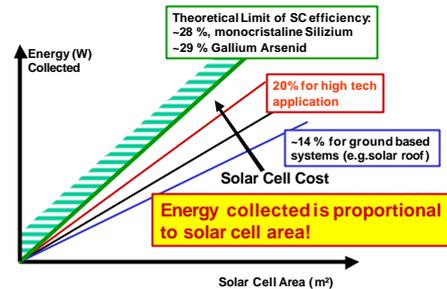


Abb. 1-1 Solarenergiegewinnung

Position (Breite), die Jahres- und die Tageszeit und die Neigung relativ zur Horizontalebene. Auch die Höhe über Normal Null und das Wetter, speziell Wolken, spielen eine Rolle bei der Berechnung des Zeit- und Ortsabhängigen Einstrahlung. **Abb. 1-2** zeigt diese prinzipiellen Zusammenhänge und gerechnete und gemessene Werte für eine Solarzellenfläche von 1m² für den Standort Oberpfaffenhofen im Sommer und im Winter. Immerhin können pro Quadratmeter Solarzellen maximal 900 W im Sommer zur Mittagszeit aufgefangen werden [1], die dann allerdings erst mit einem Wirkungsgrad in nutzbare elektrische Leistung umgewandelt müssen.

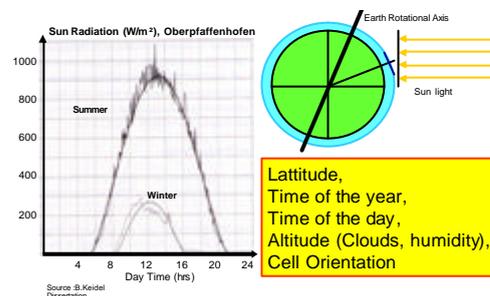


Abb. 1-2 Primäre Energie Parameter

2. Leistungsbedarf für den Horizontalflug

Ein nicht angetriebenes Flugzeug fliegt mit der Geschwindigkeit V und sinkt mit der Sinkgeschwindigkeit V_s . Die aerodynamische Güte (Gleitzahl eines Flugzeuges) ist gekennzeichnet durch das Verhältnis Fluggeschwindigkeit zu Sinkgeschwindigkeit (V/V_s), was (bei kleinen Bahnneigungswinkeln dem Verhältnis von Auftrieb/Widerstand (A/W) beziehungsweise Gewicht zu Widerstand (G/W) entspricht. Bei einem Wert von A/W von 20 kann ein Flugzeug in ruhiger Luft aus einer Höhe von 1 km 20 km weit „abgleiten“. Dabei verliert es potentielle Energie. Will man diese konstant halten, d.h. die Flughöhe beibehalten, muss ständig die Sinkgeschwindigkeit kompensiert werden. Die dafür erforderliche Leistung ist Gewicht \times Sinkgeschwindigkeit (**Abb. 2-1**).

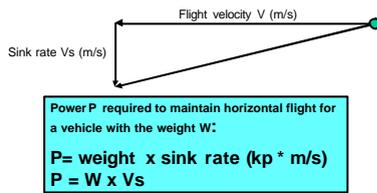


Abb. 2-1 Erforderliche Leistung zur Kompensation der Sinkgeschwindigkeit

Das bedeutet: Je größer das Gewicht und je größer die Sinkgeschwindigkeit, desto höher ist der Leistungsbedarf zum Fliegen auf gleicher Höhe. Die gesamte Leistung zur Überwindung des Widerstandes im Horizontalflug ist dann Widerstand x Geschwindigkeit.

In welcher Höhe sollte man mit einem Solarangetriebenen Flugzeug fliegen? Der Wirkungsgrad der Solarzellen nimmt mit wachsender Flughöhe zu, weil die Absorption durch die Atmosphäre und die Temperatur (bis 11km) abnehmen. Allerdings muss wegen der mit der Höhe abnehmenden Dichte auch die Fluggeschwindigkeit wachsen, wenn man bei gleichem Auftriebsbeiwert oder aerodynamischer Güte fliegen will. Das bedeutet, dass nicht nur die Fluggeschwindigkeit sondern auch die Sinkgeschwindigkeit zunimmt und damit der erforderliche Leistungsbedarf (Widerstand* Geschwindigkeit) wächst. **Abb. 2-2** zeigt die relative Änderung der Horizontalfluggleistung und der Solarleistung. Daraus ist deutlich zu erkennen, dass das Fliegen in niedriger Höhe für den Solarantrieb günstiger ist.

Abb. 2-3 zeigt die Entwicklung der Gleitzahlen von Segelflugzeugen in den letzten Hundert Jahren [2]. Die Werte sind um den Faktor Zehn verbessert worden, die beste Gleitzahl 70 wird von dem Flugzeug ETA erreicht (Hersteller: Flugtechnik & Leichtbau, Braunschweig). Allerdings sind dazu eine extrem große Flügelspannweite (30m) und Flügelstreckung (50) erforderlich.

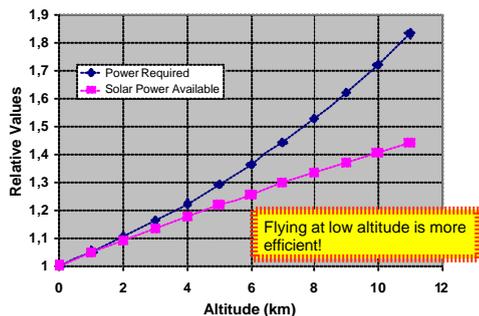


Abb. 22 Relative Leistung für horizontales Fliegen und verfügbare Solarenergie = f (Höhe)

Die erforderliche Leistung für den Horizontalflug kann also durch eine bessere Gleitzahl und durch eine kleinere Fluggeschwindigkeit reduziert werden. Kleinere Fluggeschwindigkeiten kann man durch einen hohen Auftriebsbeiwert und eine große Flügelfläche erreichen (**Abb. 2-4**), die man ohnehin braucht, um genügend Solarzellen unterzubringen. Bei Annahme einer quadratischen Polarenform wird die minimale Sinkgeschwindigkeit und damit der geringste

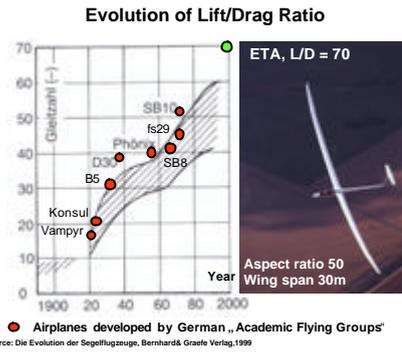
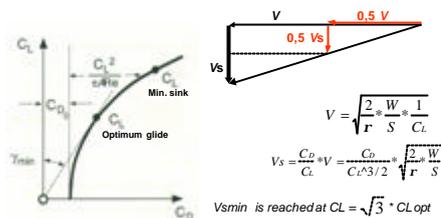


Abb. 2-3 Entwicklung der Gleitzahlen [2]



• At the same aerodynamic efficiency (L/D) the sink rate can be reduced by a smaller velocity V!
 • A smaller flight velocity requires a larger wing area S (i.e. lower wing loading), which is also required to install enough solar cells!

Abb. 2-4 Reduzierung der Sinkgeschwindigkeit

Energiebedarf erst bei relativ hohen Auftriebsbeiwerten erreicht, d.h. bei

$$CL = CL_{opt} \times (3)^{0.5}$$

siehe [3]

3. Geschichte der solarangetriebenen Flugzeuge

Da jeder Pilot eine beträchtliche Nutzlast darstellt, die aber auch getragen und „befördert“ werden muss, ist es nicht verwunderlich, dass die ersten mit Solarenergie betriebenen Flugzeuge unbemannt waren. Das erste unbemannte Solarflugzeug, die Sunrise I, startete 1974 in Kalifornien und erreichte schon 1975 eine Höhe von über 5000m (**Abb. 3-1**). Die ersten Flüge in Europa mit einem solar-angetriebenen Flugzeug führte Fred Militky 1976 durch.

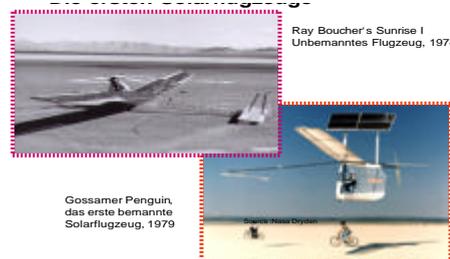


Abb. 3-1 Die ersten Solarflugzeuge

Dann folgte der erste bemannte Solarflug mit dem Gossamer Penguin von McReady. Dieser basierte auf einem auf 75 % verkleinerter Gossamer Albatross, dem mit Muskelkraft angetrieben Flugzeug von McReady. Er wurde zunächst von dem 13 Jährigen Sohn geflogen, der nur 37 kg wog. Die eigentlichen Testflüge wurden dann von einer Pilotin mit 45 kg Gewicht durchgeführt. Weitere wichtige Meilensteine sind in **Abb. 3-2** dargestellt: Der Solar Challenger von McReady, der 1981

den Englischen Kanal überquerte; die Solair 1, mit der Günter Rochelt 1983 einen 5 Stunden Weltrekordflug aufstellte; der Sunseeker von Eric Raymond, der 1990 mit diesem Flugzeug in zwei Wochen die Vereinigten Staaten überquerte. Und der in Stuttgart entwickelte und gebaute Gewinner des Berlinger Wettbewerbes für Solarflugzeuge, der ICARE 2 [4], [5].

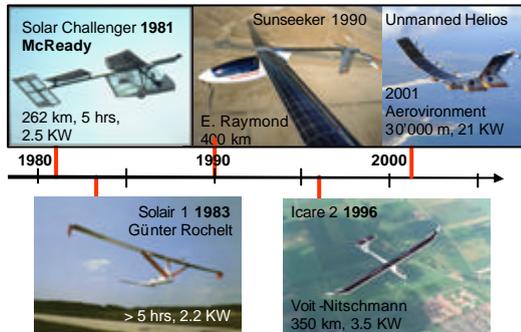


Abb. 3-2 Meilensteine der Solarfliegerei

In der Zwischenzeit begannen sich auch zivile und militärische Bedarfsträger für diese Art von Flugzeugen zu interessieren. McReady entwickelte in seiner Firma AeroVironment Flugzeuge, die im Rahmen des ERAST Programms (Environmental Research Aircraft and Sensor Technology) erprobt wurden, (Abb. 3-3).

Das waren alles unbemannte Nurflügelkonfigurationen, so genannte „Span Loader“, die mit vielen Motoren (6 bis 10) und mehreren Fahrwerksgondeln ausgerüstete waren. Mit diesen Flugzeugen wurde eine Vielzahl von Rekorden

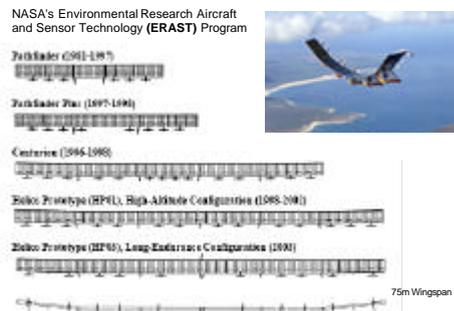


Abb. 3-3 Unbemannte Solarflugzeuge

bezüglich Flugdauer (bis ca. 30 Stunden) und Höhen (etwa 30 km) aufgestellt.

Aber erst 2005 ist es gelungen, dem Traum von der unbegrenzten Flugdauer wirklich nahe zu kommen: Alan Cocconi (Abb. 3-4) ist mit seinem Solar-Flugzeug „SoLong“ 48 Stunden in der Luft geblieben! Da die Flugzeuge nicht autonom sondern vom Boden gesteuert wurden, war die Belastung der Piloten der limitierende Faktor.

Fazit: Die bisher gebauten und geflogenen Solarflugzeuge zeigen:

- Unbemanntes Fliegen bis in sehr große Höhen mit begrenzten Nutzlasten während des Tages ist möglich
- Bemanntes Fliegen mit Solarantrieb über Tag ist möglich



Abb. 3-4 A.Cocconi's Solong flog 48 Stunden

4. Technologische Herausforderungen für Solarflugzeuge mit langer Flugdauer

Mit Ausnahme des Cocconi "SoLong" Flugzeuges ist es bisher nicht gelungen, die Fähigkeit für eine unbegrenzte Flugdauer nachzuweisen, d.h. mehrere Tag/Nacht Zyklen zu überdauern. Die Gründe hierfür liegen einmal in der Schwierigkeit einer „leichten“ Energiespeicherung für die während der Nacht benötigte Energie. Aber auch andere Aspekte wie die Wirkungsgrade einzelner Komponenten des elektrischen Systems und die Strukturgewichte spielen eine große Rolle. Im Folgenden werden die Bereiche „elektrisches System“ und „Struktur“ näher untersucht.

4.1 Allgemeines

Vergleicht man die Massenverteilung verschiedener Flugzeuge (Abb. 4-1) wird sofort klar, wo die Probleme bei den Solarflugzeugen liegen: Während die Summe aus Struktur und Antriebssystem sowohl bei zivilen als auch bei militärischen Flugzeugen knapp 40 % des maximalen Abfluggewichtes betragen, liegt dieser Wert bei Solarflugzeugen bei ca. 85 % und höher, je nach verfügbarer Technologie. Um die notwendige Ausrüstung und eine ausreichende Nutzlast zu haben, muss man sich also darauf

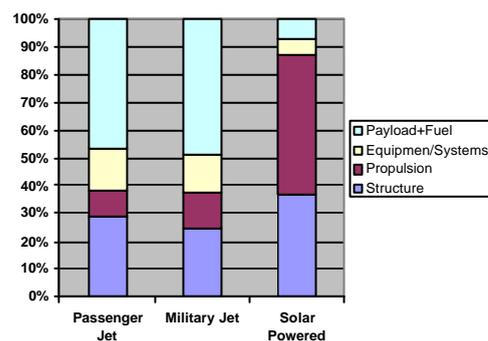


Abb. 4-1 Relative Anteile am Gesamtgewicht

konzentrieren, Struktur und Antriebssystem so leicht wie möglich zu machen und natürlich die Wirkungsgrade des elektrischen Systems möglichst hoch zu treiben. Das bedeutet im Einzelnen:

Elektrik

- Hoher Wirkungsgrad der Solarzellen > 20 % (bei möglichst geringen Kosten!)

- Optimale Anpassung von Solargeneratoren und Verbrauchern durch Maximum Power Point Tracking (MPPT)
- Hohe spezifische Energie der Batterien: >200 Wh/kg
- Hohe Wirksamkeit und weiter Drehzahlbereich des Elektromotors
- Hohe Propellerwirksamkeit im gesamten Flugbereich (möglichst ohne Verstellung)
- Thermische Überwachung und Regelung der Batterieräume und des Motors für alle Lastzustände und Höhenbereiche

Struktur

- Extrem hohe Werkstoffsteifigkeiten bei gleichzeitig hohen Festigkeiten
- Steife Bauweisen für Flügel, Leitwerke, und Leitwerksträger: Aeroelastik!

Darüber hinaus gibt es noch weitere Herausforderungen, die es zu meistern gilt, die hier der Vollständigkeit halber erwähnt werden:

Flugsteuerung

- Leichte und effiziente Flugsteuerung mit geringem Energieverbrauch. Keine Anregung von Strukturschwingungen durch Pilot/Autopilot
- (Digitales?) Flugsteuerungssystem. Redundantes Autopilotensystem

Aerodynamik

- Flügelprofile und Propellerblätter für kleine Reynoldszahlen

Systeme

- Leichte und effiziente Klimaanlage für bemannte Missionen
- Pilotenversorgung über mehrere Tage
- NAV/COM Systeme für große Reichweiten mit geringem Verbrauch

Es wird hier auch explizit darauf hingewiesen, dass die Integration dieser verschiedenen Systeme und Komponenten, die an der Grenze des heute Machbaren liegen, in einem Flugzeug eine eigene Technologie darstellt. Wenn es einfach wäre hätte es ja schon längst jemand gemacht!

4.2 Elektrisches System

Der prinzipielle Aufbau eines Solarantriebsystems ist in **Abb. 4-2** dargestellt. Für die einzelnen Komponenten sind typische Wirkungsgrade angegeben.

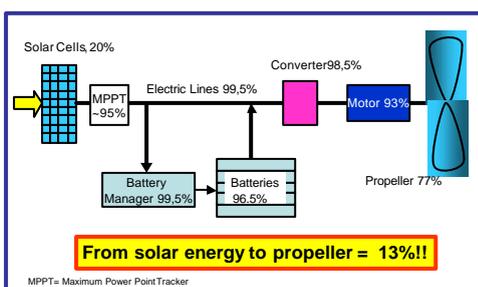


Abb. 4-2 Prinzip eines Solarantriebes

Man kann sich durch Multiplikation der Wirkungsgrade leicht ausrechnen, dass von der aufgenommenen Sonnenenergie 87 % auf dem direkten Weg zur eigentlichen Schubzeugung verloren gehen. Der „Umweg“ über die Batterien erhöht über die Lade- und Entladeverluste diesen Wert noch mal. Hier besteht also die Notwendigkeit an jeder Komponente auf einen guten Wirkungsgrad und auf niedriges Gewicht zu achten. Dass natürlich auch die Kosten eine wesentliche Rolle spielen, ist selbstverständlich.

Die theoretischen Werte für die maximal erzielbaren Wirkungsgrade (**Abb. 4-3**) für verschiedene Solarzellen liegen zwischen 25 und 30 %. Diese Werte werden heute noch nicht bei Serienherstellung erreicht. Die meisten Solarzellen werden aus Silizium Material mechanisch gesägt, wobei die erreichbaren Dicken leider nicht zu den für das Fliegen notwendigen geringen Gewichten führen. In jedem Fall bedarf es einer Einbettung der Solarzellen in Folien aus Kunststoff und/oder Glasfasergewebe, um diese vor mechanischen Einwirkungen zu schützen.

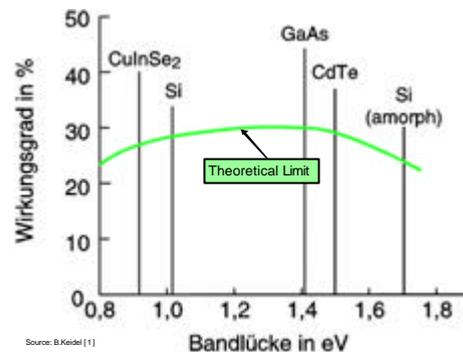


Abb. 4-3 Wirkungsgrade von Solarzellen [1]

Es werden aber auch Verfahren entwickelt, mit denen das Silizium auf Folien aufgebracht wird, die extrem dünn und leicht sind. **Abb. 4-4** zeigt die sehr starke Zunahme der Wirkungsgrade solcher Dünnschicht-Solarzellen in den letzten Jahren. Hier scheint es noch ein großes Entwicklungspotential zu geben.

Die einzelnen Solarzellen werden in Module zusammengeschaltet und müssen in eine Folien/Kunststoffschicht eingebettet werden, damit sie mit der eigentlichen Flügelstruktur verbunden

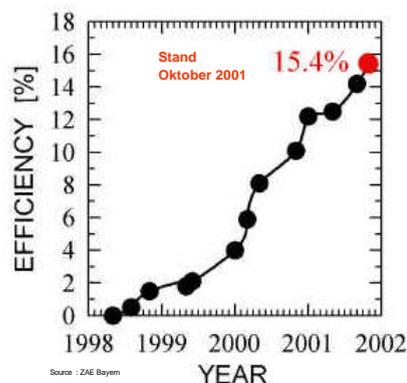
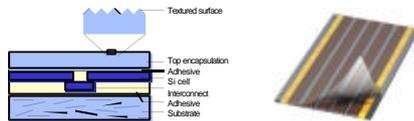


Abb. 4-4 Entwicklung von Dünnschicht Solarzellen

werden können und durch die Belastungen des Flugbetriebes (Temperatur, Feuchte, mechanische

Lasten) nicht beschädigt werden. **Abb. 4-5** zeigt die Einbettung in eine solche Folie.

Für heute erreichbare Werte ergeben sich bei einer angemessenen Solarfläche von 200m² die in **Abb. 4-6** genannten Werte. Man muss eine Vielzahl von Zellen überwachen. Viele Zellen müssen zu einem Modul hintereinander geschaltet werden, um das notwendige Spannungsniveau von mindestens 200 V zu erreichen. Viele parallel geschaltete Module sind erforderlich, um ausreichende Stromstärken zu erhalten.



Requirements:

- Thin and light
- Very high light transmission (>95%)
- High UV resistance
- Service temperature -60 to 80 °C
- High moisture penetration resistance
- The film has to allow bonding with encapsulation glue

Abb. 4-5 Einbettung de Solarzellen in Folien (Quelle: EPFL, Lausanne)

Solar cell

Size: 100mm x 40 mm → 250 cells/m²!
for a solar area of 200m² → 50 000 cells !

voltage: output varies with cell temperature and load ~0,7V

mass: 0,8 kg/m² → 160kg /200m²

Structural Flexibility: adapt to wing deformation, no load pick-up

Solar Cell Module: 200V/0.7V = 285 cells/Module

Maximum Powerpoint Tracker (MPPT= electronic control unit):
1 MPPT can control up to 4 modules → ~44 MPPTs for 200m²



Abb. 4-6 Typische Daten eines Solar Generators

Damit ein solarbetriebenes Flugzeug auch nachts weiterfliegen kann muss am Tage Energie gespeichert werden. Dies kann im Prinzip auf zwei Arten geschehen:

- Potentielle Energie → Steigen auf möglichst große Höhe, die im nächtlichen Sinkflug wieder verbraucht wird
- Speichern des Stromes in normalen oder chemischen/regenerativen Batterien

Leider haben wiederaufladbare Batterien eine niedrige Energiedichte (**Abb. 4-7**). Bei einem Solarflugzeug ist die Wiederladbarkeit Voraussetzung für mehrtägige/zeitlich unbegrenzte Flüge.

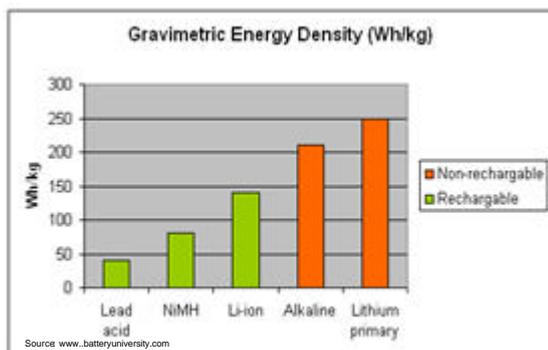


Abb. 4-7 Energiedichten von Batterien

Auch bei den Batterien gibt es immer wieder deutliche Verbesserung der gewichtsbezogenen Charakteristiken. **Abb. 4-8** zeigt diese Entwicklung über die letzten 15 Jahre für Li-Ionen Batterien. Die Leistungen pro kg Batteriegewicht haben deutlich zugenommen, die Kosten konnten drastisch gesenkt werden.

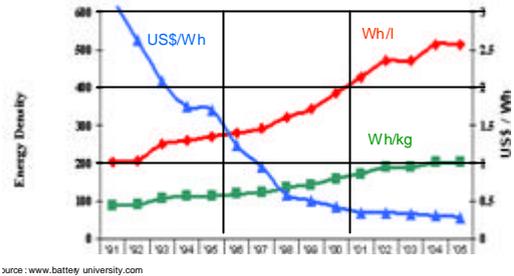


Abb. 4-8 Daten von Lithium-Ionen Batterien

Neuere Batterieherstellungsverfahren erlauben die Fertigung größerer Einheiten und auch in Formen, die von der konventionellen „Rundform“ abweichen. Dadurch kann Volumen und Gewicht für die zusammengestellte „Batteriepakete“ eingespart werden. Typische Daten für ein solches Paket sind in **Abb. 4-9** gezeigt.

Eine wichtige Forderung, die für zum Fliegen geeignete Batterien sichergestellt werden müssen, ist die Temperatur. Die Batterieräume müssen deswegen u.U. in großen Höhen beheizt und in niedrigen Höhen belüftet werden.

Seit einigen Jahren gibt es für Modellflugzeuge und auch für Segelflugzeuge Elektromotoren, die speziell auf die Bedürfnisse der Fliegerei zugeschnitten sind. Leicht und klein sollen sie sein, über einen großen Drehzahlbereich gut regelbar und bei Außentemperaturen von -50°C bis

Voltage: 4,2 V fully charged, 3,2 V fully discharged

Specific energy: 200 Wh/kg

Number in Battery Pack: 280 (Max Voltage)/4,2 = 67 units

Total Battery Capacity for an aircraft: 75kWh



Total Battery Mass: → 375kg

Battery Unit Capacity, Mass and Volume: variable, → manufacturer

Temperature: -15°C < T < 35°C, requires monitoring & conditioning

Abb. 4-9 Daten eines Batteriepaketes

110° C ohne Probleme einsetzbar sein. Eigenstartfähige Segelflugzeuge mit batteriegetriebenen Elektromotoren, - wie die Antares (**Abb. 4-10**) und Silent -, sind seit ein paar Jahren auf dem Markt.

- High efficiency
- Low weight (higher RPM → transmission system), low volume
- Good RPM controllability
- Operational between -50°C to 110°C

- Type's
 - DC
 - Asynchron
 - Synchron
 - TransversalfLOW



Abb. 4-10 Elektroantrieb des Segelflzeuges Antares

Abb. 4-11 zeigt den grundsätzlichen Aufbau eines elektrischen Systems von den Solarzellen bis zum Motor. Die Solarzellen werden durch Hintereinanderschalten zu Modulen zusammengeführt um die notwendige Spannung zu erzeugen, die Stromstärke wird durch Parallelschaltung sichergestellt. Ein Powermanagementsystem regelt die Verteilung des Solarstromes auf Antrieb und Batterie während der Sonnenscheindauer und die Stromentnahme aus der Batterie während der Restzeit.

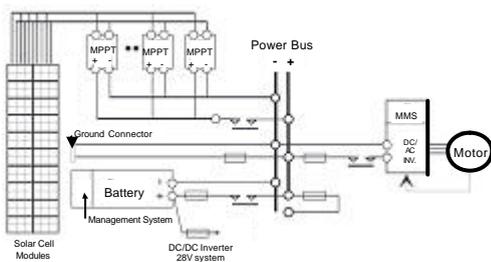


Abb. 4-11: Prinzipaufbau des Antriebssystems

Durch entsprechende Schaltkreise und Systeme muss sichergestellt werden, dass bei Ausfall einzelner Komponenten die Flugsicherheit gewährleistet bleibt und die Auswirkungen auf die Flugleistung möglichst gering bleiben.

4.3 Struktur

Die Struktur ist der zweite technologische Schwerpunkt bei der Auslegung eines Solarflugzeuges. Die Konzepte wurden wegen der notwendigen extremen Leichtbauweise aus den muskelgetriebenen Flugzeugen weiterentwickelt und verwenden Carbonfasern, Schaumstoffe und Folien für die Bespannung (Abb. 4-12). Allerdings fehlen die bei den Muskelkraftflugzeugen im Anfang noch verwendeten Spanndrähte.

- Primary materials:**
- Carbon Fibre Composites,
 - Foam,
 - (Transparent) plastic skin

- Structural concepts**
- Tubular / Box spar
 - Sandwich
 - Gridstructure

Specific wing weight – 2kg/m²
 Ground handling is a challenge
 No statistical data available!!



Abb. 4-12 Materialien und Strukturen

Die Flächenbelastungen sind bei den Solarflugzeugen deutlich höher als bei den Muskelkraftflugzeugen, die absoluten Flügelgrößen betragen aber ein Vielfaches, insbesondere wenn die Flüge nicht in Bodennähe sondern auch in größerer Höhe durchgeführt werden sollen. Die tragende Struktur und die Solarzellenstruktur/Fläche sind in der Regel getrennt, so dass zunächst ein Flugzeug auch nur mit Batterien angetrieben und erprobt werden kann, ohne die teuren Solarzellen zu gefährden.

In den Solarflugzeugen, die im Rahmen des ERAST Programms entwickelt wurden, gab es Rohrholme mit Verstärkungen an Ober- und Unterseite zur Verbesserung der Biegesteifigkeit und auch Sandwich Rippen. Aber auch die gute alte Fachwerkstruktur ist nach wie vor zu finden (Abb. 4-13). Inzwischen kann man z.B. Fachwerk-Rippen auch aus Faserwerkstoffen mit innen liegendem Schaumstoff herstellen.

Bei der Auslegung der Flugzeuge hat man ein Problem, weil die bisher gebauten Solar- und Muskelkraft Flugzeuge in keiner der üblichen Gewichtsdateien (z.B. SAWE, oder LTH) zu finden sind. Damit müssen insbesondere die Flügel vorkonstruiert und Musterstücke gebaut und getestet werden, um ausreichende Genauigkeiten bei den Gewichtsannahmen sicherzustellen.



Abb. 4-13 Flügelstruktur Pathfinder, AeroVironment

Die großen Flügelflächen und hohen Streckungen führen zwangsweise zu sehr hohen Spannweiten. Das kann zu großen Schwierigkeiten bei der Aeroelastik führen und auch zu grundsätzlich neuen Problemen:

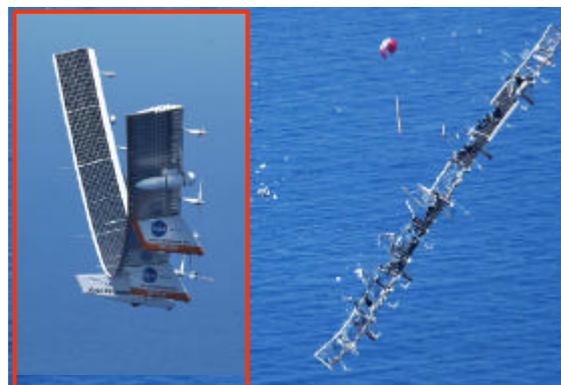


Abb. 4-14 Helios Unfall in Hawaii

Wegen der großen Durchbiegungen im Normalflug und insbesondere bei Böenbelastungen kann sich der Schwerpunkt der Konfiguration deutlich (nach oben) verschieben, so dass es zu unerwarteten Phänomenen bei

der Flugsteuerung führen kann (**Abb. 414**), wie der Absturz des Helios zeigt. Die Kernaussage aus dem Unfallbericht des Helios war:

Develop more advanced, multidisciplinary (structures, aero-elastics, aerodynamics, atmospheric, materials, propulsion, controls, etc) "time-domain" analysis methods, appropriate to highly flexible, "morphing" vehicles.

Hier ist besondere Aufmerksamkeit erforderlich!

5. Konzept für ein Bemanntes Solarflugzeug

Das Schweizer Team Solar Impulse will ein bemanntes ausschließlich solarbetriebenes Flugzeug entwickeln, das mit wenigen Unterbrechungen, (z.B. 5 für je eine Landung auf jedem Kontinent) die Welt umrunden soll.

Zunächst muss man sich über die Forderungen klar werden, die erfüllt werden sollen. Das beginnt bei einem repräsentativen Missionsprofil. Aus dem bisher gesagten folgt bereits, dass man nicht konstant in großer Höhe fliegen wird, weil der dazu notwendige Energieaufwand zu hoch ist. Man wird allerdings auf eine gewisse Höhe steigen müssen, um während des Tages potentielle Energie aufzubauen, die man nachts verbrauchen wird, weil wegen des hohen Gewichts aufwandes nicht alle notwendige Energie in Batterien gespeichert werden kann. Auf der anderen Seite wird man sicher auch noch kurz vor Sonnenaufgang eine Reservehöhe haben wollen, schon um alle Höhenzüge/Gebirge auf der Strecke sicher überfliegen zu können. Aus dieser einfachen Überlegung ergibt sich ein Missionsprofil, wie es vereinfacht in **Abb. 5-1** dargestellt ist.

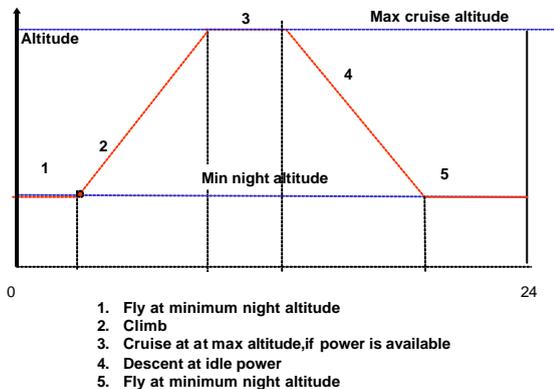


Abb. 5-1 Missionsprofil

Wie kann ein Flugzeug für eine solche Mission aussehen? Die folgenden grundsätzlichen Überlegungen zeigen den Bereich auf, innerhalb dessen eine technische Lösung überhaupt machbar ist [6]. Die Sonneneinstrahlung auf eine ebene Fläche außerhalb der Atmosphäre beträgt zum Sonnenhöchststand ~1300 W/m² (Solar Konstante). Bei einer mittlere Flughöhe und unter Berücksichtigung einer gewissen atmosphärischen Dämpfung reduziert sich dieser maximale Wert auf ca. 1000 W/m² (**Abb. 5-2**). Verteilt man die während der Sonnenscheindauer verfügbare Leistung über 24 Stunden, so erhält man einen durchschnittlichen Wert von ca. 260 W/m². Damit die aufgenommene Solarenergie über den ganzen Tag verfügbar ist, muss man einen Teil in

potentielle Energie umwandeln bzw. in Batterien speichern.

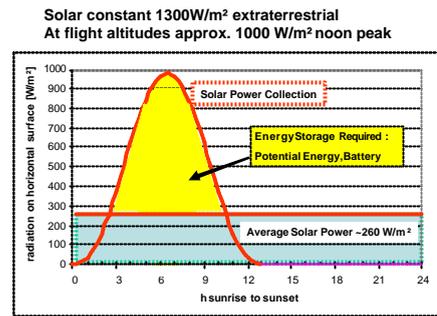


Abb. 5-2 Verfügbare Solarleistung

Der notwendige Leistungsbedarf für den Horizontalflug ergibt sich aus den folgenden Gleichungen

$$Power = Drag * Velocity \longrightarrow P = D * V$$

$$Drag \sim Velocity^2 \longrightarrow D = CD * \frac{\rho}{2} * V^2 * S$$

$$Power \sim V^3$$

$$Velocity_Definition \longrightarrow V = \sqrt[2]{\frac{2}{\rho} * \frac{W}{S} * \frac{1}{CL}}$$

$$P = CD * \frac{\rho}{2} * V^3 * S$$

$$P = CD * \frac{\rho}{2} * \left(\sqrt[2]{\frac{2}{\rho} * \frac{W}{S} * \frac{1}{CL}} \right)^3 * S$$

$$\frac{P}{S} = \sqrt[2]{\frac{2}{\rho} * \left(\frac{W}{S} \right)^3 / 2} * \frac{CD}{CL^3 / 2}$$

Man erkennt, dass der Leistungsbedarf bei gegebener Höhe stark von der Flächenbelastung, vom Auftriebs- und Widerstandsbeiwert abhängt. Wenn man die Gleichung für P/S nach W/S auflöst, lässt sich, -da die Solarleistung vorgegeben ist-, die maximal mögliche Flächenbelastung berechnen.

$$\frac{W}{S} = \left(\frac{P}{S} \right)^{2/3} * \left(\frac{\rho}{2} \right)^{1/3} * \frac{CL}{CD^{2/3}}$$

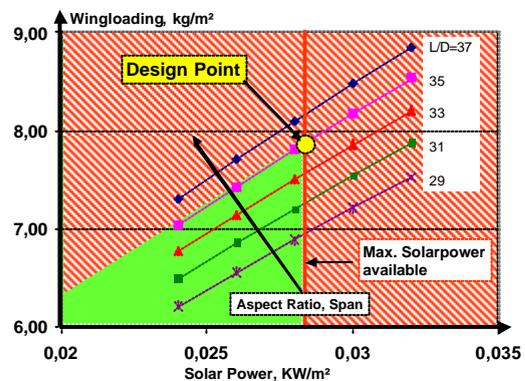


Abb. 5-3 Mögliche Flächenbelastung bei bekannter Solarleistung

In **Abb. 5-3** ist der mögliche Entwurfsbereich mit dem Gleitwinkel L/D (bei einem Auftriebsbeiwert CL=1 und für eine Dichte von 1kg/m³) als Parameter dargestellt.

Bei Berücksichtigung der Verluste im elektrischen System (s. Abb. 4-2) von 89% incl. Propeller verbleiben als verfügbare mechanische Vortriebsleistung nur ca. 28 W/m². Bei einem Gleitwinkel von 35 darf die Flächenbelastung dann nicht höher als 7,8 kg/m² sein. Bei größerer Streckung/ Spannweite (Gleitwinkel) oder besseren Wirkungsgraden sind höhere Werte erreichbar.

Aus den bisher angestellten Überlegungen ergeben sich die wichtigsten Entwurfsforderungen:

- Kleine Flächenbelastung, d.h. große Flügelfläche, damit ausreichend Solarzellen untergebracht werden können. Damit ergeben sich auch geringe Flug- und Sinkgeschwindigkeiten
- Große Flügelspannweite bzw. Streckung für eine hohe aerodynamische Güte (Gleitzahl)
- Niedriges Strukturgewicht
- Leichtes und effizientes Antriebssystem

Abb. 5-4 zeigt eine konventionelle Konfigurationsanordnung, die diesen Forderungen gerecht wird. Batterien und Antrieb sind über die Spannweite verteilt, der Pilot ist im Cockpit in einem tropfenförmigen Rumpf unter dem Flügel untergebracht.



- Conventional configuration
- Main weight in wing (partially span loaded aircraft)
- Ultra low wing loading (8 kg/m²)
- Design optimized for a single point: **low sink speed**
- Carbon epoxy HM & HT ultra light primary structures

Abb. 5-4 Mögliche Konfiguration

Wie bei jedem anderen Flugzeugentwurf muss man nun die Effekte vieler Parameter untersuchen, um die beste Konfiguration zu finden. Dazu sind einige Grundfragen zu klären:

- Welche Kombination aus Flächenbelastung und Spannweite/ Streckung führt zum geringsten Abfluggewicht bzw. minimalem Energiebedarf?
- Wie viel Schub ist für die Mission/Start/Manöver erforderlich?
- Wie viele Batterien werden für die Energiespeicherung benötigt?
- Wie empfindlich ist der Entwurf auf Gewichtserhöhungen, Widerstandsänderungen, Wirkungsgrade des Antriebssystems etc.?

Alle diese Fragen kann man einfachsten mit einem Entwurfsprogramm untersuchen und klären. Solche Programme werden seit etwa 40 Jahren, ermöglicht durch die Verfügbarkeit von schnellen Rechnern, in mehr oder weniger komplexer Form verwendet.

Abb. 5-5 zeigt das Schema eines solchen Rechenprogrammes. Die Daten des Vorentwurfes (Geometrie, Gewichte, Widerstände, Antriebscharakteristiken etc.) sind Eingaben für das Entwurfs/ Skalierungsprogramm. Nun kann damit die Mission berechnet werden und bei Nichterfüllung die

Eingaben/Annahmen so geändert werden, dass die Forderungen erfüllt werden.

Das Problem in diesem Prozess sind natürlich die vielen Annahmen, die zunächst gemacht werden müssen und die dann aber im Laufe der Vorentwicklung verifiziert und bestätigt werden müssen. Das gilt für Strukturgewichte genauso wie für elektrische Charakteristiken.

Eine wesentliche Information für ein solches Programm ist die Berechnung der Solarleistung, die generiert werden kann. Diese ist abhängig von der Anordnung aller Solarzellen an Flügel, Rumpf und Leitwerken des Flugzeuges.

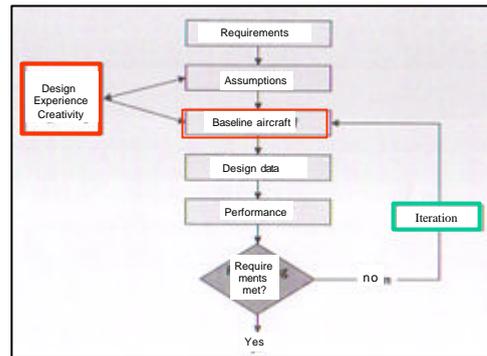


Abb. 5-5 Entwurfs/Skalierungsprogramm

Wesentliche Missionsparameter sind als Funktion der Tageszeit in **Abb. 5-6** dargestellt. Neben dem Höhenprofil ist die während der Mission verfügbare Leistung angezeigt, die nun auch die Höhenabhängigkeit beinhaltet.

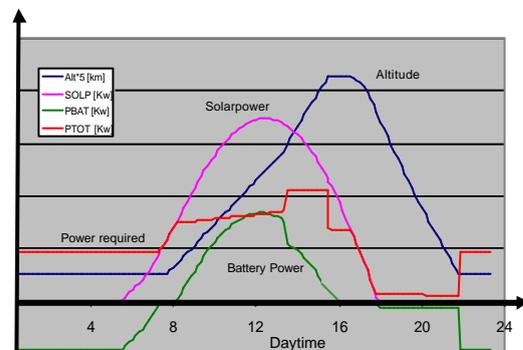


Abb. 5-6: Missions Parameter = f(Tageszeit), (1)

Dazu ist die vom Antrieb und den Systemen aufgenommene Leistung dargestellt, die stets positiv ist. Der vierte wesentliche Parameter ist der von der Batterie abgegebene (negative) und der während der Tageszeit in die Batterie eingespeiste Strom (positiv). Während des Tages muss die Summe aus Stromverbrauch plus Ladestrom immer gleich dem verfügbaren Solarstrom sein.

Abb. 5-7 zeigt neben dem Höhenprofil die während der Mission erzeugte Solarenergie, die gesamte verbrauchte Energie und den Ladezustand der Batterie. Dabei kommt es darauf an, dass die erzeugte und verbrauchte Energie möglichst identisch sind und dass die Batterien bei Beginn des neuen Zyklus wieder den gleichen Ladezustand haben wie am Tag davor.

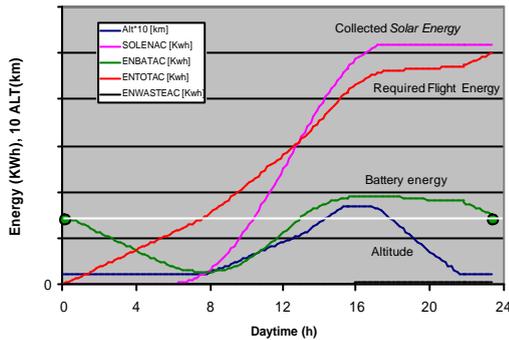


Abb. 5-7_Mission Parameter = f (Tageszeit), (2)

Der Verlauf dieser Werte ist abhängig von Missionsparametern (z.B. Steiggeschwindigkeit) und den Flugzeugcharakteristiken, d.h. Geometrie, Gewicht, Aerodynamik, Wirkungsgrade). Es ist also ein recht komplexes Wechselspiel, das für die Mission austariert werden muss. Erst wenn die Flügelgröße groß genug zur Erzeugung der notwendigen Energie ist, die Flügelstreckung die richtige Gleitzahl liefert und die Batterie ausreicht um die notwendige Energie für den Nachtbetrieb zu speichern, wird der iterative Entwurfsprozess beendet. Natürlich gibt es mehrere Lösungen, die die Mission erfüllen. Das Ziel ist aber eine möglichst leichte Konfiguration zu finden, die alle Forderungen und Beschränkungen erfüllt.

Für die äußere Gestaltung sind die wesentlichen Parameter die Flächengröße/Flächenbelastung und die Spannweite/Flügelstreckung **Abb. 5-8** zeigt einen Bereich möglicher Lösungen. Dargestellt ist das Flugzeuggewicht als Funktion der Flügelgröße und zugehörige Streckungen, Spannweiten und Flächenbelastung. Auf der Grenze des Entwurfsbereiches (dicke Linie) sind die Entwurfsforderungen alle erfüllt. Man sieht, dass für jedes Gewicht eine Mindestfläche erforderlich ist, um die nötige Energie zu liefern (vergleiche Abb. 1-1). Links der Linie sind keine Lösungen machbar, die die Mission erfüllen. Auf der rechten Seite dieser „Entwurfsgrenze“ sind weitere Lösungen möglich. Die sind aber schwerer und nicht ausgewogen bezüglich Energiegewinnung und Energiespeicherung. D.h. Flügelgröße und/oder Streckung und/oder die Batteriegröße sind nicht gut aufeinander abgestimmt.

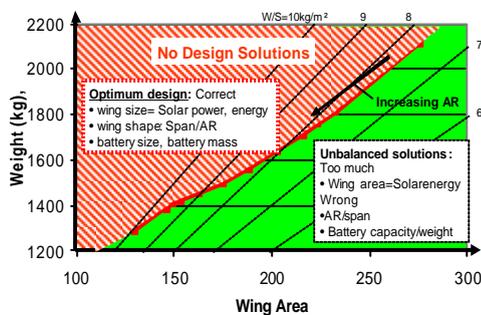


Abb. 5-8 Entwurfsbereich, optimale Parameter Kombination

Nach unten scheint die Entwurfsgrenze einfach weiter zu laufen. Theoretisch ergeben sich immer noch kleinere Gewichte bei wachsender Streckung. Wenn man aber die

Spannweite der Flugzeuge aufträgt, die auf dieser Linie liegen, dann wird erkennbar, dass es ein eindeutiges Minimum gibt (**Abb. 5-9**). Die Spannweite ist bei diesen Flugzeugen ein kritischer Parameter, weil mit wachsender Spannweite die aero-elastischen Probleme erheblich zunehmen. Dieses Ergebnis ist auch schon aus anderen Arbeiten bekannt, z.B. von Studien über ein Solarflugzeug für den Einsatz auf dem Mars, siehe [7].

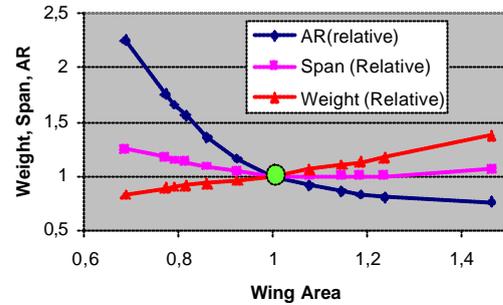


Abb. 5-9 Parameter für die Entwurfsgrenze

Mit einem solchen Entwurfsprogramm kann man auch Sensitivitäten berechnen, d.h. die Auswirkungen von Zusatzgewichten, Zusatzwiderständen, Veränderungen von Wirkungsgraden etc. auf das Abfluggewicht oder den Energiebedarf. Diese Sensitivitäten sind für den Entwicklungsprozess und zur Bewertung alternativer Lösungsideen sehr wichtig und hilfreich.

Es ist selbstverständlich, dass die Genauigkeit einer Skalierung mit einem solchen Programm mit zunehmender Entfernung von dem Eingabeflugzeug abnimmt.

In den folgenden Diagrammen sind einige bemannte Solarflugzeuge mit anderen zivilen oder militärischen Flugzeugen verglichen. **Abb. 5-10** zeigt das klassische Auslegungsdigramm für Flugzeuge: Dargestellt ist das Schubgewichts-verhältnis über der Flächenbelastung und die Bereiche für zivile und militärische Flugzeuge und, am unteren linken Eck, die motorisierten Segelflugzeuge. Die Solarflugzeuge sind in diesem Diagramm fast im Nullpunkt angesiedelt.

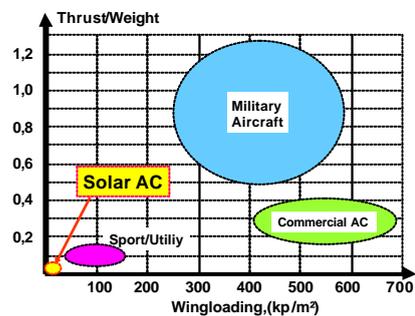


Abb. 5-10 Auslegungsbereich für Flugzeuge

Ein Vergleich der aerodynamischen Güte und des Geschwindigkeitsbereiches zeigt die Solarflugzeuge am unteren Ende des Geschwindigkeitsbereiches und bei mittleren Gleitzahlen **Abb. 5-11**.

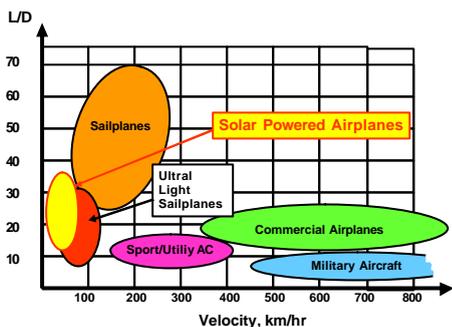


Abb. 5-11 Gleitwinkel und Geschwindigkeitsbereich von Flugzeugen

In **Abb. 5-12** sind für Muskelkraft-, Solarangetriebene bemannte und unbemannte und Batterie-getriebene Flugzeuge die Abfluggewichte als Funktion der Flügelfläche aufgetragen.

Man erkennt, dass der Bereich für das Solar Impulse Vorhaben deutlich außerhalb der bisherigen Entwurfsbereiche liegt. Gewichte und Flächenbelastungen sind höher als die der unbemannten Solarflugzeuge für große Höhen.

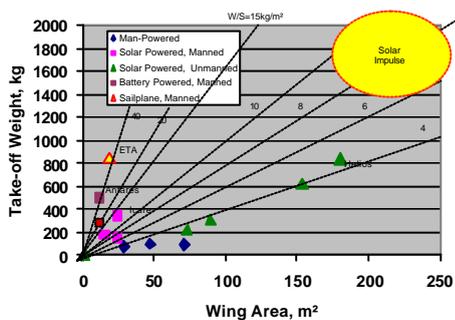


Abb. 5-12 Abfluggewicht und Flügelfläche von Solarflugzeugen

Der Rumpf bzw. Cockpitbereich ist relativ unabhängig von der Flügelauslegung. Aber er bedarf besonderer Aufmerksamkeit. Schließlich soll ein Pilot in diesem Umfeld ca. 5 Tage einigermaßen komfortabel ausharren und das Flugzeug dann noch sicher wieder landen können.

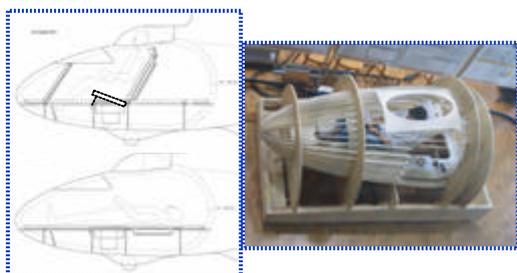


Abb. 5-13 Solar Impulse Cockpit Mock-up

Abb. 5-13 zeigt ein Cockpit Mock-up zur Analyse der Raumverhältnisse und Entwicklung der notwendigen Funktionssysteme.

Der Vergleich einer Solar Impulse Konfiguration mit dem Airbus A380 zeigt eindrucksvoll die Abmessungen dieses Entwurfes **Abb. 5-14**.

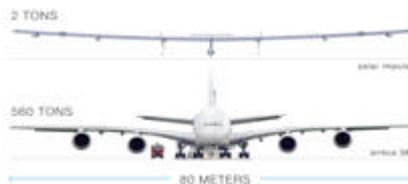


Abb. 5-14 Größenvergleich A-380 und Solar Impulse Konfiguration

6. Zusammenfassung

Der Nachweis, dass Flugzeuge mit Solarenergie angetrieben werden können, ist durch viele bemannte und unbemannte Projekte erbracht. Es sind auch bereits viele Höhen- und Dauerflug-Rekorde aufgestellt worden.

Was aber noch fehlt, und das ist das technische Ziele von Solar Impulse, ist ein bemanntes Flugzeug, mit dem man ohne Unterbrechung mehrere Tage fliegen und - in mehreren Etappen – allein mit Sonnenenergie die Welt umrunden kann.

Die notwendige Technologie ist heute (zumindest im Laborbetrieb) vorhanden. Das Solar Impulse Team will dieses Ziel erreichen.

Referenzen

1. B. Keidel, DLR Forschungsbericht 2002-1: Auslegung und Simulation von hoch-fliegenden dauerhaft stationierbaren Solar-drohnen
2. Brinkmann/Zacher: Die Evolution der Segelflugzeuge
3. F. Thomas: Fundamentals of Sailplane Design
4. Stadt Ulm: Fliegen mit Licht, , ISBN 3-88 294-240-1
5. Voit-Nitschmann: Solar- und Elektroflugzeuge: Geschichte und Zukunft,
6. M.Basien: Grundsatzüberlegungen zur Auslegung, Interner SI Bericht
7. A.J. Colozza: Preliminary Design of a Long Endurance Mars Aircraft, AIAA Paper 90-2000

Nachwort:

Viele der beschriebenen Gedanken und Überlegungen zu dem bemannten Solarflugzeug sind im Solar Impulse Team entstanden. Besonderer Dank gilt P. Frei, der seit 2003 wesentliche Arbeiten zur Gesamtauslegung durchgeführt hat.