

# Solar- und Elektroflugzeuge – Geschichte und Zukunft





Die Verwendung eines Elektroantriebes für Flugzeuge ist nicht neu. Bereits am 21. Oktober 1973 flog der Österreicher Brditschka mit einem elektrisch angetriebenen Motorsegler auf eine Höhe von 300 Metern mit einer Batterieladung. Er drehte einige Platzrunden und landete sicher nach neun Minuten Flugzeit. Der Amerikaner R. J. Boucher hat als erster ein unbemanntes ferngesteuertes Flugzeug mit Solarzellen ausgestattet und erfolgreich erprobt. Am 4. November 1972 flog seine *Sunrise I* zum ersten Mal mit der von Solarzellen gelieferten Energie etwa 100 Meter hoch und kreiste dabei etwa 20 Minuten. Das Flugzeug hatte eine Spannweite von etwa zehn Metern und eine Abflugmasse von zehn Kilogramm. Am 27. September 1975 erreicht Boucher mit dem Nachfolgemodell *Sunrise 11* eine Flughöhe von 5250 Metern bei einer Flugzeit von drei Stunden und 24 Minuten. In Deutschland gelangen dem Elektro- und Solarflugpionier Fred Militky am 16. August 1976 die ersten Solarflüge mit seinem Modell *Solaris*.

### **Kurze Historie der Solarflieger**

Die größten Fortschritte auf dem Gebiet des bemannten Solarflugs brachten die Arbeiten von Paul B. McCready in Kalifornien. Aufbauend auf seinen Muskelkraftflugzeugen *Gossamer Condor* und *Gossamer Albatross* stattete er den *Gossamer Penguin* 1980 mit einem Solarpanel aus. Am 7. August 1980 führte die Pilotin Janice Brown mit dem *Penguin* einen drei Kilometer weiten Demonstrationsflug von 14 Minuten Dauer aus. Die Fluggeschwindigkeit lag bei etwa 6,5 Metern pro Sekunde. Das Flugzeug war nur für sehr geringe Belastungen ausgelegt und konnte nur bei Windstille geflogen werden.

Ein herausragender Meilenstein wurde mit der Entwicklung des *Solar Challenger* geschaffen. Es handelt sich um einen Motorsegler mit einer Spannweite von 14,3 Metern. Am 7. Juli 1981 startete Stephen Ptacek mit dem *Challenger* um 9:28 Uhr vom Flugplatz Pontoise-Cormeilles bei Paris und landete um 14:51

Uhr auf der RAF Base Manston nicht weit von London. Die direkte Verbindungsstrecke ist 262 Kilometer lang. Die größte Höhe während des Fluges betrug 3500 Meter MSL (Mean Sea Level). Das Flugzeug hatte allerdings nur eine Zuladung von 42 Kilogramm (kg), und die Struktur war sehr empfindlich und damit nicht für den Alltagseinsatz geeignet.

In Deutschland entwickelte Günther Rochelt etwa zur gleichen Zeit seinen *Solair 1*. Als Grundlage diente ihm ein Entenflugzeug, die *Canard* von Farner. Die Flügelfläche wurde mit 2500 Solarzellen belegt, die in Silicon eingebettet waren und abschließend mit einer Polyesterfolie abgedeckt wurden. Die Leistung der Zellen betrug bei voller Bestrahlungsstärke 2200 Watt (W). Die Abflugmasse lag bei 180 kg. Am 21. August 1983 flog Rochelt mit der *Solair 1* von Unterwössen mit Unterstützung von Thermik fünf Stunden und 41 Minuten. Die Maschine ist heute im Deutschen Museum in München ausgestellt.

Rudolf Voit-Nitschmann ■  
Solar- und Elektroflugzeuge ■

Einen dem *Solair 1* ähnlichen Ansatz verfolgte Eric Raymond in den USA, der mit seinem *Sunseeker* 1990 mit vielen Zwischenstopps von Kalifornien an die Ostküste der Vereinigten Staaten flog. Beim *Sunseeker* betrug die Zuladung etwa 75 kg bei einer Flugzeugleermasse von 90 kg. Aufgrund der zwar leichten, jedoch im Wirkungsgrad schlechten, polykristallinen Siliziumzellen in Folienform war die installierte Solarleistung gering. Der bürstenlose Motor hatte eine Startleistung von etwa 2,2 Kilowatt (kW), die aber wegen der verwendeten Akkus nur über kurze Zeit zur Verfügung standen.

Ein Horizontalflug allein mit der Leistung des Solargenerators über längere Zeit hinweg war bei diesen Flugzeugen auch bei optimaler Einstrahlung nicht möglich. Trotz aller Weiterentwicklungen haben die bisher aufgezählten Solarflug-

zeuge noch eines gemeinsam: Es handelt sich in allen Fällen um Flugzeuge, die speziell auf eine Aufgabe oder einen Rekordflug hin entworfen und gebaut wurden. Sie waren nicht praxistauglich in dem Sinne, wie es heutige Segelflugzeuge oder Motorsegler sind, das heißt bei nicht optimalem Wetter mußten die Geräte am Boden bleiben. Darüber hinaus war in allen Fällen das zulässige Pilotengewicht beziehungsweise die maximale Nutzlast gering.

### **Stand der Technik bemannter Solarflugzeuge**

#### **Preisträger des Berblinger-Wettbewerbs**

Durch die Ausschreibung des Berblinger-Wettbewerbs der Stadt Ulm für 1996 wurde ähnlich wie durch die Kremer-Preise ein Anreiz geschaffen, die Technologie des solar-elektrischen Fliegens weiter voranzutreiben. In den Anforderungen der Ausschreibung waren neben Straßentransporttauglichkeit, aerodynamischer Steuerung und den Bau- und Dokumentationsrichtlinien vor allem folgende Punkte zu berücksichtigen: Bei einer Pilotenmasse von 90 kg muß das Flugzeug in der

Lage sein, aus eigener Kraft mit gespeicherter Energie auf 450 Meter Höhe zu steigen, wobei die Steiggeschwindigkeit zwei Meter pro Sekunde betragen soll. Ferner muß es bei einer Sonneneinstrahlung von 500 W pro Quadratmeter ( $m^2$ ) möglich sein, einen allein durch Sonnenenergie getriebenen Horizontalflug durchzuführen.

Aus all diesen Vorgaben ergaben sich für die anfangs über 40 Teams aus aller Welt extreme Anforderungen an Aerodynamik, Leichtbau, Effizienz und Antriebstechnik ihrer Flugzeuge.

Auch die Fakultät Luft- und Raumfahrtstechnik der Universität Stuttgart stellte sich mit dem Projekt „*icaré 2*“ diesen Anforderungen.

Weitere herausragende Projekte waren „*Solair II*“ des Teams um Prof. Günter Rochelt und „*O sole mio*“ des italienischen Teams um Dr. Antonio Bubbico. Beide Projekte konnten zwar in weit fortgeschrittenem Zustand präsentiert werden, waren jedoch zum Zeitpunkt des Wettbewerbes nicht flugfähig. *Solair II* absolvierte dann mit ca. zweijähriger Verspätung seinen Erstflug.

Im Gegensatz zu *icaré 2*, das kompromißlos auf die Wettbewerbsausschreibung hin entwickelt wurde (25 Meter Spannweite, 25  $m^2$  Flügelfläche), wurde bei den beiden Mitkonkurrenten eher der Kompromiß gesucht, die Flugzeuge kompakter und damit leichter zu gestalten (*Solair II*, 20 Meter Spannweite, 14,5  $m^2$  Flügelfläche). Damit wurde allerdings die Möglichkeit aufgegeben, auch bei geringerer Einstrahlung oder über längere Zeit solar fliegen zu können. Gemessene Flugleistungen der *Solair II* sind leider bis heute nicht verfügbar. In der Praxis bedeutet das, daß diese beiden Solarflugzeuge mit Hilfe des eingebauten Solargenerators im Flug die Akkus in etwa einer Stunde wieder aufladen können.

#### **Aktueller Stand der Technik am Beispiel des *icaré 2***

Um eine Vorstellung der großen Herausforderung des Solarfluges zu erhalten, muß man sich die Randbedingungen genauer betrachten. Abbildung 3 zeigt uns beispielsweise für Stuttgart die maximal gegebene Globalstrahlung der Sonne auf eine horizontale Fläche über das Jahr. Die höchste nutzbare Leistung im Juni an einem klaren Tag in Stuttgart beträgt ca. 880  $W/m^2$ . Soll das Solarflugzeug auch

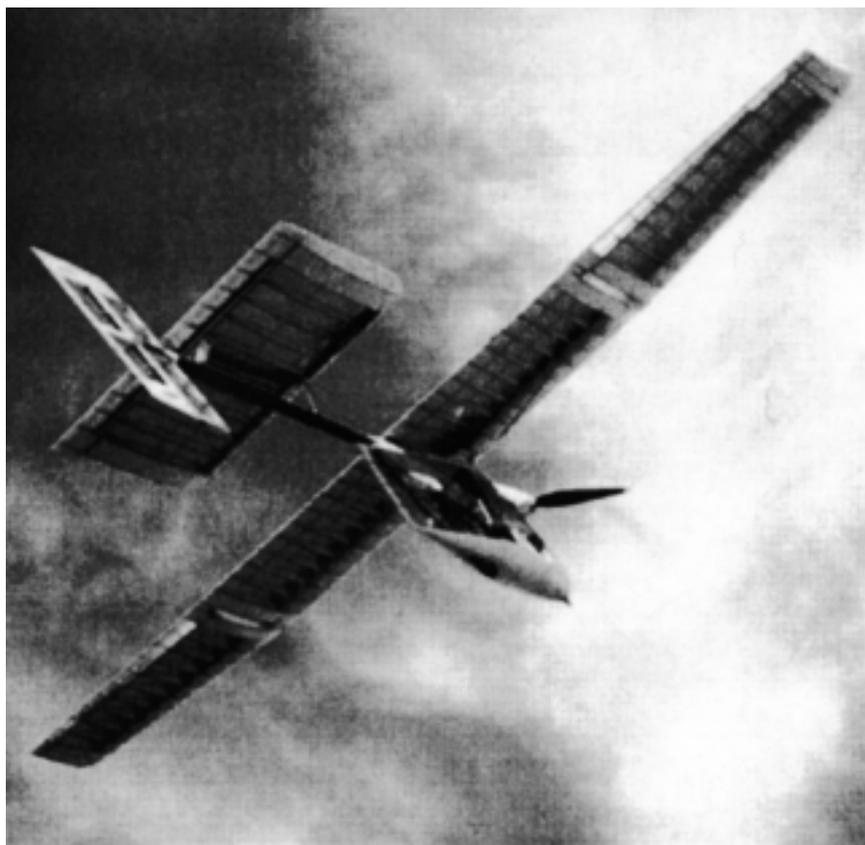


Abb. 1: Solar Challenger.



Solarflugzeug „Icaré 2“

Daten:

Spannweite:	25,0 m
Flügelfläche:	25,7 m <sup>2</sup>
Rüstmasse:	270 kg
Max. Abflugmasse:	360 kg
Max. Flächenbelastung	14,0 kg/m <sup>2</sup>
Belegungsflächen:	21,6 m <sup>2</sup>
Kurzzeitleistung:	14 kW
Schwebeflugleistung:	1836 Watt

Abb. 2: Preisträger des Berblinger-Wettbewerbs.

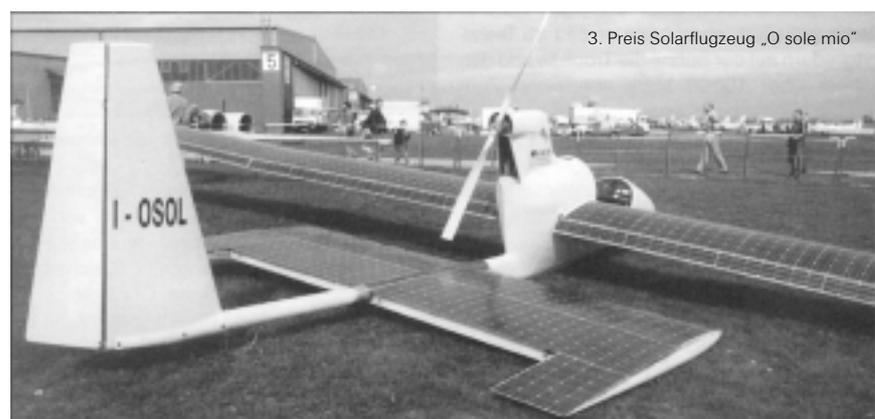
Daten:

Spannweite:	17,63 m
Flügelfläche:	14,00 m <sup>2</sup>
Rüstmasse:	130 kg
Max. Abflugmasse:	220 kg
Max. Flächenbelastung	15,7 kg/m <sup>2</sup>
Belegungsflächen:	20,0 m <sup>2</sup>
Kurzzeitleistung:	15,0 kW
Schwebeflugleistung:	1500 Watt



Daten:

Spannweite:	20,0 m
Flügelfläche:	24,5 m <sup>2</sup>
Rüstmasse:	130 kg
Max. Abflugmasse:	220 kg
Max. Flächenbelastung	12,9 kg/m <sup>2</sup>
Belegungsflächen:	keine Angaben
Kurzzeitleistung:	8 kW
Schwebeflugleistung:	1180 Watt



bei schlechteren Bedingungen und über längere Zeit rein solar fliegen, muß die erforderliche Schwebleistung wesentlich geringer sein. Deshalb wurden innerhalb des Berblinger-Wettbewerbes 500 W/m<sup>2</sup> als Grenzwert vorgeschrieben. Die Auswertungen der Jury zeigten für das Icaré 2 einen Schwebleistungsbedarf, der einer Einstrahlung von 580 W/m<sup>2</sup> entspricht. Die Wettbewerbsanforderun-

gen konnten damit zwar nicht vollständig erfüllt werden, jedoch ist das Flugzeug damit in der Lage, ca. fünf Stunden ausschließlich mit Solarenergie zu fliegen. Bei höherer Einstrahlung um die Mittagszeit ist es dann sogar möglich, leicht zu steigen. Damit ist ein Streckenflug von etwa 500 Kilometern ohne Nutzung von Thermik möglich.

Abbildung 4 zeigt, daß letztendlich nur 13 Prozent der verfügbaren Einstrahlung nach Abzug aller Verluste als Antriebsleistung zur Verfügung stehen. Der gesamte Antriebsstrang ist eine der wichtigsten Komponenten eines Solarflugzeuges. Am Beispiel des *icaré 2* soll der gegenwärtige Stand der Technik erläutert werden.

Der Solargenerator besteht aus Solarzellen der Firma ASE. Die monokristallinen Siliziumzellen weisen einen mittleren Wirkungsgrad von ca. 17 Prozent auf.

Eine äußerst effiziente Nutzung der verfügbaren Solarleistung ist folglich die große Herausforderung bei der Entwicklung leistungsfähiger Solarflugzeuge. Dies betrifft nicht nur den gesamten Antriebsstrang, sondern auch die Auslegung des Flugzeuges selbst.

Die Beschaffungskosten beliefen sich auf ca. 150 000 Mark. Es waren zwar zur damaligen Zeit bereits Zellen verfügbar mit 19 Prozent Wirkungsgrad zum doppelten Preis, jedoch nicht innerhalb eines halben Jahres lieferbar. Die Situation hat sich bis heute kaum geändert. Das Hauptproblem für die Anwendung von Solarzellen für den Antrieb von Luftfahrzeugen liegt also momentan noch in der Verfügbarkeit und den Beschaffungskosten von Solarzellen hohen Wirkungsgrades. Die technologischen Probleme der Einbettung der Solarzellen in die Tragflügelstruktur konnten sowohl bei *icaré 2* als auch bei *Solair II* zufriedenstellend gelöst werden. Eine Schlüsselrolle hierbei spielte die Einbettung der Solarzellen in polyesterverstärktes Glasgewebe. Dadurch wurden die Zellen krümmbar und konnten somit in die gewölbte Tragflügeloberfläche integriert werden. Optisch konnten keine Nachteile festgestellt werden. Auch nach inzwischen fünf Jahren Flugbetrieb hat sich der Solargenerator bewährt. Lediglich die Verbindungen der einzelnen Solarpanels bereiteten Probleme. Acht einzelne Solarzellenstränge kommen beim *icaré 2* zum Einsatz. Jeder Strang ist mit einem sogenannten Maximum-Power-Point-Tracker ausgerüstet. Dies ist ein Regler, der die Spannung des Systems an den maximalen Leistungspunkt des Generators anpaßt. Für den Start und Steigflug sorgen 386 Nickel-Cadmium-Zellen (je 2,0 Amperestunden (Ah), Ge-

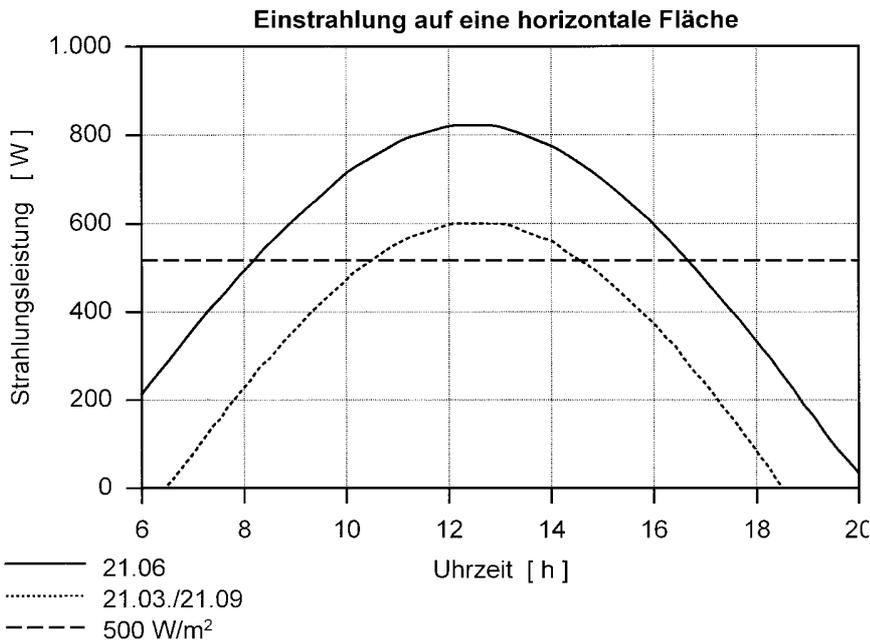


Abb. 3: Einstrahlung auf eine horizontale Fläche.

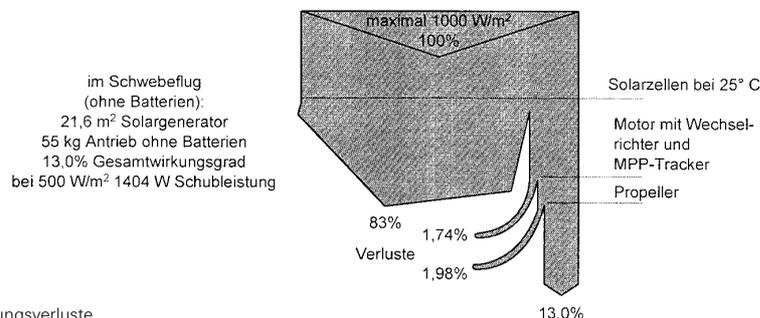
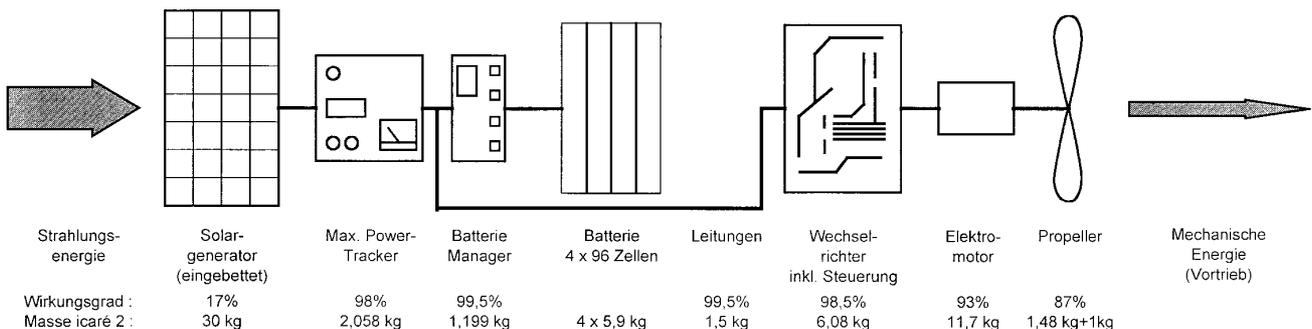


Abb. 4: Aufteilung der Leistungsverluste.

samtmasse ca. 25 kg). Zum damaligen Zeitpunkt waren dies die einzigen verfügbaren Akkus mit der nötigen spezifischen Energie und vor allem spezifischen Leistung (Energie und Leistung bezogen auf die Masse).

Es mußte für den Wettbewerb ein Steigflug auf möglichst große Höhe (mindestens 450 Meter) demonstriert werden. Dazu ist eine möglichst hohe spezifische Leistungsfähigkeit der Akkus entscheidend. Technologisch hat sich die Situation in der Zwischenzeit auf diesem Gebiet am stärksten weiterentwickelt (dazu später). Ein sogenannter Lademanager überwacht die Ladung des Akkus im Flug und verhindert vor allem die Überladung. In der Antriebskette folgt dann der Wechselrichter, der die Drehfelder für die beiden Phasen des Elektromotors erzeugt. Außerdem erfolgt die Leistungsregelung über diese Komponente. Der maximale Wirkungsgrad des Wechselrichters beträgt 98,5 Prozent. Als Antriebsmotor kommt ein Transversalfluß-Motor zum Einsatz, der eine extreme spezifische Leistungsfähigkeit aufweist. Der Wirkungsgrad dieses Motors liegt bei Start beziehungsweise bei Schwebelage bei 92 Prozent und 93 Prozent Wirkungsgrad und stellt bezüglich der Leistungsfähigkeit das momentan Machbare dar. Das gesamte Antriebssystem wurde an der Uni Braunschweig im Auftrag für das Projekt *icaré* entwickelt. Der Motor treibt einen kohlefaserverstärkten (Cfk) Propeller (Durchmesser 2,4 Meter) eigener Entwicklung an, dessen Wirkungsgrad mit 87 Prozent gemessen wurde. Für den Segelflug kann der Propeller mit Hilfe einer mechanischen Bremse abgebremst und nach hinten gefaltet werden. Das Antriebssystem mit dem Motor im Seitenleitwerk hat sich in der Praxis sehr bewährt. Der Verfasser würde dieses Antriebssystem aus eigener Flugerfahrung jedem Klapptriebwerk vorziehen. Lediglich die Verbindungen der einzelnen Solarpanels und der Maximum-Power-Point-Tracker hatten während des Flugbetriebes Probleme bereitet.

Abgesehen vom Antriebsstrang ist der Entwurf des Solarflugzeuges selbst für minimale Antriebsleistung eine wichtige Aufgabe für den Entwicklungsprozeß eines leistungsfähigen Solarflugzeuges. Für das Projekt *icaré* wurden hier konsequent die Forderungen des Berlinger-Wettbewerbes zugrunde gelegt. Die Forderung des solaren Schwebefluges bei nur 500

b [m]

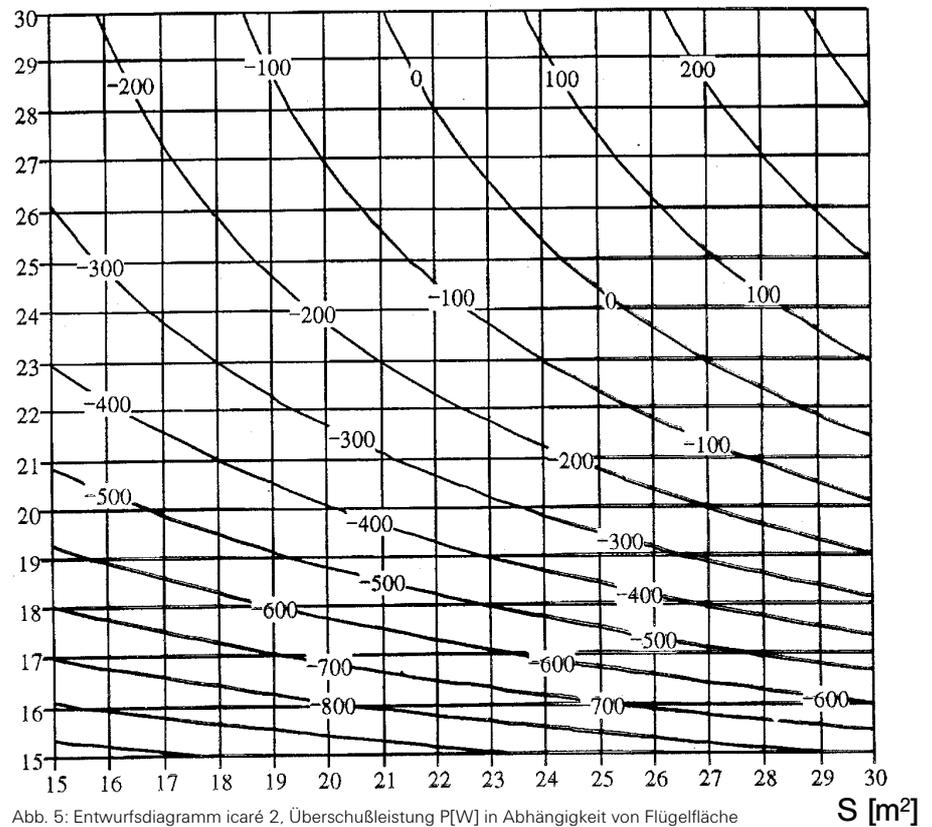


Abb. 5: Entwurfsdiagramm icaré 2. Überschußleistung  $P$  [W] in Abhängigkeit von Flügelfläche  $S$  [ $m^2$ ] und Spannweite  $b$  [m].

$W/m^2$  Solarstrahlung und die Steigflugforderung mit zwei Metern pro Sekunde auf 450 Meter Höhe bildeten die größte Herausforderung.

Auf die Auslegungsberechnungen kann hier nicht detailliert eingegangen werden. Zusammenfassend kann angegeben werden, daß ein hinsichtlich minimaler Antriebsleistung optimierter Entwurf eine möglichst große Spannweite bei gleichzeitig geringem Gewicht und einer großen Flügelfläche für die Solarzellen aufweisen muß. Die benötigte Leistung für den horizontalen Schwebeflug muß durch die Solarzellen zur Verfügung gestellt werden. Die bereitstehende Leistung abzüglich der erforderlichen Leistung ergibt einen Leistungsüberschuß.

Abbildung 5 zeigt die Überschussleistung, aufgetragen über der Flügelfläche und der Spannweite. Hierbei wurde selbstverständlich die Änderung des Flügengewichtes in Abhängigkeit von Spannweite und Streckung berücksichtigt. Bezüglich der verfügbaren Leistung wurde von jeweils maximal möglicher Solarzellenbelegung der Flügelfläche ausgegangen. Man könnte diese Darstellung als Entwurfsdiagramm für ein Solarflugzeug bezeichnen. Die Kurve 0 bedeutet, daß

das Flugzeug gerade beginnt, den horizontalen Schwebeflug zu erfüllen. Bei +100 W stehen 100 W an Überschussleistung zur Verfügung. Aus dem Diagramm ist ersichtlich, daß unendlich viele Lösungen für das Entwurfsproblem des Solarflugzeuges möglich sind. Durch die Erläuterung der beiden Extremfälle soll die Entwurfsproblematik verdeutlicht werden.

Wie aus dem Diagramm ersichtlich, besteht die Möglichkeit, ein Flugzeug mit relativ geringer Flügelfläche zu realisieren (zum Beispiel  $19 m^2$ ), allerdings bei sehr großer Spannweite (größer als 30 Meter). Die relativ geringe benötigte Solarzellenfläche würde zu einer beträchtlichen Kosteneinsparung für den Solargenerator führen. Andererseits wäre eine Spannweite von über 30 Meter im praktischen Betrieb kaum mehr handhabbar.

Schwebefluges hatte sicherlich für die Wettbewerbsjury die erste Priorität und macht andererseits den besonderen Reiz des Flugzeuges aus. Bei abgestelltem Antrieb allerdings muß man Segelflugleistungen hinnehmen, die nicht den gegenwärtigen Stand der Technik repräsentieren. Zukünftige Ausschreibungen sollten sich mehr daran orientieren, elektrischen beziehungsweise solarelektrischen Antrieb mit einem Hochleistungssegelflugzeug zu kombinieren.

Der andere extreme Auslegungsfall wäre eine sehr große Flügelfläche von ca. 29 m<sup>2</sup> mit einem entsprechend großen und teuren Solargenerator, aber andererseits einer wesentlich besser handhabbaren Spannweite von ca. 20 Metern. Diese Auslegung hätte natürlich den Nachteil des wesentlich teureren Solargenerators und würde außerdem bei abgeschaltetem Antrieb schlechtere Segelflugleistungen aufweisen als eine Auslegung mit größerer Spannweite beziehungsweise größerer Streckung. Wie so oft beim Flugzeugentwurf wurde ein Kompromiß getroffen. Das *icaré 2* wurde schließlich mit einer Spannweite von 25 Metern und einer Flügelfläche von 25,7 Quadratmetern realisiert.

Vor allem die Forderung nach horizontalem Schwebeflug bei einer Einstrahlung von 500 W/m<sup>2</sup> in Verbindung mit der hohen Zuladung machen eine sehr große Flügelfläche erforderlich. Die gewählte Flügelfläche für den *icaré 2* ist etwa um zehn Quadratmeter größer als die Flügelfläche eines Leistungssegelflugzeuges der offenen Klasse mit derselben Spannweite. Dies führt in der Konsequenz zu einer äußerst geringen Flächenbelastung, die sich im Segelflug ungünstig auf die Streckenfluggeschwindigkeit auswirkt und führt gleichzeitig zu einer schlechteren Gleitzahl (Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb 1:36) im Gegensatz zu vergleichbaren Segelflugzeugen der offenen Klasse mit derselben Spannweite (Gleitzahl ca. 1:60).

Die Kombination von großer Flügelfläche und der an der unteren Grenze dimensionierten Größe des Seitenleitwerkes führten zu einem sehr hohen negativen Wendemoment (Rollwendemoment), welches die Handhabung des Flugzeuges erschwert. In diesem Punkt wurden zwar geringe Verbesserungen mit einfachen Maßnahmen erzielt, aber im Grundsatz muß man sich mit diesem Nachteil abfinden. Die Verwirklichung des rein solaren

Für die gesamte Struktur des *icaré 2* kommt hauptsächlich die CFK-Wabensandwich-Bauweise zur Anwendung. Der *icaré*-Flügel ist dreiteilig ausgeführt. Der größte Teil erhielt einen rechteckigen Grundriß, um die Solarzellen optimal aufbringen zu können. Es wurde in Kauf genommen, daß der große Rechteckteil Nachteile für die Manövrierbarkeit um die Längsachse mit sich bringt. Die Flügelstruktur erhielt eine geschlossene Torsionsnase aus einem Kohlegelege-Wabensandwich. Auf der Oberseite erstreckt sich das Wabensandwich bis zur Hinterkante, um die Solarzellen zu tragen. Hinter dem Holm sind Stütz-Rippen angebracht. Auf der Unterseite ist der Flügel hinter dem Holm bespannt.

## Ausblick auf zukünftige Entwicklungen

### Weiterentwicklungen der Einzelkomponenten

Die Weiterentwicklung der herkömmlichen Silizium-Solarzellen wird sich in kleinen Schritten vollziehen. Auch die Preise werden erst dann in Bewegung geraten, wenn größere Stückzahlen zur Anwendung kommen. Erfolgversprechender scheint beispielsweise die Entwicklung von Silizium-Dünnschicht-Zellen laut Auskunft unseres Kollegen, Prof. Jürgen H. Werner, Institut für Physikalische Elektronik (IPE). Labormuster dieser Zellen mit einem Wirkungsgrad von ca. 20 Prozent waren bereits vor Jahren am IPE entwickelt worden. Die Verfügbarkeit derartiger Zellen in genügender Anzahl und zu einem akzeptablen Preis würde der solarelektrischen Fliegerei zum Durchbruch verhelfen. Die aufwendige Integration der relativ schweren Silizium-Zellen-Panel (1,2 kg/m<sup>2</sup>) in die Struktur wird damit überflüssig, und die Zellen könnten nachträglich auf die Tragflügelstruktur aufgebracht werden. Innerhalb der nächsten fünf bis zehn Jahre wäre dies vorstellbar.

## Wie so oft beim Flugzeugentwurf wurde ein Kompromiß getroffen.

Durch die konsequente Anwendung der CFK-Wabensandwich-Bauweise konnte das Strukturgewicht im Vergleich zu Serienflugzeugen wesentlich reduziert werden, dies allerdings teilweise auf Kosten der Oberflächenqualität und somit der aerodynamischen Güte. Weitere Kompromisse wurden bezüglich der Steifigkeit der Einzelkomponenten hingenommen (vor allem Torsionssteifigkeit des Tragflügels), was die Schnellflugtauglichkeit einschränkt.

Der dem Solargenerator nachgeschaltete Maximum-Power-Point-Tracker weist bereits beim *icaré 2* einen Wirkungsgrad von 98 Prozent auf. Bei dieser Komponente kann zukünftig lediglich eine Miniatürisierung verbunden mit einer Gewichtsreduzierung erwartet werden. Auch bezüglich Wechselrichter, Motorsteuerung und Elektromotor selbst ist das technisch Machbare bezüglich der Wirkungsgrade ausgereizt. Die zukünftige Aufgabenstellung wird hier vor allem die

Entwicklung preiswerterer Systeme bei möglichst hohem Wirkungsgrad sein. Im Rahmen der Entwicklung des Antriebssystems für die *Antares* (Lange Flugzeugbau) wurde gezeigt, daß dies möglich ist.

Abgesehen vom Solargenerator stellt der Energiespeicher die Komponente mit dem zukünftig größten Weiterentwicklungspotenzial dar. Seit Entwicklungsbeginn des *icaré* bis heute hat sich beispielsweise die nutzbare Kapazität der eingesetzten Ni-Cd-Akkus nahezu verdoppelt (derzeitig ca. 41 Wh/kg). Für den Startvorgang ist vor allem die spezifische Leistung (W/kg) eines Energiespeichers entscheidend (momentan ca. 520 W/kg bei Ni-Cd-Akkus). Die verfügbare Energie muß in möglichst kurzer Zeit in Höhe umgesetzt werden. 1996 waren diesbezüglich immer noch Ni-Cd-Sinterzellen Akkus allen anderen Systemen überlegen. In der Zwischenzeit weisen Ni-Metall-Hydrid-Akkus oder auch Lithium-Ionen-Akkus ähnliche spezifische Leistungen auf. Bezüglich der spezifischen Energie sind sie den Ni-Cd-Akkus weit überlegen. Für die *Antares* werden mit Hilfe dieser Akkusysteme beeindruckende Steighöhen erreicht. In die Zukunft extrapoliert erscheint eine weitere Verdoppelung der spezifischen Energie innerhalb der nächsten 15 Jahre möglich.

#### Integration einer Brennstoffzelle – Forschungsgelder und Industriepartner könnten Verwirklichung erleichtern

Als Energiequelle der Zukunft für solar/elektrisch getriebene Motorsegler könnte ebenso wie für Fahrzeuge die Brennstoffzelle zur Anwendung kommen. Untersuchungen am Institut für Flugzeugbau unserer Universität und bei der DLR Stuttgart brachten das Ergebnis, daß das *icaré 2* etwa zwei Stunden im Horizontalflug über eine Leichtbau-Brennstoffzelle betrieben werden könnte. Die Masse der Brennstoffzelle selbst und die spezifische Leistung liegt dabei im Kurzzeit-Überlastbetrieb (Startvorgang) etwa in der gleichen Größenordnung wie die der Ni-Cd Akkus. Allerdings müssen zusätzlich noch die Tanks für Wasserstoff und Sauerstoff berücksichtigt werden. Ein entsprechendes Forschungsprojekt mit dem Ziel der Integration einer Brennstoffzelle beispielsweise in ein UL-Flugzeug wurde bei uns vorgeschlagen. Leider ist es noch nicht gelungen, die nötigen Forschungs-

**Daten:**

Spannweite	20 m
max. Abflugmasse	530 kg
Leermasse	370 kg
Generatorleistung	ca. 1,8 kW
max. Batteriekapaz.	ca. 3,5 KWh
Motorleistung	max. 40 kW

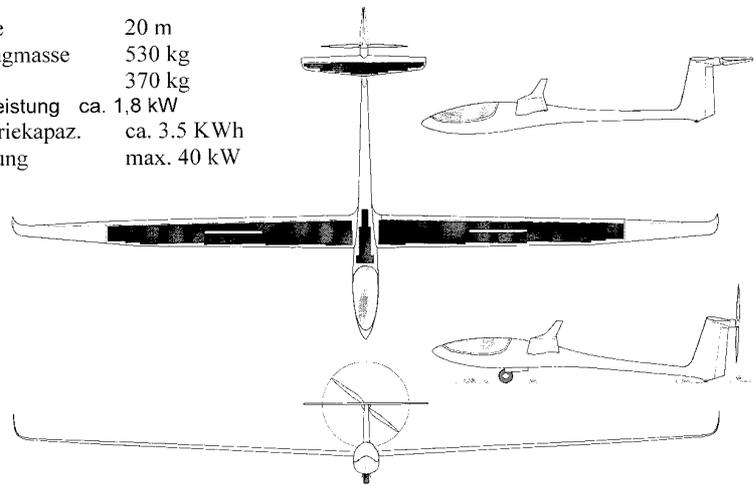


Abb. 6: Ansicht eines zukünftigen Solarflugzeuges.

gelder einzuwerben und kompetente Industriepartner zu gewinnen. Weltweit steht die Verwirklichung eines über eine Brennstoffzelle betriebenen bemannten Luftfahrzeuges noch aus.

#### Auslegung von zukünftigen solar/elektrisch getriebenen Motorseglern

Die Integration des Antriebes in die Seitenleitwerksflosse hat sich am Beispiel des *icaré 2* sehr gut bewährt. Der Antrieb kann kurzzeitig jederzeit aktiviert werden und bietet somit auch Sicherheitsvorteile gegenüber Klapptriebwerken. Im Segelflugbetrieb faltet sich der abgebremste Propeller nach hinten und beeinflusst somit nur geringfügig die Segelflugleistungen. Da der Antrieb nicht nur für kurze Zeit im Steigflug, sondern bei entsprechender Einstrahlung auch über längere Zeit im Reiseflug betrieben wird, ist bei Solarflugzeugen ein Klapptriebwerkssystem nicht sinnvoll. Aus diesen Gründen und eigener Flugerfahrung ist der Verfasser überzeugt von den Vorteilen der Antriebsanordnung im Seitenleitwerk. Dies wäre auch eine gute Anordnung für elektrisch selbststartende Segelflugzeuge. Als Nachteil muß akzeptiert werden, daß die Umrüstung eines Serienflugzeuges sich wesentlich aufwendiger gestaltet. Aufgrund der Massenverteilung wird zumindest das Verschieben des Tragflügels nach hinten erforderlich.

Ein weiterer interessanter Aspekt wird durch den wahlweisen beziehungsweise teilweisen Einsatz der Solarenergie für Absaugungsmaßnahmen zur Laminarhaltung der Flügelumströmung eröffnet. Die Definition des Segelfluges sollte unter

dem Aspekt der zusätzlichen direkten Nutzung der Solarenergie neu überdacht werden.

Welche Serienflugzeug-Kategorien werden sich auf der Basis solar/elektrischer Antriebssysteme zukünftig auf dem Markt etablieren? Die Antwort könnte folgendermaßen aussehen:

- Segelflugzeuge mit ausklappbarer elektrischer Heimkehrhilfe
- Segelflugzeuge selbststartend mit elektrischem Antriebssystem
- Solarflugzeuge mit Pufferakku (Solargenerator nur zum Aufladen der Akkus innerhalb von zwei bis vier Stunden dimensioniert)
- Reine Solarflugzeuge mit Pufferakku (solarer Flug über längere Zeit auch ohne Inanspruchnahme der Pufferakku möglich, nach gegenwärtigen FAI-Regularien bei einer Einstrahlung ab 500W/m<sup>2</sup>).

Abbildung 6 zeigt, wie ein zukünftiges Solarflugzeug aussehen könnte.

generators größere Flügelflächen und geringere Flächenbelastungen benötigen, als es bei abgestelltem Antrieb für ein entsprechendes Leistungs-Segelflugzeug nötig wäre mit den bereits beschriebenen negativen Auswirkungen auf die Streckenflugleistungen. In der Praxis kann damit gerechnet werden, daß gute Solarflugwetterlagen und gute Thermikwetterlagen meist gleichzeitig auftreten, wenn man einmal von alternden, stabilen Hochdruckwetterlagen absieht. Dann ist für einen zeitoptimierten Streckenflug das moderne Hochleistungssegelflugzeug dem reinen Solarflugzeug überlegen. Der unverhältnismäßig hohe Aufwand für das reine Solarflugzeug lohnt sich unter diesem luftsportlichen Aspekt nicht. Aus diesem Blickwinkel erscheint das Solarflugzeug mit Pufferakku, das auf Streckenflugleistungen hin optimiert ist, als die in näherer Zukunft interessanteste Variante.

Die Vision des konsequent umweltfreundlichen eigenstartfähigen Solar-Segelflugzeuges, das multifunktionsfähig einerseits stundenlange Flüge nur unter Nutzung des eingebauten Solargenerators ausführt und andererseits bei abgestelltem Antrieb vergleichbare Leistungen heutiger Leistungssegelflugzeuge aufweist, wird somit in nächster Zukunft Vision bleiben. Doch die Hoffnung bleibt, daß Entwicklungen wie beispielsweise die Berblinger-Preisträger oder die aktuellen Elektrosegler Projekte wie Silent und Antares uns dieser Vision immer näher bringen.

#### **Anwendungen für Beobachtungs- und Überwachungsaufgaben**

Bereits während der Projektarbeiten zu *icaré 2* wurde erkannt, daß die erarbeiteten Technologien für sogenannte „Hochfliegende Plattformen“ einsetzbar sind. Unter Hochfliegenden Plattformen (HALE, high flying long endurance) versteht man Nutzlastplattformen, die innerhalb der Stratosphäre ( 20 bis 30 Kilometer Höhe) oberhalb des Wettergeschehens und oberhalb des übrigen Luftverkehrs stationiert werden. Sie können dann teilweise Aufgaben übernehmen, für die heutzutage noch Satelliten eingesetzt werden (Telekommunikationsdienste, Umwelt- und Erdbeobachtung). Man erhofft sich von derartigen Plattformen im Vergleich zu weltraumbasierten oder fest am Boden installierten Einrichtungen

- einen kostengünstigeren Betrieb,
- flexiblere Einsatzmöglichkeiten, da diese je nach Bedarf positioniert werden können,
- missionsangepasste Upgrade- und Wartungsmöglichkeiten,
- einen umweltschonenderen Betrieb durch den Einsatz neuartiger Antriebskonzepte (Solar-Antrieb, Brennstoffzellen) sowie die Vermeidung von Langzeit-Abfallprodukten, wie dies bei Satelliten unumgänglich ist.

Das Kernproblem für die Realisierung derartiger Plattformen liegt vor allem im Energiebedarf für den langanhaltenden Einsatz (mehrere Tage oder gar Monate). Auch aus der Arbeitshöhe von größer 20 Kilometer ergeben sich weitere hohe Anforderungen an das Gesamtsystem. Beispielsweise beträgt die Luftdichte nur noch 1/100 des Wertes in Meereshöhe, die Temperaturen liegen bei ca. -40° C und die mittleren Windgeschwindigkeiten betragen 20-60 Meter pro Sekunde. Die Lösung dieser Probleme ist trotz vielfältiger weltweiter Anstrengungen bis heute nicht gelungen. Bereits 1997 wurde von der Fakultät gemeinsam mit dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) ein Forschungsantrag beim Bundesforschungsministerium eingereicht mit der Absicht, aufbauend auf den Projekten *Lotte*, *icaré* und *Solitair* (DLR) Grundlagen für Hochfliegende Plattformen zu erforschen. Aufgrund der fehlenden Industriebeteiligung und der mangelnden Einsicht über die Bedeutung dieser Thematik ist dieser Antrag gescheitert.

Damit wollten wir uns jedoch nicht geschlagen geben. Die Herausforderung dieser stark interdisziplinär geprägten Forschungsaufgaben möchte man innerhalb der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik annehmen. Das Thema „Autonome Hochfliegende Plattformen“ wurde deshalb von der Fakultät als eines der Leitprojekte für die Zukunft benannt. Gegenwärtig sind wir bestrebt, im Rahmen einer Landesfinanzierung einen Forschungsschwerpunkt zu dieser Thematik einzurichten. Die Fakultätsprojekte *Lotte* (Solarluftschiff) und das Solarflugzeugprojekt *icaré* bilden eine solide Grundlage für dieses Vorhaben. Für die Anregung, Luftschiffe als Basis für hochfliegende Plattformen anzuwenden, erhielt Professor Kröplin 1999 den Körber Preis. Im Rahmen dieser Projekte wurden bereits Grundlagen für Kerntechnologien erarbeitet, die auch für Höhenplattformen zur Anwendung kommen können:

#### **Visionen für den solar/elektrisch unterstützten Segelflug**

Auch für Thermik-Streckenflüge sind völlig neue Flugszenarien für reine Solarflugzeuge denkbar. Etwa der frühzeitige Start mit Hilfe der Pufferakkus mit anschließendem Horizontalflug mit Solarenergie bei minimalem Leistungsbedarf des Flugzeuges, allerdings deshalb verbunden mit einer geringen Reisegeschwindigkeit. Später bei entwickelter Thermik der Übergang in den klassischen Segelflug mit Unterstützung des Vorwärtsfluges durch den Elektromotor, um die mittlere Fluggeschwindigkeit zu steigern. Oder je nach Wetterlage Speicherung der Solarenergie, um Flauten zu überbrücken oder um einen Flugplatz anzufliegen, um eine Außenlandung zu vermeiden. Selbst für Solarflugzeuge mit Pufferakku sind taktische Entscheidungen zu treffen. Etwa die Frage, ob die gespeicherte Energie für die Überbrückung von Flauten oder für die Erhöhung der Reisegeschwindigkeit eingesetzt werden soll. Für die taktische Planung und Durchführung eines optimalen Streckenfluges unter Berücksichtigung der klassischen Streckenflugtheorie in Kombination mit der direkten Nutzung der Solarenergie eröffnen sich somit bisher nicht bekannte Möglichkeiten.

Gespräche mit Vertretern der Fédération Aéronautique Internationale (FAI) zeigten sehr viel Aufgeschlossenheit bezüglich der Schaffung neuer, an die Szenarien von Solarflugzeugen angepaßten Wettbewerbsregeln.

Die Kategorie der reinen Solarflugzeuge wird jedoch zukünftig auch bei deutlich besseren Wirkungsgraden des Solar-

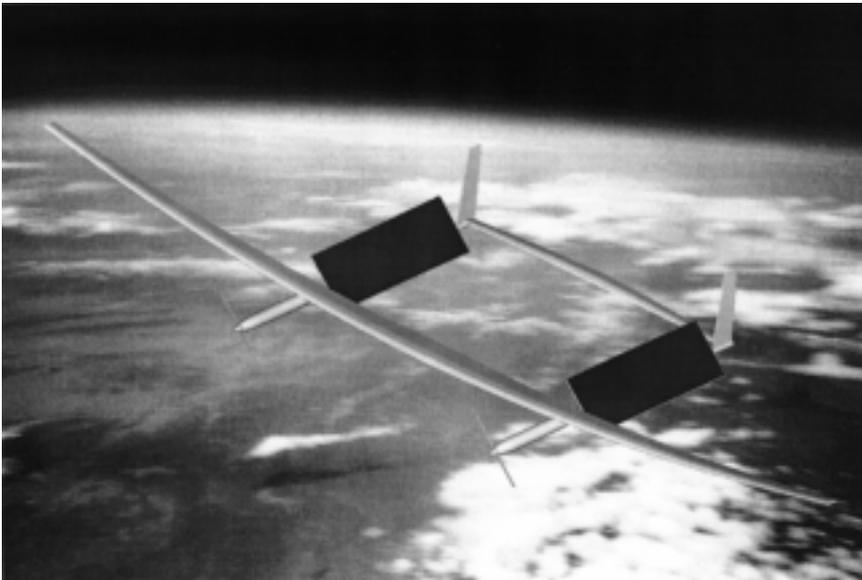


Abb. 7: SOLITAIR, Studie einer hochfliegenden Solardrohne für ganzjährige Stationierung bis ca. +/- 55° Breite, DLR, Institut für Flugsystemtechnik.

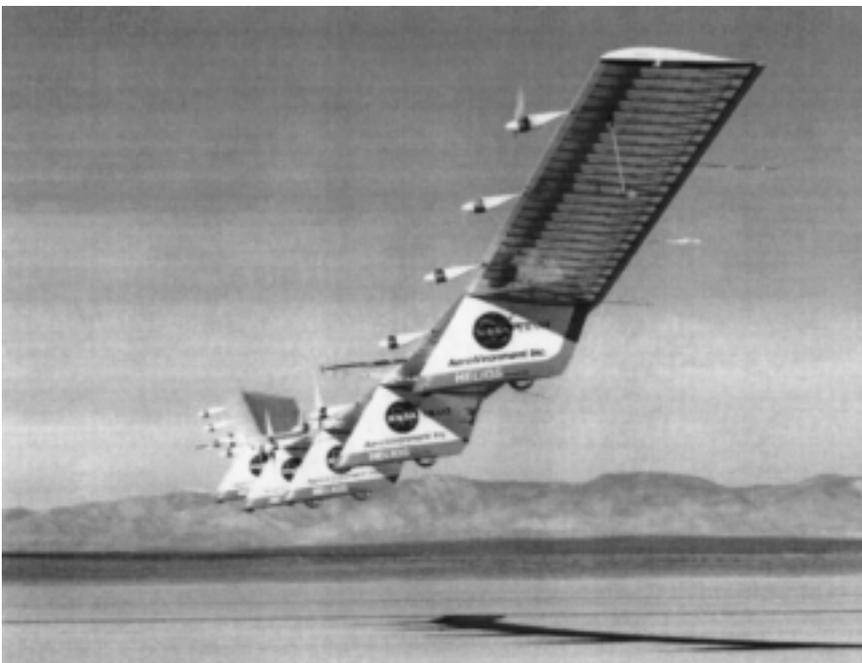


Abb. 8: Landung des Helios- Prototypen, Dryden Flight Research Center, USA, Foto: NASA Dryden, Tom Tschida.

- Einbettung der Solarzellen in hochflexible, gewölbte und belastete Flächen
- Solarelektrischer Antriebsstrang mit hohem Gesamtwirkungsgrad bei geringem Gewicht
- Entwurf von Luftfahrzeugen mit minimalem Antriebsbedarf
- Betriebserfahrungen mit einem bemannten Versuchsträger mit elektrischem Antriebssystem.

Auch die Industrie hat in der Zwischenzeit ihr Interesse an derartigen Vorhaben bekundet.

International am weitesten fortgeschritten sind Forschungsarbeiten in den USA auf diesem Gebiet. Im Jahre 1994 wurde - zuerst im Rahmen der SDI-Initiative der US-Regierung und jetzt im Rahmen des „Environmental Research Aircraft and Sensor Technology“ (ERAST) Programms der NASA – der *Pathfinder* von Aero Vironment fertiggestellt. Dieser Erprobungsträger wurde in der Zwischenzeit weiterentwickelt zur Plattform *Helios*. Bei diesem unbemannten Nurflügelflugzeug mit einer Spannweite von 247 feet (75 Meter, größer als die

Boeing 747) wird angestrebt, in Höhen bis zu 70000 feet (ca. 21 Kilometer) bis zu 96 Stunden Erdbeobachtung und Atmosphärenforschung zu betreiben. Das Flugzeug wird von 14 Elektromotoren angetrieben. Es stehen insgesamt 35 kW Solar-Leistung zur Verfügung. Der Wirkungsgrad der Solarzellen beträgt 18,3 Prozent. Damit steigt das Gerät im Laufe mehrerer Tage auf seine Einsatzhöhe. Zur Überbrückung der Nacht ist die Integration regenerativer Brennstoffzellen vorgesehen. Tagsüber eingespeicherte Überschußenergie läßt sich damit für die Höhenhaltung während der Nacht einsetzen.

## Nachwort

### **Bedeutung des Solarflugzeugprojektes *icaré* für Lehre und Forschung der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik**

Das Solarflugzeugprojekt *icaré* erforderte vielseitige Fähigkeiten und Erfahrungen aller Beteiligten. Ein Projekt dieser Größenordnung und Komplexität konnte nur von einem hochmotivierten und hocheffizienten Team zum Erfolg gebracht werden. Es gelang, die Ressourcen und Fähigkeiten der gesamten Fakultät zu bündeln und in das Projekt einzubringen. Alle Institute, deren Mitarbeiter und Professoren leisteten wesentliche Beiträge für das Gelingen dieses Projektes. Zahlreiche Konstruktions- und Entwicklungsaufgaben wurden im Rahmen der Lehre als Studien- und Diplomarbeiten bearbeitet. Entwicklung und Bau des Prototypen wurden am Institut für Flugzeugbau durchgeführt. Die Studierenden und Wissenschaftler trainierten dabei das Umsetzen der wissenschaftlichen Lehrinhalte in die Schaffung eines Hochtechnologie-Produktes.

Der Nutzen für die Lehre läßt sich durch die Vermittlung von folgenden Fähigkeiten aufzeigen:



### **Prof. Dipl.-Ing. Rudolf Voit-Nitschmann**

**Prof. Dipl.-Ing. Rudolf Voit-Nitschmann, Autor des Ausblicks auf die „Entwicklung der Solar- und Elektromotorsegler“, ist seit Januar 1994 als Professor für Flugzeugentwurf am Institut für Flugzeugbau tätig. 1950 in Eisenbach in Thüringen geboren, studierte Rudolf Voit-Nitschmann an der Universität Stuttgart Luft- und Raumfahrttechnik und erhielt dort 1977 sein Diplom. Seine Stationen: Wissenschaftlicher Mitarbeiter beim DLR Stuttgart, Entwicklungsleiter und Chefkonstrukteur bei Gyroflug/FFT (SC 01 Speed Canard, Eurotrainer), Leiter des Bereiches Leichtflugzeugbau bei der Grob Luft- und Raumfahrttechnik GmbH (EFIS, G 115T), Hauptabteilungsleiter Strukturentwicklung und Technologie bei der Dornier Luftfahrt GmbH. Auf dem Gebiet der Forschung arbeitet Prof. Voit-Nitschmann heute neben dem schwerpunktmäßig am Institut für Flugzeugbau betriebenen Gebiet Faserverbund-Leichtbau vor allem auf dem Gebiet Flugzeugentwurf und Konstruktion. In der Lehre liegt ihm daran, den Studierenden einen guten Gesamtüberblick, Gesamtsystemdenken und praxisnahe Konstruktionsmethoden für den Flugzeugbau zu vermitteln. Gleich zu Beginn seiner Tätigkeit an der Universität Stuttgart wurde ihm die Projektleitung des Solarsegelflugzeuges icaré übertragen, das die Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik als Beitrag für den Ulmer Berblinger-Wettbewerb 1996 entwickelt hat. Prof. Voit-Nitschmann ist auch der aktiven Fliegerei verbunden (PPL A,B,C, ca. 1000 Flugstunden).**

- Interdisziplinäres Denken und teamorientierte Zusammenarbeit, Vermittlung von sozialer Kompetenz, Informationsaustausch zwischen Industrie, Forschung und Lehre
- Abwicklung eines Projektes im Zeit- und Kostenrahmen, Einblick in Projektplanung, Entwicklungsablauf und Management
- Anwendung der Lehrinhalte an einem Projekt
- Entwurfsseminare
- Motivation der Studenten durch den Wettbewerbscharakter.

Auch für die Forschung gingen wesentliche Impulse von diesem Projekt aus. Es kristallisierten sich im Rahmen der Projektarbeiten zukünftige Forschungsschwerpunkthemen heraus wie die „Hochfliegenden Plattformen“. Im Zusammenhang mit der Attraktivität des Projektes wurden Drittmittel in Höhe von ca. 1,7 Mio DM akquiriert. Als Hauptsponsor konnte der Ehrensponsor der Uni Stuttgart, Prof. Dr. h.c. Artur Fischer, gewonnen werden. Weitere Sponsoren waren

- Ministerium für Wissenschaft und Forschung Baden-Württemberg
- Landesgirokasse Stuttgart – Stiftung Natur und Umwelt
- Leonberger Bausparkasse
- Daimler Benz AG.

Außerdem wurde in Zeiten der rückläufigen Studentenzahlen innerhalb der Ingenieurwissenschaften ein spürbarer Werbeeffect für die Fakultät verbucht.

### **Literatur**

M. Rehmet, W. Scholz, R.Voit-Nitschmann (1995): Das Solarflugzeug icaré, Vorläufer für eine Kategorie elektrisch getriebener Flugzeuge

M. Rehmet, R.Voit-Nitschmann, B. Kröplin (1997), Eine Methode zur Auslegung von Solarflugzeugen. DGLR-Jahrestagung 1997 – 031

Autorengruppe, Stadt Ulm (2000): Fliegen mit Licht. Dokumentation über solares Fliegen und den Solarflugzeugwettbewerb Berblinger 1996 der Stadt Ulm, Süddeutsche Verlagsgesellschaft Ulm, ISBN 3-88294-240-1

