

**Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung  
Technische Universität München**

## **Auslegung und Simulation von hochfliegenden, dauerhaft stationierbaren Solardrohnen**

**Bernhard Keidel**

Vollständiger Abdruck der von der Fakultät für Maschinenwesen der Technischen Universität München zur Erlangung des akademischen Grades eines

Doktor Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigten Dissertation.

Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr.-Ing. B. Laschka

Prüfer der Dissertation: 1. Univ.-Prof. Dr.-Ing. G. Sachs  
2. Hon.-Prof. Dr.-Ing., P. Hamel,  
Technische Universität Braunschweig

Die Dissertation wurde am 20.01.2000 bei der Technischen Universität München eingereicht und durch die Fakultät für Maschinenwesen am 18.05.2000 angenommen.

## **Kurzfassung**

### **Auslegung und Simulation von hochfliegenden, dauerhaft stationierbaren Solardrohnen**

In der vorliegenden Arbeit wurden Möglichkeiten geschaffen, um Gesamtsystemkonfigurationen unbemannter hochfliegender Solarflugzeuge für unterschiedliche Anwendungsfälle auszulegen und die Flugleistungen sowie die Missionsfähigkeit dieser Konfigurationen aufzuzeigen. Mit den geschaffenen und verifizierten Entwicklungswerkzeugen wurde eine Solarflugzeugkonfiguration entworfen und mittels eines Demonstrationsmodells erprobt. Mit dieser Konfiguration kann eine dauerhafte Stationierbarkeit von ca. 55° südlicher bis 55° nördlicher Breite erreicht werden. Dies stellt eine bedeutende Erweiterung des bisher für möglich gehaltenen Nutzungsbereiches solcher Flugzeuge dar.

## **Danksagung**

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als Jungwissenschaftler und wissenschaftlicher Mitarbeiter bei der Außenstelle des Instituts für Flugmechanik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Oberpfaffenhofen. Dem Institutsleiter Herrn Prof. Dr.-Ing. P. Hamel, dem Abteilungsleiter Herrn Dr.-Ing. B. Krag und dem Außenstellenleiter Herrn Dipl.-Ing. H. Galleithner danke ich besonders dafür, daß Sie mir den nötigen Freiraum zur Erstellung der Arbeit gaben und mich fachlich bei allen Fragen unterstützten. Für das Interesse, die freundliche Unterstützung und die Übernahme des Hauptreferats danke ich Herrn Prof. Dr.-Ing. G. Sachs.

Begründet durch das multidisziplinäre Wesen dieser Arbeit stand ich mit einer Vielzahl von Instituten, Firmen, Universitäten und Personen in Verbindung, die mich hilfsbereit und mit großem Interesse unterstützt haben und ohne die diese Arbeit nicht möglich gewesen wäre.

## Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1	Hochfliegende Flugzeuge mit unbegrenzter Flugdauer .....	1
1.2	Stand der Technik .....	2
1.2.1	Zusammenstellung von HALE-Flugzeugen.....	2
1.2.2	Fortschritte der letzten Jahre .....	4
1.2.2.1	Solartechnik .....	4
1.2.2.2	Energiespeicherung .....	4
1.2.2.3	Elektronik .....	5
1.2.2.4	Werkstoffe, Bauweisen.....	5
1.3	Ziel und Inhalt der Arbeit .....	7
1.4	Strukturierung der vorliegenden Arbeit.....	8
<b>2</b>	<b>Grundkonzept des Nutzlastträgers</b>	<b>9</b>
2.1	Konzeption einer hochfliegenden Solardrohne .....	9
2.1.1	Energieversorgung und Antriebssystem.....	9
2.1.2	Erforderliche Horizontalflugleistung.....	10
2.1.3	Optimale Flughöhe einer Solardrohne .....	12
2.1.4	Flugzeugkonfiguration .....	12
2.2	Abgrenzung gegenüber anderen Nutzlastträgerkonzepten.....	13
2.3	Vergleich Solarluftschiff - Solarflugzeug .....	15
2.3.1	Allgemeine Luftschifftechnik.....	15
2.3.2	Verwendbarkeit des Luftschiffs als Höhenplattform.....	15
2.3.2.1	Modellierung des Luftschiffs .....	16
2.3.2.2	Auslegung eines Höhen-Solarluftschiffs.....	18
2.3.2.3	Vergleich von Luftschiff und Flugzeug .....	20
<b>3</b>	<b>Modellierung der Flugzeugsysteme und der Umgebungsbedingungen</b>	<b>22</b>
3.1	Atmosphäre .....	22
3.2	Sonnenstrahlung .....	23
3.2.1	Modellierung der Sonnenstrahlung.....	25
3.2.2	Verifikation des Strahlungsmodells .....	31

3.3	Wind .....	33
3.4	Solarstromerzeugung .....	36
3.4.1	Solarzellen .....	36
3.4.1.1	Solarzellentypen .....	36
3.4.1.2	Wirkungsgradverhalten von Si-Solarzellen .....	38
3.4.1.2.1	Strom- Spannungs Kennlinie .....	38
3.4.1.2.2	Temperaturabhängigkeit .....	38
3.4.1.2.3	Abhängigkeit vom Strahlungsspektrum .....	39
3.4.1.2.4	Abhängigkeit von der Strahlungsintensität .....	41
3.4.1.2.5	Verhalten im Generator .....	42
3.4.1.2.6	Einbettung .....	42
3.4.1.2.7	Zellenselektion .....	42
3.4.1.2.8	Messungen des Wirkungsgrades der Solarpanel des Demonstrationsmodells .....	43
3.4.1.3	Betriebstemperatur der eingebauten Solarzellen .....	43
3.4.1.4	Zusammenfassung Solarzellenmodellierung .....	46
3.4.2	Maximum Power Point Tracker .....	47
3.5	Energiespeicherung .....	48
3.5.1	Schwungrad .....	48
3.5.2	Kondensatoren .....	49
3.5.3	Akkumulatoren .....	49
3.5.4	Regenerative Brennstoffzelle .....	50
3.5.4.1	Vorbetrachtung Gesamtsystemwirkungsgrad .....	52
3.5.4.2	Brennstoffzelle .....	54
3.5.4.2.1	Aufbau einer Brennstoffzelle .....	54
3.5.4.2.2	Funktionsweise einer Brennstoffzelle .....	55
3.5.4.2.3	Charakteristische Daten ausgeführter Brennstoffzellen .....	56
3.5.4.2.4	Kennlinien einer Brennstoffzelle .....	58
3.5.4.2.5	Modellierung des Brennstoffzellensystems .....	60
3.5.4.3	Elektrolyseur .....	61
3.5.4.4	H <sub>2</sub> /O <sub>2</sub> -Tank .....	63
3.5.4.4.1	Separate Tanks .....	64
3.5.4.4.2	Integrierte Tanks .....	65
3.5.4.4.3	Zukunftsaussichten .....	65
3.6	Elektromotor und Getriebe .....	66
3.7	Propeller .....	70
3.7.1	Propellerauslegungsmerkmale .....	70
3.7.1.1	Ungestörter Propeller .....	70
3.7.1.2	Installationsverluste des Propellers .....	72
3.7.2	Propellermasse .....	73

---

3.8	Aerodynamik.....	74
3.8.1	Profilwahl.....	76
3.8.2	Berechnung der Druckverteilungen an Flügel und Leitwerk.....	78
3.8.3	Aerodynamik von ebenen Platten.....	78
3.9	Stabilität und Steuerbarkeit.....	81
3.9.1	Einflüsse schwenkbarer Zusatzflächen.....	81
3.9.1.1	Längsstabilität mit Zusatzflächen.....	81
3.9.1.2	Seitenstabilität mit Zusatzflächen.....	82
3.9.2	Dynamische Stabilität mit Zusatzflächen.....	82
3.10	Struktur.....	84
3.10.1	Bauweisen.....	84
3.10.2	Massenmodelle.....	85
3.10.3	Tragflügel und Leitwerk.....	86
3.10.3.1	Lastannahmen und Dimensionierung der Flügelstruktur.....	86
3.10.3.2	Flügelmassenmodell.....	88
3.10.4	Gewichte von Rumpf, Seitenleitwerk und Zusatzflächen.....	90
3.11	Weitere Untersysteme.....	90
3.11.1	Fahrwerk.....	90
3.11.2	Elektrische Leitungen.....	91
3.11.3	Aktuatoren.....	92
3.11.4	Avionik.....	93
<b>4</b>	<b>Randbedingungen und Flugführung eines hochfliegenden Solarflugzeugs</b>	<b>94</b>
4.1	Gesamtsystemkomponenten.....	94
4.2	Nutzlastanforderungen.....	95
4.3	Zulassung, Versicherung, rechtliche Aspekte.....	96
4.3.1	Luftfahrzeuge unter 20 kg Abfluggewicht [82].....	96
4.3.2	Luftfahrzeuge über 20 kg Abfluggewicht [32, 82].....	96
4.3.3	Bauvorschriften und Lastannahmen.....	98
4.4	Flugführungsstrategien.....	98
4.4.1	Autonomiegrad unbemannter Flugzeuge.....	98
4.4.2	Hardwarevoraussetzungen/Sensorkonzept.....	99

4.4.3	Flugphasen .....	100
4.4.3.1	Start und Landung.....	100
4.4.3.2	Notfallverfahren .....	102
4.4.3.3	Flug nach Way-Points .....	102
4.4.3.4	Positionierung.....	102
<b>5</b>	<b>Beschreibung der Auslegungs- und Simulationssoftware</b>	<b>105</b>
5.1	Beschreibung von SALT und SAMS.....	105
5.1.1	SALT - Solar Aircraft Layout Tool [70] .....	105
5.1.2	SAMS – Solar Aircraft Mission Simulator.....	107
5.1.3	Entwicklungsgeschichte der Programme .....	109
5.2	Verifizierung der Softwaretools .....	109
5.2.1	Pathfinder .....	110
5.2.2	Velair 89.....	111
5.2.3	Sunrise II.....	112
5.2.4	Solarflugmodell WS16.....	113
<b>6</b>	<b>Konfigurationsentwicklung eines hochfliegenden Solarflugzeugs</b>	<b>115</b>
6.1	Beschreibung verschiedener Auslegungskonzepte.....	115
6.1.1	Prinzipielle Zielkonflikte .....	115
6.1.2	Anbringung der Solarzellen auf der Flügeloberseite.....	115
6.1.3	Vor- und Nachteile von Zusatzsolarflächen .....	117
6.1.4	Auslegungskonzepte .....	118
6.2	Auswahl von Grund-Konfigurationen.....	119
6.2.1	Definition der Randbedingungen .....	119
6.2.2	Allgemeine Überlegungen .....	119
6.2.3	Ausgewählte Konfigurationen .....	120
6.2.3.1	Nurflügel.....	120
6.2.3.2	Zweiflächen-Flugzeug mit Zusatzsolarflächen.....	122
6.3	Parametervariationen und Vergleich der Konfigurationen.....	124
6.3.1	Polare / Envelope / Erzielbare Flughöhe.....	124
6.3.2	Auslegung des Energiespeichersystems .....	127
6.3.3	Einfluß des Breitengrades .....	128
6.3.4	Variation von Masse und Leistungsbedarf der Nutzlast .....	131

---

6.3.5	Größe der Solarflächen.....	133
6.3.6	Verteilung der Solarzellen auf Flügel und Zusatzpanels.....	134
6.3.7	Faltbare Solarpanels.....	135
6.3.8	Einfluß des Solarzellenwirkungsgrades.....	136
6.3.9	Einfluß von Masse und Wirkungsgrad des Energiespeichersystems.....	136
6.3.10	Positionierungseinflüsse .....	137
6.3.11	Maximal mögliche Nutzlast.....	138
6.3.12	Stationierungswahrscheinlichkeit.....	139
6.4	Bau und Flugerprobung der SOLITAIR 1 Konfiguration.....	141
6.4.1	Beschreibung des Demonstrationsmodells .....	141
6.4.1.1	Konfiguration, Struktur .....	141
6.4.1.2	Zusatzsolarflächen, Antrieb .....	142
6.4.1.3	Fernsteuerung .....	142
6.4.1.4	Meßanlage .....	142
6.4.2	Ergebnisse der Flugerprobung.....	143
6.4.2.1	Flugeigenschaften.....	144
6.4.2.2	Flugleistungen.....	145
6.5	Vorschlag für eine verbesserte SOLITAIR Konfiguration .....	147
6.5.1	Anwendungsbereich.....	147
6.5.2	Konfigurationsbeschreibung.....	147
6.5.3	Flugleistungen, Envelope, Stationierungswahrscheinlichkeit .....	148
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>152</b>
<b>8</b>	<b>Anhang 1: HALE Flugzeug Beschreibungen</b>	<b>154</b>
8.1	Bemannte Flugzeuge .....	154
8.2	Unbemannte Flugzeuge .....	158
<b>9</b>	<b>Anhang 2: Daten verschiedener Konfigurationen</b>	<b>162</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>174</b>

## Abbildungsverzeichnis

Bild 1.1: Übersicht HALE Flugzeuge .....	2
Bild 1.2: Centurion Flügelstruktur [102].....	6
Bild 2.1: Antriebsgrundkonzept Solardrohne .....	9
Bild 2.2: Luftschiff mit Ballonetts.....	15
Bild 2.3: Luftschiff-Form.....	16
Bild 2.4: Luftschiffauslegung.....	19
Bild 2.5: Vergleich der dauerhaft erreichbaren Fluggeschwindigkeiten von Luftschiff und Flugzeug für Sommer und Winter, für 20°E und 50°N (Europa) (Wind nach [64]).....	21
Bild 3.1: Atmosphärendaten nach [36, 65, 106].....	22
Bild 3.2: Strahlungsspektren der Sonnenstrahlung [98].....	23
Bild 3.3: Direkte diffuse und reflektierte Strahlung [61].....	24
Bild 3.4: Sonnenhöhe im Winter für 48° n.Br. und 20 km Höhe.....	26
Bild 3.5: Sonnenhöhe im Sommer für 48° n.Br. und 20 km Höhe.....	27
Bild 3.6: Direkte Sonnenstrahlung in Abhängigkeit von Höhe und Einfallswinkel.....	28
Bild 3.7: Eingestrahlte Sonnenleistung im Sommer für 48° n.Br.....	30
Bild 3.8: Eingestrahlte Sonnenleistung im Winter für 48° n.Br. ....	30
Bild 3.9: Strahlung für Sommer und Winter für Oberpfaffenhofen in Bodennähe.....	32
Bild 3.10: Modellvergleich für die Sonnenstrahlung auf eine horizontale Fläche.....	32
Bild 3.11: Windgeschwindigkeiten.....	33
Bild 3.12: Windgeschwindigkeiten 20° E - 50° N.....	34
Bild 3.13: Wind Breiten-/Höhen-Verteilung.....	35
Bild 3.14: Maximale Wirkungsgrade verschiedener Materialien .....	36
Bild 3.15: Typische Kennlinie einer Solarzelle .....	38
Bild 3.16: Temperaturabhängigkeit einer monokristallinen Silicium Standard Solarzelle [9] .....	39
Bild 3.17: Strahlungsspektren bei unterschiedlicher Air Mass [61, 75] .....	39
Bild 3.18: Spektrale Empfindlichkeit von Solarzellen [92] .....	40
Bild 3.19: Solarzellen-Wirkungsgradabhängigkeit vom Strahlungsspektrum.....	41
Bild 3.20: Solarzellen-Wirkungsgradabhängigkeit von der Bestrahlungsstärke [75].....	41
Bild 3.21: Wirkungsgradvermessung der Solarpanels des SOLITIAR Demonstrationsmodells ....	43

---

Bild 3.22: Modellierung Solarpanel-Wärmehaushalt .....	44
Bild 3.23: Wärmehaushalt Solarpanel .....	46
Bild 3.24: Zusammenfassung Solarzellenmodellierung für Solitair.....	47
Bild 3.25: Energie- und Leistungsdichte von Akkus nach [119] .....	49
Bild 3.26: Regenerative Brennstoffzelle .....	51
Bild 3.27: Prinzipieller Prozeßablauf.....	53
Bild 3.28: Aufbau einer Brennstoffzelle [8].....	54
Bild 3.29: Funktionsweise Brennstoffzelle [8].....	56
Bild 3.30: Stack-Kennlinien Nafion 115, Sauerstoffbetrieb [8].....	58
Bild 3.31: Leistungssteigerung Brennstoffzelle [144] .....	59
Bild 3.32: FC-Wirkungsgradkennlinie [57] .....	59
Bild 3.33: Verwendete Brennstoffzellenkennlinie .....	61
Bild 3.34: Elektrolyseur Kennlinien [139].....	62
Bild 3.35: Verwendete Elektrolyseur Kennlinie (90°C) .....	63
Bild 3.36: Größenordnung der Druckniveaus im H <sub>2</sub> /O <sub>2</sub> Kreislauf des regenerativen Brennstoffzellensystems (nach [133]) .....	64
Bild 3.37: Muschelkurven von Elektromotor, Regler und Antrieb [53] .....	69
Bild 3.38: Propellerstrahl.....	70
Bild 3.39: Idealer Propellerwirkungsgrad für verschiedene Lastfaktoren .....	71
Bild 3.40: Re- und Ma-Zahl Bereiche Solitair 1 .....	75
Bild 3.41: Re-Zahl Höhenabhängigkeit der SOLITAIR 1 Konfiguration und einer SOLITAIR Konfiguration mit 10 m Spannweite.....	76
Bild 3.42: Profil PF25 .....	77
Bild 3.43: Profilpolaren PF25 [45].....	77
Bild 3.44: Auftriebsanstieg von Rechteckflügeln in Abhängigkeit der Streckung .....	79
Bild 3.45: Auftriebsbeiwerte von Rechteckflügeln in Abhängigkeit von Anstellwinkel und Streckung [49, 132] .....	80
Bild 3.46: Neutralpunktlage von Rechteckplatten in Abhängigkeit der Streckung [132] .....	80
Bild 3.47: Prinzipieller Aufbau der Flügelstruktur .....	84
Bild 4.1: Abdeckung in Abhängigkeit von minimalem Einfallswinkel und Flughöhe [42] .....	95
Bild 4.2: UAV-Flugführungssystem.....	100

Bild 4.3: Steigvorgang Solitair 2 im Winter bei Wolken bis 10 km .....	101
Bild 4.4: Ablauf des SAMS Positionierungssystems .....	103
Bild 4.5: Maximaler Querneigungs-Winkel Solitair 1 .....	104
Bild 5.1: Übersicht Programmablauf SALT .....	106
Bild 5.2: Ausgabebildschirm zum Energiehaushalt einer mehrtägigen Mission.....	107
Bild 5.3: Übersicht Programmablauf SAMS.....	107
Bild 5.4: Ausgabebildschirm von SAMS.....	108
Bild 5.5: 3D-Visualisierung von SAMS .....	108
Bild 5.6: Pathfinder Höhenprofil – Flug 07.07.1997.....	111
Bild 5.7: Vergleich Höhenflugprofil Sunrise II.....	113
Bild 6.1: Beispiel Nurflügelkonfiguration (Centurion/Helios) [102].....	121
Bild 6.2: SOLITAIR 1 Konfiguration.....	123
Bild 6.3: Polarenvergleich .....	124
Bild 6.4: Nurflügel - Envelope bei $\phi = 48^\circ$ N .....	125
Bild 6.5: Solitair 1 - Envelope bei $\phi = 48^\circ$ N.....	125
Bild 6.6: Nurflügel - Stationierung.....	126
Bild 6.7: Solitair 1 - Stationierung.....	126
Bild 6.8: Stationierungshöhe im Verlauf des Jahres bei $\phi = 48^\circ$ N.....	127
Bild 6.9: Stationierungshöhe bei $\phi = 48^\circ$ n.Br. – Sommerauslegung.....	128
Bild 6.10: Nurflügel Stationierung – Einfluß des Breitengrades.....	129
Bild 6.11: Solitair 1 Stationierung – Einfluß des Breitengrades .....	129
Bild 6.12: Nurflügel Stationierung bei $23.5^\circ$ n.Br.....	130
Bild 6.13: Solitair 1 Stationierung bei $23.5^\circ$ n.Br.....	130
Bild 6.14: Nurflügel Stationierung – Massenvariation.....	131
Bild 6.15: Solitair 1 Stationierung – Massenvariation.....	132
Bild 6.16: Nurflügel Stationierung – Variation Nutzlastleistungsbedarf.....	132
Bild 6.17: Solitair 1 Stationierung – Variation Nutzlastleistungsbedarf.....	133
Bild 6.18: Stationierungshöhe bei Variation der Solarflächen.....	134
Bild 6.19: Anteil der Flügel solarfläche an der Gesamt- und Zusatzsolarfläche .....	134
Bild 6.20: Möglichkeiten zur Verringerung der Zusatzsolarflächen-Oberfläche während der Nacht [69].....	135

---

Bild 6.21: Variation des Solarzellenwirkungsgrades.....	136
Bild 6.22: Variation des Wirkungsgrades von Elektrolyseur und Brennstoffzelle.....	137
Bild 6.23: Variation der spezifischen Masse von Elektrolyseur und Brennstoffzelle.....	137
Bild 6.24: Einfluß des Positionierungsradius auf die erforderliche Leistung.....	138
Bild 6.25: Einfluß des Positionierungsradius auf die vorhandene Leistung.....	138
Bild 6.26: Stationierungswahrscheinlichkeit Nurflügel.....	140
Bild 6.27: Stationierungswahrscheinlichkeit Solitair 1.....	140
Bild 6.28: SOLITAIR 1 Demonstrationsmodell mit geschwenkten Panels.....	141
Bild 6.29: Beispiel eines MiniLogger-Meßschriebes.....	143
Bild 6.30: Konfiguration Solitair 2.....	148
Bild 6.31: Polare Solitair 2.....	149
Bild 6.32: Dauerhaft fliegbare Envelope Solitair 2.....	149
Bild 6.33: Solitair 2 Stationierung – Variation Nutzlastmasse und -leistungsbedarf.....	150
Bild 6.34: Stationierungswahrscheinlichkeit des Solitair 2.....	151
Bild 9.1: Skizze des Demonstrationsmodells.....	169
Bild 9.2: Telemetriedaten eines Starts des Demonstrationsmodells.....	171
Bild 9.3: Telemetriedaten eines Horizontalfluges des Demonstrationsmodells.....	171
Bild 9.4: Telemetriedaten eines Gleitfluges des Demonstrationsmodells.....	172

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1.1: Flugleistungen bemannter Flugzeuge .....	3
Tabelle 1.2: Flugleistungen unbemannter Flugzeuge .....	3
Tabelle 2.1: Vergleich Flugleistungen Nutzlastträger .....	13
Tabelle 2.2: Vergleich Kosten Nutzlastträger.....	14
Tabelle 2.3: Vergleich Operationalität Nutzlastträger.....	14
Tabelle 2.4: Luftschiffgrößen.....	19
Tabelle 2.5: SOLITAIR 1 Größen .....	19
Tabelle 2.6: Unterschiede Luftschiff – Flugzeug .....	20
Tabelle 3.1: Albedo für verschiedene Oberflächen.....	29
Tabelle 3.2: $f(\text{Pr})$ .....	45
Tabelle 3.3: MPP-Tracker .....	48
Tabelle 3.4: Brennstoffzellenarten .....	55
Tabelle 3.5: Daten ausgeführter Brennstoffzellen.....	57
Tabelle 3.6: Daten ausgeführter Elektrolysezellen.....	62
Tabelle 3.7: Motorkenndaten.....	68
Tabelle 3.8: Regler und Getriebedaten.....	68
Tabelle 3.9: Propellerdaten im Vergleich .....	73
Tabelle 3.10: Flugeigenschafts-Level.....	82
Tabelle 3.11: Struktur-Vergleichsdaten .....	85
Tabelle 3.12: LN 29 865 auszugsweise.....	91
Tabelle 3.13: Leitungs-Auslegung beim Demonstrationsmodell.....	92
Tabelle 4.1: Vergleich von Bauvorschriften .....	98
Tabelle 5.1: Vergleich Sunrise Flugleistungen in $h = 0$ m .....	112
Tabelle 6.1: Grundanforderungen Solardrohne .....	115
Tabelle 6.2: Technische Daten Nurflügel .....	121
Tabelle 6.3: Technische Daten Solitair 1.....	123
Tabelle 6.4: Leistung/Masse Verhältniszahlen.....	133
Tabelle 6.5: Mögliche Zusatzmasse bei Verkleinerung der Zusatzpanels während der Nacht .....	135
Tabelle 6.6: Leistungsbilanz Demonstrationsmodell.....	147
Tabelle 6.7: Technische Daten Solitair 2.....	148

## Bezeichnungen

### Großbuchstaben:

<b>Zeichen</b>	<b>Bedeutung</b>	<b>Einheit</b>
$A$	Auftrieb	N
$C_A$	Auftriebsbeiwert, Gesamtflugzeug	
$C_{A,F}$	Auftriebsbeiwert, Flügel	
$C_{A,H}$	Auftriebsbeiwert, Höhenleitwerk	
$C_A _{W_{i,min}}$	Auftriebsbeiwert beim minimalen induzierten Widerstand	
$C_{f,lam}$	laminarer Reibungsbeiwert	
$C_{f,turb}$	turbulenter Reibungsbeiwert	
$C_{Li}$	integrierter Auftriebsbeiwert, Propeller	
$C_p$	Leistungsbelastungsgrad, Propeller	
$C_T$	Schubbelastungsgrad, Propeller	
$C_W$	Widerstandsbeiwert	
$C_{W,D}$	Druckwiderstandsbeiwert	
$C_{W_i}$	induzierter Widerstandsbeiwert	
$C_{W,l}$	Interferenzwiderstandsbeiwert	
$C_{W_i,min}$	minimaler induzierter Widerstandsbeiwert	
$C_{W,R}$	Reibungswiderstandsbeiwert	
$D$	Durchmesser	m
$E$	Energie	Wh
$E$	Elastizitätsmodul	N/m <sup>2</sup>
$F$	Faraday-Konstante	As/mol
$F$	Kraft	N
$G$	freie Energie / unterer Heizwert	J/mol
$H$	Enthalpie / oberer Heizwert	J/mol
$I$	Strom	A
$I_b$	axiales Flächenträgheitsmoment	m <sup>4</sup>
$J$	Fortschrittsgrad	
$M_b$	Biegemoment	Nm
Ma	Mach-Zahl	
Nu	Nußelt-Zahl	
$P$	Leistung	W

$P_{\text{flux}}$	auftreffende Sonnenstrahlung	W
Pr	Prandtl-Zahl	
$R$	elektrischer Widerstand	$\Omega$
Re	Reynolds-Zahl	
S	Entropie	J/mol/K
$S$	Bezugsfläche	$\text{m}^2$
$S_{\text{wet}}$	bespülte Oberfläche	$\text{m}^2$
$T$	Temperatur	K
$U$	Spannung	V
$V$	Geschwindigkeit	m/s
$Vol$	Volumen	$\text{m}^3$
$W$	Widerstand	N
$W_b$	axiales Widerstandsmoment	$\text{m}^3$

Kleinbuchstaben:

<b>Zeichen</b>	<b>Bedeutung</b>	<b>Einheit</b>
$a$	Maßstabsfaktor	
$a$	Beschleunigung	$\text{m/s}^2$
$b$	Spannweite	m
$d$	lokale Profildicke	m
$g$	Erdbeschleunigung	$\text{m/s}^2$
$h$	Flughöhe bezogen auf Meeresniveau	m
$i$	Winkel zwischen Solargenerator und Horizontebene	rad
$i$	Getriebeübersetzung	
$j$	Sicherheitsfaktor	
$k$	auftriebsabhängiger Widerstandsfaktor	
$l$	lokale Profiltiefe	m
$l_m$	mittlere Flügeltiefe	m
$l_\mu$	Bezugsflügeltiefe	m
$m$	Masse	kg
$n$	Drehzahl	1/s
$n_{\text{Bl}}$	Anzahl der Propellerblätter	
$n_p$	Anzahl der Propeller	
$n$	Tag des Jahres (1. Jan.: $n = 1$ )	

$n$	Lastfaktor	
$p$	Luftdruck	kg/(m s <sup>2</sup> )
$q$	Staudruck	kg/(m s <sup>2</sup> )
$r$	Erdradius	m
$r$	Aufstellrichtung des Solargenerators (Süden: $r = 0^\circ$ )	rad
$r_{\text{Pos}}$	Positionierungsradius	m
$t$	Zeit	s
$w$	Durchbiegung	m
$x_c$	Koordinate des maximalen Dickenverhältnisses	m
$x_N$	Lage des Neutralpunkts	m
$x_S$	Lage des Schwerpunkts	m

Griechische Buchstaben:

<b>Zeichen</b>	<b>Bedeutung</b>	<b>Einheit</b>
$\alpha$	Anstellwinkel	rad
$\alpha_w$	Abwindwinkel	rad
$\beta$	Albedo	
$\delta$	Deklination der Sonne	rad
$\varepsilon$	Sonnenstrahlung pro Querschnittsfläche	W/m <sup>2</sup>
$\eta$	Wirkungsgrad	
$\eta$	dynamische Viskosität	Pa s
$\theta$	Stundenwinkel der Sonne (Süden: $\theta = 0^\circ$ )	rad
$\Lambda$	Streckung	
$\lambda$	Wärmeleitfähigkeit	W/K/m
$\nu$	kinematische Viskosität	m <sup>2</sup> /s
$\xi$	Winkel zwischen Sonnenstrahlen und Horizontebene	rad
$\xi_{\text{dep}}$	Depressionswinkel	rad
$\xi_{\text{ref}}$	Refraktionswinkel	rad
$\pi$	Zahl PI	
$\rho$	Dichte	kg/m <sup>3</sup>
$\sigma$	Stabilitätsmaß, $\sigma = -(x_N - x_S) / l_\mu$	
$\sigma$	Spannung, Material-Festigkeit	N/mm <sup>2</sup>
$\tau$	optische Dicke	

$\varphi$	geographische Länge	rad
$\phi$	geographische Breite	rad
$\Phi$	Querneigungswinkel	rad
$\Phi$	Biegewinkel	rad
$\chi$	Proportionalitätszahl	
$\psi$	Auftreffwinkel der Sonnenstrahlung auf eine Fläche	rad

Indizes:

<b>Zeichen</b>	<b>Bedeutung</b>
a	außen
A	Sonnenaufgang
Bel	Belegungsgrad
Bepl	Beplankung
Besp	Bespannung
Bl	Propellerblatt
dif	diffus
dir	direkt
el	elektrisch
EC	Elektrolyseur
erf	erforderlich
ext	extraterrestrian
Fl	Flügel
FC	Brennstoffzelle (fuel cell)
flux	Strahlung
Fwk	Fahrwerk
ges	Gesamtwert
Getr	Getriebe
H	Wasserstoff
He	Helium
Hl	Höhenleitwerk
hor	horizontal
i	innen
id	ideal
KFK	Kohlefaserkunststoff

---

L	Luft
max	maximaler Wert
min	minimaler Wert
Mot	Motor
Nase	Nasenleiste
P	payload
Per	Peripherie
Prop	Propeller
Pt	Platte
PV	photovoltaic generator
R	Rumpf
ref	reflektiert
Regl	Regler für Motor
S	Seitenleitwerk
St	Stack
st	storage
Stm	Stellmotor
U	Sonnenuntergang
V	Vortrieb
vorh	vorhanden
W	Wind
WL	Wärmeleitung
zul	zulässig
0	Basiswert

Abkürzungen:

<b>Zeichen</b>	<b>Bedeutung</b>
AM	air mass
ATC	Air Traffic Control
HALE	high altitude long endurance
KFK	Kohlefaserkunststoff
LOS	line of sight
MSL	mean sea level
n.Br.	nördliche Breite
PEM	Proton Exchange Membran
St	Stack
Sy	System

## 1 Einleitung

### 1.1 Hochfliegende Flugzeuge mit unbegrenzter Flugdauer

Unbemannte Flugzeuge werden in Zukunft immer größere Verbreitung finden. Besonders sinnvoll ist ihr Einsatz dort, wo Piloten bemannter Flugzeuge in Gefahr oder übermäßigen Belastungen ausgesetzt sind (z.B. Langzeiteinsätze, große Flughöhen, hohe Beschleunigungen, fremde Lufträume). Durch Wegfall des Piloten und Miniaturisierung des Fluggerätes können die Kosten für eine Flugaufgabe gesenkt oder neue Missionen möglich werden (z.B. Micro Air Vehicles).

Eine Flugzeugkategorie mit besonders breitem Anwendungsspektrum stellen hochfliegende unbemannte Flugzeuge mit langer Einsatzdauer (HALE: high altitude long endurance) dar. Sie können Nutzlasten in großen Höhen (bis ca. 30 km) positionieren oder entlang bestimmter Trajektorien transportieren. Diese HALE-Flugzeuge können als Plattform für Telekommunikationsaufgaben sowie für Sensoren zur Umwelt- und Erderkundung verwendet werden. Durch ihren Einsatzbereich fallen sie in die Lücke zwischen herkömmliche Flugzeuge und Satelliten. Es folgen einige wichtige Anwendungsmöglichkeiten für HALE-Flugzeuge (siehe auch [48]):

- Forschung: Atmosphärenforschung, Erderkundung
- Kommunikation: Mobilfunk, Telekommunikation, Datenübertragung
- Überwachung: Luft- und Wasserverschmutzungsüberwachung, Verkehrsüberwachung (Luft, Straße, Wasser), Positionsverfolgung (Waren, gestohlene Fahrzeuge)
- Militärisch: Aufklärung, Kommunikation, Abwehr

Um eine bestimmte Aufgabe auch über größere Zeiträume kontinuierlich zu erfüllen, gibt es verschiedene Möglichkeiten. So können mehrere Flugzeuge im alternierenden Betrieb eine dauerhafte Präsenz gewährleisten oder der Energiespeicher eines Flugzeugs wird während des Einsatzes immer wieder regeneriert. Besonders vielversprechend erscheint hierbei die Versorgung mit Solarenergie.

Durch die Fortschritte der vergangenen und kommenden Jahre auf den Gebieten der Solar-technik, der elektrischen Antriebstechnik und der Energiespeichertechnologie eröffnet sich die Möglichkeit, solche hochfliegenden dauerhaft stationierbaren Solarflugzeuge zu verwirklichen. Um die elektrischen Antriebsmotoren kontinuierlich mit Energie zu versorgen, wird die während des Tages überschüssige Solarenergie mittels eines Energiespeichersystems für die Nacht zur Verfügung gestellt. Ein Vorteil dabei ist, daß keinerlei Emissionen (zero emission vehicle) entstehen. Der Einsatzbereich eines Solarflugzeuges ist jedoch von der Sonnenstrahlung abhängig und wird von dieser begrenzt. So wird im Winter mit zunehmendem Breitengrad die Sonnenscheindauer kürzer und die Strahlungseinfallswinkel flacher. Um eine dauerhafte Statio-

nierung eines Solarflugzeuges nicht nur bei hohen Sonnenständen, sondern auch im Winter über Mitteleuropa zu ermöglichen, werden neue Lösungsansätze nötig.

## 1.2 Stand der Technik

### 1.2.1 Zusammenstellung von HALE-Flugzeugen

Bei den heute verwendeten Flugzeugen werden fast ausschließlich fossile Brennstoffe als Energieträger verwendet. Dadurch sind die Flugzeiten begrenzt (maximal einige Tage). Andererseits sind die Flugleistungen (Nutzlast, Fluggeschwindigkeit) meist sehr gut.

Bild 1.1 zeigt eine Übersicht der maximal erreichten Flughöhen und Flugzeiten der wichtigsten unbemannten Flugzeuge und einiger bemannter Flugzeuge. Im Anhang 1 werden einige dieser Flugzeuge beschrieben. Je nach Entwicklungsstand werden in der Literatur teilweise sehr unterschiedliche Werte angegeben. Viele der Flugzeuge, die hier in den als HALE definierten Bereich fallen, befinden sich noch in der Entwicklung und haben die projizierten Flugleistungen noch nicht erreicht. Eine Ausnahme ist der Condor, der die Flugleistungen bereits Ende der 80er erbracht hat.

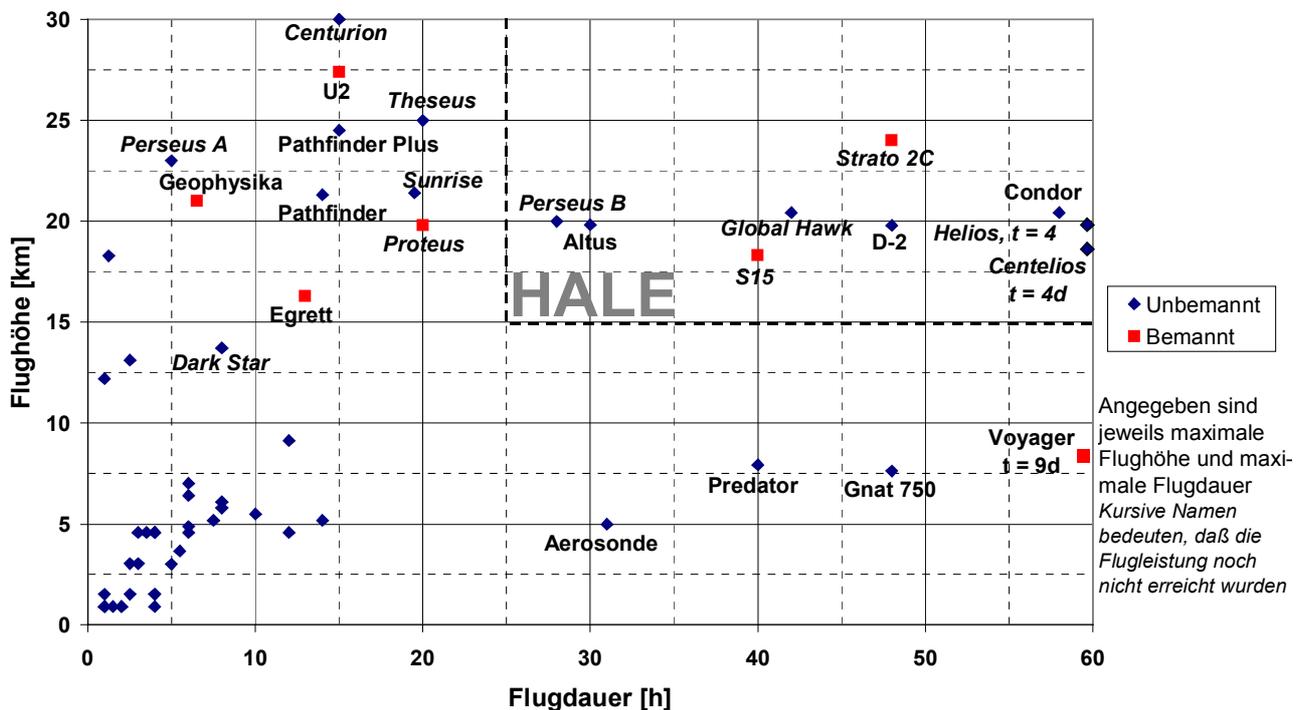


Bild 1.1: Übersicht HALE Flugzeuge

Es folgen Übersichtstabellen (Tabelle 1.1, Tabelle 1.2) mit den Flugleistungen (max. Nutzlast, max. Flughöhe, max. Flugdauer) einiger Flugzeuge, die für diese Arbeit interessant sind. Die angegebenen Werte sind nur bedingt vergleichbar, da sie voneinander abhängig sind.

Bemannte Flugzeuge:

Durch die Besatzung der Flugzeuge sind die Flugzeiten von vornherein begrenzt. Die 9 Tage Flugdauer von Voyager sind hierbei als menschliche Ausnahmeleistung zu sehen. Es wurden auch bemannte Solarflugzeuge mit aufgenommen, obwohl diese sich noch im Experimentierstadium befinden. Sie sind jedoch für Vergleichszwecke interessant.

<b>Flugzeug</b>	<b>max. Nutzlast [kg]</b>	<b>max. Flughöhe [km]</b>	<b>max. Flugdauer [h]</b>
U-2/ER-2	1179	27.4	15
M-55 Geofisika	1500	21	6.5
Egrett/D500	1000	16.3	13
Strato 2C	<i>1000</i>	18.5 (24 für 8 h)	<i>48 in 18 km</i>
Proteus	<i>1000</i>	<i>19.8</i>	<i>20</i>
Voyager	2 Piloten	k.A.	216
icaré 2	Pilot (90 kg)	k.A.	<i>unbegrenzt bei Sonneneinstrahlung &gt; 500 W/m<sup>2</sup></i>
S15	<i>363</i>	<i>18.3</i>	<i>40</i>

In der Praxis noch nicht erreichte Werte wurden kursiv geschrieben.

**Tabelle 1.1: Flugleistungen bemannter Flugzeuge**

Unbemannte Flugzeuge:

<b>Flugzeug</b>	<b>max. Nutzlast [kg]</b>	<b>max. Flughöhe [km]</b>	<b>max. Flugdauer [h]</b>
Perseus A	<i>50</i>	<i>23</i>	<i>5</i>
Perseus B	<i>200</i>	<i>20</i>	<i>28</i>
Predator	204	7.6	>40
Altus	150	19.8	30
Sunrise I+II	-	<i>5.2 (21.4)</i>	<i>3.5 (19.5)</i>
Global Hawk	862	<i>20.4</i>	<i>42</i>
D-2	34	19.8	48
Condor	900	20.4	58
Aerosonde	1	5	31
Pathfinder	11	21.3	14
Pathfinder Plus	31	24.5	15
Centurion	<i>45</i>	<i>30.5</i>	<i>15</i>
Centelios	<i>k.A.</i>	<i>18.3</i>	<i>96</i>
Helios	<i>225</i>	<i>19.8</i>	<i>3000</i>

In der Praxis noch nicht erreichte Werte wurden kursiv geschrieben.

**Tabelle 1.2: Flugleistungen unbemannter Flugzeuge**

## 1.2.2 Fortschritte der letzten Jahre

Eine dauerhaft stationierbare Solardrohne zu entwickeln, ist zur Zeit an der Grenze der technischen Realisierbarkeit. An der Flugzeugentwicklung vom Pathfinder (1983) bis zum Helios (2004) ist der technische Fortschritt der letzten Jahre gut zu erkennen [11, 26, 38]. War 1983 noch nicht einmal ein rein solar angetriebener Horizontalflug möglich, werden heute von Pathfinder Plus Rekordhöhen von 24.5 km Höhe erreicht. Bereits 2004 sollen monatelange Flüge möglich werden.

Hier wird nur kurz auf die Entwicklung in den einzelnen Bereichen eingegangen. Eine detaillierte Betrachtung wird in Kapitel 3 durchgeführt.

### 1.2.2.1 Solartechnik

In den letzten Jahren sind Solarzellen effizienter, leichter und billiger geworden. Aufgrund des Wirkungsgrad/Preis/Gewichtsverhältnisses werden momentan ausschließlich monokristalline Silicium-Solarzellen im Solarflug verwendet. Es wurden leichte Einbettungsverfahren entwickelt, welche die Handhabung der Solarpanels erleichtern, die Lebensdauer verlängern und den Silicium-Solarzellen sogar eine gewisse Biegsamkeit verleihen. Es wurden zweiseitige Zellen entwickelt, mit denen auch die von der Erde reflektierte Strahlung noch genutzt werden kann.

Die für den Centurion vorgesehenen hocheffizienten Solarzellen ( $\eta_{PV,AM0,front} = 18.7\%$ ,  $\eta_{PV,AM0,rear} = 10.5\%$ ) sind jedoch immer noch sehr teuer (8-9 Mio \$ für eine Solarfläche von 114 m<sup>2</sup> bei einem Gewicht von 68 kg) [38, 146].

Deutliche Verbesserungen können noch durch die Weiterentwicklung der Dünnschicht-Solarzellen erwartet werden. Heute werden bereits Wirkungsgrade von  $\eta_{PV,AM1.5} = 13.7\%$  [19] erreicht. Dünnschicht-Zellen sind wesentlich kostengünstiger herzustellen und wenn es gelingt, die Schichten auf eine Folie aufzubringen, kann das spezifische Flächengewicht sehr klein werden und die Folie könnte direkt als Flügelbespannung genutzt werden. Weltweit gibt es große Anstrengungen, die Dünnschicht-Solarzellen weiter zu entwickeln, da ein großer Absatzmarkt (z.B. Fenster und Verkleidungen für Häuser/Hochhäuser) erwartet wird.

### 1.2.2.2 Energiespeicherung

Die Energiespeicherung nimmt einen bedeutenden Anteil des Gesamtgewichts einer hochfliegenden Solardrohne ein. So können Verbesserungen des Energiespeichersystems die Flugleistungen einer Solardrohne deutlich steigern.

Eine regenerative Brennstoffzelle erscheint momentan am erfolgversprechendsten für den Einsatz als Energiespeichersystem. Durch die großen Anstrengungen der Automobilindustrie (> 600 Mio. DM von Daimler Benz, Ballard und Ford) und der Forschungseinrichtungen (u.a.

DLR EN-TT) hat die Brennstoffzellentechnologie in den letzten Jahren enorme Fortschritte gemacht. Da dies jedoch immer noch eine sehr junge Technologie ist, kann in den nächsten Jahren noch mit deutlichen Verbesserungen bezüglich Wirkungsgrad, Gewicht und Größe gerechnet werden.

In den letzten Jahren wurden die aufladbaren chemischen Batterien (Akkus) deutlich verbessert. Dennoch befinden sich einfach zu handhabende, langlebige Akkus (spezifische Energiedichte je nach Typ  $< 100 \text{ Wh/kg}$ ) weit entfernt von einem sinnvollen Einsatz in einer Solardrohne (spezifische Energiedichte  $> 300 \text{ Wh/kg}$ ). Zur Zeit wird aber an neuen Akkus gearbeitet (u.a. Fraunhofer-Institut), die eventuell eine Alternative zu den Brennstoffzellen darstellen könnten.

### 1.2.2.3 Elektronik

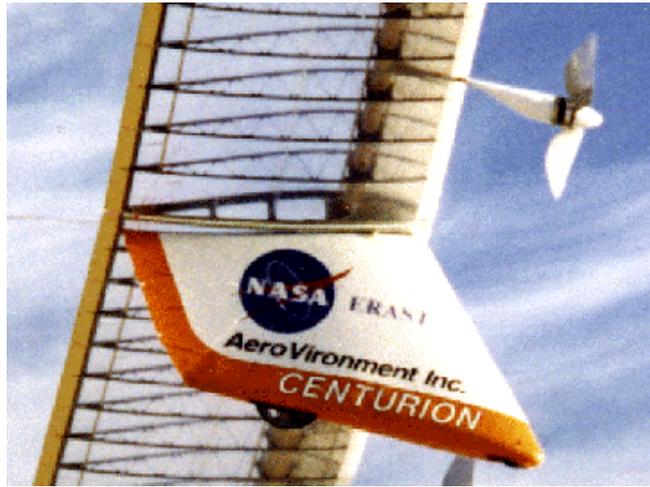
In der Elektronik fand in den letzten Jahren eine enorme Verkleinerung und damit auch Gewichtsreduzierung bei gleichzeitiger Erhöhung der Wirkungsgrade statt. Hier ist besonders die Leistungsregelung für Elektromotore hervorzuheben. Der Wirkungsgradverlust ( $\approx 2 \%$ ) der Motorregelung kann nahezu vernachlässigt werden. Durch diese Entwicklung konnten auch hocheffiziente ( $\eta_{\text{Mot}} \approx 95 \%$ ) elektronisch kommutierte Elektromotoren mit deutlich verbessertem Leistungsgewicht und Betriebsbereich entwickelt werden. Auf diesem Gebiet wird es sicherlich noch weitere Verbesserungen geben. Da man sich momentan aber schon an der Grenze des physikalisch Möglichen befindet, werden keine großen Fortschritte mehr erwartet.

Durch Fortschritte in der Kommunikationstechnik (Satellitenfunk, Mobilfunk) und in der Sensortechnik (GPS, Piezo-Gyros) sind heute sehr geringe Avionik-Gewichte erzielbar.

### 1.2.2.4 Werkstoffe, Bauweisen

Hier hat in der Vergangenheit vor allem die Verwendung von Kohlefaser verstärkten Kunststoffen deutliche Fortschritte gebracht. In letzter Zeit wurden besonders Strukturen, Bauweisen und Berechnungsverfahren für Faserverbundwerkstoffe weiterentwickelt, mit denen die Vorteile der Kohlefaser optimal genutzt werden können.

Wenn man die Flugzeugstruktur des Centurion betrachtet (Bild 1.2), wird deutlich, daß hier in Zukunft keine großen Verbesserungen mehr möglich sind.



**Bild 1.2: Centurion Flügelstruktur [102]**

### 1.3 Ziel und Inhalt der Arbeit

Während der Arbeiten an dem bemannten Höhenforschungsflugzeug STRATO 2C hat sich die Frage gestellt, ob ein unbemanntes Höhenflugzeug mit langer Flugdauer den Einsatzbereich des STRATO 2C ergänzen könnte. Bei einem unbemannten Flugzeug könnte auf die aufwendigen Maßnahmen für die Lebensraumschaffung der Besatzung in großen Höhen verzichtet werden. Bei der Einsatzdauer müßte ebenfalls keine Rücksicht auf eine Besatzung genommen werden. Es wurden Studien [40, 69] durchgeführt, welche die prinzipielle Machbarkeit von dauerhaft stationierbaren, hochfliegenden Solardrohnen aufgezeigt haben.

Da man sich bei Flugzeugen dieser Kategorie im Moment an der Grenze des technisch Möglichen befindet und die Flugzeuguntersysteme in komplexer Weise im Gesamtsystem Flugzeug zusammenwirken, ist es vorteilhaft, diese Zusammenhänge mit Hilfe von computergestützten Entwicklungswerkzeugen für die Konfigurationsauslegung und Systemsimulation zu untersuchen. So können leichter Konfigurationsoptimierungen durchgeführt und die Auswirkungen neuer Technologien auf die Leistungsfähigkeit und Konfiguration von Solardrohnen abgeschätzt werden. Es wird möglich, die neuen, sich ständig weiterentwickelnden Technologien in der Flugzeugauslegung effektiv einzusetzen. Durch Simulation des Flugzeug-Gesamtsystems unter den jeweiligen Umgebungsbedingungen kann schon während der Flugzeugauslegung schnell eine umfassende Beurteilung der Missionstauglichkeit bestimmter Flugzeugkonfigurationen abgegeben werden. Hierbei müssen auch die bei einem Einsatz vorherrschenden Randbedingungen untersucht und berücksichtigt werden.

Um einen ganzjährigen Einsatz einer Solardrohne nicht nur auf Äquatornähe zu beschränken, werden Lösungen aufgezeigt, die auch einen ganzjährigen Einsatz über Mitteleuropa ( $\phi \approx 50^\circ$  n.Br.) ermöglichen.

Die Zusammenführung der Schlüsseltechnologien in dem Flugzeugentwurf einer hochfliegenden Solardrohne, deren Realisierbarkeit innovative Lösungen erfordert, ist Inhalt der Arbeit. Es werden praktische Konfigurationsuntersuchungen durchgeführt und die Softwaretools durch Vergleich von Simulationsdaten mit Meßdaten verifiziert. Die Funktionsfähigkeit und Aufgabenerfüllung aussichtsreicher Konstruktionen werden diskutiert und mit Missionsimulationen belegt.

## 1.4 Strukturierung der vorliegenden Arbeit

Zunächst wird das Grundkonzept für eine hochfliegende Solardrohne festgelegt und gegenüber anderen Nutzlastträgern abgegrenzt.

Für die Entwicklung der Auslegungs- und Simulationswerkzeuge müssen zunächst die einzelnen Flugzeugsysteme sowie die Umgebungsbedingungen einer hochfliegenden Solardrohne modelliert werden.

Mit Hilfe dieser Modelle wird die Software SALT (Solar Aircraft Layout Tool) zur Konfigurationsauslegung einer hochfliegenden Solardrohne erstellt. Ausgehend von der Flugzeuggeometrie können damit aerodynamische Beiwerte bestimmt und Flugleistungen berechnet werden. Bei der Konfigurationsauslegung müssen die von der Solardrohne zu erfüllenden Randbedingungen (Bauvorschriften, Nutzlastanforderungen) beachtet werden.

Für eine realitätsnahe Missionssimulation sind Flugführungsstrategien für die unterschiedlichen Flugphasen einer Solardrohne zu erarbeiten. Diese Flugführungsstrategien werden zusammen mit den Modellen der Flugzeuguntersysteme und der Umgebungsbedingungen zu der System- und Missionssimulation SAMS (Solar Aircraft Mission Simulator) verbunden.

Mit Hilfe der Flugversuchsdaten von existierenden Flugzeugen wird eine Verifizierung der Software SALT und SAMS durchgeführt.

Anschließend können mit Hilfe dieser Auslegungssoftware unterschiedliche Flugzeugkonfigurationen untersucht und eine für 48° nördlicher geographische Breite optimierte Konfiguration (SOLITAIR 1) entwickelt werden.

Die SOLITAIR 1 Konfiguration wird mittels eines Demonstrationsmodells erprobt und die Flugversuchsdaten werden mit der Simulation verglichen.

Durch die gewonnenen Erkenntnisse wird eine weiter optimierte Konfiguration SOLITAIR 2 entworfen.

Es folgen noch einmal die wesentlichen Schritte im Überblick:

- Bestimmung der Flugzeuggrundkonfiguration und der Umgebungs-Randbedingungen
- Modellierung der Flugzeuguntersysteme und der Umgebungsbedingungen
- Erstellung der Software für Flugzeugauslegung und Systemsimulation
- Verifikation der Modelle und der Software
- Konfigurationsuntersuchungen anhand von Parametervariationen
- Auswahl und Erprobung einer Konfiguration
- Optimierung dieser Konfiguration

## 2 Grundkonzept des Nutzlastträgers

### 2.1 Konzeption einer hochfliegenden Solardrohne

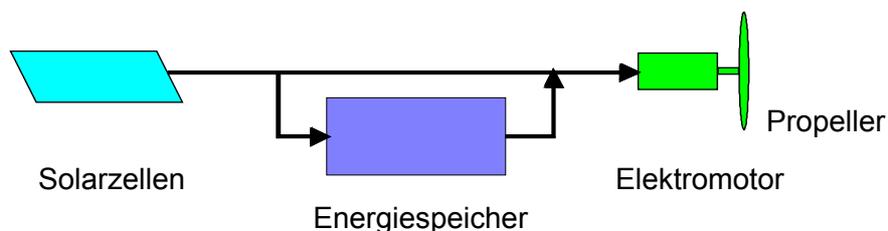
Um geeignete Modelle für die Simulation erstellen zu können, muß zunächst das Grundkonzept einer hochfliegenden Solardrohne bestimmt werden.

Das Ziel ist es, eine aerodynamisch getragene autonome Plattform zu entwickeln, die fähig ist, das ganze Jahr über eine Nutzlast zu transportieren. Der Einsatzbereich sollte nicht nur auf Äquatornähe beschränkt sein, sondern auch Mitteleuropa ( $\phi \approx 50^\circ$  n.Br.) einschließen. Je nach Nutzlastanforderung soll sowohl eine Stationierung über einem geographischen Punkt, als auch der Flug entlang bestimmter Trajektorien bzw. Höhenprofilen möglich sein.

#### 2.1.1 Energieversorgung und Antriebssystem

Um einen dauerhaften Einsatz sicherzustellen, gibt es prinzipiell zwei Möglichkeiten: Entweder setzt man alternierend mehrere Flugzeuge ein, die jeweils nur über begrenzte Energie und damit Einsatzdauer verfügen, oder man führt einem Flugzeug ständig neue Energie zu. Da die erste Möglichkeit mit hohem Aufwand verbunden ist und für bestimmte Nutzlastanforderungen nicht in Frage kommt, wird hier die zweite Möglichkeit betrachtet.

Für die dauerhafte Energieversorgung gibt es wiederum verschiedene Möglichkeiten: Die Energieübertragung kann vom Boden aus durch Mikrowellen oder Laser stattfinden. Es gibt die Möglichkeit der Luftbetankung, die Versorgung durch Kernenergie oder durch Solarenergie. Bei bemannten Flugzeugen hat sich die Luftbetankung bereits bewährt, und es ist auch geplant, diese für unbemannte Flugzeuge wie den Global Hawk einzusetzen. Diese Möglichkeit ist allerdings relativ aufwendig und bei bestimmten Einsätzen nicht möglich bzw. nicht sinnvoll. Eine sehr viel elegantere, preiswertere und einfachere Lösung verspricht die Versorgung durch Solarenergie. Besonders wenn keine hohe Fluggeschwindigkeit, hohe Nutzlastmasse und Nutzlast-Energieversorgung gefordert sind, wird diese Möglichkeit sehr attraktiv. Das Grundkonzept ist in Bild 2.1 dargestellt.



**Bild 2.1: Antriebsgrundkonzept Solardrohne**

Tagsüber muß soviel überschüssige Energie gespeichert werden, daß diese für die Nacht ausreichend ist. Der Vortrieb erfolgt durch Propeller, die von Elektromotoren angetrieben werden. Dies hat den Vorteil, daß bei einem relativ geringen Gewicht hohe Antriebs-

wirkungsgrade erreicht werden. Ein weiterer Vorteil des Elektromotors gegenüber einem Verbrennungsmotor ist, daß er unabhängig von der Luftdichte arbeitet.

Eine grundsätzliche Schwierigkeit bei einem Solarflugzeug ist, daß mit zunehmendem Einsatzbereich, sprich zunehmender geographischer Breite, die Sonnenscheindauer im Winter immer weiter abnimmt und auch der Sonneneinfallswinkel immer flacher wird. Um dennoch ausreichend Solarenergie zu erhalten, werden große Solarpanels angestrebt, die sich nach der Sonne ausrichten lassen.

### 2.1.2 Erforderliche Horizontalflugleistung

Bei der Entwicklung eines Solarflugzeuges ist es ein vorrangiges Design-Ziel, den erforderlichen Horizontalflugleistungsbedarf zu minimieren.

Die erforderliche Horizontalflugleistung bei einer Fluggeschwindigkeit  $V$  kann folgendermaßen ausgedrückt werden:

$$P_{\text{erf}} = V \cdot W = C_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^3 \cdot S \quad (2.1)$$

Mit der Gleichung für den Auftrieb im horizontalen Flug

$$A = m \cdot g = C_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \quad (2.2)$$

kann Gleichung (2.1) folgendermaßen geschrieben werden:

$$P_{\text{erf}} = \frac{C_W}{C_A^{3/2}} \cdot \sqrt{\frac{(m \cdot g)^3}{S}} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (2.3)$$

Für eine parabolische Widerstandspolare, die ausreichend ist, um die grundsätzlichen Zusammenhänge zu zeigen,

$$C_W = C_{W0} + k \cdot C_A^2 \quad (2.4)$$

folgt das Minimum der erforderlichen Horizontalflugleistung zu:

$$P_{\text{erf}}|_{\text{min}} = \frac{4}{\sqrt[4]{27}} \cdot \sqrt[4]{C_{W0} \cdot k^3} \cdot \sqrt{\frac{(m \cdot g)^3}{S}} \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (2.5)$$

Um die Einflüsse der Geometrie/Aerodynamik besser darzustellen, kann diese Gleichung weiter umgeformt werden. Es wird der folgende Ausdruck verwendet:

$$k = \frac{1}{\pi \cdot \Lambda} = \frac{S}{\pi \cdot b^2} \quad (2.6)$$

Gleichung (2.5) kann damit folgendermaßen dargestellt werden:

$$P_{\text{erf}}|_{\text{min}} = 4 \cdot \sqrt[4]{\frac{4}{27 \cdot \pi^3}} \cdot \frac{(m \cdot g)^{3/2}}{b \cdot \sqrt{\rho}} \cdot \sqrt[4]{\frac{C_{w0}}{\Lambda}} \quad (2.7)$$

Um den Einfluß der Flugzeuggröße auf den Leistungsbedarf zu untersuchen, kann für geometrisch ähnliche Flugzeuge unterschiedlichen Maßstabs näherungsweise mit Gleichung (2.8) ein Vergleich der erforderlichen minimalen Horizontalflugleistungen erstellt werden. Die durch Re-Zahl Effekte hervorgerufene  $C_{w0}$  Änderung wird dabei vernachlässigt.

$$P_{2,\text{erf}}|_{\text{min}} = P_{1,\text{erf}}|_{\text{min}} \cdot \frac{b_1}{b_2} \cdot \left(\frac{m_2}{m_1}\right)^{3/2} \quad (2.8)$$

Mit dem Maßstabsfaktor  $a$  ergeben sich folgende Zusammenhänge:

$$\text{Längen: } b_2 = a \cdot b_1 \quad (2.9)$$

$$\text{Flächen: } S_2 = a^2 \cdot S_1 \quad (2.10)$$

Für Bauteile konstanter Dichte folgt:

$$\text{Massen: } m_2 = a^3 \cdot m_1 \quad (2.11)$$

Auch bei der Skalierung von Flugzeugen kann in erster Näherung eine konstante Massendichte angenommen werden [148]. Abweichungen können sich ergeben durch nichtskalierbare Massen (z.B. Elektronik, Nutzlast), Wahl anderer Bauweisen oder spezielle Vorgaben (z.B. Fluggeschwindigkeit). Für ein allgemein gehaltenes Massenwachstum ergibt sich Gleichung (2.12):

$$P_{2,\text{erf}}|_{\text{min}} = P_{1,\text{erf}}|_{\text{min}} \cdot \frac{b_1}{b_1 \cdot a} \cdot \left(\frac{m_1 \cdot a^x}{m_1}\right)^{3/2} = P_{1,\text{erf}}|_{\text{min}} \cdot a^{x \cdot 3/2 - 1} \quad (2.12)$$

Daraus ist folgender interessanter Zusammenhang zu erkennen. Eine Steigerung der Nutzlast eines Solarflugzeuges kann nicht immer durch einfache Vergrößerung des Flugzeuges erreicht werden. Dies liegt daran, daß die zur Verfügung stehende Solarzellenfläche quadratisch mit der Flugzeuggröße wächst. Die erforderliche Horizontalflugleistung wächst jedoch in der Regel mehr als quadratisch mit der Flugzeuggröße. Dies hat zur Folge, daß für eine Solarflugzeugkonfiguration eine bestimmte Flugzeuggröße mit maximal möglicher Nutzlast existiert. Eine weitere Vergrößerung dieser Konfiguration führt wieder zu einem Absinken der möglichen Nutzlast. Prinzipiell sind darum kleinere Solarflugzeuge von Vorteil. Der Verkleinerung sind jedoch auch Grenzen gesetzt durch Massen, die sich nicht weiter verkleinern lassen oder Massen, deren spezifisches Gewicht bei einer Verkleinerung ansteigen würde ( $x < 3$ ) (z.B. regenerative Brennstoffzelle; Solarzellen; Strukturgewicht aufgrund einfacherer Bauweise).

Um dennoch die Nutzlast für einen Anwendungsfall zu erhöhen, ist es sinnvoll, mehrere Flugzeuge mit jeweils optimierter Größe zu verwenden. Durch Fliegen in Formation könnte dann sogar der Gesamtleistungsbedarf der Flugzeuge weiter gesenkt werden. In [99] wird von einer Gesamtreduktion je nach Flugzeug und Formation von bis zu 50 % ausgegangen.

### 2.1.3 Optimale Flughöhe einer Solardrohne

Um die optimale Flughöhe für eine Solardrohne mit langer Flugdauer zu ermitteln, müssen eine Reihe von Randbedingungen betrachtet werden. Dies soll hier nur überblicksweise geschehen. Eine detaillierte Betrachtung erfolgt in Kapitel 3 und 1.

Das Wettergeschehen (Wolken, Turbulenz) findet bis etwa 10 km Höhe statt. Der allgemeine Flugverkehr befindet sich in Flughöhen bis ca. 12 km. Um mit Wetter und Flugverkehr nicht konfrontiert zu werden, sollte die Flughöhe einer Solardrohne über ca. 12 km liegen.

Wie in Kapitel 2.1.2, Gleichung (2.7) erläutert, steigt mit zunehmender Höhe die erforderliche Horizontalflugleistung an.

Die Differenz von Fluggeschwindigkeit und Windgeschwindigkeit hat, je nach Jahreszeit und geographischer Position, etwa zwischen 16 und 20 km ein Maximum, was die Positionierungswahrscheinlichkeit erhöht.

Die Temperatur hat zwischen 11 und 20 km ein Minimum. Dies begünstigt einerseits den Wirkungsgrad der Solarzellen, andererseits wird der Betrieb anderer Untersysteme hierdurch erschwert.

Bis ca. 20 km wird die Sonnenstrahlung mit zunehmender Höhe weniger stark von der Atmosphäre absorbiert. Ab ca. 20 km liegen schon etwa Weltraumstrahlungsbedingungen vor.

Die optimale Flughöhe für ein Solarflugzeug wird also voraussichtlich je nach Jahreszeit zwischen ca. 15 und 20 km Höhe liegen.

### 2.1.4 Flugzeugkonfiguration

Wie aus den vorigen Kapiteln zu erkennen ist, wird die Konfiguration einer Solardrohne folgende Merkmale aufweisen:

Einen Tragflügel mit hoher Streckung und eine niedrige Flächenbelastung, um den Horizontalflugleistungsbedarf niedrig zu halten. Die Flugzeugstruktur wird daher in extremem Leichtbau erstellt sein. Um die Belastungen auf die Flugzeugstruktur zu verringern, werden die Lasten möglichst gleichmäßig über die Spannweite verteilt. So werden Mehrtrupfkongfigurationen oder Konfigurationen mit über die Spannweite verteilten Nutzlastbehältern sinnvoll. Das Flugzeug wird kein oder nur ein sehr kleines Fahrwerk erhalten, da die Start- und Landeeigenschaften nur eine untergeordnete Rolle spielen. Vor allem, wenn die Solardrohne nicht nur in Äquatornähe, sondern auch in mittleren Breiten im Winter dauerhaft eingesetzt werden soll, kann es sinnvoll sein, die Solarflächen so zu gestalten, daß sie sich zur Sonne ausrichten lassen.

## 2.2 Abgrenzung gegenüber anderen Nutzlastträgerkonzepten

Es gibt eine Reihe unterschiedlicher Konzepte für Nutzlast-Höhenplattformen. Die wichtigsten sind: Satelliten (SAT), bemannte Flugzeuge (BF), Drohnen mit fossiler Energiequelle (FD), Ballone (BAL), Solar-Luftschiffe (SLS) und Solardrohnen (SD). Jedes dieser Konzepte hat Vor- und Nachteile. Daher bestimmt die Anwendung die Wahl des optimalen Konzepts.

Satelliten werden sowohl geostationär (sehr große Höhe) als auch erdumkreisend erfolgreich eingesetzt. Unbemannte Flugzeuge werden momentan vor allem im militärischen Bereich bereits verwendet. Eine dauerhafte Stationierung über bewohntem Gebiet wird jedoch durch die Regularien der Luftfahrtbehörden im Moment noch erschwert. Daher gibt es momentan eine Reihe von Projekten, die mit bemannten Flugzeugen eine dauerhafte Stationierung erreichen wollen (z.B. S15 [136], Proteus [128], Egrett [29]). Es finden auch Untersuchungen statt, um Solar-Luftschiffe als Höhenplattform einzusetzen (SKYNET [17], LOTTE). Dieser Ansatz erscheint vielversprechend (siehe Kap. 2.3), da nur für die Positionshaltung, nicht für den Auftrieb, Energie benötigt wird. Weiterhin entwickelt die NASA momentan antriebslose Ballone, die etwa 100 Tage lang in bis zu 36 km Höhe in der Atmosphäre driften sollen.

Es folgt ein Vergleich der verschiedenen Nutzlastträgerkonzepte:

- **Flugleistungen**

	<b>BF</b>	<b>FD</b>	<b>SD</b>	<b>SLS</b>	<b>BAL</b>	<b>SAT</b>
<b>Flughöhe [km]</b>	0-20	0-30	10-30	10-20	0-36	250 LEO* 36000 GEO*
<b>Flugdauer</b>	48 h	48 h (24 h on Pos.)	„endlos“	„endlos“	„endlos“ 6 h (Aufstieg)	„endlos“
<b>Nutzlast [kg]</b>	1000	300-900	100	1000	250	> 1000 mgl.
<b>Emission: Lärm / Abgas</b>	hoch / hoch	hoch / hoch	gering / keine	gering / keine	keine / keine bzw. Hülle	keine / keine bzw. Start

\* LEO: Low Earth Orbit; GEO: Geosynchronous Earth Orbit

**Tabelle 2.1: Vergleich Flugleistungen Nutzlastträger**

- **Kosten**

<b>BF</b>	hohe Kosten: Besatzung, Treibstoff, großes Bodenteam (Wartung, Tanken, Flugführung); ca. 15000-30000 DM pro Tag plus 7500 DM pro Flugstunde
<b>FD</b>	relativ hohe Kosten, ca. 150000 DM pro Flug
<b>SD</b>	geringe Kosten ca. \$100,-/Flugstunde [155]; ca. 2-3 Mio\$ pro Stück [26]: eigenstartfähig, rückführbar, unbemannt, keine Verbrauchskosten, kleines Bodenteam (da große Wartungsintervalle, einfache Einsatzplanung und Durchführung)
<b>SLS</b>	mittlere Kosten: ca. \$1000,-/Flugstunde, ca. 19 Mio\$ pro Stück
<b>BAL</b>	geringe Kosten, Nutzlast kann geborgen werden. Herkömmliche Ballons: ca. 150000 DM bei 250 kg Nutzlast pro Start NASA Ballon: ca. 3 Mio\$ pro Stück.
<b>SAT</b>	hohe Kosten, da Raketenstart notwendig, nicht rückführbar, Startkosten ca. 30000 DM pro kg Nutzlast

**Tabelle 2.2: Vergleich Kosten Nutzlastträger**

- **Einsatzplanung**

<b>BF</b>	Beschränkt durch den Treibstoffvorrat sind nur begrenzte Missionen möglich. Die effektive Meßzeit in großen Höhen im Einsatzgebiet ist klein. Die Bedürfnisse der Mannschaft schränken den Einsatzbereich zusätzlich ein. Rückführung möglich.
<b>FD</b>	Beschränkt durch den Treibstoffvorrat sind nur begrenzte Missionen möglich. Die effektive Meßzeit in großen Höhen im Einsatzgebiet ist klein. Rückführung möglich.
<b>SD</b>	Es ist eine unbegrenzte Einsatzdauer möglich. Die Drohne ist schnell am Einsatzort, da sie bei Nichtgebrauch in großer Höhe „geparkt“ werden kann. Einschränkung im Einsatzbereich durch die geringe Fluggeschwindigkeit und Nutzlast. Rückführung möglich.
<b>SLS</b>	Rückführung möglich.
<b>BAL</b>	Eine kontrollierte Messung kann nur in der Aufstiegsphase stattfinden. Rückführung nicht möglich.
<b>SAT</b>	Eine Änderung der einmal gewählten Umlaufbahn ist kaum mehr möglich. Die Beobachtung eines bestimmten Gebietes ist durch überfliegende Satelliten somit nur zeitweise möglich. Oder es muß ein Satellit in einer geostationären Umlaufbahn in sehr großer Höhe über dem Gebiet positioniert werden. Rückführung nicht möglich (bzw. sehr teuer).

**Tabelle 2.3: Vergleich Operationalität Nutzlastträger**

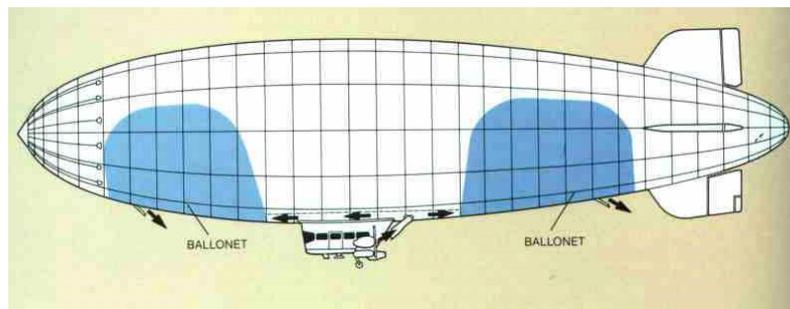
## 2.3 Vergleich Solarluftschiff - Solarflugzeug

### 2.3.1 Allgemeine Luftschifftechnik

Ein Luftschiff erzeugt seinen Auftrieb nicht durch eine aerodynamische Bewegung, sondern aerostatisch durch den Dichteunterschied des Füllgases im Vergleich zur umgebenden Luft. Bei einer Änderung der Flughöhe ändert sich auch der atmosphärische Druck und damit das Volumen des Füllgases. Hieraus resultieren zwei grundsätzlich unterschiedliche Bauweisen von Luftschiffen:

Starrluftschiff: Hier wird die Luftschiffform durch eine starre Struktur gegeben. Im Inneren dieser Struktur sind Gaszellen aufgehängt, die sich bei einer Höhenänderung frei ausdehnen können.

Prallluftschiff/halbstarres Luftschiff: Hierbei kann das gesamte Volumen des Luftschiffs zur Auftriebserzeugung genutzt werden. Die Volumenänderung des Füllgases wird durch sogenannte Ballonetts realisiert (Bild 2.2). Durch Verwendung mehrerer Ballonetts kann auch die Lage des Luftschiffs beeinflusst werden. Die maximal erreichbare Flughöhe ist somit durch die Größe der Luftschiffhülle definiert.



**Bild 2.2: Luftschiff mit Ballonetts**

Als Füllgas heutiger Luftschiffe wird Helium verwendet. Dies hat zwar eine etwas höhere Dichte als Wasserstoff, ist jedoch im Betrieb ungefährlicher.

### 2.3.2 Verwendbarkeit des Luftschiffs als Höhenplattform

Im Gegensatz zum aerodynamisch getragenen Flugzeug benötigt ein Luftschiff zur Auftriebserzeugung keine Energie. Lediglich für die Fortbewegung wird ein Antrieb benötigt. Daher eignet sich ein Luftschiff prinzipiell gut für Langzeiteinsätze.

Je nach Aufgabenzweck ist es jedoch nötig, definierte Routen abzufliegen oder eine Stationierung über einem bestimmten Punkt sicherzustellen. Dazu muß das Luftschiff in der Lage sein, gegen die vorherrschenden Winde anzukommen. Diese Stationierungsfähigkeit wird im folgenden geprüft und mit einer aerodynamisch getragenen Höhenplattform verglichen.

### 2.3.2.1 Modellierung des Luftschiffs

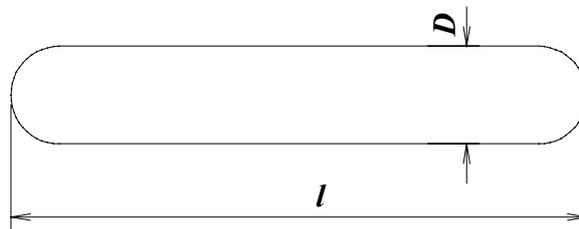
Es wird eine Grobmodellierung durchgeführt, die sich aus Gründen der Vergleichbarkeit soweit wie möglich an die SOLITAIR Modellierungen anlehnt.

#### Auftrieb und Größe eines Luftschiffs:

Beim Luftschiff entspricht im Idealfall der aerostatische Auftrieb dem Gesamtgewicht. Somit kann das Luftschiffvolumen aus der Gesamtmasse und dem Dichteunterschied des Traggases zur Umgebungsluft errechnet werden:

$$Vol = \frac{m_{ges}}{\rho_L - \rho_{He}}; \text{ mit } \rho_{He}(0^\circ\text{C}, 1013\text{mbar}) = 0.179 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad (2.13)$$

Wird die Luftschiff-Form (Bild 2.3) wie folgt angenommen,



**Bild 2.3: Luftschiff-Form**

errechnet sich Volumen und Oberfläche folgendermaßen:

$$Vol = D^2 \cdot \left( \frac{l}{4} - \frac{D}{12} \right) \cdot \pi \quad (2.14)$$

$$S_{wet} = D \cdot l \cdot \pi \quad (2.15)$$

#### Nutzlast:

Für einen einfachen Vergleich mit der SOLITAIR 1 Konfiguration wird die Nutzlast mit 25 kg angenommen.

#### Antrieb:

Um eine Langzeitstationierung sicherzustellen, wird analog zum Solarflugzeug ein regenerativer Solarantrieb mit gleichem Technologiestand gewählt; das heißt, es wird auch eine Ausrichtung der Solarpanels zur Sonne zugelassen. Die Energiedichte des Energiespeichers beträgt analog zum Flugzeug 450 Wh/kg.

#### Strukturmasse:

Für die Luftschiffstruktur wird eine halbstarre Bauweise gewählt, wie sie auch bei modernen Luftschiffkonstruktionen (Zeppelin NT, CargoLifter) verwendet wird. Die Luftschiffstrukturmasse wird vor allem durch die Masse der Hülle (abhängig von der Oberfläche) und durch die Masse der Struktur (volumenabhängig) bestimmt. Diese Massen sind auch von der maximal zu erreichenden Geschwindigkeit (Staudruck) sowie von den maximal auftretenden Vertikalböen

abhängig. Um eine einfache Abschätzung durchführen zu können, werden keine Detailuntersuchungen gemacht, sondern es werden dimensionslose Kenngrößen betrachtet.

Ausgeführte Prall-Luftschiffe erreichen Leergewichte von ca. 50 % des in Bodennähe möglichen Auftriebs [72, 74]. Starrluftschiffe können etwa 10 % leichter gebaut werden. Für den Antrieb entfallen knapp 10 %, für ein unbemanntes Luftschiff entfallen weiterhin knapp 10 % Gewicht für Gondel und Betriebsausrüstung. Wenn man weiterhin Fortschritte bei den Werkstoffen und den Bauweisen berücksichtigt, könnten Strukturmassen von bis zu 10 % des in Bodennähe maximal möglichen Auftriebs erreicht werden.

Prinzipiell sind dem Leichtbau Grenzen gesetzt, da die Luftschiffhülle dem durch die Aufheizung der Hülle bei Sonnenschein erhöhten Druck standhalten muß. Eine Volumenausdehnung des Traggases muß verhindert werden, wenn die Höhe Tag und Nacht konstant gehalten werden soll. Eine weitere Schwierigkeit ist es, den großen Druckunterschied vom Boden- zum Höhenluftdruck zu überwinden. Wenn das Luftschiff in Bodennähe schweben soll, muß das Helium durch großen Druck in den Ballonetts stark komprimiert werden, oder es wird mit großem Mehrauftrieb gestartet. Aber auch dies würde die Struktur durch Haltelasten und aerodynamische Lasten beim Schnellaufstieg stark belasten. Eine andere Möglichkeit wäre, das Helium in Flaschen zu komprimieren und erst beim Aufstieg zu expandieren, die Flaschen könnten dann abgeworfen werden und zur Landung das Helium abgelassen werden.

#### **Widerstand:**

Strömungsgünstige Luftschiffe mit geringer Strukturmasse ergeben sich bei einem Längen- zu Dickenverhältnis von etwa 4 bis 6 [22, 129]. Da sich die äußere Geometrie eines Luftschiffs in extremer Leichtbauweise, vor allem auch bei höheren Geschwindigkeiten, voraussichtlich nicht exakt einhalten läßt, wird bei der Widerstandsberechnung mit turbulenter Strömung gerechnet.

Da die aerostatische Auftriebsregelung eher träge reagiert, wird ein Luftschiff in der Regel mit leicht positivem aerodynamischem Auftrieb geflogen. Hierbei können beträchtliche induzierte Widerstände entstehen.

Es wurden verschiedene Lösungsansätze verglichen [22, 78, 129] und der Widerstand wie folgt berechnet:

Der induzierte Widerstand wird gleich Null gesetzt, da ein Höhenluftschiff keine schnellen Bewegungen ausführen muß und von einem sensiblen Regelungssystem ausgegangen wird. Gondeln, Leitwerke und Abspannungen werden nicht berücksichtigt, da diese von der Auslegung des Luftschiffes abhängig sind und eventuell wegfallen können (innenliegende Nutzlast, Schubvektorsteuerung). Als guter Kompromiß für die Widerstandsberechnung hat sich die für Flugzeugrümpfe verwendete Berechnungsmethode nach Roskam [78] herausgestellt:

$$W = C_w \cdot \left[ 1 + \frac{60}{\left(\frac{l}{D}\right)^3} + 0.0025 \cdot \frac{l}{D} \right] \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S_{\text{wet}} \quad (2.16)$$

Die Rauigkeit der Luftschiffhülle kann als glatt angenommen werden [81] ( $k \leq 0.002$  für Kunststoff oder Lack). Es wird mit dem Widerstandsbeiwert für turbulent-glatte Strömung gerechnet [81]:

$$C_w = \frac{0.455}{(\lg \text{Re})^{2.58}} \quad (2.17)$$

mit: 
$$\text{Re} = \frac{V \cdot l}{\nu} \quad (2.18)$$

Damit errechnet sich die für den Vortrieb nötige Leistung zu:

$$P_{\text{erf}} = W \cdot V \quad (2.19)$$

### 2.3.2.2 Auslegung eines Höhen-Solarluftschiffs

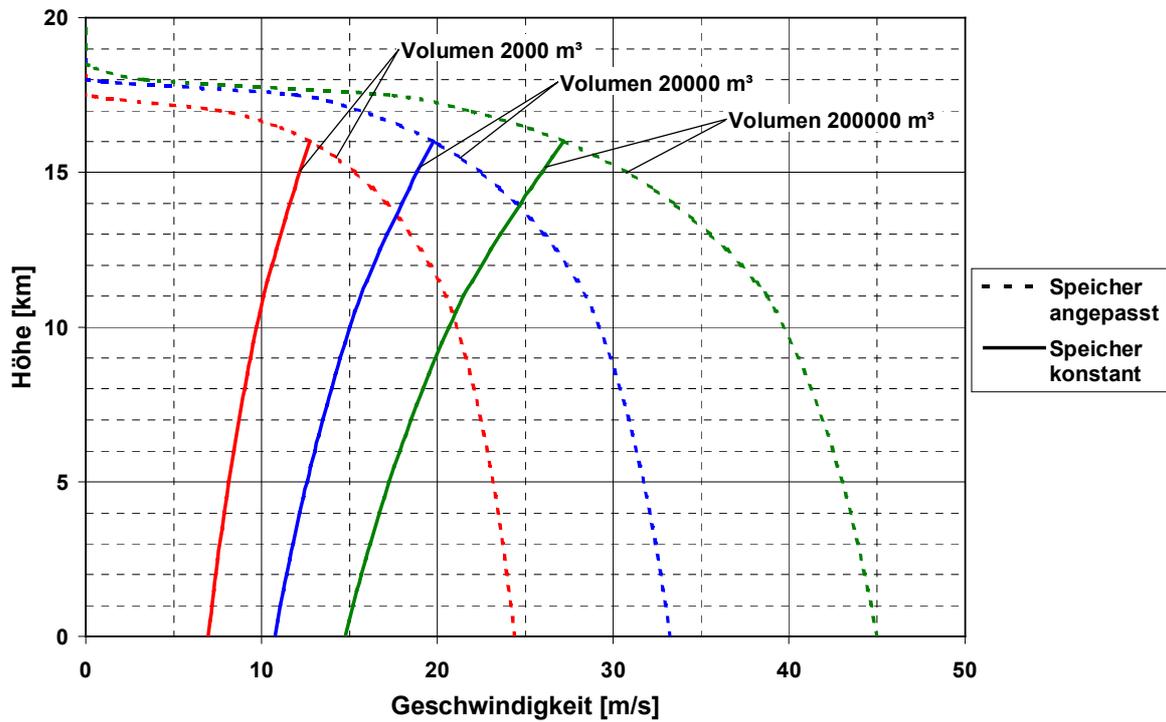
Es wurde ein Programm (SOLU: Solar Luftschiff) geschrieben, das mit Hilfe der oben gewählten Modellierung für verschiedene Höhen die maximale dauerhaft zu erzielende Geschwindigkeit eines Luftschiffs errechnet. Dabei wird der einstrahlungsmäßig schlechteste Tag des Jahres betrachtet. Die Ergebnisse sind in Bild 2.4 dargestellt.

Um den Einfluß der Größe darzustellen, werden verschiedene Grenzen gewählt. Die bis jetzt größten realisierten Luftschiffe hatten ein Volumen von ca. 200000 m<sup>3</sup>. Es wurden die folgenden Grenzen gewählt:  $Vol = 2000 \text{ m}^3$ ,  $Vol = 20000 \text{ m}^3$  und  $Vol = 200000 \text{ m}^3$ .

Für jede Luftschiffgröße wurden einmal Solarzellen und Energiespeichersystem für verschiedene Höhen jeweils optimal angepaßt (gestrichelte Kurven) und einmal die Geschwindigkeit eines, für eine bestimmte Höhe (16 km) angepaßten Luftschiffs in niedrigeren Höhen errechnet (durchgezogene Kurven).

Man erkennt, daß mit zunehmender Höhe die für Solarzellen und Energiespeicher verfügbare Masse abnimmt und somit immer kleinere Geschwindigkeiten erzielt werden können. Weiterhin erkennt man, daß jedes Luftschiff eine Maximalhöhe besitzt. Diese wird durch die gewählte Modellierung des Strukturmassenanteils bestimmt. Außerdem erkennt man, daß eine Vergrößerung des Luftschiffes Vorteile bringt. Dies ist darin begründet, daß der Auftrieb eines Luftschiffs kubisch mit seiner Größe wächst, jedoch die Oberfläche und damit der Widerstand nur etwa quadratisch. Somit sind mit größeren Luftschiffen prinzipiell größere Geschwindigkeiten erreichbar. Zusammen mit der Größe des Luftschiffs ist das spezifische Gewicht der Energiespeicherung bestimmend für die erreichbare Geschwindigkeit. Mit der Größe steigen natürlich auch die Kosten eines Luftschiffs. Zur Verdeutlichung werden in Tabelle 2.4 und

Tabelle 2.5 einige Größen der im Diagramm für 16 km ausgelegten Luftschiffe und im Vergleich dazu von SOLITAIR angegeben:



**Bild 2.4: Luftschiffauslegung**

Volumen [m <sup>3</sup> ]	Länge [m]	Gewicht [kg]	Nutzlast [kg]
2000	41	287	25
20000	88	2869	25
200000	190	28690	25

**Tabelle 2.4: Luftschiffgrößen**

Spannweite [m]	Gewicht [kg]	Nutzlast [kg]
42	292	25

**Tabelle 2.5: SOLITAIR 1 Größen**

### 2.3.2.3 Vergleich von Luftschiff und Flugzeug

Bei der Auslegung als Höhenplattform gelten prinzipiell folgende Unterschiede zwischen Luftschiff und Flugzeug:

Abhängigkeiten	Luftschiff	Flugzeug
max. Höhe	Ist konstant über das Jahr, da nur von Gesamtgewicht und Hüllenvolumen abhängig	Ändert sich im Verlauf des Jahres, da von verfügbarer Leistung abhängig
max. Geschwindigkeit in best. Höhe	Von verfügbarer Leistung und Nullwiderstand (Hüllenform und -volumen) abhängig	Von verfügbarer Leistung, Nullwiderstand und induziertem Widerstand abhängig
max. Nutzlast	Von Höhe und Volumen abhängig	Von verfügbarer Leistung, Flugzeuggröße und Höhe abhängig

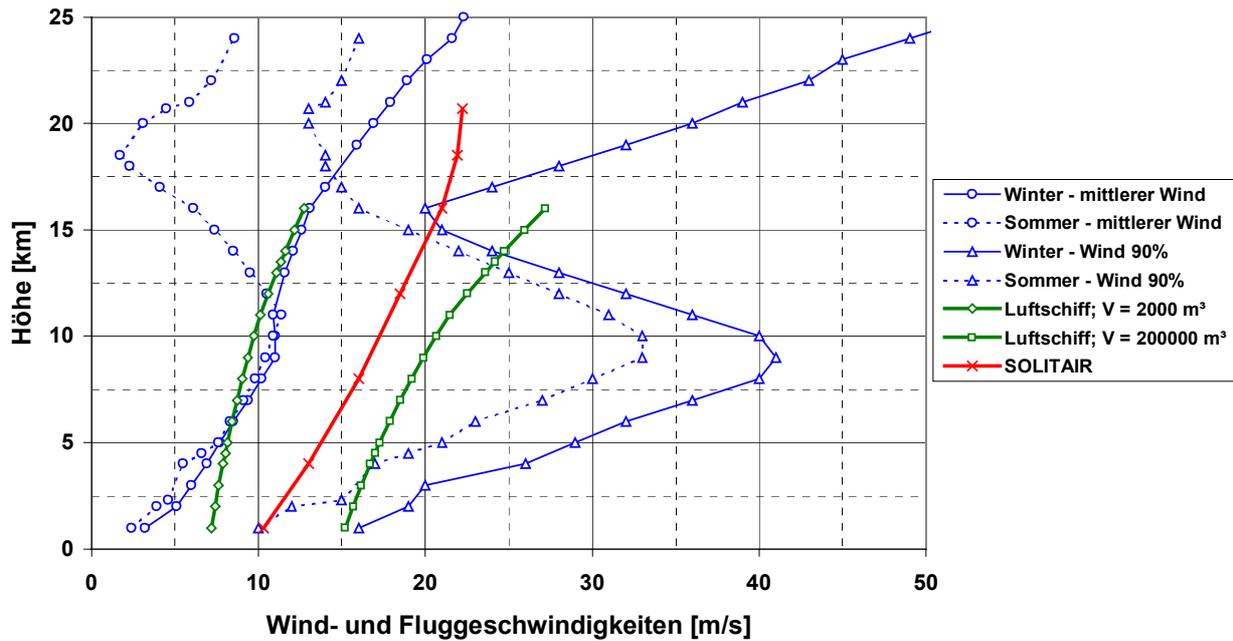
**Tabelle 2.6: Unterschiede Luftschiff – Flugzeug**

Wie in Kapitel 2.1.2 dargestellt, ist ein Solarflugzeug mit zunehmender Größe schwieriger zu realisieren. Bei Luftschiffen verhält es sich genau umgekehrt, wie im vorigen Kapitel dargestellt.

Bild 2.5 zeigt die dauerhaft (24 h) erreichbaren Fluggeschwindigkeiten von einem Solarflugzeug nach SOLITAIR 1 Konfiguration und von Solarluftschiffen nach der oben gewählten Modellierung. Um eine Aussage über die Stationierungsfähigkeit treffen zu können, wurden die mittleren und 90 % (zu 90 % der Zeit ist die Windgeschwindigkeit kleiner) Windgeschwindigkeiten für Winter und Sommer für 20° Ost und 50° Nord (Europa) mit angegeben. Man erkennt, daß bei einem kleinen Luftschiff nur im Sommer eine begrenzte Stationierfähigkeit erreicht werden kann. Die SOLITAIR 1 Konfiguration kann sowohl im Sommer als auch im Winter zu mindestens 90 % der Zeit Fluggeschwindigkeiten erreichen, die über den Windgeschwindigkeiten liegen. Der Höhenbereich ist hier im Winter allerdings schon stark eingeschränkt. Das große Luftschiff kann in der gewählten Auslegungshöhe problemlos Sommer wie Winter stationiert werden. Es sei jedoch noch einmal auf die enormen Dimensionen und Kosten dieses Luftschiffs hingewiesen.

Interessant ist die Krümmung der Geschwindigkeitskurven in Bild 2.5 für Luftschiff und Flugzeug. Das Luftschiff wird aufgrund der geringeren Dichte mit zunehmender Höhe schneller. Das Flugzeug dagegen benötigt mit zunehmender Höhe mehr Energie für den Auftrieb und wird durch die geringere Luftdichte nur bedingt schneller.

Hier wurde eine vergleichsweise kleine Nutzlast gewählt. Wird bei einem Luftschiff zunehmend auf die Stationierbarkeit verzichtet, können sehr große Nutzlasten transportiert werden. Dabei wird das Luftschiff jedoch immer mehr zum Höhenballon. Eine Positionierung muß dann durch Manövrierung im Windfeld stattfinden. Das Einsatzprofil wird zunehmend eingeschränkt.



**Bild 2.5: Vergleich der dauerhaft erreichbaren Fluggeschwindigkeiten von Luftschiff und Flugzeug für Sommer und Winter, für 20°E und 50°N (Europa) (Wind nach [64])**

Prinzipiell können die folgenden Aussagen getroffen werden:

Für große Nutzlasten und geringere Flughöhen verspricht ein Luftschiff bessere Realisierungschancen. Für dauerhafte Stationierbarkeit in großen Höhen und kleine Nutzlasten ist das Solarflugzeug die bessere Wahl. Weiterhin verspricht das Solarflugzeug durch seine geringere Größe und Masse niedrigere Kosten in Betrieb und Herstellung.

### 3 Modellierung der Flugzeugsysteme und der Umgebungsbedingungen

Um das Gesamtsystem Solardrohne im umgebenden Umweltsystem zu simulieren, müssen für alle relevanten Bereiche Modellierungen erstellt werden. Die Modellierung muß dabei so genau gewählt werden, daß keine wesentlichen Einflüsse außer Acht gelassen werden. Andererseits erschwert eine zu detaillierte Modellierung den Blick aufs Wesentliche und behindert die Handhabung der Simulation unnötig.

#### 3.1 Atmosphäre

Es wird die U.S. Standard Atmosphäre von 1976 [106] verwendet. Diese ist von 0 bis 80 km identisch mit der Normatmosphäre ISO 2533 [36]. Diese Atmosphären sind für mittlere nördliche Breiten von etwa  $45^\circ$  hergeleitet worden und geben idealisierte Jahresmittelwerte der wichtigsten Atmosphärenendaten an (Bild 3.1). Die Atmosphäre wird als ideales Gas betrachtet und mittels der Gleichungen des idealen Gases abschnittsweise berechnet.

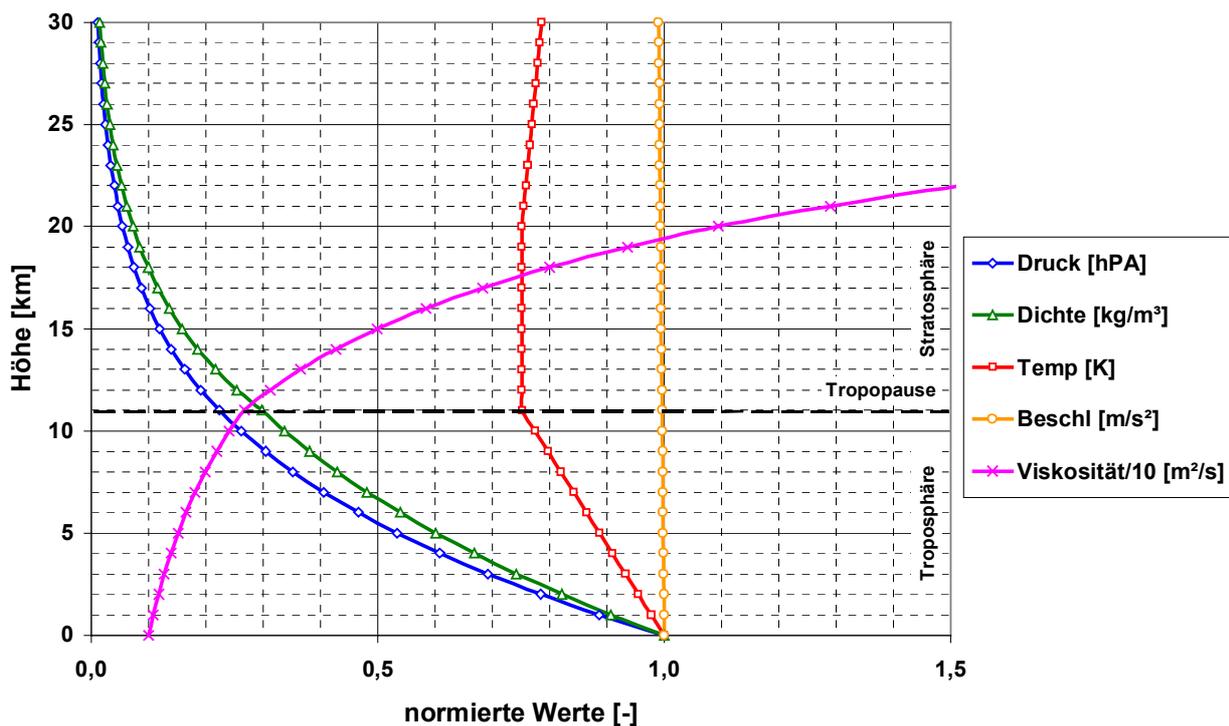


Bild 3.1: Atmosphärenendaten nach [36, 65, 106]

Für die hier durchgeführten Auslegungsrechnungen sind diese Modelle durchaus ausreichend. Für detailliertere Untersuchungen kann die ISO 5878 [65] verwendet werden. Darin sind Referenz-Atmosphären für verschiedene Breitengrade für Sommer und Winter angegeben. Es werden auch statistische Angaben zu Abweichungen von diesen Referenz-Atmosphären angegeben. In [21] sind die jahreszeitlichen Abweichungen von der hier verwendeten Standard-

Atmosphäre anschaulich dargestellt. Die Abweichungen der Luftdichte liegen im vorgesehenen Einsatzgebiet unter 5 %.

Die Abnahme der Erdbeschleunigung mit der Höhe kann mit folgender Formel berechnet werden [36, 65, 106]:

$$g_{\varphi}(z) = g_{0\varphi} \cdot \left( \frac{r_{\varphi}}{r_{\varphi} + h} \right)^2 \quad (3.1)$$

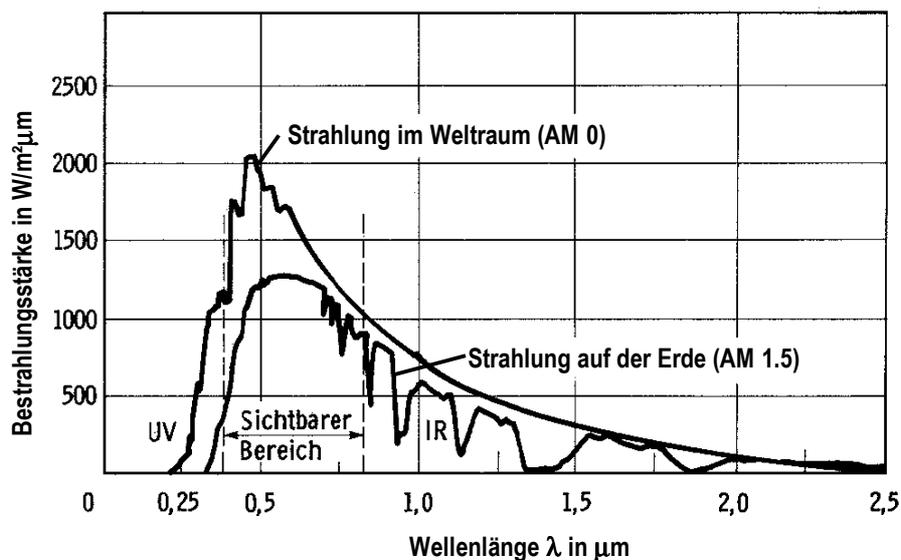
$g_{0\varphi} = 9.80665 \text{ m/s}^2$  : Erdbeschleunigung in Meereshöhe für  $45^\circ$  n.Br.

$r_{\varphi} = 6356766 \text{ m}$  : nominaler Erdradius für  $45^\circ$  n.Br.

## 3.2 Sonnenstrahlung

Die von den Solarzellen abgegebene Leistung ist abhängig von Intensität und Spektrum der Sonnenstrahlung. Die Abhängigkeit vom Strahlungsspektrum wird im Wirkungsgradverhalten der Solarzelle modelliert (Kap. 3.4.1), da die verschiedenen Solarzellentypen hier unterschiedlich reagieren.

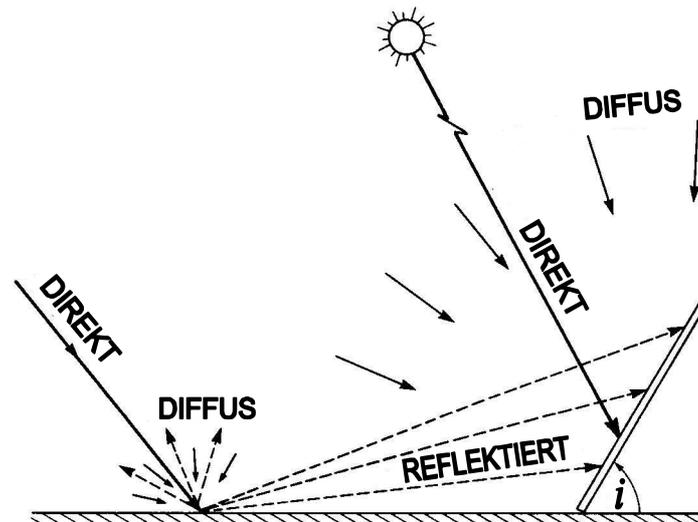
Das Strahlungsspektrum ändert sich im Verlauf des Lichtweges durch die Atmosphäre. Die verschiedenen Spektren werden nach der Menge der durchstrahlten Luftmasse (AM: Air Mass) bezeichnet (siehe Bild 3.2). AM 0 kennzeichnet dabei das Weltraumstrahlungsspektrum und AM 1 das Spektrum auf der Erdoberfläche bei senkrechtem Einfall der Strahlung. AM 1.5 bezeichnet das Strahlungsspektrum bei einem Einfallswinkel von ca.  $42^\circ$  bezüglich der Horizontebene.



**Bild 3.2:** Strahlungsspektren der Sonnenstrahlung [98]

Die Strahlungsintensität ist von einer Vielzahl von Parametern abhängig, wie Abstand der Erde von der Sonne, Einstrahlungswinkel, Höhe, Bewölkung, Dunstgehalt, Feuchtigkeitsgehalt, Verschmutzung und Bodenbeschaffenheit.

Die Sonnenstrahlung wird in der Atmosphäre und am Boden absorbiert, reflektiert und gestreut, so daß sich die Strahlung in der Atmosphäre aus direkter, diffuser und reflektierter Strahlung zusammensetzt (siehe Bild 3.3). Je nach Aufstellwinkel und –richtung des Solar-generators ändern sich diese Strahlungsanteile.



**Bild 3.3: Direkte diffuse und reflektierte Strahlung [61]**

All diese Einflüsse können nur mit hohem Aufwand berücksichtigt werden und erschweren durch eine Vielzahl an benötigten Vorgaben die Handhabung der Strahlungsberechnung. Daher werden in der Literatur oft auf Meßwerten basierende empirische Strahlungsmodelle verwendet. Diese sind meist einfach zu handhaben und liefern in ihrem Gültigkeitsbereich sehr genaue Ergebnisse. Da jedoch die meisten Strahlungsmodelle nur für bodennahe Strahlung gültig sind und für flache Strahlungswinkel und große Flughöhen zunehmend ungenauer werden, konnte hier nicht auf eine vorhandene Modellierung zurückgegriffen werden. Das Ziel war, ein einfaches Strahlungsmodell zu entwickeln, das dennoch die für eine Solardrohne wichtigsten Einflüsse berücksichtigt. Es konnten zwei Literaturstellen [55, 119] gefunden werden, wo mit relativ großem Aufwand die Strahlungsmodellierung für große Höhen und flache Einstrahlungswinkel durchgeführt wurde. Anhand dieser Daten wurde ein vorhandenes, für Bodennähe gültiges, empirisches Strahlungsmodell [91] so angepaßt, daß es auch für große Höhen und flache Strahlungswinkel genaue Ergebnisse liefert.

Da eine Solardrohne, außer bei Start und Landung, oberhalb des Wettergeschehens fliegt, kann für die Berechnung der direkten und diffusen Strahlung generell von einer wolkenfreien Atmosphäre (clear sky) ausgegangen werden.

### 3.2.1 Modellierung der Sonnenstrahlung

Die Strahlungsstärke außerhalb der Erdatmosphäre bei mittlerem Abstand von Sonne und Erde wird als Solarkonstante bezeichnet. Diese Zahl ist aufgrund schwankender Sonnenaktivitäten jedoch nicht exakt konstant. Neuere Messungen haben eine mittlere Solarkonstante von  $\varepsilon_0 = 1367 \text{ W/m}^2$  ergeben [61]. Die jahreszeitliche Abweichung von diesem Wert durch den sich verändernden Sonne-Erde-Abstand der elliptischen Bahn der Erde beträgt ca.  $\pm 3.3\%$  und kann mit folgender Formel berechnet werden [7, 55, 91, 119]:

$$\varepsilon_0(n) = \varepsilon_0 \cdot \left[ 1 + 0.033 \cdot \cos\left(\frac{2 \cdot \pi}{365} \cdot (n + 10)\right) \right] \quad (3.2)$$

Die Intensität der extraterrestrischen Strahlung auf eine Fläche  $S$  unter dem Einfallswinkel  $\psi$  ergibt sich zu:

$$P_{\text{flux,ext}} = \varepsilon_0 \cdot S \cdot \cos \psi \quad (3.3)$$

$\psi$ : Winkel zwischen Flächennormalen und Sonnenstrahlung

Der Winkel  $\psi$  kann nach Ort und Lage der Empfangsfläche berechnet werden, wenn die Erde als Kugel betrachtet wird [40]:

$$\begin{aligned} \cos \psi = & (\cos i \cdot \sin \phi - \cos \phi \cdot \cos r \cdot \sin i) \cdot \sin \delta + \\ & (\sin \phi \cdot \cos r \cdot \sin i + \cos i \cdot \cos \phi) \cdot \cos \delta \cdot \cos \theta + \\ & \sin r \cdot \sin i \cdot \cos \delta \cdot \sin \theta \end{aligned} \quad (3.4)$$

mit: 
$$\delta \cong -23.5^\circ \cdot \cos\left(\frac{2 \cdot \pi}{365} \cdot (n + 10)\right) \quad (3.5)$$

$i$ : Winkel zwischen Empfangsfläche und Horizontebene

$r$ : Aufstellrichtung der Empfangsfläche (Azimut, Süden:  $r = 0^\circ$ )

$\phi$ : Geographische Breite des Aufstellortes der Empfangsfläche

$\delta$ : Deklination der Sonne

$\theta$ : Stundenwinkel der Sonne (Süden:  $\theta = 0^\circ$ )

$n$ : Tag des Jahres vom 1. Januar an gezählt

Für die folgenden Berechnungen für Sonnenauf- und -untergangszeiten wird als Sonnenauf- bzw. untergang definiert, wenn der Mittelpunkt der Sonne den sichtbaren Horizont durchbricht. Aufgrund von Beugungserscheinungen in der Atmosphäre (Refraktion) ist die Sonne noch sichtbar, wenn sie schon unter dem wahren Horizont steht. Dieser Winkel wird in [54] für  $h = 0 \text{ m}$  zu  $\xi_{\text{ref}} = 0.57^\circ$  angegeben. Mit zunehmender Flughöhe steigt der Winkel (Depression), bei dem die Sonne unter dem wahren Horizont noch sichtbar ist. Die Depression kann näherungsweise nach Gleichung (3.6) bestimmt werden:

$$\xi_{\text{dep}} = 0.57^\circ + \arccos\left(\frac{r_\phi}{r_\phi + h}\right) \quad (3.6)$$

mit:  $r_\phi = 6356766$  m: nominaler Erdradius für  $45^\circ$  n.Br.

$h$ : Flughöhe

Die Stundenwinkel für Sonnenaufgang  $\theta_A$  und Sonnenuntergang  $\theta_U$  können mit  $\psi = 90^\circ + \xi_{\text{dep}}$  und  $i = 0^\circ$  aus den Gleichungen (3.4) und (3.5) bestimmt werden:

$$\theta_U = \arccos\left(\frac{\cos(90^\circ + \xi_{\text{dep}}) - \sin\phi \cdot \sin\delta}{\cos\phi \cdot \cos\delta}\right) \quad (3.7)$$

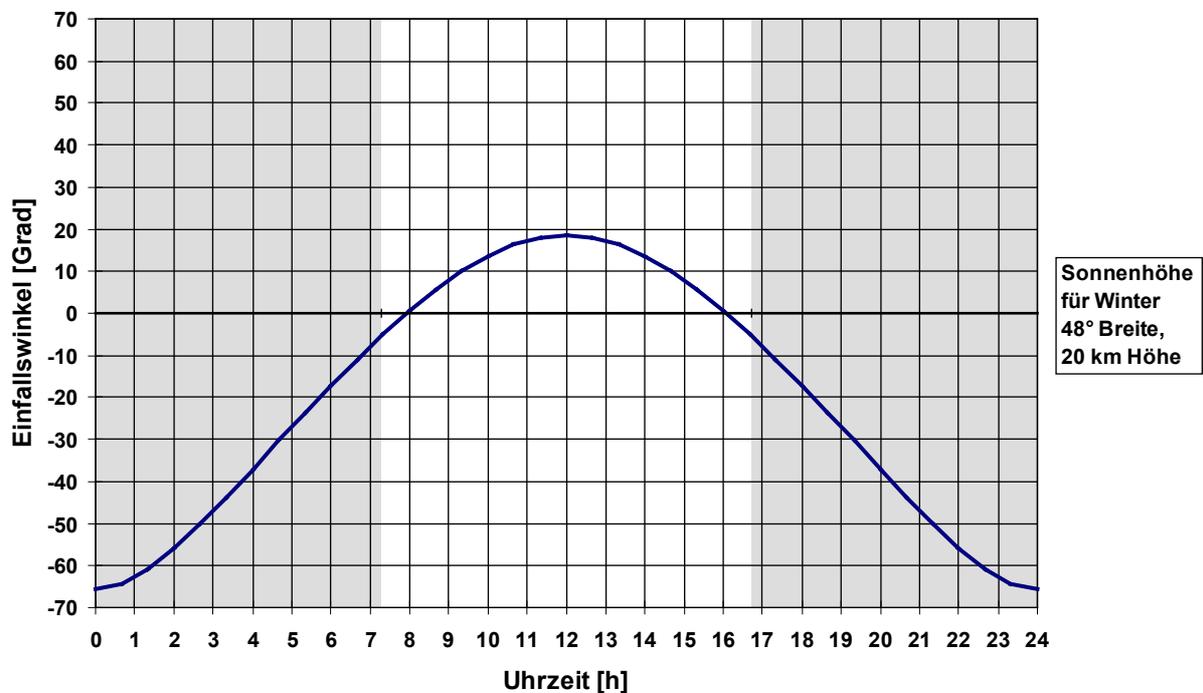
$$\theta_A = -\theta_U \quad (3.8)$$

Die zugehörigen Tageszeiten  $t_A$  und  $t_U$  (3.9, 3.10) unterscheiden sich von der wahren Zeit, wenn die aktuelle Position vom Zentrum der gültigen Ortszeit entfernt ist.

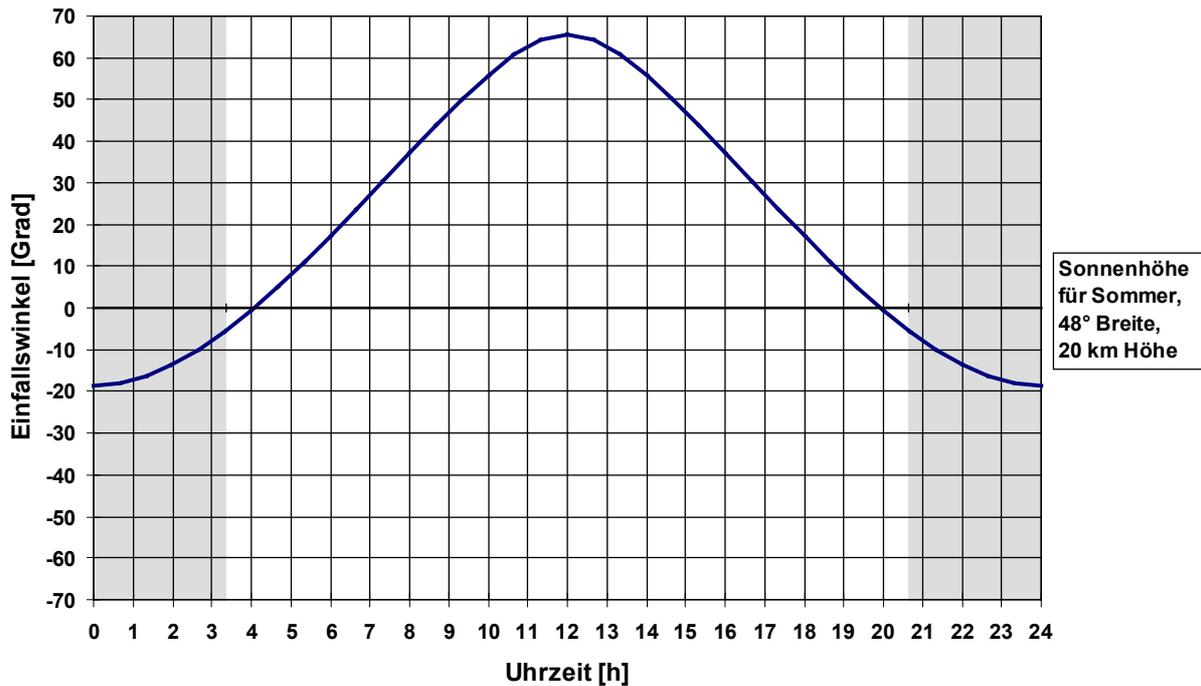
$$t_U = 12 \cdot \left(1 + \frac{\theta_U}{\pi}\right) [\text{h}] \quad (3.9)$$

$$t_A = 12 \cdot \left(1 + \frac{\theta_A}{\pi}\right) [\text{h}] \quad (3.10)$$

Durch die Depression ergibt sich z.B. für  $48^\circ$  n.Br. und 20 km Flughöhe eine Verlängerung der Sonnenscheindauer von 76 Minuten im Winter und von 84 Minuten im Sommer. In Bild 3.4 und Bild 3.5 sind die Sonnenhöhen für Winter und Sommer für  $48^\circ$  n.Br. und 20 km Höhe dargestellt. Die dunklen Flächen stellen den Erdschatten dar.



**Bild 3.4: Sonnenhöhe im Winter für  $48^\circ$  n.Br. und 20 km Höhe**



**Bild 3.5: Sonnenhöhe im Sommer für 48° n.Br. und 20 km Höhe**

Wie oben erwähnt, ist für das Wirkungsgradverhalten der Solarzellen das jeweilige Strahlungsspektrum von Interesse. Dieses wird anhand der durchstrahlten Luftmasse (Air Mass) charakterisiert. Diese kann unter Berücksichtigung einer sphärischen Korrektur näherungsweise für verschiedene Höhen nach [61] berechnet werden. Diese Formel (3.11) ist allerdings nur bis  $\psi_z = 90^\circ$  gültig.

$$AM = \frac{p}{1013.25 \text{ mbar}} \cdot \left[ \cos \psi_z + 0.15 \cdot (93.885 - \psi_z [\text{grad}])^{-1.253} \right]^{-1} \quad (3.11)$$

mit:  $\psi_z$ : Zenitwinkel der Sonne  
 $p$ : aktueller Luftdruck

Wie oben erwähnt, setzt sich die Strahlung auf eine geneigte Fläche aus direkter, diffuser und reflektierter Strahlung zusammen.

#### Direkte Strahlung:

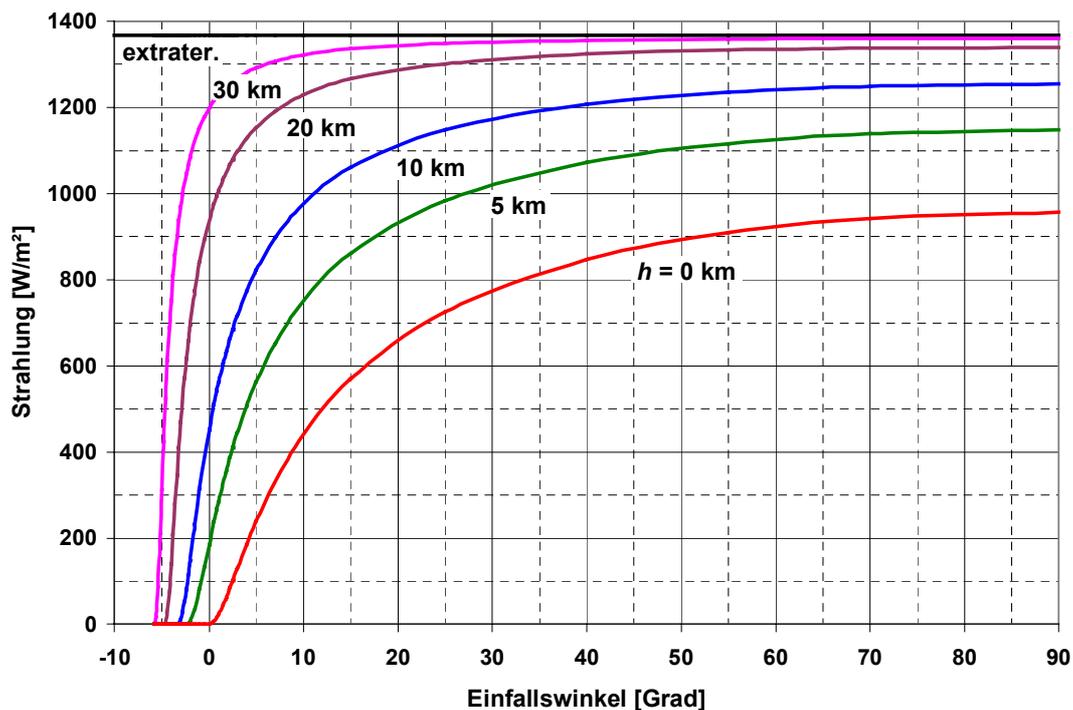
Hier wird als Grundlage ein empirisches, auf Meßwerten beruhendes, Strahlungsmodell [91] verwendet. Dieses Modell gilt für wenig feuchte, wolkenfreie Atmosphäre in Bodennähe. Da dies etwa den Bedingungen in großen Höhen entspricht, kann dieses Modell hier gut als Ausgangsbasis verwendet werden. Um das Modell für größere Höhen zu erweitern, wurde davon ausgegangen, daß die Intensitätsabnahme der Strahlung direkt proportional zur Luftdichte erfolgt. Weiterhin wurde mit Hilfe der oben hergeleiteten Depressionswinkel eine Anpassung durchgeführt, so daß auch negative Sonnenhöhen abhängig von der Flughöhe möglich sind. Die Strahlungsabschwächung in Abhängigkeit von Flughöhe und Strahlungswinkel wurde schließlich durch Vergleich mit den Angaben zweier Strahlungsmodelle [55, 119] angepaßt.

Die so entstandene Formel (3.12) für die direkte Strahlung ist einfach anzuwenden, liefert ausreichend genaue Ergebnisse für die vorgesehene Anwendung (siehe Kap. 3.2.2) und ist auch für große Flughöhen und flache Einstrahlungswinkel gültig. Lediglich in Höhen unterhalb ca. 10 km können durch das jeweils aktuelle Wettergeschehen signifikante Abweichungen auftreten.

$$\varepsilon_{\text{dir}} = \varepsilon_0 \cdot \exp \left( - \frac{c \cdot \exp \left( - \frac{h}{h_s} \right)}{\left[ \sin \left( \frac{0.5 \cdot \pi \cdot (\xi + \xi_{\text{dep}})}{0.5 \cdot \pi + \xi_{\text{dep}}} \right) \right]^{s + \frac{h}{b}}} \right) \quad (3.12)$$

- mit:  $\varepsilon_{\text{dir}}$ : direkte Sonnenstrahlung [ $\text{W}/\text{m}^2$ ]  
 $h$ : Flughöhe [km]  
 $\xi$ : Sonnenhöhe, Winkel zwischen Sonnenstrahlen und Horizontebene  
 $\xi_{\text{dep}}$ : Depression, siehe (3.6)  
 $h_s$ : Skalenhöhe,  $h_s = 7 \text{ km}$   
 $c$ : Konstante,  $c = 0.357$   
 $s$ : Konstante,  $s = 0.678$   
 $b$ : Konstante,  $b = 40 \text{ km}$

Bild 3.6 zeigt den Verlauf der direkten Sonnenstrahlung in Abhängigkeit der Sonnenhöhe für verschiedene Höhen. Man erkennt, daß in großen Höhen etwa der Wert der extraterrestrischen Strahlung erreicht wird. Die Strahlungsbedingungen in großen Höhen entsprechen also eher den Bedingungen im Weltall als denen auf der Erde.



**Bild 3.6: Direkte Sonnenstrahlung in Abhängigkeit von Höhe und Einfallswinkel**

Diffuse Strahlung:

Da das Strahlungsmodell aus [91] für wenig feuchte, wolkenfreie Atmosphäre gilt, ist hier der Anteil der diffusen Strahlung mit 8 % der direkten Strahlung sehr gering. Die diffuse Strahlung ist zwar nicht in allen Richtungen und bei allen Einfallswinkeln gleich groß, doch da ihr Anteil hier so gering ist, bleibt auch der Fehler klein, wenn der diffuse Strahlungsanteil für alle Richtungen und Strahlungs-Einfallswinkel als konstant betrachtet wird. Es wird angenommen, daß die diffuse Strahlung linear mit der Dichte mit zunehmender Höhe abnimmt (3.13):

$$\varepsilon_{\text{dif}} = 0.08 \cdot \varepsilon_{\text{dir}} \cdot \frac{\rho}{\rho_0} \cong 0.08 \cdot \varepsilon_{\text{dir}} \cdot \exp\left(-\frac{h}{h_s}\right) \quad (3.13)$$

$\varepsilon_{\text{dir}}$ : direkte Sonnenstrahlung [W/m<sup>2</sup>]

$h$ : Flughöhe [km]

$h_s$ : Skalenhöhe,  $h_s = 7$  km

Reflektierte Strahlung:

Abhängig vom Neigungswinkel der Empfangsfläche und von der Bodenbeschaffenheit kann die reflektierte Strahlung einen bedeutenden Anteil an der Gesamtstrahlung erlangen. Die reflektierte Strahlung kann nach [61] folgendermaßen bestimmt werden:

$$\varepsilon_{\text{ref}} = \frac{1}{2} \cdot \varepsilon_{\text{hor,Boden}} \cdot \beta \cdot (1 - \cos i) \cdot \left[ 1 + \sin^2\left(\frac{\psi_z}{2}\right) \right] \cdot |\cos(r - \theta)| \quad (3.14)$$

mit:  $\varepsilon_{\text{hor,Boden}} = \varepsilon_{\text{dir,h=0}} \cdot \sin^2(\xi) + \varepsilon_{\text{dif,h=0}} \cdot 0.08$  (3.15)

Tabelle 3.1 gibt Werte für den Reflexionsgrad (Albedo) einiger Oberflächen an [55, 61]:

Oberfläche	Albedo $\beta$	Oberfläche	Albedo $\beta$
Neuschnee	0.72-0.98	Getreidefeld	0.10-0.20
Altschnee	0.61-0.75	gepflügter Acker	0.08-0.12
Laubwald	0.18-0.24	Besiedlung	0.15-0.25
Nadelwald	0.03-0.10	Sand/Wüste	0.20-0.40
Gras	0.20-0.30	Wolken	0.10-0.80
Wasser	0.05-0.20		

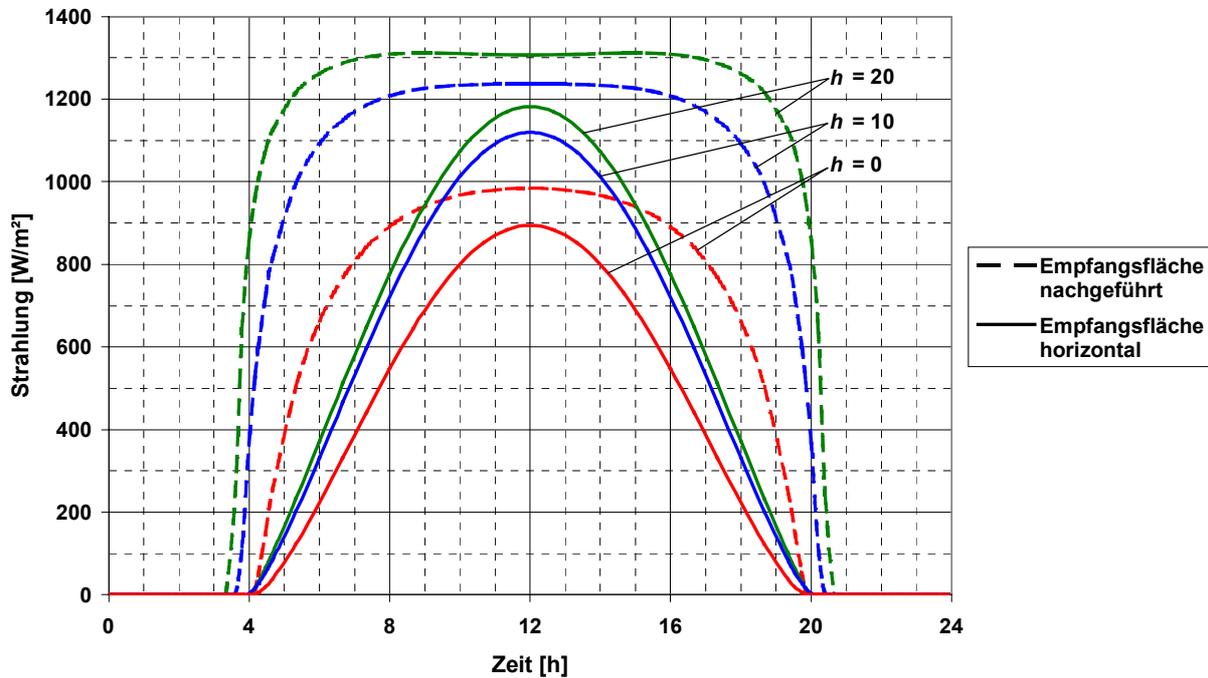
**Tabelle 3.1: Albedo für verschiedene Oberflächen**

Im folgenden wird eine mittlere Albedo für Deutschland und große Höhen folgendermaßen angenommen:

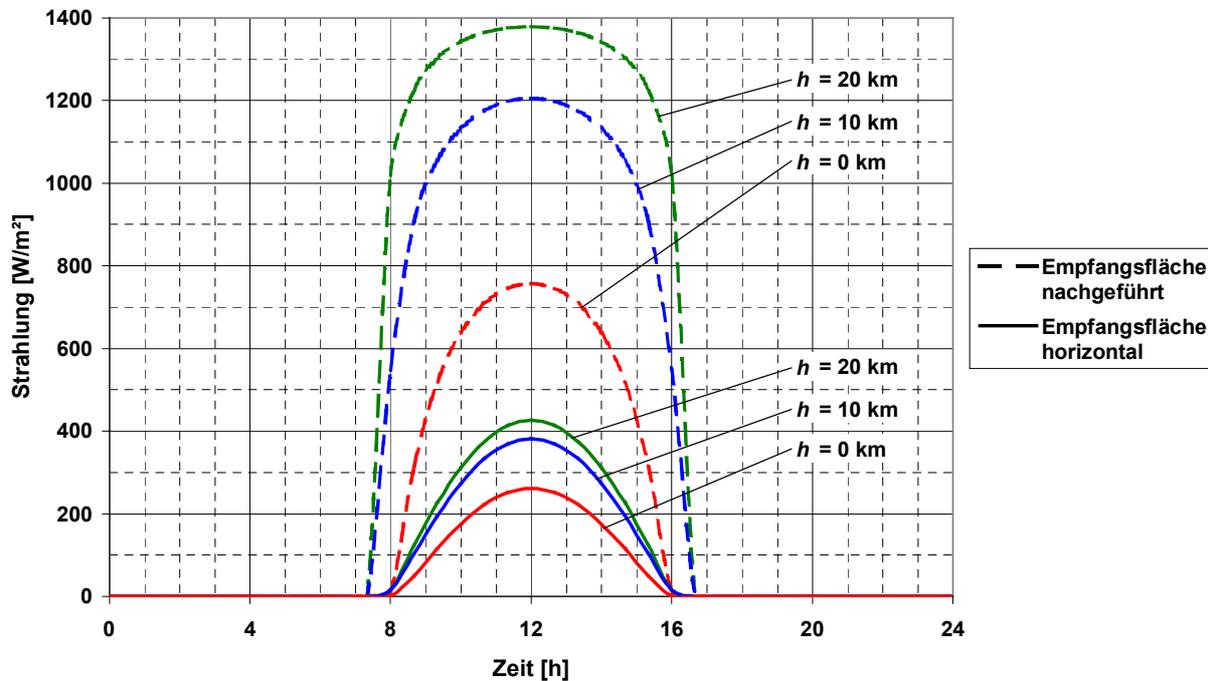
$$\beta = 0.2 + 0.2 \cdot \cos\left(\frac{2 \cdot \pi \cdot (n + 10)}{365}\right) \quad (3.16)$$

Wird nach der oben angegebenen Modellierung die von einer ebenen Fläche empfangene globale Strahlung (direkt + diffus + reflektiert) im Verlauf des Tages für verschiedene Höhen

über Oberpfaffenhofen aufgetragen, so ergibt sich für den Sommer (am 21.6.) Bild 3.7 und für den Winter (am 21.12.) Bild 3.8. Es sind jeweils die Kurven für eine horizontale Empfangsfläche und für eine nachgeführte Empfangsfläche angegeben.



**Bild 3.7: Eingestrahlte Sonnenleistung im Sommer für 48° n.Br.**



**Bild 3.8: Eingestrahlte Sonnenleistung im Winter für 48° n.Br.**

Man erkennt aus Bild 3.7 und Bild 3.8, daß durch eine Nachführung der Empfangsfläche, vor allem im Winter und in den Morgen- und Abendstunden, wo die Strahlung nur sehr flach auf eine horizontale Fläche trifft, deutlich mehr Strahlungsleistung empfangen werden kann. Auch der Einfluß der längeren Sonnenscheindauer mit zunehmender Höhe ist gut zu erkennen. Die Anteile der reflektierten Strahlung betragen im Sommer maximal 3.3 % ( $h = 0$  km) bzw. 2.0 % ( $h = 20$  km) und im Winter maximal 6.3 % ( $h = 0$  km) bzw. 3.5 % ( $h = 20$  km).

### 3.2.2 Verifikation des Strahlungsmodells

Da nicht für den gesamten Gültigkeitsbereich des Strahlungsmodells Meßdaten vorlagen, wurden die Strahlungswerte von verfügbaren Daten mit dem Modell nachgerechnet und verglichen.

Für die Solarflüge mit dem Demonstrationsmodell wurde ein Vergleich der für Oberpfaffenhofen errechneten Strahlung mit der von der Wetterstation des Instituts für Physik der Atmosphäre gemessenen Strahlung durchgeführt. Die Wetterstation mißt die Globalstrahlung auf eine horizontale Fläche. Für das Jahr 1996 wurden aus den Meßdaten jeweils die Einhüllenden des 21.06.  $\pm 15$  Tage und des 21.12.  $\pm 15$  Tage gebildet. Nach Korrektur der Sommerzeit und des Zeitonenversatzfehlers konnten diese Daten mit den errechneten Daten verglichen werden. Aus Bild 3.9 ist zu erkennen, daß eine gute Übereinstimmung der errechneten mit den gemessenen Daten vorliegt. Die teilweise höheren Werte der gemessenen Strahlung entstehen bei hohen diffusen Strahlungsanteilen (Wolken) kombiniert mit direkter Strahlung (Wolkenloch). Die teilweise niedrigeren Werte der gemessenen Strahlung sind auf strahlungshemmende Einflüsse wie Bewölkung oder hohe Luftfeuchtigkeit zurückzuführen. Im Winter kann es durch Mehrfach-Reflexionen (Schnee) zu einer weiteren Erhöhung der Strahlungswerte kommen.

Zur weiteren Überprüfung wurde das hier verwendete Strahlungsmodell mit einem aufwendigeren Modell des Instituts für Physik der Atmosphäre (PA) des DLR verglichen (siehe Bild 3.10). Dieses Modell ist jedoch für eine planparallele Atmosphäre gültig und liefert somit für flache Strahlungswinkel zu niedrige Werte. Die integrierten solaren Strahlungsflüsse wurden freundlicherweise von PA berechnet. Die Standard-Modellatmosphäre entstammt McClatchey (1972) und ist hier für Sommer, mittlere Breiten, wolkenlosen Himmel, bei kontinentalem Aerosol mit optischer Dicke  $\tau = 2.77$  bei  $0.55\mu\text{m}$ , Bodenalbedo  $\beta = 0.2$  sowie isotroper Reflexion berechnet worden. Als Solarkonstante wurde  $1375 \text{ W/m}^2$  verwendet. Zur besseren Vergleichbarkeit wurde bei dem hier verwendeten Strahlungsmodell ebenfalls diese Solarkonstante benutzt.

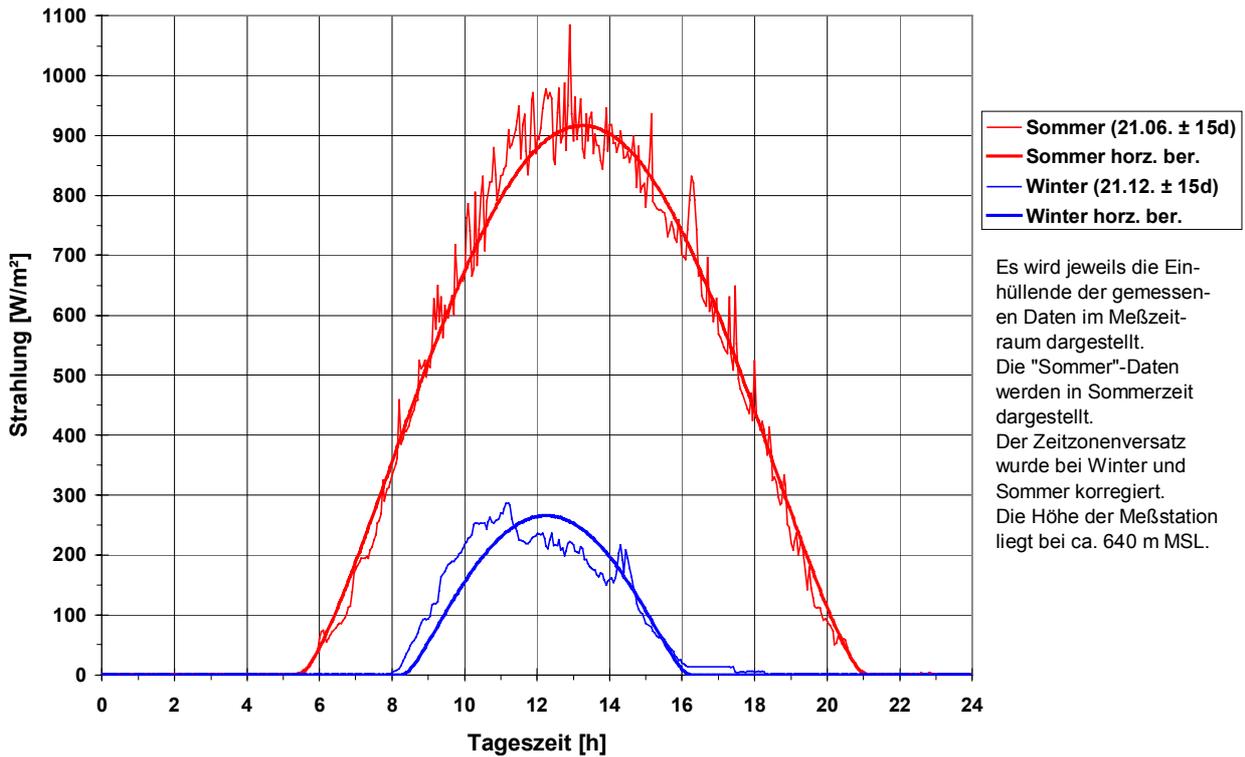


Bild 3.9: Strahlung für Sommer und Winter für Oberpfaffenhofen in Bodennähe

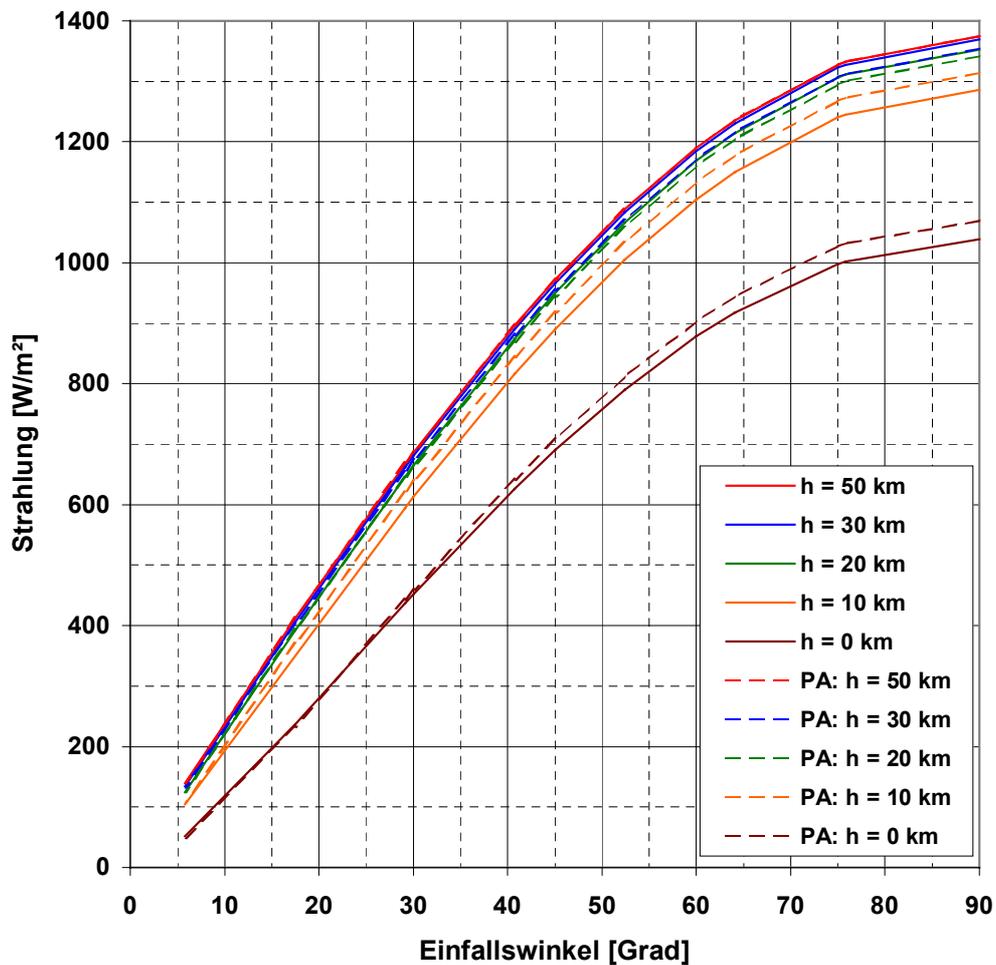
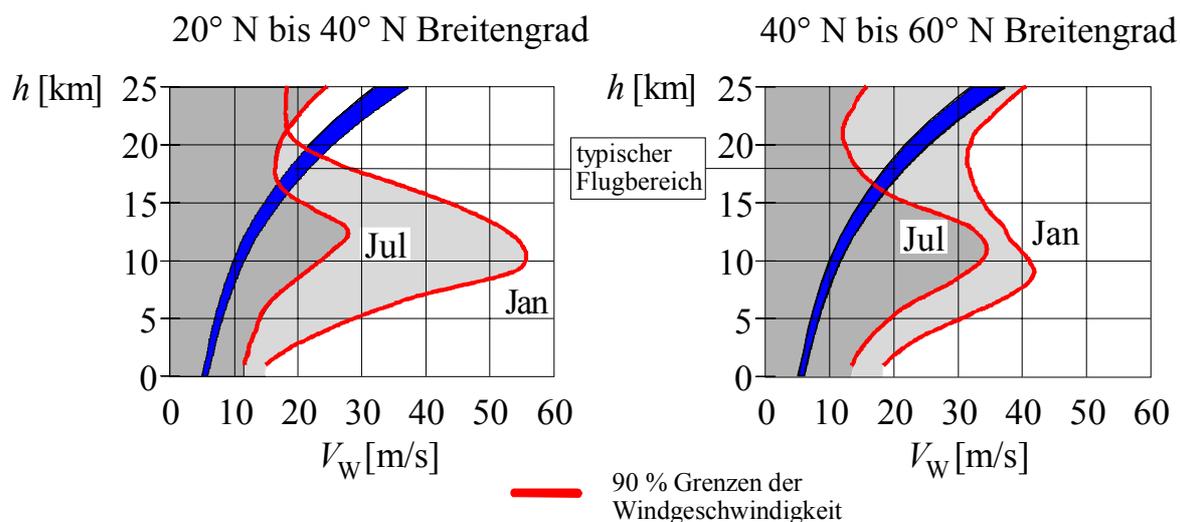


Bild 3.10: Modellvergleich für die Sonnenstrahlung auf eine horizontale Fläche

Man erkennt, daß in niedrigen Höhen bis 10 km das Modell von PA höhere Werte liefert. In Höhen von 20-30 km werden niedrigere Werte berechnet und in 50 km Höhe sind beide Modelle praktisch identisch. Dies ist darin zu begründen, daß die Strahlungsabsorption in der Atmosphäre nicht linear mit der Dichte stattfindet, sondern daß in verschiedenen Höhen vorherrschende Luftschichten je nach Zusammensetzung verschiedene Teile des Strahlungsspektrums absorbieren und streuen.

### 3.3 Wind

Die Fluggeschwindigkeiten einer auf minimalen Energiebedarf ausgelegten Solardrohne sind im Vergleich zu den Windgeschwindigkeiten relativ gering. Dadurch kann es vorkommen, daß eine Positionshaltung gefährdet ist. Für einen ersten Überblick sind in Bild 3.11 die zu 90 % der Zeit gültigen Obergrenzen der Windgeschwindigkeiten im Vergleich zu typischen Fluggeschwindigkeiten eines mit minimalem Horizontalflugeleistungsbedarf fliegenden Solarflugzeuges dargestellt. Die Windgeschwindigkeiten wurden [64] entnommen und sind über alle Längengrade und die angegebenen Breitengrade gemittelte Daten.



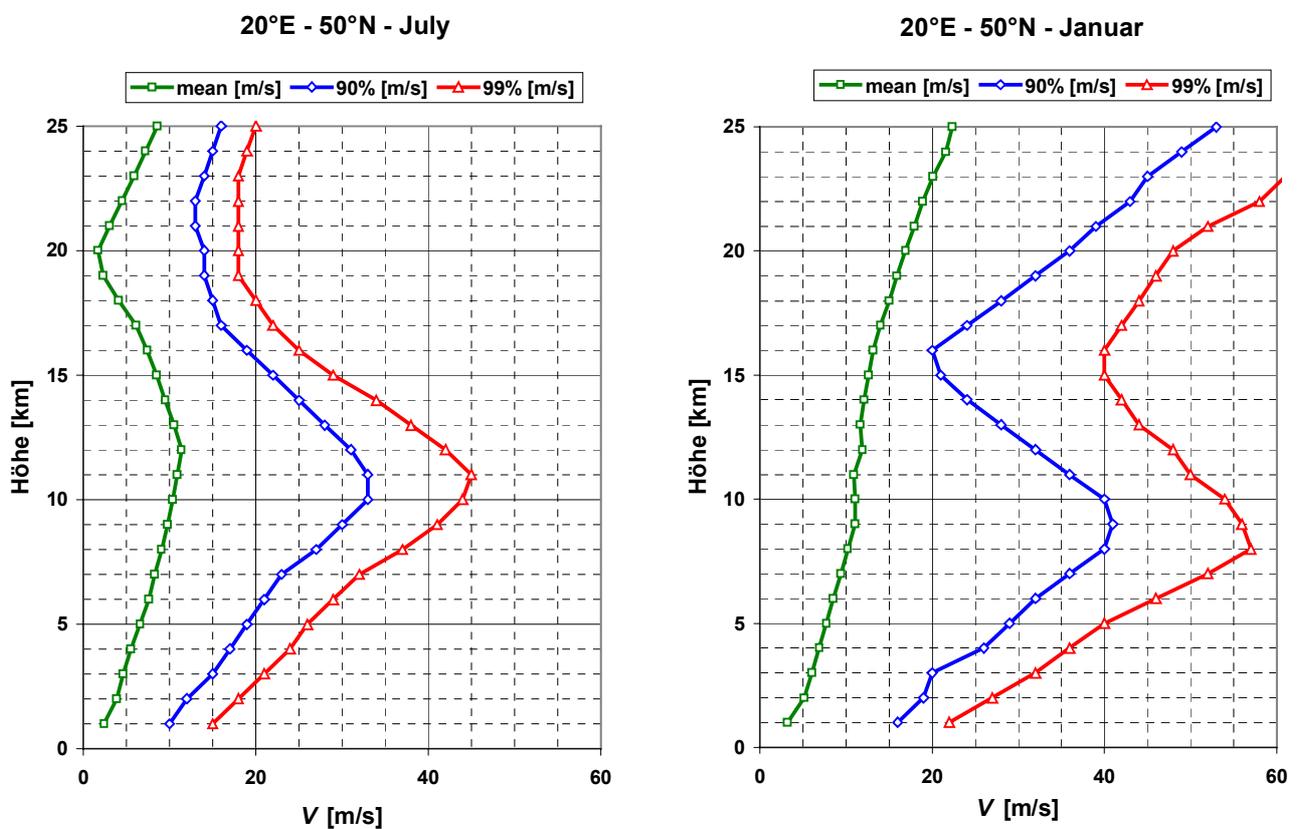
**Bild 3.11: Windgeschwindigkeiten**

Man erkennt, daß in ca. 10 km Flughöhe ein Maximum und in ca. 20 km ein Minimum in den Windgeschwindigkeiten vorliegt. Dieses entspricht etwa den Windgeschwindigkeiten in niedrigen Höhen. Durch die niedrigere Luftdichte ergibt sich in 20 km Höhe jedoch ein besseres Verhältnis von Fluggeschwindigkeit zu Windgeschwindigkeit. Es wird auch deutlich, daß im Winter in nördlichen Breiten eine Stationierung schwierig erscheint.

Bei einem Solarflugzeug mit schwenkbaren Solarpanels kommt erschwerend hinzu, daß tagsüber möglichst immer rechtwinklig zu den Sonnenstrahlen geflogen werden sollte, um die Energieausbeute zu optimieren.

In [64] wird angegeben, daß für Breitengrade über  $20^\circ$  n.Br. die Windkomponente in N-S Richtung zu allen Zeiten kleiner als 6 % oder 1 m/s ist. Dies kommt der Tatsache prinzipiell zugute, daß die Sonne vornehmlich aus der Süd-Richtung scheint. Vor allem im Sommer morgens und abends werden jedoch Situationen entstehen, wo Windrichtung und Sonnenstrahlrichtung nicht optimal zueinander stehen. Hier muß untersucht werden, inwieweit sich dies auf die Stationierungsfähigkeit auswirkt.

In [21] sind detaillierte Untersuchungen zu den Windgeschwindigkeiten durchgeführt worden. Bild 3.12 zeigt für einen charakteristischen Flugbereich ( $20^\circ$  E,  $50^\circ$  N), für Winter und Sommer jeweils die durchschnittlichen, die zu 90 % und zu 99 % der Zeit begrenzenden Windgeschwindigkeitskurven.



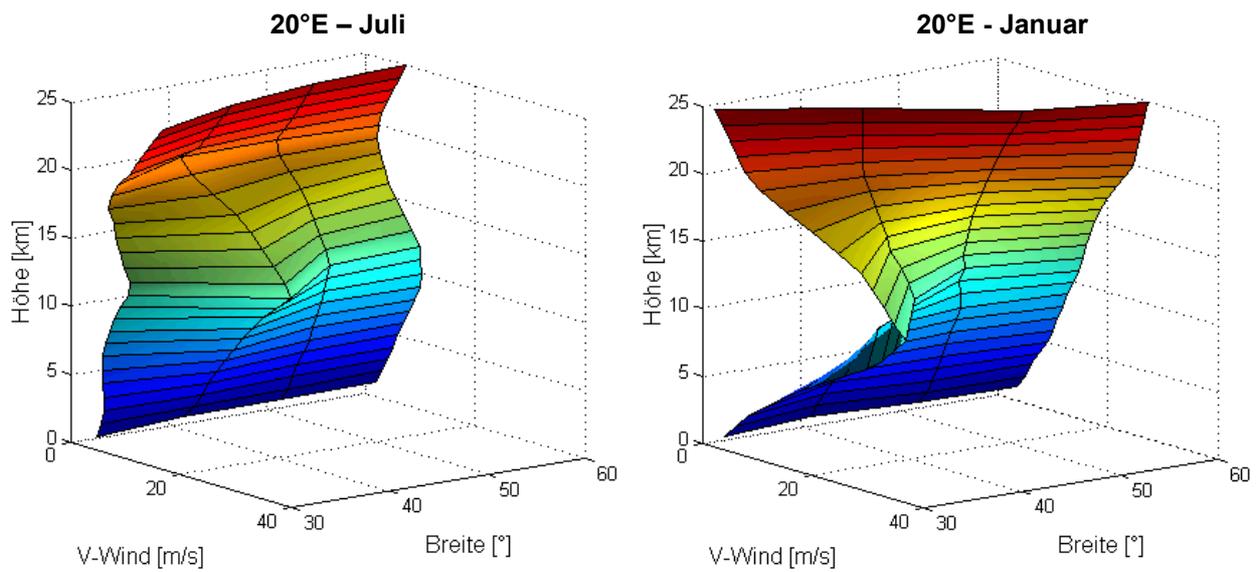
**Bild 3.12: Windgeschwindigkeiten  $20^\circ$  E -  $50^\circ$  N**

Mann erkennt, daß sich im Sommer etwa die gleichen Verhältnisse wie in Bild 3.11 ergeben. Das Windgeschwindigkeitsminimum liegt etwa in 20 km Höhe. Wenn man die Geschwindigkeiten mit den typischen Solarflugzeug-Fluggeschwindigkeiten vergleicht, wird deutlich, daß eine Stationierung zu 99 % der Zeit möglich erscheint.

Im Winter ergibt sich jedoch ein anderes Bild. Die durchschnittlichen Windgeschwindigkeiten besitzen kein ausgeprägtes Minimum und steigen mit zunehmender Höhe an. Die 90 % und 99 % Windgeschwindigkeiten haben bei 15-16 km Höhe ein ausgeprägtes Minimum. Wenn man bedenkt, daß für einen Flug mit minimalem Horizontalflugleistungsbedarf in 15 km Höhe weniger Energie benötigt wird als in 20 km Höhe, kann der Energieüberschuß hier für eine

Erhöhung der Fluggeschwindigkeit genutzt werden. Somit erscheint im Winter in einer Flughöhe von 15-16 km zumindest für 90 % der Zeit eine Stationierung möglich.

Von Interesse für den Einsatz einer Solardrohne über Europa ist auch, wie sich die Windgeschwindigkeitsverteilungen mit den Breitengraden ändern. Dazu wurden in Bild 3.13 die durchschnittlichen Windgeschwindigkeiten für einen Breitengradbereich von 30° N bis 60° N und für 20° E dargestellt.



**Bild 3.13: Wind Breiten-/Höhen-Verteilung**

Es ist zu erkennen, daß im Sommer in ca. 10 km Höhe bei 40° n.Br. ein ausgeprägtes Maximum vorliegt (Jetstream). In 20 km Höhe herrscht durchgehend ein ausgeprägtes Minimum in den Windgeschwindigkeiten. Im Winter verstärkt sich der Jetstream und verschiebt sich nach Süden (30° n.Br.). Die Windgeschwindigkeiten in großen Höhen nehmen mit nördlicheren Breitengraden zu. Eine Stationierung erscheint also mit zunehmendem Breitengrad immer schwieriger.

Während die Windstärke vor allem die Positionierung eines Solarflugzeugs beeinflusst, haben Windscherungen und die Böigkeit des Windes Einfluß auf die minimale Geschwindigkeit, mit der sicher geflogen werden kann. Vor allem bei Start und Landung können diese Effekte gefährlich werden, wenn das Flugzeug nahe an der Stallgrenze fliegt und die Fluggeschwindigkeit nur wenig über der Windgeschwindigkeit liegt. Boeigkeit und Windscherung sind jedoch stark von örtlichen Gegebenheiten (Hindernisse, Thermik) abhängig. So können keine generellen Aussagen getroffen werden, wie groß die Wahrscheinlichkeit im Jahresmittel ist, einen Start durchführen zu können.

### 3.4 Solarstromerzeugung

Um aus solarer Strahlung Energie zu gewinnen, gibt es prinzipiell verschiedene Möglichkeiten:

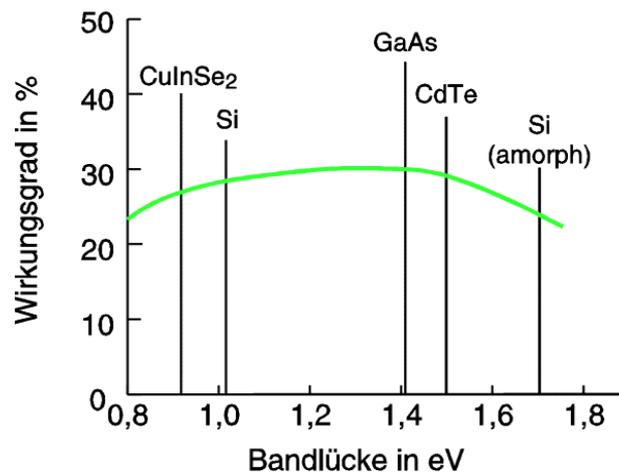
- Photovoltaik: Mittels Solarzellen wird direkt die Photonenenergie in elektrische Energie umgewandelt.
- Solarthermie: Die Energie der Sonnenstrahlung wird dazu benutzt, um ein Medium, meist eine Flüssigkeit, zu erwärmen. Die Wärmeenergie wird direkt genutzt oder in einer Expansionsmaschine in mechanische und dann in elektrische Energie umgewandelt. Unter diese Rubrik fallen auch Stirling-Motoren.
- Thermoelektrik: Mit Hilfe des sogenannten Seebeck-Effekts kann Wärme direkt in elektrische Energie umgewandelt werden. Diese thermo-elektrische Energiewandlung wird z.B. zur Energieversorgung von Armbanduhren eingesetzt [18].

Aufgrund der einfachen Handhabung und des guten Massen/Wirkungsgrad-Verhältnisses wird im folgenden nur die Photovoltaik betrachtet.

#### 3.4.1 Solarzellen

##### 3.4.1.1 Solarzellentypen

Solarzellen können aus einer ganzen Reihe von Materialien hergestellt werden. Dabei hat jedes Material eine bestimmte spektrale Empfindlichkeit und somit die Fähigkeit, einen bestimmten Teil des Strahlungsspektrums (siehe Bild 3.2, Seite 23) in elektrische Energie umzusetzen. Bild 3.14 gibt die theoretisch maximalen Wirkungsgrade verschiedener Materialien an.



**Bild 3.14: Maximale Wirkungsgrade verschiedener Materialien**

Es folgt eine Kurzcharakterisierung der wichtigsten Solarzellentypen:

#### Silicium Solarzellen:

Silicium ist das heute am weitesten verbreitete Material für Solarzellen. Es wird in monokristalliner, polykristalliner und amorpher Form (siehe Dünnschicht Solarzellen) verwendet. Bei monokristallinen Zellen ist der Herstellungsaufwand sehr groß, aber dafür der Wirkungsgrad auch besser als bei polykristallinen Zellen. Das Gewicht der Zellen wird durch ihre Dicke (160 bis 450  $\mu\text{m}$ , Dichte 2.3  $\text{g/cm}^3$  [123]) bestimmt. Dünne Zellen brechen jedoch sehr leicht, sind dadurch schwieriger zu verarbeiten und somit auch teurer.

Der theoretisch maximal erreichbare Wirkungsgrad beträgt 28 % [92]. Bei monokristallinen Zellen wurden im Labor bereits 24.2 % [92] und bei polykristallinen Zellen 18 % [119] erreicht.

Der Wirkungsgrad ist temperaturabhängig ca.  $-0.35$  bis  $-0.55$  %/K (Erhöhung des Wirkungsgrades bei Abkühlung der Zelle) (siehe Kap. 3.4.1.2).

#### Gallium Arsenid Solarzellen:

Die Rohstoffe für diese Zellen sind sehr teuer. Der theoretisch maximal erreichbare Wirkungsgrad beträgt 29 % [92]. Im Labor wurden 24.8 % [92] erreicht. Die Dichte ist etwa doppelt so hoch wie bei Silicium. Die Temperaturabhängigkeit ist mit ca.  $-0.12$  %/K geringer als bei Silicium-Zellen. Daher werden diese Zellen vor allem im Weltraum eingesetzt, wo sich die Solarzellen stark aufheizen, da die Wärme hier nur abgestrahlt werden kann.

#### Dünnschicht Solarzellen:

Bei Dünnschichtzellen werden gasförmige Verbindungen auf einem Träger abgeschieden. Durch den geringen Materialaufwand und die günstigen Fertigungsmöglichkeiten können sehr preiswerte, große Zellen hergestellt werden. Durch die Größe der Zellen ergibt sich ein guter Flächennutzungsgrad. Es ist auch möglich, mehrschichtige Solarzellen herzustellen. Dabei können Materialien mit verschiedenen spektralen Empfindlichkeiten gewählt werden und somit kann die Sonnenstrahlung besser ausgenutzt werden. Im Labor wurden bereits 13.7 % Wirkungsgrad erreicht [19]. Wenn es gelingt, langzeitstabile, leistungsfähige Dünnschichtzellen mit einer Folie als Trägermaterial herzustellen, könnte man diese ohne großes Mehrgewicht direkt als Flügelbespannung verwenden. Die Entwicklung der Dünnschicht Solarzellen birgt ein großes Potential für die Steigerung der Flugleistungen einer Solardrohne.

#### Bifaciale Solarzellen:

Aus den oben genannten Zellentypen werden zur Zeit auch zweiseitig wirksame Solarzellen entwickelt. Es wurden bereits beidseitige Wirkungsgrade von mehr als 20 % erreicht [62]. Hierbei kann ohne großes zusätzliches Mehrgewicht auch die von der Erde oder von Wolken-schichten reflektierte, diffuse Strahlung noch genutzt werden. Dazu müssen die Zellen auf einer

durchscheinenden Struktur angebracht werden. Solche Solarzellen werden momentan beim Pathfinder verwendet [38, 146].

#### Photobiologische H<sub>2</sub>-Erzeugung [5]:

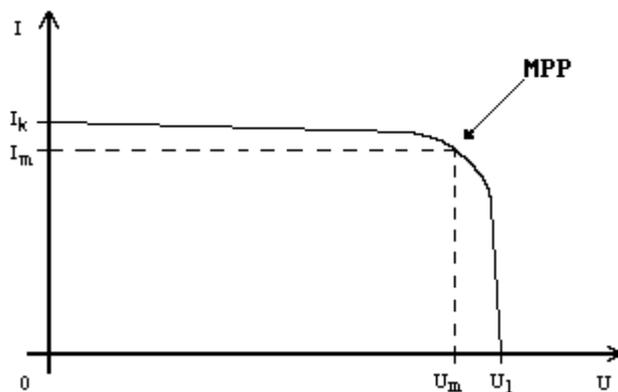
Bei der technischen Nutzung der Photosynthese erzeugen mit Glucose versorgte Bakterien Wasserstoff. Es wird eine H<sub>2</sub>-Rate von 2 l/h pro m<sup>2</sup> erreicht. Dies entspricht einem Wirkungsgrad von lediglich ca. 0.65 %.

Aufgrund ihres Preis/Wirkungsgrad/Gewicht-Verhältnisses werden bei Solarflugzeugen heute hauptsächlich monokristalline Silicium Solarzellen verwendet. Darum werden im folgenden nur diese betrachtet.

### 3.4.1.2 Wirkungsgradverhalten von Si-Solarzellen

#### 3.4.1.2.1 Strom- Spannungs Kennlinie

Bild 3.15 zeigt die typische Kennlinie einer Solarzelle. Die Leerlaufspannung einer einzelnen monokristallinen Siliciumzelle beträgt ca.  $U_1 = 0.6$  V. Der Kurzschlußstrom  $I_k$  ist von der Zellengröße und vom Zellenwirkungsgrad abhängig. Bei einer Standardzelle (10 cm x 10 cm,  $\eta_{PV} = 14$  %) ergibt sich ein Kurzschlußstrom von ca.  $I_k = 3$  A. Der Punkt der höchsten Leistungsabgabe wird als Maximum Power Point (MPP) bezeichnet.

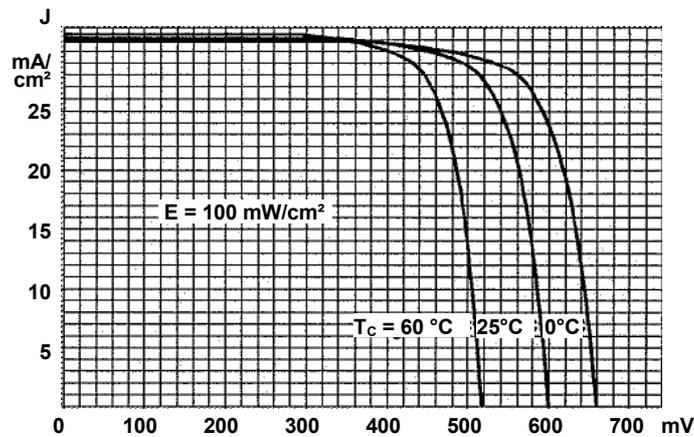


**Bild 3.15: Typische Kennlinie einer Solarzelle**

#### 3.4.1.2.2 Temperaturabhängigkeit

Der Wirkungsgrad von Silicium Solarzellen ist auch von der Zelltemperatur abhängig. Wie in Bild 3.16 zu sehen, steigt bei den im Demonstrationsmodell verwendeten Solarzellen der Kurzschlußstrom mit 0.03 %/K, die Leerlaufspannung sinkt mit -0.4 %/K und der Wirkungsgrad sinkt ebenfalls mit -0.5 %/K [9]. Die Wirkungsgradabnahme von Silicium Solarzellen schwankt von -0.35 bis -0.55 %/K [27, 87, 92, 115, 119, 146, 154]. Generell gilt, je höher der Zellenwirkungsgrad, desto kleiner die Temperaturabhängigkeit. Mit dem Wert der Temperaturabhängigkeit kann linear in einem großen Temperaturbereich (ca. -60 bis 80 °C [9, 62]) gerechnet werden.

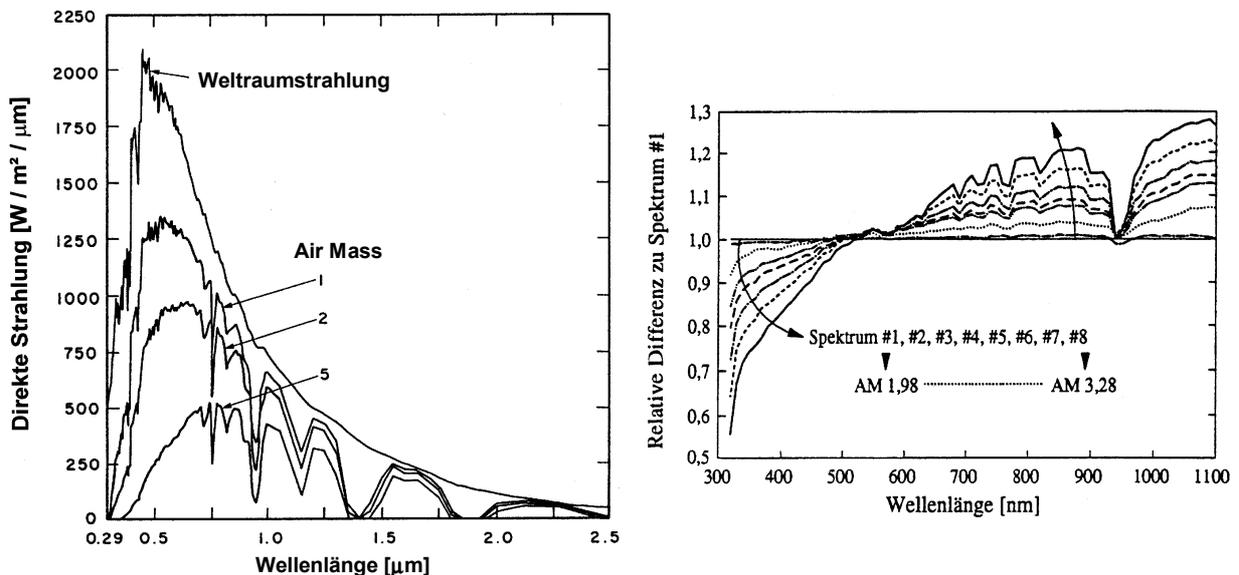
Im weiteren wird mit einer linearen Temperaturabhängigkeit von anteilig  $-0.4\%/K$  gerechnet. D.h. bei einer Abkühlung um  $10\text{ K}$  verbessert sich der Wirkungsgrad um  $4\%$  (z.B. von  $\eta_{PV} = 15\%$  auf  $\eta_{PV} = 15.6\%$ ).



**Bild 3.16: Temperaturabhängigkeit einer monokristallinen Silicium Standard Solarzelle [9]**

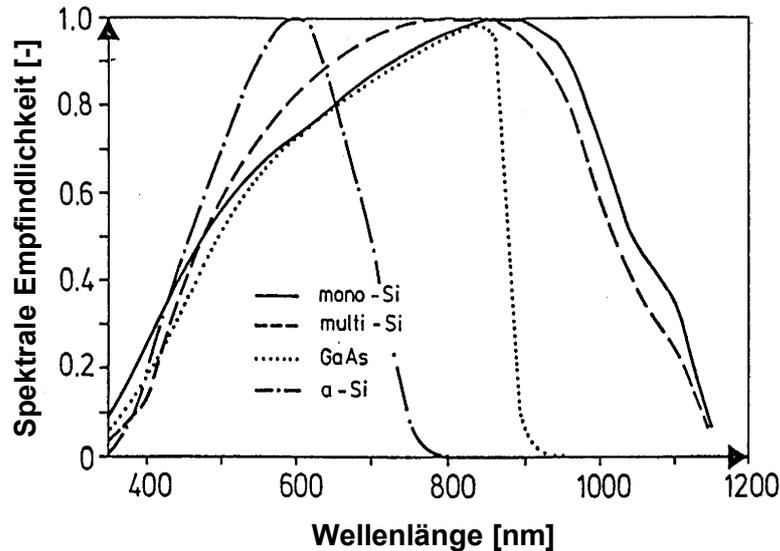
### 3.4.1.2.3 Abhängigkeit vom Strahlungsspektrum

Mit zunehmender Luftmasse (AM: Air Mass) verlagert sich die Intensität des Strahlungsspektrums vom blauen ( $\lambda < 550\text{ nm}$ ) zum roten ( $\lambda > 550\text{ nm}$ ) Wellenlängen-Bereich (Bild 3.17). Abhängig von der spektralen Empfindlichkeit einer Solarzelle (Bild 3.18) verändert sich somit auch der Wirkungsgrad mit der Luftmasse (Berechnung Air Mass siehe Formel (3.11)).



**Bild 3.17: Strahlungsspektren bei unterschiedlicher Air Mass [61, 75]**

Wenn man die spektrale Empfindlichkeit der Solarzellen mit den verschiedenen solaren Strahlungsspektren vergleicht, erkennt man, daß der Wirkungsgrad einer monokristallinen Silicium-Zelle mit abnehmender Air Mass (zunehmende Flughöhe) abnehmen muß. Dies liegt daran, daß dieser Zellentyp keine ausgeprägte Empfindlichkeit im unteren Wellenlängenbereich hat. Jedoch gerade hier erhöht sich die Intensität in Richtung des AM 0 Spektrums. Bei amorphen Silicium Zellen dagegen steigt der Wirkungsgrad mit abnehmender Air Mass.



**Bild 3.18: Spektrale Empfindlichkeit von Solarzellen [92]**

In [75] wurde die Wirkungsgradabhängigkeit verschiedener Solarzellentypen im Bereich von AM 1.5 bis AM 4 untersucht und durch Messungen quantifiziert. Für monokristalline Silicium Zellen hat sich dabei in etwa eine lineare Abhängigkeit des Wirkungsgrades vom Strahlungsspektrum ergeben. Für den Wirkungsgradverlauf von AM 0 bis AM 1.5 finden sich nur wenig Angaben in der Literatur. Die Messungen [63] und Herstellerangaben [146] des AM 0- und AM 1.5-Wirkungsgrades der auch beim Pathfinder/Centurion verwendeten Solarzellen ergeben jedoch eine stärkere Abhängigkeit vom Strahlungsspektrum als die für höhere AM-Zahlen ermittelte Abhängigkeit.

Basierend auf diesen Untersuchungen wird im folgenden für monokristalline Silicium-Solarzellen die Wirkungsgradabhängigkeit von der Air Mass, wie in Bild 3.19 dargestellt, nach (3.17) berechnet:

$$\eta_{AMX} = \eta_{AM1.5} \cdot \left( 1 + 0.007 \cdot (X - 1.5) + 0.021 \cdot \ln\left(\frac{X + 0.01}{1.51}\right) \right) \quad (3.17)$$

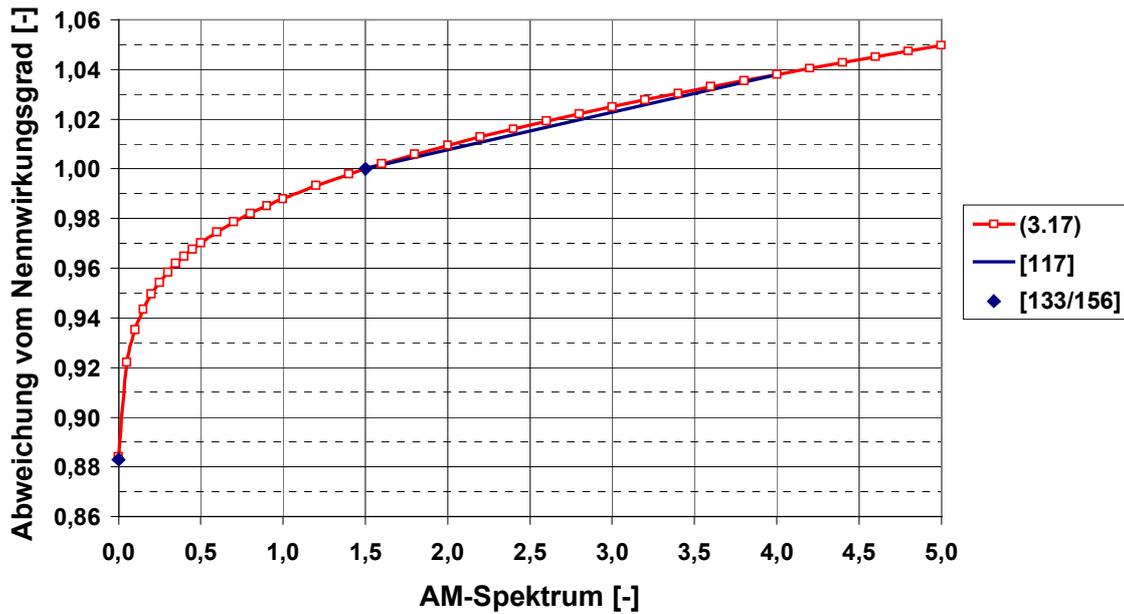


Bild 3.19: Solarzellen-Wirkungsgradabhängigkeit vom Strahlungsspektrum

#### 3.4.1.2.4 Abhängigkeit von der Strahlungsintensität

Der Wirkungsgrad einer Solarzelle ist prinzipbedingt auch von der Strahlungsintensität abhängig. Die Abhängigkeit wird vom Solarzellentyp bestimmt. Mit [75] kann diese Abhängigkeit näherungsweise durch die Formel (3.18) angegeben werden (Bild 3.20). Dabei bezeichnet  $\varepsilon_{\text{norm}}$  die Strahlungsintensität des Bezugszustands. Bei der Modellierung wird eine Wirkungsgradreduktion durch geringere Strahlungsintensität um maximal 30 % zugelassen.

$$\eta_{\varepsilon} = \eta_{\varepsilon_{\text{norm}}} \cdot \left( 1 + 0,042 \cdot \ln \left( \frac{\varepsilon}{\varepsilon_{\text{norm}}} \right) \right) \quad (3.18)$$

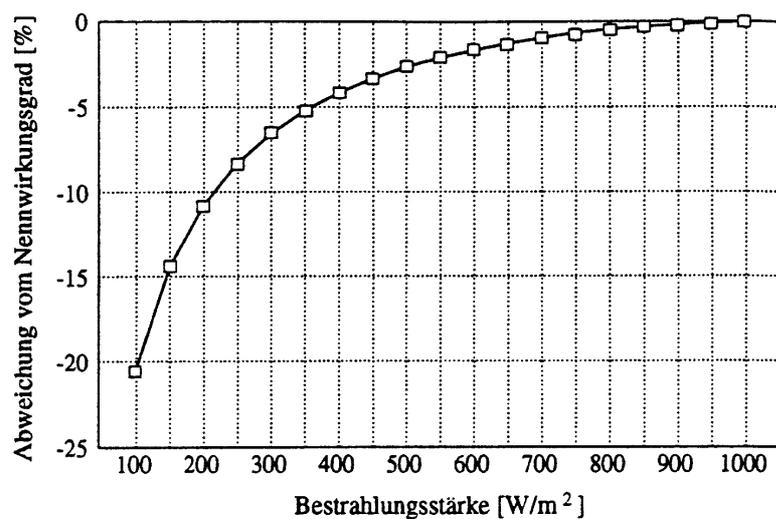


Bild 3.20: Solarzellen-Wirkungsgradabhängigkeit von der Bestrahlungsstärke [75]

#### 3.4.1.2.5 Verhalten im Generator

##### Reihenschaltung:

Bei der Reihenschaltung addieren sich die Spannungen der Einzelzellen. Die Stromstärke wird von der schwächsten Zelle bestimmt. Wird eine Zelle abgedeckt, erwärmt sich diese im Belastungsfall durch die anderen Zellen. Im Extremfall kann die abgedeckte Zelle sogar zerstört werden. Abhilfe kann durch Bypassdioden geschaffen werden.

Der Wirkungsgrad wird also durch die schwächste Zelle bestimmt. Daher ist eine gute Zellen-selektion äußerst wichtig.

##### Parallelschaltung:

Bei der Parallelschaltung von Einzelsträngen addieren sich die Ströme, die Spannung wird durch die kleinste Spannung der Einzelstränge bestimmt. Fällt ein Einzelstrang aus (Abdunklung) wirkt dieser als Verbraucher und wird von den anderen Strängen aufgeheizt. Dem kann wieder durch eine jedem Strang in Reihe geschaltete Diode begegnet werden.

Die erzielbare Leistung pro Fläche wird auch von dem Flächennutzungsgrad bestimmt. Dieser wird in [119] für Standard Zellen 100 mm x 100 mm mit maximal 96.1 % angegeben. Für größere Solarflächen entsteht jedoch ein etwas schlechterer Flächennutzungsgrad durch zusätzlichen Platzbedarf für die Positionierung der einzelnen Solarmodule und für die Verschaltung der Module. Somit wird im folgenden mit einem Flächennutzungsgrad von 95 % gerechnet.

#### 3.4.1.2.6 Einbettung

Um einen täglichen Betrieb mit Solarzellen zu ermöglichen, muß die Oberfläche gegen Verschmutzung und Beschädigung geschützt werden. Dies erfolgt normalerweise durch Bedeckung der Zellen durch eine Glas- oder Kunststoffplatte. Bei der Verwendung von entspiegeltem Spezialglas kann der Wirkungsgradverlust vernachlässigt werden. Diese Lösung ist jedoch viel zu schwer für den Einsatz im Flugzeug. Daher werden heute die Solarzellen in glasfaserverstärktem Kunststoff (UV stabiles Polyester Harz) eingebettet. Bei Solarzellen mit Antireflexbeschichtung bzw. Oberflächenstrukturierung beträgt der Wirkungsgradverlust ca. 1 bis 1.5 %<sub>rel</sub> [51, 119]. Bei Solarzellen ohne Antireflexmaßnahmen kann die Einbettung sogar Wirkungsgradverbesserungen bewirken. Außerdem werden die Solarzellen durch die Einbettung sehr flexibel, ohne zu brechen. Es sind Krümmungsradien von ca. 100 mm möglich [119]. Dadurch lassen sich die Solarpanels auch der Flügelkontur anpassen.

#### 3.4.1.2.7 Zellenselektion

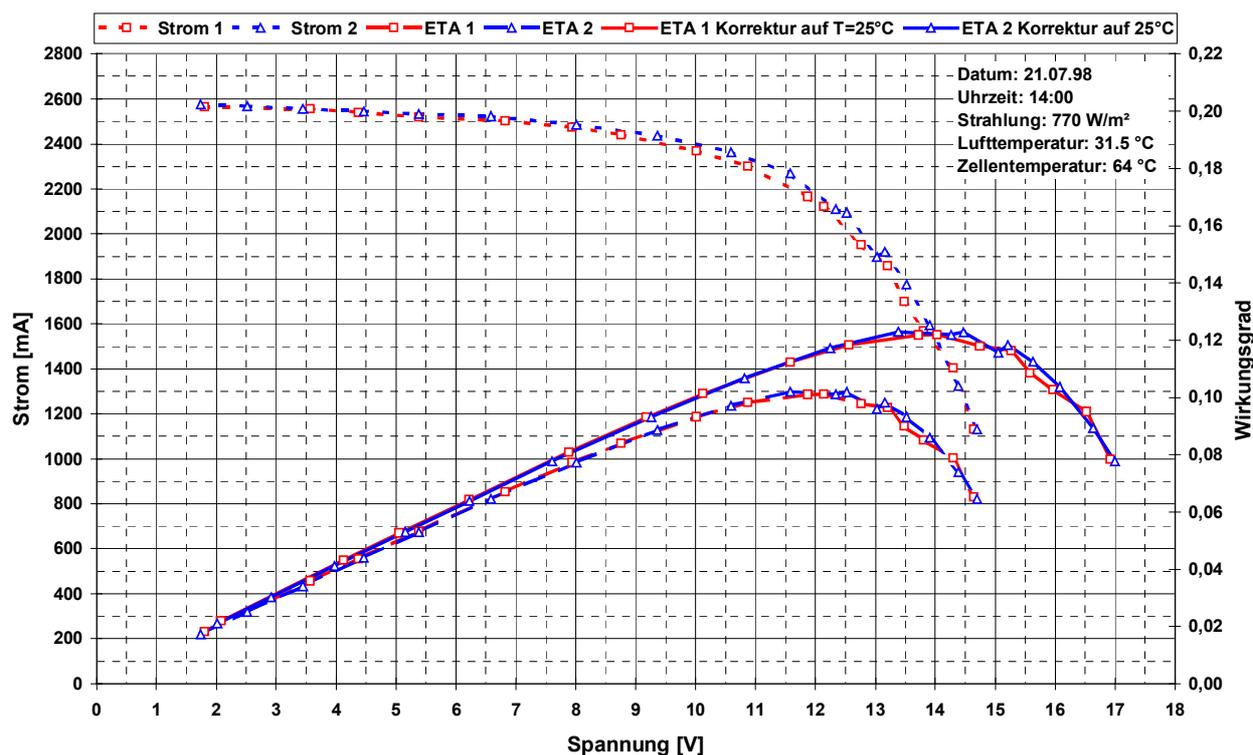
Um ein leistungsfähiges Solarpanel zu erhalten, ist es erforderlich, die Solarzellen zu selektieren. Dabei werden einzelne aus der Produktion kommende Zellen vor allem nach Wirkungsgrad und für Solarflugzeuge auch nach Gewicht ausgesucht. Beim Schneiden der Solarzellen vom Block kann es zu unterschiedlichen Dicken und somit Gewichten kommen.

Der Wirkungsgrad kann um  $\pm 9 \text{ \%}_{\text{rel}}$  schwanken [9]. Wie in Kap. 3.4.1.2.5 erläutert, bestimmt die schlechteste Zelle den Wirkungsgrad des gesamten Zellenstranges. Die Zellen Selektion erhöht wiederum den Preis der Solarzellen.

### 3.4.1.2.8 Messungen des Wirkungsgrades der Solarpanel des Demonstrationsmodells

Als Beispiel für die Wirkungsgradkennlinie eines Solarpanels werden in Bild 3.21 die Messungen der zwei hinteren Solarpanels des SOLITAIR 1 Demonstrationsmodells dargestellt.

Gemessen wurde die Strom-Spannungskennlinie der Panels. Unter Berücksichtigung der Panelgröße und der Sonneneinstrahlung kann die Wirkungsgradkennlinie ermittelt werden. Weiterhin kann unter Berücksichtigung der Temperaturabhängigkeit auf die Standardbedingungen (AM 1.5) umgerechnet werden (siehe durchgezogene Kurve). Man erkennt, daß der maximale Panelwirkungsgrad (ca. 12,2 %) doch deutlich unter dem nominalen Zellenwirkungsgrad (14,2 %) liegt. Der Hauptgrund hierfür ist sicherlich in den preiswerten nicht selektierten Solarzellen zu suchen. Weitere Einbußen entstehen durch die Einbettung oder sind durch eventuelle Meßungenauigkeiten zu begründen.



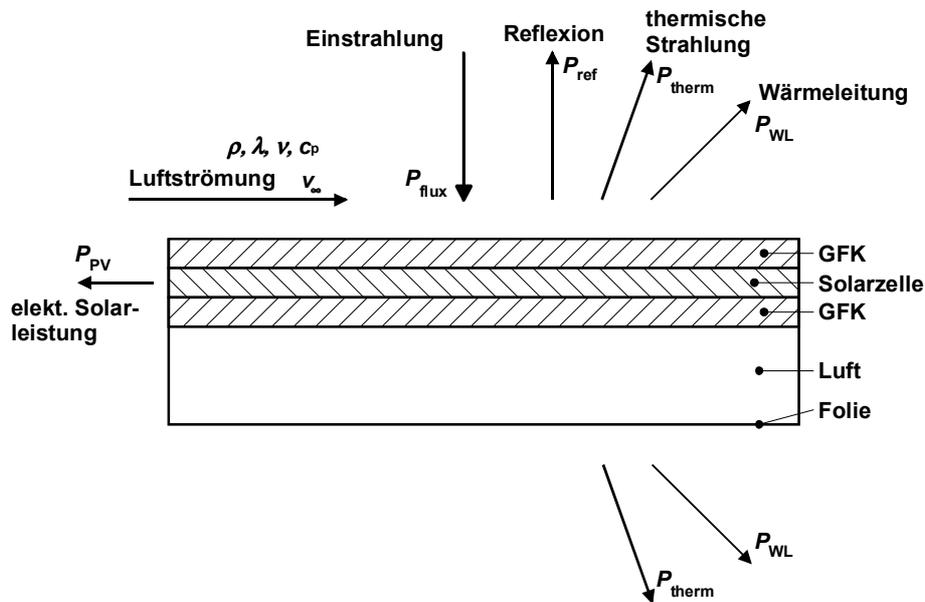
**Bild 3.21: Wirkungsgradvermessung der Solarpanels des SOLITAIR Demonstrationsmodells**

### 3.4.1.3 Betriebstemperatur der eingebauten Solarzellen

Durch die Temperaturabhängigkeit von Silicium-Solarzellen muß die sich im Flug einstellende Temperatur der Solarzellen bestimmt werden. Im folgenden wird der Wärmehaushalt der Solarpanels modelliert. Soweit nicht anders angegeben werden Formeln aus [89] verwendet.

Panelaufbau:

Für die sich einstellende Solarzellentemperatur ist auch der Panelaufbau von Bedeutung. Im folgenden wird ein Panelaufbau modelliert, wie er auch beim Demonstrationsmodell Anwendung fand. Er kann für fast alle Einbauarten (auch Anbringung der Zellen auf dem Flügel) als repräsentativ angesehen werden, da die Solarzellen voraussichtlich immer in GFK eingebettet und auf einer sehr leichten Trägerstruktur befestigt sein werden. Die Schichtdicke der Einbettung der Solarzellen beträgt typischerweise je Seite ca. 0.1 mm. Als Schichtdicke der Trägerstruktur wurden  $D = 30$  mm gewählt. Bild 3.22 zeigt den Panelaufbau und die Leistungsströme am Panel.



**Bild 3.22: Modellierung Solarpanel-Wärmehaushalt**

Reflektierte Strahlung:

$$P_{\text{ref}} = r \cdot \epsilon_0 \cdot S \quad (3.19)$$

mit: Reflexionszahl:  $r = 0.04$

Abgeführte Leistung:

$$P_{\text{PV}} = \eta_{\text{PV}} \cdot \epsilon_0 \cdot S \cdot \eta_{\text{Bel}} \cdot \cos \psi \quad (3.20)$$

$$\text{mit: } \eta_{\text{PV}} = \eta_{\text{PV,AM0}} \cdot \left[ 1 + \frac{d\eta}{dT} \cdot (T - T_0) \right] \quad (3.21)$$

$$\frac{d\eta}{dT} = -0.035 \frac{1}{\text{K}}$$

Belegungsgrad Solarpanel:  $\eta_{\text{Bel,Solitaire}} = 0.95$

Thermische Strahlung:

$$P_{\text{therm}} = e \cdot \sigma_S \cdot (T_{\text{Pt}}^4 - T_{\infty}^4) \cdot S \quad (3.22)$$

mit: Emissionszahl:  $e = 0.96$  (Emission = Absorption)

$$\text{Boltzmann Konstante: } \sigma_s = 5.67 \cdot 10^{-8} \frac{\text{W}}{\text{m}^2 \text{K}^4}$$

Interne Wärmeleitung:

$$P_{\text{WL}} = \lambda \cdot \frac{T_i - T_a}{d} \cdot S \quad (3.23)$$

mit: Schichtdicke:  $d$

$$\text{Wärmeleitfähigkeit Polyesterharz: } \lambda_{\text{UP}} = 0.185 \frac{\text{W}}{\text{K m}}$$

$$\text{Wärmeleitfähigkeit Luft: } \lambda_{\text{Luft}} = \frac{2.648151 \cdot 10^{-3} \cdot T^{1.5}}{T + 245.4 \cdot 10^{-(12/T)}} \quad (3.24)$$

Wärmeleitung zur Luftströmung:

$$P_{\text{WL,Pt-Luft}} = \alpha_{\text{Pt-Luft}} \cdot (T_{\text{Pt}} - T_{\infty}) \cdot S \quad (3.25)$$

$$\text{mit: } \alpha_{\text{Pt-Luft}} = \frac{\text{Nu} \cdot \lambda_{\text{Luft}}}{l_{\text{Pt}}} \quad (3.26)$$

Die mittlere Nußelt-Zahl wird abhängig von der Re-Zahl für laminare Strömung bzw. für turbulente Strömung mit laminarem Anlauf bestimmt:

$$\text{laminar: } 0 < \text{Re} < 450000 \quad \text{Nu} = 0.664 \cdot \sqrt{\text{Re}} \cdot \text{Pr}^{1/3} \cdot f(\text{Pr}) \quad (3.27)$$

mit:  $f(\text{Pr})$  durch lineare Interpolation der Werte aus Tabelle 3.2:

Pr	0.01	0.1	0.7	1	10	100	1000
$f(\text{Pr})$	0.72	0.91	0.99	1.0	1.012	1.027	1.058

**Tabelle 3.2:  $f(\text{Pr})$**

$$\text{turbulent: } 450000 < \text{Re} < \infty \quad \text{Nu} = 0.037 \cdot (\text{Re}^{0.8} - 23100) \cdot \text{Pr}^{1/3} \quad (3.28)$$

$$\text{mit: } \text{Re} = \frac{V_{\infty} \cdot l_{\text{Pt}}}{\nu} \quad (3.29)$$

$$\text{Pr} = \frac{\nu \cdot \rho \cdot c_p}{\lambda_{\text{Luft}}} \quad (3.30)$$

Die spezifische Wärmekapazität von Luft wird mit (3.31) nach Daten aus [10] angenähert:

$$c_p = \left( 1.0037 + 1.75 \text{E}^{-5} \cdot T + 9.524 \text{E}^{-8} \cdot T^2 \right) \cdot \frac{\text{kJ}}{\text{kg K}} ; \text{ mit } T \text{ in } [^{\circ}\text{C}] \quad (3.31)$$

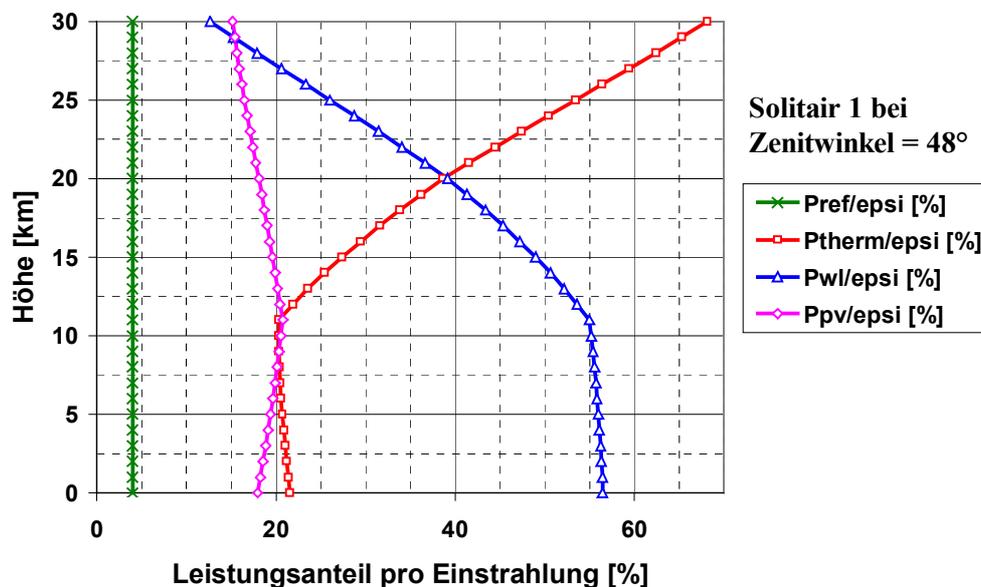
Gültigkeitsbereich:  $-60^{\circ} < T < 60^{\circ}\text{C}$

Die Temperatur in der Solarzelle selbst wird als konstant angenommen.

Das Ergebnis der Temperaturmodellierung für Solitair 1 bei einem Zenitwinkel von  $48^\circ$  ist im nächsten Kapitel (Bild 3.24, Seite 47) zu sehen. In Bild 3.23 werden die anteiligen Wärme- ströme bzw. Leistungsströme dargestellt.

Die bisherige Annahme [40, 69], daß die Solarzellentemperatur 10 K über der Umgebungs- temperatur liegt, ist zu optimistisch. Die Modellierung hat gezeigt, daß besonders in großen Höhen der Anteil der Kühlung durch die Luftströmung deutlich zurückgeht. Durch die geringe Dichte der Luft in großen Höhen wird hier die Wärme zunehmend durch thermische Strahlung abgegeben.

Durch einen veränderten Panelaufbau (z.B. Kühlrippen, Belüftung des Panelinnenraumes) könnte der Anteil der Wärmeleitung sicher noch gesteigert werden. Jedoch erhöht sich dadurch der Luftwiderstand. Da der Anteil der Wärmeleitung mit zunehmender Höhe zurückgeht, werden auch Maßnahmen zur Erhöhung des Wärmeleitungsanteils zunehmend weniger effektiv.



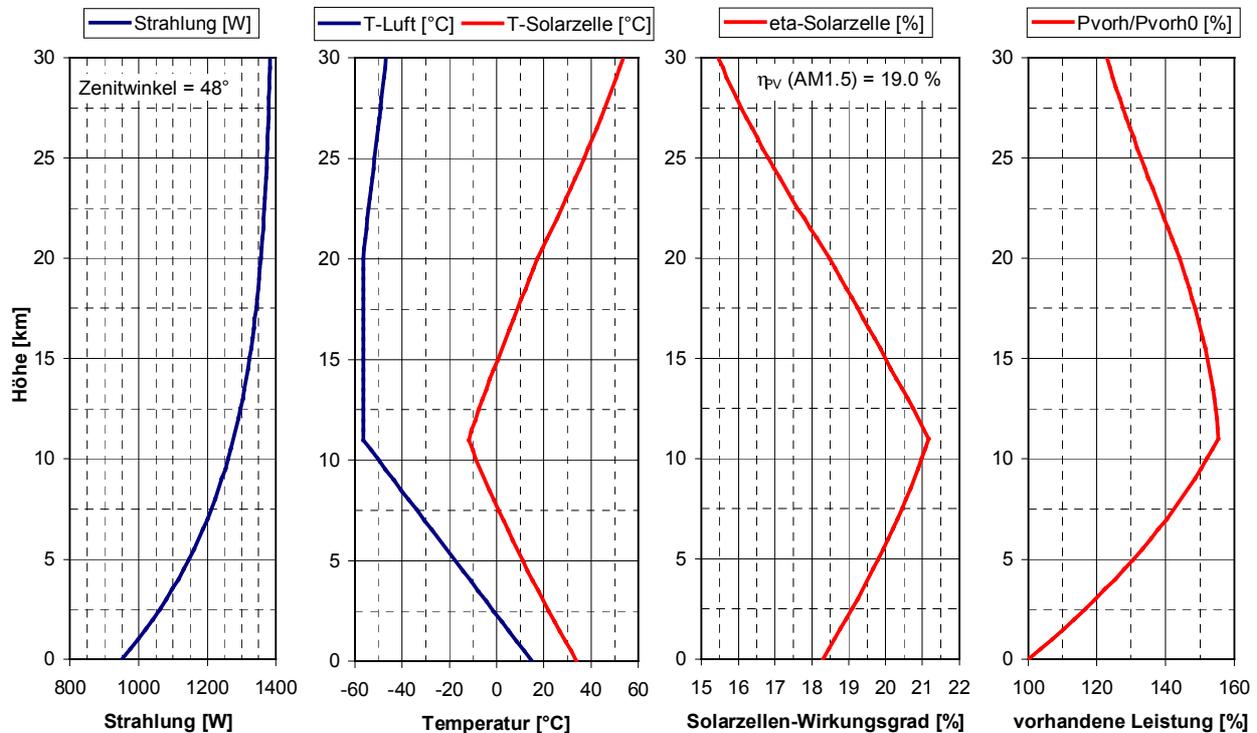
**Bild 3.23: Wärmehaushalt Solarpanel**

Der kurzzeitig höhere Wirkungsgrad bei Sonnenaufgang durch Abkühlung in der Nacht spielt keine große Rolle und wird nicht berücksichtigt.

#### 3.4.1.4 Zusammenfassung Solarzellenmodellierung

Die in den vorangegangenen Kapiteln getroffenen Modellierungen des Verhaltens der in den Panels eingebetteten Solarzellen wurden zusammenfassend in einem Softwaremodul programmiert. In Bild 3.24 sind die resultierende Solarzellentemperatur und der Solarzellenwirkungsgrad für einen konstanten Sonnenzenitwinkel von  $48^\circ$  n.Br. für die Solitair 1 Konfiguraion angegeben.

Man erkennt, daß die Temperaturdifferenz der Solarzellen zur Umgebungstemperatur mit zunehmender Höhe steigt. Der Wirkungsgrad der Solarzellen nimmt bis ca. 11 km durch die Abkühlung der Solarzellen zu und sinkt dann mit zunehmender Erwärmung der Zellen wieder. In ca. 11.5 km wird die maximale elektrische Leistung von den Solarzellen erzeugt.



**Bild 3.24: Zusammenfassung Solarzellenmodellierung für Solitair**

Es sei darauf hingewiesen, daß die hier verwendeten Modellierungen nach den verfügbaren Daten heute verwendeter Solarzellen erstellt wurden. Für eine konkrete Anwendung sollte die Modellierung dem Verhalten der jeweils verwendeten Solarzelle angepaßt werden.

### 3.4.2 Maximum Power Point Tracker

Um die Solarzellen während des Betriebs auch bei unterschiedlichen Strahlungsbedingungen und Belastungsfällen immer im optimalen Betriebspunkt (siehe Kap. 3.4.1.2.1) zu halten, ist es sinnvoll, einen sogenannten MPP-Tracker einzusetzen. Dieser wirkt als DC/DC-Wandler (meist Tiefsetzsteller) und paßt die dem Panel entnehmbare Leistung ständig der eingestrahnten Leistung an. Im einfachsten Fall regelt der MPP-Tracker eine vorgewählte Spannung für das Solarpanel ein. Da sich die Spannung des MPP-Punktes jedoch je nach Strahlungsbedingungen leicht ändert, kann eine Regelung auch mit Hilfe einer vorprogrammierten Kennlinie oder durch automatisches Auf- und Abwandern an der Strom- Spannungskennlinie des Panels erfolgen.

Die Wirkungsgrade von modernen MPP-Trackern liegen bei 98 – 99 % [120].

Tabelle 3.3 gibt verschiedene Massen und Wirkungsgrade ausgeführter MPP-Tracker an. Da der icaré MPP-Tracker hinsichtlich Leichtbau noch nicht optimiert war, wird im folgenden ein spezifisches Gewicht von  $0.3 \frac{\text{kg}}{\text{kW}}$  und ein Wirkungsgrad von 98 % verwendet.

	icaré 2 [120]	Sommerauer [27]
Gewicht [g]	2058	45
max. Leistung [W]	5046	100
spez. Gewicht [kg/kW]	0.41	0.45
Wirkungsgrad [%]	98	98

**Tabelle 3.3: MPP-Tracker**

### 3.5 Energiespeicherung

Um auch nachts genug Energie für Antrieb und Untersysteme zu Verfügung zu haben, muß die tagsüber überschüssige Solarenergie zwischengespeichert werden. Dies muß mit hohem Gesamtwirkungsgrad bei gleichzeitig niedrigem Gewicht viele Lade- und Entladezyklen lang realisiert werden. Es werden Energiedichten von mindestens 300 Wh/kg benötigt. Wenn man bedenkt, daß das Gesamtgewicht des Energiespeichersystems etwa 40 % des Flugzeugesamtgewichts beträgt, wird die Bedeutung dieses Technologiefeldes für die Auslegung einer hochfliegenden Solardrohne klar. Hier liegt aber auch ein großes Entwicklungspotential. Besonders auf den Gebieten der regenerativen Brennstoffzellen und Akkumulatoren können in naher Zukunft deutliche Fortschritte erwartet werden.

Im folgenden werden zuerst alternative Energiespeicher untersucht und dann Akkumulatoren und regenerative Brennstoffzellen.

#### 3.5.1 Schwungrad

Bei einem Schwungrad wird Energie in Form von kinetischer Rotationsenergie der Schwungradmasse gespeichert. Um die hohen Kreiselkräfte in einem bewegten System zu minimieren, ist es notwendig, zwei gegenläufige Kreisel zu verwenden. Um die Reibungsverluste klein zu halten, sollten die Schwungräder in einem evakuierten Raum laufen. Hohe Energiedichten sind mit Schwungrädern aus Materialien mit hohem Verhältnis von Festigkeit zu Dichte zu erreichen.

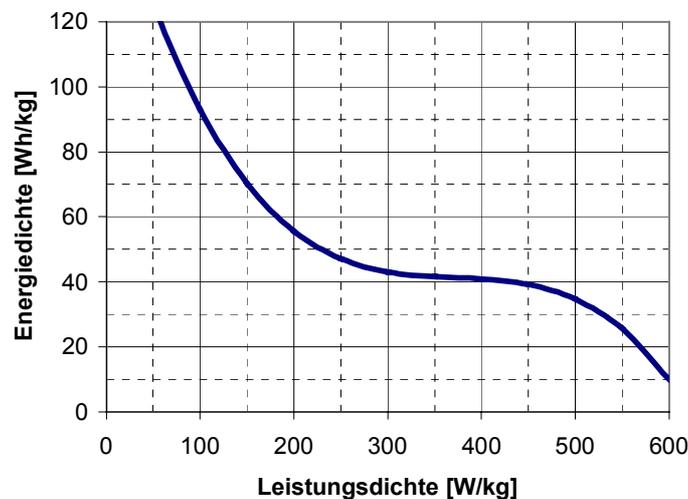
Mit Faserverbund-Schwungrädern werden nach heutigem Technologiestand effektive Energiedichten von ca. 30 Wh/kg [73] erreicht. Da diese Energiedichten noch um den Faktor 10 zu niedrig sind und in den nächsten Jahren nur geringfügig ansteigen werden, kommen Schwungräder für den Einsatz als Energiespeicher in Solardrohnen nicht in Betracht.

### 3.5.2 Kondensatoren

Kondensatoren haben eine Reihe von Vorteilen: sie sind einfach zu handhaben, besitzen eine lange Lebensdauer, sind in einem großen Temperaturbereich zu betreiben und besitzen sehr hohe Leistungsdichten. Nach heutigem Technologiestand werden maximale Energiedichten von ca. 5 Wh/kg [152] erreicht. Da dieser Wert für den hier vorgesehenen Einsatzzweck deutlich zu gering ist, werden Kondensatoren im folgenden nicht weiter betrachtet.

### 3.5.3 Akkumulatoren

Es gibt eine ganze Reihe von wiederaufladbaren Batteriesystemen (Akkus). Eine umfassende Betrachtung fand im Rahmen der icaré 2 Antriebsauslegung statt [14, 119, 138 auch 127]. Durch die Entwicklungen der letzten Jahre sind die dort gemachten Angaben jedoch teilweise schon wieder übertroffen worden. Es ist aber noch gültig, daß Batteriesysteme mit hohen Energiedichten generell kleinere Leistungsdichten verkraften (siehe Bild 3.25). Auch die Handhabung und Zyklenzahl wird mit zunehmender Energiedichte im allgemeinen ungünstiger. Es werden energiebezogene Wirkungsgrade von 70-80 % erreicht. Da die chemischen Reaktionen eines Akkus auch von der Temperatur abhängig sind, sollte eine Regelung der Betriebstemperatur vorgesehen werden.



**Bild 3.25: Energie- und Leistungsdichte von Akkus nach [119]**

Da bei einer hochfliegenden Solardrohne relativ kleine Leistungsdichten gefordert sind, könnten Akkus mit hohen Energiedichten gewählt werden. Jedoch liegen diese momentan immer noch etwa um den Faktor 3 zu niedrig. Es gibt jedoch einige Entwicklungen, die eine deutliche Erhöhung der Energiedichte versprechen:

Am Fraunhofer Institut werden momentan Lithium-Akkumulatoren auf der Basis fester Ionenleiter entwickelt [103]. Der Festkörperelektrolyt kann als Folie verarbeitet werden. Dadurch ergeben sich günstige Fertigungsmöglichkeiten. Das sonst übliche auslaufsichere Metallgehäuse kann weggelassen werden. In naher Zukunft (ca. 2000) sollen Zellen mit ca.

150 Wh/kg und unproblematischer Handhabung erhältlich sein. Energiedichten von 300 Wh/kg sind bei weiterer Entwicklung erreichbar. Diese Akku-Kunststoffschichten könnten auch direkt als Flügelbespannung genutzt werden. Eventuell besteht sogar die Möglichkeit, Dünnschicht-Solarzellen direkt auf diese Akkumulatorenfolien aufzudampfen und diese dann als Flügelbespannung zu verwenden. Damit hätte man maximale Funktionalität mit minimalem Gewicht erreicht. Durch die Erhöhung des Innenwiderstandes bei niedrigen Temperaturen sinkt jedoch die entnehmbare Energie wieder.

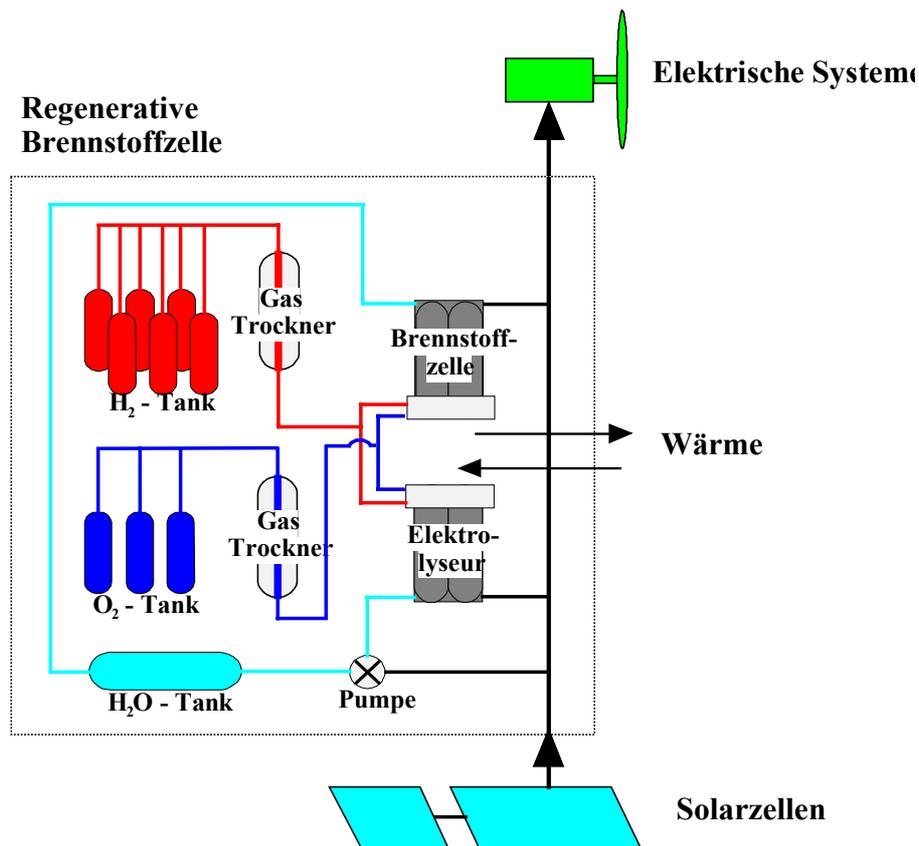
Mit Zink-Luft Systemen werden ca. 170 Wh/kg (im Labor 220 Wh/kg) erreicht [1]. Jedoch ist die Zyklenzahl stark begrenzt und es müßte überprüft werden, ob diese Batterien bei geringen Luftdichten einsetzbar sind.

#### **3.5.4 Regenerative Brennstoffzelle**

Bei einer regenerativen Brennstoffzelle wird mit Hilfe der zu speichernden Energie Wasser mittels Elektrolyse in Wasserstoff und Sauerstoff zerlegt und in Gastanks gespeichert. Um die so gespeicherte Energie wieder in elektrische Energie umzuwandeln, werden die Speichergase in einer Brennstoffzelle wieder zu Wasser rekombiniert. Die dabei entstehende elektrische Energie und Wärme kann genutzt werden (siehe Bild 3.26).

Speicherkapazität und Energiewandlung sind bei einer regenerativen Brennstoffzelle also voneinander entkoppelt. Die Dimensionierung der Stoffspeicher richtet sich nach den geforderten Speicherkapazitäten. Die Auslegung von Elektrolyseur und Brennstoffzelle richtet sich nach den jeweils umzusetzenden Leistungsspitzen. Ein regeneratives Brennstoffzellensystem ist also geradezu prädestiniert für den Einsatz in einer Solardrohne. Elektrolyseur und Brennstoffzelle können hier relativ leicht ausfallen, da verhältnismäßig geringe Leistungen über große Zeiträume umgewandelt werden müssen. Die hohe Energiedichte von Wasserstoff/Sauerstoff ermöglicht sehr geringe spezifische Massen für die Speicherkapazität.

Die Energiedichte einer regenerativen Brennstoffzelle ist also nicht alleine von der Technologie, sondern auch von dem jeweiligen Anwendungsfall abhängig. Besonders hohe Energiedichten werden erreicht, wenn Elektrolyseur und Brennstoffzelle jeweils über den gesamten Lade-/Entladezeitraum im optimalen Auslegungspunkt betrieben werden. Da der erforderliche Horizontalflugleistungsbedarf nur gering schwankt und vor allem beim Einsatz von schwenkbaren Solarpanels die zu speichernde Leistung nahezu konstant ist, können hier besonders hohe Energiedichten erreicht werden.



**Bild 3.26: Regenerative Brennstoffzelle**

Da innerhalb einer regenerativen Brennstoffzelle mit Reinstwasser gearbeitet wird, muß eine Temperaturregulierung vorgesehen werden, die sicherstellt, daß das Wasser nicht gefriert.

Die Brennstoffzellentechnologie befindet sich noch in einem relativ frühen Entwicklungsstadium. Besonders schwierig ist es, realisierbare Massen abzuschätzen, da bei den mobilen Zellen momentan größerer Wert auf Betriebsverhalten und Volumen gelegt wird. Besonders die Synergieeffekte durch Komponenteneinsparungen beim Einsatz von Elektrolyseur und Brennstoffzelle sind schwer vorherzusagen. Sicherlich können Elemente wie z.B. Kühler und Steuerungselektronik von beiden Systemen genutzt werden.

Trotz der hohen Komplexität und der noch durchzuführenden Entwicklungsarbeiten erscheint eine regenerative Brennstoffzelle als das Energiespeichersystem mit den größten Realisierungschancen für den Einsatz in einer hochfliegenden Solardrohne.

Denkbar ist es auch, eine kombinierte regenerative Brennstoffzelle (unitized regenerative fuel cell URFC) zu verwenden. Dabei erfüllt ein Bauteil (Stack) sowohl die Funktion des Elektrolyseurs als auch die der Brennstoffzelle. Das Gesamtgewicht des Energiespeichersystems kann somit reduziert werden. Die Umwandlungswirkungsgrade verringern sich jedoch, da an die Zellmembran gewöhnlich unterschiedliche Anforderungen im Elektrolyse- bzw. Brennstoffzellenbetrieb gestellt werden. Bei Wahl einer geeigneten Membran bereitet die Lebensdauer einer solchen Zelle offenbar keine Probleme [97]. Da eine solche Zelle momentan von relativ

geringem allgemeinen Interesse ist, kann allerdings mit einer Weiterentwicklung in den nächsten Jahren nicht gerechnet werden.

### 3.5.4.1 Vorbetrachtung Gesamtsystemwirkungsgrad

Für die in Elektrolyseur und Brennstoffzelle ablaufenden Reaktionen gilt die Gibbsche Fundamentalgleichung [8, 50]:

$$\Delta H = \Delta G + T \cdot \Delta S \quad (3.32)$$

Die Enthalpie  $\Delta H$  entspricht dem oberen Heizwert (Brennwert) von Wasserstoff. Die freie Energie wird mit  $\Delta G$  (auch unterer Heizwert) bezeichnet und  $T \cdot \Delta S$  bezeichnet die Entropieänderung (Wärme). Die Entropieänderung entspricht der Kondensationswärme von Wasser. Dabei sind  $\Delta S$  und  $\Delta H$  im hier betrachteten Temperaturbereich näherungsweise temperaturunabhängig [156]. Für die hier verwendete Zelltemperatur von ca.  $T = 80 \text{ }^\circ\text{C}$  kann  $\Delta G$  bestimmt werden. Mit den Stoffwerten für den Standardzustand bei  $25 \text{ }^\circ\text{C}$  und 1 bar [10, 156]:  $\Delta H^0 = 286 \text{ kJ/mol}$ ;  $\Delta S^0 = 163 \text{ J/molK}$ ;  $\Delta G^0 = 237 \text{ kJ/mol}$  folgt  $\Delta G_{80^\circ\text{C}} = 228 \text{ kJ/mol}$ .

Unter Verwendung des Faraday-Gesetzes können zwei für Elektrolyse und Brennstoffzellenreaktion bestimmende Zellspannungen ermittelt werden [8, 50]:

$$\text{thermoneutrale Spannung: } U_{\text{th}} = \frac{-\Delta H}{n \cdot F} = 1.48 \text{ V} \quad (3.33)$$

$$\text{reversible Spannung: } U_{\text{rev}} = \frac{-\Delta G}{n \cdot F} = 1.23 \text{ V}_{25^\circ\text{C}} = 1.18 \text{ V}_{80^\circ\text{C}} \quad (3.34)$$

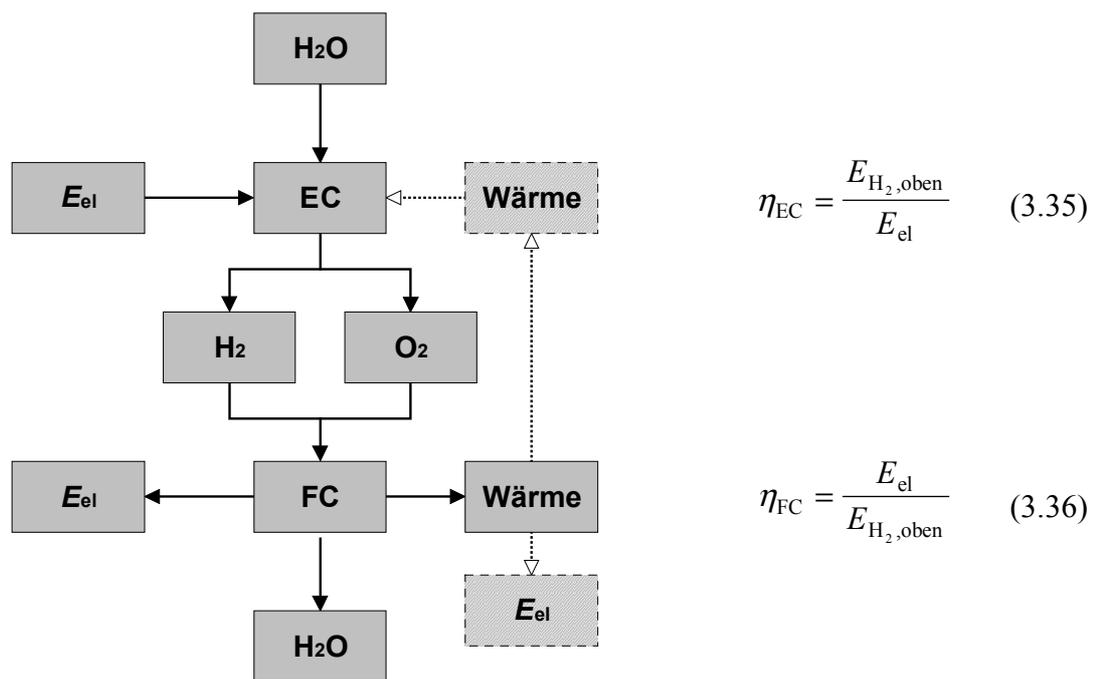
Dabei beträgt die Anzahl der an der Reaktion beteiligten Elektronen  $n = 2$  und der Wert der Faraday-Konstanten  $F = 96487 \text{ As/mol}$ .

Wenn der Elektrolyseurreaktion (endotherm) Wärme zugeführt wird, kann diese im Idealfall schon bei 1.23 V angelegter Spannung ablaufen. Der in (3.35) definierte Elektrolyseur-Wirkungsgrad kann so bis ca. 120 % betragen. Wenn keine Wärme zugeführt wird, muß mindestens eine Spannung von 1.48 V angelegt werden.

Bei der Brennstoffzellenreaktion (exotherm) wird eine maximale Zellspannung von 1.18 V erreicht. Wenn die Abwärme nicht genutzt wird, beträgt der maximale Brennstoffzellen-Wirkungsgrad (3.36) ca. 80 %.

Diese Zusammenhänge sind in Bild 3.27 anschaulich dargestellt.

In großtechnischen Anlagen kann die bei der Brennstoffzellenreaktion entstehende Wärme in elektrische Energie umgewandelt werden oder direkt als thermische Energie für die Elektrolyse zwischengespeichert werden. Beide Möglichkeiten sind in einer hochfliegenden Solardrohne nicht realisierbar, da Systemaufwand und -gewicht zu groß sind. Somit gilt prinzipiell  $\eta_{\text{FC}} < 80 \%$ .



**Bild 3.27: Prinzipieller Prozessablauf**

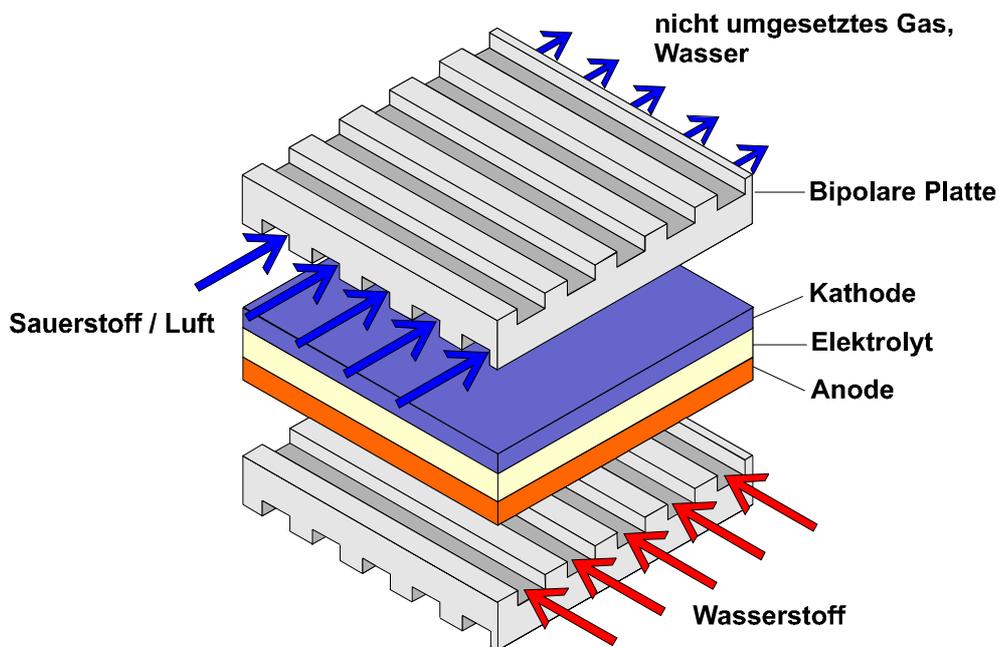
Da die Elektrolyse tagsüber stattfindet und die Solarzellen durch die Sonnenstrahlung stark aufgeheizt sind (siehe Bild 3.27), würde sich ein Synergieeffekt erzielen lassen, wenn die Solarflächen gleichzeitig als Wärmetauscherflächen genutzt werden. Durch die Abkühlung der Solarzellen erhöhen sich deren Wirkungsgrade und der Elektrolysewirkungsgrad kann durch die zugeführte Wärme zusätzlich gesteigert werden. Somit gilt prinzipiell  $\eta_{EC} < 120\%$ . Die Nutzung der Solarflächen als Wärmetauscherflächen würde auch kein zusätzliches Gewicht bedeuten, da für den Brennstoffzellenbetrieb ohnehin ein Kühlsystem vorgesehen werden muß. Auch entsteht kein zusätzlicher Luftwiderstand durch einen solchen Wärmetauscher, da Flächen verwendet werden, die ohnehin der Strömung exponiert sind. In der Praxis sind jedoch momentan die inneren Verluste bei der Elektrolyse noch so hoch, daß der Elektrolyseur sich von alleine ausreichend aufheizt. Ein weiteres Problem wäre das unterschiedliche Temperaturniveau von Solarpanels und Elektrolyseur. Ohne großen Aufwand könnte jedoch z.B. das bei der Elektrolyse benötigte Wasser vorgeheizt werden. Beim Einsatz einer Wärmepumpe könnten deutlichere Effekte realisiert werden. Durch das zusätzlich notwendige Systemgewicht kann jedoch auch in naher Zukunft nicht mit einer Wirkungsgradverbesserung der Elektrolyse durch Wärmezufuhr bei einer Solardrohne gerechnet werden.

### 3.5.4.2 Brennstoffzelle

#### 3.5.4.2.1 Aufbau einer Brennstoffzelle

Das Kernstück einer Brennstoffzelle ist die Elektrolyt-Elektroden-Einheit. Mit Hilfe der Bipolarplatten wird die Kathode mit Sauerstoff oder Luft und die Anode mit Wasserstoff beströmt (siehe Bild 3.28). Die Bipolarplatten stellen auch den Stromfluß zwischen den Einzelzellen her. Die Betriebsspannung einer Einzelzelle beträgt je nach Belastung ca. 0.6-0.9 Volt. Der Strom wird durch die Zellenfläche und durch die Art des Elektrolyts bestimmt. Um höhere Spannungen zu erhalten, werden mehrere Zellen übereinander gestapelt (Reihenschaltung). Dieser Stapel wird als Stack bezeichnet.

Brennstoffzellen werden nach Art des Elektrolyts unterschieden. Dieser bestimmt die einsetzbaren Gase und das Betriebsverhalten (siehe Tabelle 3.4).



**Bild 3.28: Aufbau einer Brennstoffzelle [8]**

Bei Hochtemperatur-Brennstoffzellen kann durch Ausnutzung der Abwärme der Gesamtwirkungsgrad ( $\eta_{\text{ges}} = \eta_{\text{elek}} + \eta_{\text{therm}}$ ) noch gesteigert werden. Aufgrund der einfacheren Handhabung und des Betriebsverhaltens werden für den mobilen Einsatz besonders Niedertemperatur-Brennstoffzellen (AFC, PEMFC) verwendet. Von diesen wiederum werden für den mobilen Einsatz aufgrund der einfacheren Handhabung, der Möglichkeit des Betriebes mit Luft und der höheren Leistungsdichte heute vor allem PEM-Brennstoffzellen angewendet und weiterentwickelt.

Typ	Betriebs- temperatur	Elektrolyt	Brennstoff* <sup>1</sup>	Oxidant* <sup>1</sup>	Wirkungs- grad $\eta_{FC}[\%]$ * <sup>2</sup>
AFC (Alkaline Fuel Cell)	70-100° C	KOH -Mobile -Immobil	H <sub>2</sub> (2 bar)	O <sub>2</sub>	64
PEMFC (Proton Exchange Membrane Fuel Cell)	50-100° C	Festpolymer Elektrolyt	H <sub>2</sub> (4 bar) H <sub>2</sub> (2 bar)	Luft O <sub>2</sub>	48 60
PAFC (Phosphoric Acid Fuel Cell)	160-210° C	H <sub>3</sub> PO <sub>4</sub>	Erdgas, Kohlegas, externe Reformierung	Luft	42
MCFC (Molten Carbonate Fuel Cell)	650° C	Li <sub>2</sub> CO <sub>3</sub> + K <sub>2</sub> CO <sub>3</sub>	Erdgas, Kohlegas, interne Reformierung	Luft	60
SOFC (Solid Oxide Fuel Cell)	800-1000° C	ZrO <sub>2</sub>	Erdgas, Kohlegas, interne Reformierung	Luft	65

\*<sup>1</sup> Alle Zellen können mit den Reinstgasen H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> betrieben werden.

\*<sup>2</sup> Bei Mittel- und Hochtemperaturzellen wird die Abwärme zusätzlich zur Stromerzeugung verwendet.

**Tabelle 3.4: Brennstoffzellenarten**

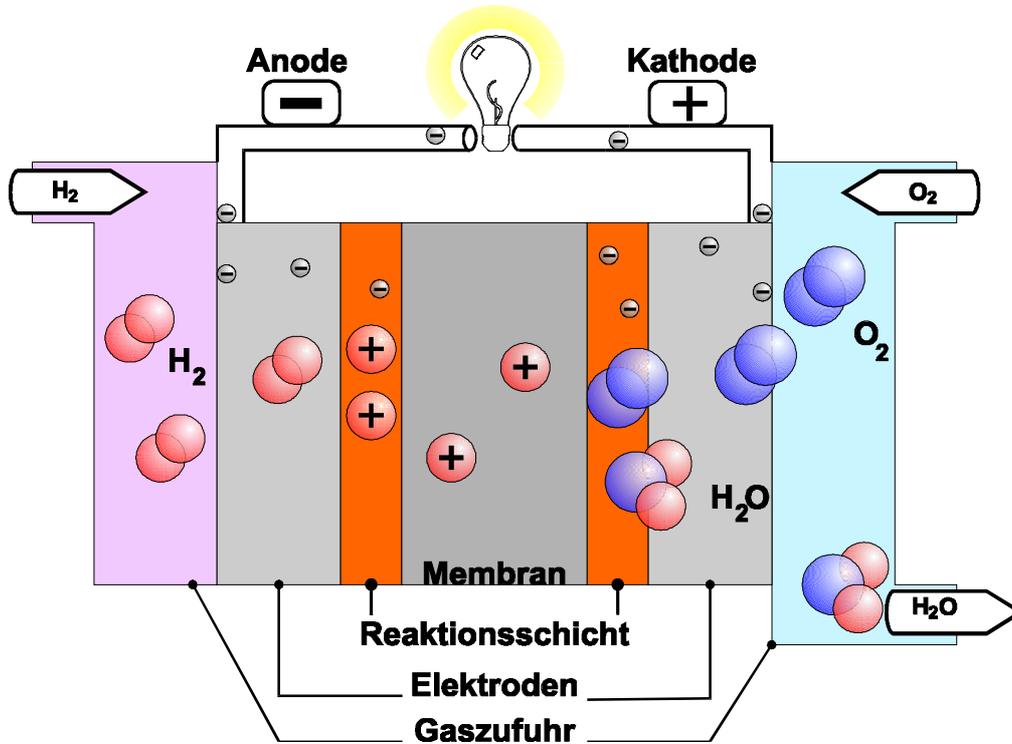
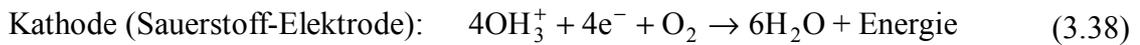
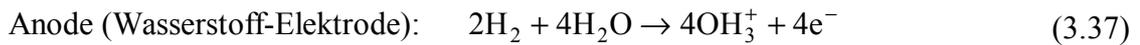
Die PEM-Brennstoffzelle kann mit Sauerstoff oder mit Luft betrieben werden. Bei dem Betrieb mit Luft kann der O<sub>2</sub>-Gastank eingespart werden. Bei niedrigen Luftdrücken sinkt der Wirkungsgrad jedoch stark [8, 142]. Wird ein Kompressor verwendet, sinkt der Gesamtwirkungsgrad aufgrund der nötigen Kompressorleistung, besonders im Teillastbereich, ebenfalls deutlich. Durch den niedrigen Umgebungsluftdruck in großen Höhen ist dieser Effekt besonders stark ausgeprägt. Darum wird im folgenden ein Betrieb mit Sauerstoff verwendet.

Um den Stack mit den nötigen Stoffströmen zu versorgen, sind neben den Gastanks, abhängig vom Brennstoffzellentyp, noch eine Reihe von Peripherie-Geräten nötig. Um die Gas-Betriebsdrücke sicherzustellen, werden jeweils zweistufige Druckminderer und ein Druckregler verwendet. Um Kathode und Anode betriebsfähig zu halten, müssen die Feuchtigkeitsgehalte der Gase jeweils kontrolliert werden (Befeuchter). Nicht vollständig genutzte Gasströme werden rezirkuliert. Auf Kathodenseite wird das anfallende Wasser abgeschieden. Ein Kühlsystem hält den Stack auf Betriebstemperatur und erwärmt eventuell Untersysteme (z.B. Wassertank). Die Peripherie-Geräte werden im folgenden nicht detailliert betrachtet.

### 3.5.4.2.2 Funktionsweise einer Brennstoffzelle

Bild 3.29 zeigt schematisch die chemischen Vorgänge in einer Brennstoffzelle. Die elektrochemischen Reaktionen finden an den Grenzflächen zwischen den porösen Elektroden und dem Elektrolyten statt. An der Anodenseite bilden sich Wasserstoffionen, die durch den Elektrolyten wandern und auf der Kathodenseite zusammen mit den über den Verbraucher fließenden Elektronen und Sauerstoff zu Wasser rekombinieren.

Reaktionsgleichungen:



**Bild 3.29: Funktionsweise Brennstoffzelle [8]**

### 3.5.4.2.3 Charakteristische Daten ausgeführter Brennstoffzellen

Im folgenden werden für Vergleichszwecke einige charakterisierende Daten von ausgeführten Brennstoffzellensystemen betrachtet (Tabelle 3.5). Es ist jedoch schwierig, detaillierte Daten aktueller oder in Forschung befindlicher Zellen zu erhalten. Durch die enormen Fortschritte der letzten Jahre wären aber aktuelle Daten sehr wichtig. Von 1984 bis 1992 konnten Volumen, Gewicht und Kosten auf ca. 10 % der Ausgangswerte gesenkt werden [144]. Bei den Gewichtsangaben in der Literatur wird oft nicht exakt angegeben, ob es sich um den Stack mit Peripherie oder um den Stack alleine handelt und ob die Energiespeichertanks mit einbezogen sind. Auch bei den Wirkungsgradangaben muß zwischen dem Stackwirkungsgrad (elektrischer, thermischer) und dem Gesamtsystem-Wirkungsgrad unterschieden werden. Dabei beziehen sich die Wirkungsgradangaben meist auf den unteren Heizwert von Wasserstoff. Besonders bei einer regenerativen Brennstoffzelle, bei der als Endprodukt Wasser abfällt, ist es jedoch sinnvoller, den oberen Heizwert (auch Brennwert) als Bezugswert zu wählen. Die Peripherie vieler Brennstoffzellensysteme ist hinsichtlich Leistungsbedarf und Gewicht noch nicht optimiert. Auch die Brennstoffzellen-Stacks selbst sind noch nicht kompromißlos gewichtsoptimiert.

Brennstoffzelle	Leistung [kW]	spez. Gewicht [kg/kW]	$\eta_{FC,el}$ [%]
Daimler-Benz Necar I 1994; PEM, H <sub>2</sub> -Luft [33, 114]	12 x 4.2 St 12 x 5 St 40 Sy	10 St 8 St 21 Sy	? 47 St ?
Daimler-Benz Necar II 1996, PEM, H <sub>2</sub> -Luft [33, 114]	2 x 25 St 2 x 32 St 40 Sy	3 St 1.25 St 6 Sy	? 55 St ?
Daimler-Benz Nebus 1997, PEM, H <sub>2</sub> -Luft [33]	10 x 25 St	5.6 Sy	-
Daimler-Benz Necar III 1997, PEM, Methanol- Reformer-Luft [33]	50 St 40 Sy	10 Sy	-
Daimler-Benz Necar IV 1999, PEM, flüssig H <sub>2</sub> - Luft [33]	2 x 35 St ca. 55 Sy	5 Sy	50 –80 St (36 im Mittel für Vortrieb aus H <sub>2</sub> )
De Nora S.p.A.; PEM	50	4 St	-
Energy Partners; PEM- Stacks	12-20	19 St (1993) 6.4 St (1996) 2.5 St (zukünft.)	-
Siemens PEM; 1992 [144]	20-40	1.8 St (Naf 117 bei U=0.7V, I/A=640mA) 0.9 St (DowXUS)	60-70 St H <sub>2</sub> /O <sub>2</sub> 43-58 St H <sub>2</sub> /Luft
Laser Cell; PEM 1991 [20, 69]	-	0.8 St 1.5 Sy	58 Sy
Ford Motor Comp., 1997, PEM, H <sub>2</sub> -Luft, in Entwicklung [47]	50 Sy	2.7 Sy	-
Toyota, 1997, PEM Methanol-Reformer-Luft [47]	25 St	4.8 St	60 St
SERC, 1995, PEM, H <sub>2</sub> - Luft [83]	4 St (290 mA/cm <sup>2</sup> ) 3.84 Sy	22.7 Sy	57 St bei 1.88 kW $\eta_{Sy} \approx \eta_{St} - 0.04$
Phoebus, FZ Jülich, KOH, [5]	6.5	-	63 70 @ 30 % Load
Siemens AFC; 1986 [143]	6	-	60-72 St
DARA Studie AFC 1992 [35]	-	11.5 Sy	67 Sy
DLR-Bolwin AFC 1992 [23]	-	10.5 Sy	62 Sy

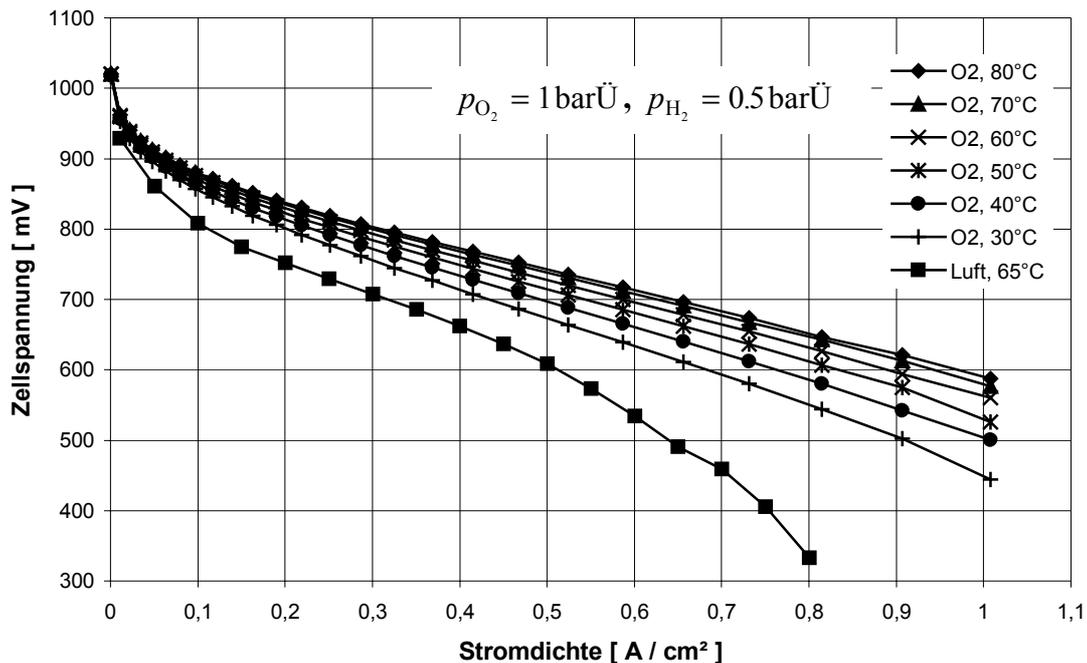
St: Stack; Sy: System, -: keine Angaben

**Tabelle 3.5: Daten ausgeführter Brennstoffzellen**

Insbesondere bei einer regenerativen Brennstoffzelle lassen sich durch Mehrfachnutzung von Komponenten sicher noch Gewichtseinsparungen erzielen. Dies kann jedoch hier nicht berücksichtigt werden, da noch keinerlei Erfahrungen dazu vorliegen. Die spezifischen Gewichte werden meist für die Nennlast (Zellspannung ca. 0.7 V) angegeben.

### 3.5.4.2.4 Kennlinien einer Brennstoffzelle

Da es sehr schwierig ist, Kennlinien von neueren Brennstoffzellen zu erhalten, wird hier eine etwas ältere (1992) PEM-Brennstoffzelle (Siemens) betrachtet (Bild 3.30). Die Charakteristik einer Brennstoffzelle ist hier gut zu erkennen. Neuere Zellen erreichen jedoch höhere Stromdichten und Zellspannungen. Man sieht, daß etwa von 10 bis 90 % des Betriebsbereiches die Zellspannung nahezu linear mit der Stromdichte abnimmt. Dies liegt in den zunehmenden Transportverlusten, Widerstandsverlusten und der Polarisation der Kathode. Mit größer werdender Temperatur erhöhen sich die Zellspannungen.



**Bild 3.30: Stack-Kennlinien Nafion 115, Sauerstoffbetrieb [8]**

Eine weitere Leistungssteigerung läßt sich erreichen durch Erhöhung der Betriebsdrücke und Veränderung der Elektrolyte (Bild 3.31). Bei Wirkungsgradeinbußen sind auch deutlich höhere Stromdichten und damit geringere Gewichte möglich. Es werden Stromdichten von bis zu  $1.5 \text{ A/cm}^2$  bei immer noch linearem Verlauf der Strom-/Spannungskennlinie erreicht.

Bild 3.32 zeigt den Modulwirkungsgrad (= Stackwirkungsgrad) der Siemens-Brennstoffzelle. Der Wirkungsgrad beträgt bei Minimallast ca. 76 % und sinkt linear auf ca. 60 % bei einer Stromdichte von  $690 \text{ mA/cm}^2$ . Diese Zelle kann problemlos bis zum doppelten des Nennstroms belastet werden. Begrenzend wirkt sich nur die maximal mögliche Wärmeabfuhr der Zellen aus.

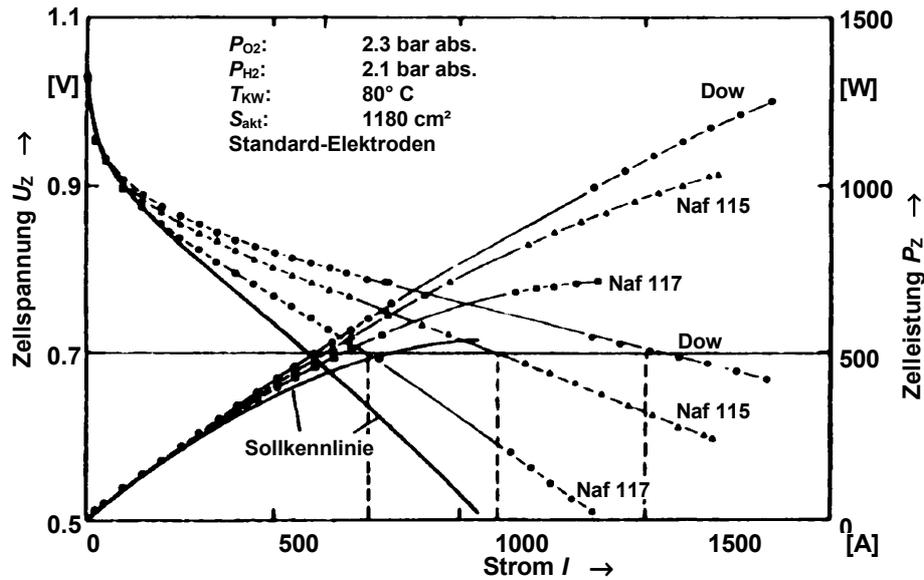


Bild 3.31: Leistungssteigerung Brennstoffzelle [144]

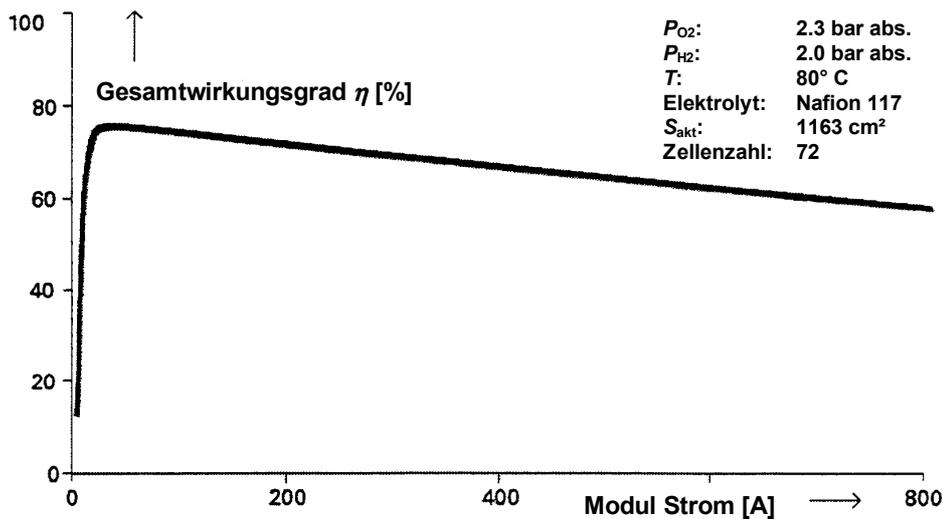


Bild 3.32: FC-Wirkungsgradkennlinie [57]

Die von der Peripherie nötige Leistung ist teilweise konstant (Rechner, Regler) und teilweise vom Lastfall der Brennstoffzelle abhängig (Kühler, Befeuchter, Verdichter). Daher verschlechtert sich der Stackwirkungsgrad durch die Peripherie vor allem im Teillastbereich.

Im Luftbetrieb bewirkt die für die Peripherie nötige Leistung bei Nennlast (Zellspannung = 0.7 V) einen Wirkungsgradverlust von ca. 16 % [145]. Verantwortlich ist hierfür vor allem die für den Luftverdichter nötige Leistung (ca. 75-80 % des Peripherie-Leistungsbedarfs [16]).

Im Sauerstoffbetrieb kann mit einem Wirkungsgradverlust von ca. 5 % für die Peripherie gerechnet werden.

Mit Hilfe der oben angegebenen Kennlinien könnte für eine Brennstoffzelle ein optimaler Betriebspunkt ermittelt werden, bei dem das Verhältnis von Wirkungsgrad zu Gewicht optimal wird. Da die Wahl der Brennstoffzelle jedoch auf mehrere Systeme Einfluß hat, ist dieser Betriebspunkt nicht notwendigerweise der optimale. Somit muß in der Auslegungssoftware iterativ der optimale Auslegungspunkt ermittelt werden.

### 3.5.4.2.5 Modellierung des Brennstoffzellensystems

Die Modellierung der Brennstoffzelle stellt sich besonders schwierig dar, weil einerseits die Flugleistungen der Solardrohne in großem Maße davon betroffen sind und andererseits keine detaillierten Kennlinien von modernen Zellen zur Verfügung stehen. Die Modellierung wird anhand verfügbarer Brennstoffzellenkennlinien unter Berücksichtigung aktueller charakteristischer Werte ausgeführter Brennstoffzellen durchgeführt.

Wie bereits erwähnt, wird von einer PEM-Brennstoffzelle im Betrieb mit Wasserstoff und Sauerstoff ausgegangen. Durch den Betrieb mit Sauerstoff sind Gewicht und Energiebedarf der Brennstoffzellenperipherie klein. Da das regenerative Brennstoffzellensystem ständig in Betrieb ist, kann eine konstant hohe Betriebstemperatur von ca. 80 °C angenommen werden.

Das Gewicht der Peripherie wird näherungsweise linear abhängig von der maximalen Brennstoffzellenleistung angenommen. Für die maximale Brennstoffzellenleistung werden 120 % der im Flug erforderlichen Leistung zugelassen.

$$m_{\text{FC-Per}} = 2 \frac{\text{kg}}{\text{kW}} \cdot P_{\text{FC,max}} = 2 \frac{\text{kg}}{\text{kW}} \cdot 1.2 \cdot P_{\text{FC,erf}} \quad (3.39)$$

Der Peripherie-Leistungsbedarf wird mit 5 % bei Nennlast angenommen. Davon werden 2 % leistungsabhängig und 3 % als konstant betrachtet.

Die Nennlast einer Brennstoffzelle wird so gewählt, daß sich eine Zellspannung von 0.7 V ergibt. Wenn man berücksichtigt, daß die heutigen Brennstoffzellensysteme noch nicht kompromißlos auf niedriges Gewicht ausgelegt sind, kann für diesen Nennzustand sicher mit einem spezifischen Gewicht von 2 kg/kW für den Brennstoffzellenstack (ohne Tanks und Treibstoff) gerechnet werden. Es wird eine „Überlastfähigkeit“ mit linearem Wirkungsgradkennlinienverlauf bis 150 % der Nennlast zugelassen.

Für die hier verwendeten Berechnungen werden Wirkungsgradangaben in Bezug zu dem oberen Heizwert ( $H_O = 141800 \text{ kJ/kg}$ ) von Wasserstoff verwendet. Für die Umrechnung von oberem zu unterem Heizwert gilt [41]:

$$H_O \approx 1.182 \cdot H_U \quad (3.40)$$

Für den Stack wird eine vereinfachte lineare Wirkungsgradkennlinie verwendet (Bild 3.33). Im lastfreien Fall wird  $\eta_{\text{FC-St}} = 75\%$  und bei Nennlast  $\eta_{\text{FC-St}} = 60\%$  angenommen. Der

Wirkungsgrad für das Brennstoffzellen-System ist in Bild 3.33 dargestellt und wird folgendermaßen berechnet:

$$\eta_{FC} = 0.72 - 0.15 \cdot \frac{P_{FC}}{P_{FC,Nenn}} - 0.02 \cdot \frac{P_{FC,Nenn}}{P_{FC}} \quad (3.41)$$

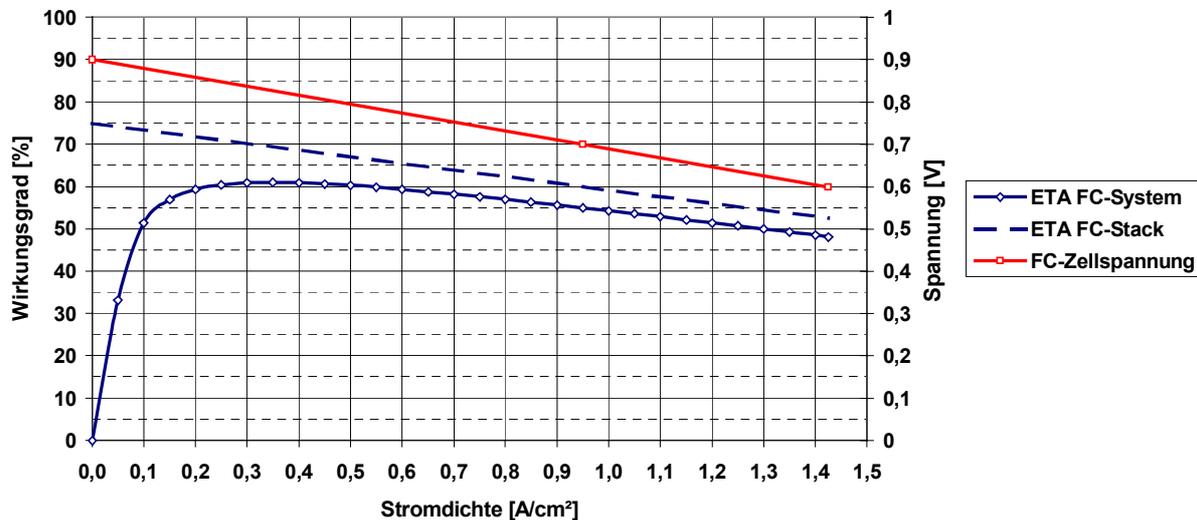


Bild 3.33: Verwendete Brennstoffzellenkennlinie

### 3.5.4.3 Elektrolyseur

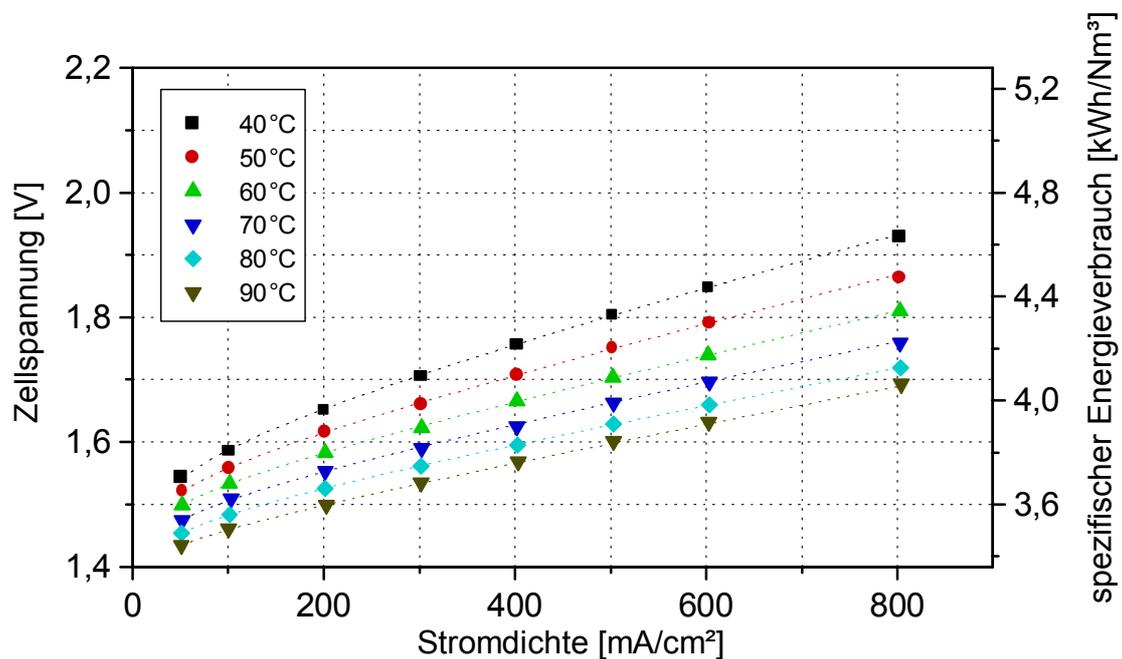
Die Hochtemperatur-Wasserdampf-Elektrolyse bietet zwar prinzipiell das beste Gewichts- und Wirkungsgrad-Potential (siehe Tabelle 3.6), der Entwicklungsstand ist jedoch noch zu weit von einer technischen Realisierung entfernt und bei kleinen Systemen ist ein unverhältnismäßig hoher verfahrenstechnischer Aufwand nötig (z.B. Wärmeisolation). Im allgemeinen wird als Elektrolyseur für ein kleineres regeneratives mobiles System, wie schon bei der Brennstoffzelle, ein PEM-Elektrolyseur am vielversprechendsten eingeschätzt. Somit handelt es sich bei der hier eingesetzten Brennstoffzelle und dem Elektrolyseur um sehr ähnliche Systeme mit den gleichen Grundprinzipien. Daher orientieren sich die Angaben bei der Modellierung für Massen und Peripherie-Leistungsbedarf auch an den für die Brennstoffzelle ermittelten Werten.

Bild 3.34 zeigt Kennlinien eines PEM-Elektrolyseurs mit hocheffizienten VPS-Elektroden (vacuum plasma spraying) bei verschiedenen Temperaturen [139].

Elektrolyseur	Leistung [kW]	spez. Gewicht [kg/kW]	$\eta_{EC,el}$ [%]
Dornier/ESTEC, PEM 1987	-	-	85-88
PEM, 120 °C, 1977 [50]	-	-	86.3 St (1.1 A/cm <sup>2</sup> )
Hamilton Standard, PEM, 1989	-	-	98 St (280 mA/cm <sup>2</sup> )
DLR, PEM, 90°C, Testzelle, $S = 250 \text{ cm}^2$ [139]	-	-	99 St (200 mA/cm <sup>2</sup> ) 83 St (800 mA/cm <sup>2</sup> )
ESTEC-DORNIER, PEM, 80°C, 1989 [12]	20	ca. 2.75 St ca. 4.25 Sy	88 Sy (400 mA/cm <sup>2</sup> ) 85 Sy (800 mA/cm <sup>2</sup> )
DLR-Bolwin AFC 1992 [23]	-	10.5 Sy	96 Sy
DARA Studie, Hochtemperatur 1992 [35]	-	3.2 Sy	96 Sy
Phoebus, KOH, FZ Jülich, 80°C [5]	26	-	88 Sy (300 mA/cm <sup>2</sup> )

St: Stack; Sy: System, -: keine Angaben

**Tabelle 3.6: Daten ausgeführter Elektrolysezellen**



**Bild 3.34: Elektrolyseur Kennlinien [139]**

#### Modellierung:

Im folgenden wird wieder eine spezifische Masse von 2 kg/kW (Ausgangsleistung) für die Elektrolyseur-Peripherie angenommen. Für die Elektrolyseurleistung werden dabei 120% der maximal im Flug erforderlichen Leistung zugelassen. Im Nennzustand wird für den

Elektrolyseur-Stack ebenfalls eine spezifische Masse von 2 kg/kW (Ausgangsleistung), bei einer Stromdichte von 0.8 A/cm<sup>2</sup> und einem Wirkungsgrad von 88 % angenommen. Es werden wieder maximal 150 % der Nennlast für den EC-Stack zugelassen. Die Modellierung der Wirkungsgradkurve orientiert sich im wesentlichen an Bild 3.34. Der Peripherie-Leistungsbedarf wird, analog zur Brennstoffzelle, mit 5 % bei Nennlast angenommen. Davon werden wieder 2 % leistungsabhängig und 3 % als konstant betrachtet.

Der Wirkungsgrad für das Elektrolyse-System ist in Bild 3.35 dargestellt und wird folgendermaßen berechnet:

$$\eta_{EC} = 0.97 - 0.119 \cdot \frac{P_{EC}}{P_{EC,Nenn}} - 0.02 \cdot \frac{P_{EC,Nenn}}{P_{EC}} \quad (3.42)$$

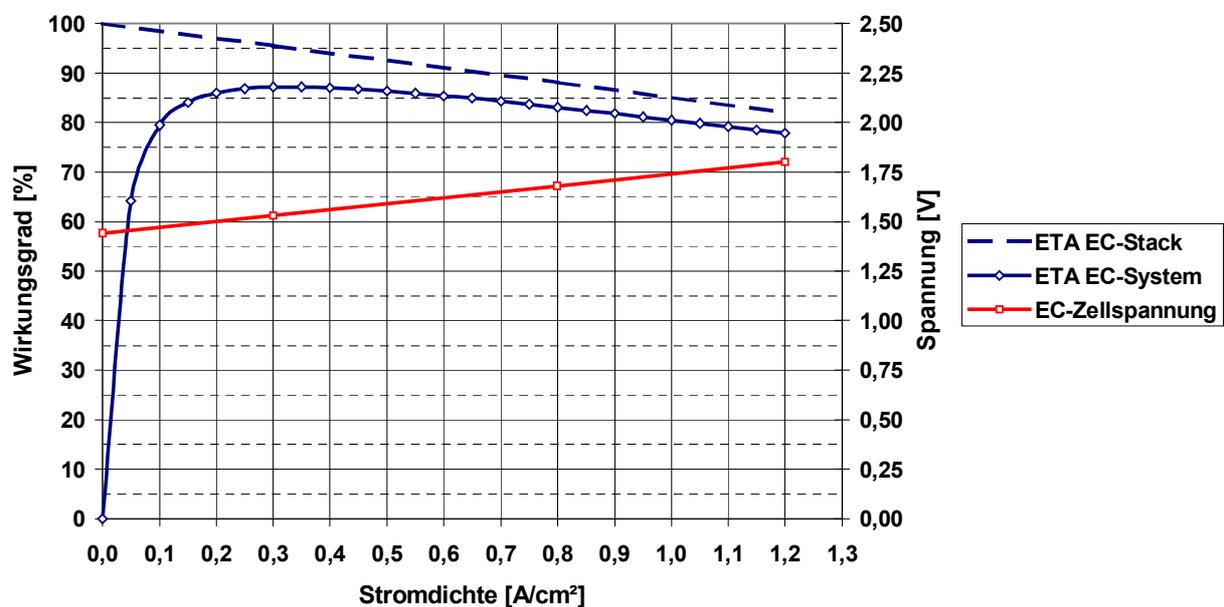


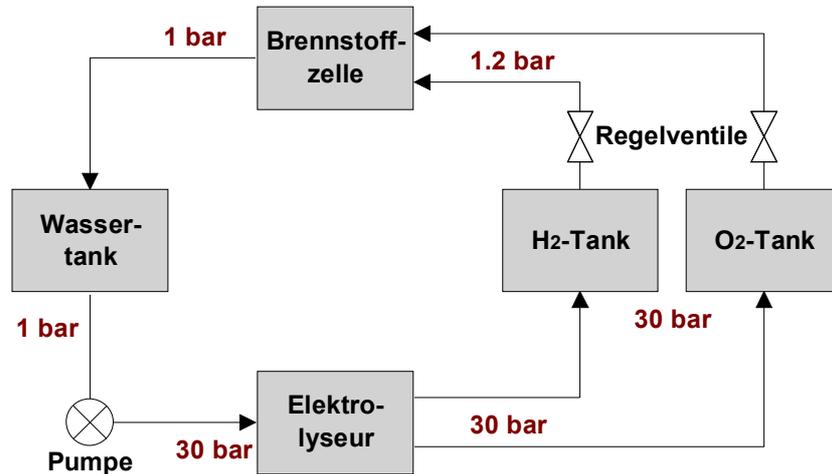
Bild 3.35: Verwendete Elektrolyseur Kennlinie (90°C)

#### 3.5.4.4 H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>-Tank

Bei der Speicherung der Gase in flüssigem Zustand sind zwar die kleinsten Tankgrößen erzielbar, jedoch wird für die Verflüssigung sehr viel Energie benötigt (bei H<sub>2</sub> etwa 1/3 des Heizwertes).

Die Speicherung von Wasserstoff und Sauerstoff unter Druck in gasförmigem Zustand stellt das einfachste und leichteste Verfahren dar. Es können separate Tanks verwendet werden oder in die vorhandene Flugzeugstruktur integrierte Tanks. Ist das zur Verfügung stehende Tankvolumen so gering, daß der Maximaldruck in den Tanks größer als ca. 40 bar wird, müßte der Elektrolyseur gekapselt werden, um dem Druck standhalten zu können. Dies würde das Systemgewicht stark erhöhen. Wenn auf die Kapselung verzichtet wird und Elektrolyseur und

Tanks unterschiedliche Druckniveaus besitzen, wird ein Kompressor notwendig. Zum Beispiel werden für eine Komprimierung von  $H_2$  von 1 bar auf etwa 300 bar ca. 10 % des Heizwertes benötigt. Optimal ist es also, wenn Elektrolyseur und Tanks auf etwa dem gleichen Druckniveau und unter 40 bar liegen. Um den Elektrolyseur mit Wasser des benötigten Drucks zu versorgen, kann eine kleine leichte Pumpe mit zu vernachlässigendem Leistungsbedarf verwendet werden (siehe Bild 3.36).



**Bild 3.36: Größenordnung der Druckniveaus im  $H_2/O_2$  Kreislauf des regenerativen Brennstoffzellensystems (nach [133])**

Die zu speichernden Stoffmengen errechnen sich aus dem oberen Heizwert für Wasserstoff  $H_0$ :

$$H_0 = 142000 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \quad (3.43)$$

$$m_{H_2} = \frac{E_{\text{st}}}{H_0} \quad (3.44)$$

$$m_{O_2} = 7.94 \cdot m_{H_2} \quad (3.45)$$

$$m_{H_2O} = m_{H_2} + m_{O_2} \quad (3.46)$$

#### 3.5.4.4.1 Separate Tanks

Die leichtesten separaten Gastanks werden in Faserverbundbauweise hergestellt. Um Diffusionsverluste klein zu halten, wird im allgemeinen ein innenliegender dünner Metall-Liner verwendet, an dem auch die Tankanschlüsse angebracht sind. Behältergewichte können unter Verwendung einer dimensionslosen Proportionalitätszahl  $\chi$  folgendermaßen angegeben werden:

$$m_{\text{st}} = \chi \cdot p \cdot V \cdot \frac{\text{kg}}{\text{bar} \cdot \text{m}^3} \quad (3.47)$$

Wenn man die ideale Gasgleichung betrachtet, wird deutlich, daß bei konstantem Speicherinhalt (Molmenge  $n$ ) die Tankmasse auch von der Temperatur der Gase abhängt.

$$p \cdot V = n \cdot R \cdot T \quad (3.48)$$

mit: Allgemeine Gaskonstante  $R = 8.3144 \cdot 10^3 \frac{\text{J}}{\text{K} \cdot \text{kmol}}$

Stoffmenge  $n$  [mol]

Da die Umgebungstemperatur mit zunehmender Flughöhe abnimmt, ist  $h = 0$  m der Auslegungsfall. Die Tanks können leichter ausgelegt werden, wenn sie mit einer strahlungsreflektierenden Hülle versehen sind und wenn beim Start bei warmen Wetterlagen nicht mit vollen Gastanks gestartet wird.

In [35] wird, für in der Raumfahrt ausgeführte Gastanks, ein mittleres  $\chi = 2.85$  angegeben. In [31] werden Composite Gastanks als Luftvorratsbehälter für Feuerwehrmänner mit hohen Sicherheitsreserven von  $\chi = 2.1 - 2.4$  angeboten. In [8] wird ein Auslegungsverfahren beschrieben, das zu einem  $\chi = 1.85$  führt. Für einen modernen ausgeführten Gastank wurde ein Wert von  $\chi = 1.4$  ermittelt. In [96] werden für diese separaten Tanks sogar Werte von  $\chi = 0.9$  bis 1.3 angegeben.

#### 3.5.4.4.2 Integrierte Tanks

Eine weitere Massenreduzierung ist möglich, wenn die Gastanks in die vorhandene Flugzeugstruktur integriert werden. Dafür bietet sich das für den Flügelholm verwendete Faserverbundrohr an (siehe Kap. 3.10). Bei dem zur Verfügung stehenden Rohrholm-Volumen kann je nach Speichergasmenge mit einem Druck von ca. 31 bar gerechnet werden. Es ist zu beachten, daß der Flügelholm-Gastank die auftretenden Lasten (Start, Landung, Flug) sowohl mit als auch ohne Gasdruck aufnehmen muß. Die Flügelsteifigkeit erhöht sich durch die Verstärkung des Rohrholmes. Eine weitere Versteifung entsteht dadurch, daß die Tanks unter Druck gesetzt werden. In [95, 96] wird anstelle des innenliegenden Metall-Liners eine Kunststoff-Folie verwendet, die mit einer 0.1  $\mu\text{m}$  dicken Silberschicht bedampft wurde. Für eine hochfliegende Solardrohne mit dieser Tankkonstruktion wird eine erreichbare spezifische Masse von  $\chi = 0.6$  angegeben. Darin enthalten sind die strukturellen Holmverstärkungen, die Kunststoffschicht, die axialen Druckschotts sowie Befestigungen und Anschlüsse.

Da die Werte in [95, 96] etwas niedrig erscheinen, wird im folgenden mit einem konservativeren Wert von  $\chi = 0.8$  für ein integriertes Tanksystem gerechnet.

Der Wassertank wird ebenfalls integriert. Es wird das Massenmodell aus [69] verwendet:

$$m_{\text{st,H}_2\text{O}} = 0.37 \cdot 0.00285 \cdot m_{\text{H}_2\text{O}} \quad (3.49)$$

#### 3.5.4.4.3 Zukunftsaussichten

Mit den herkömmlichen Speichertechniken lassen sich keine großen Verbesserungen mehr erwarten. Jedoch werden momentan vielversprechende Graphitnanofaserverspeicher entwickelt. Hierbei lagert sich Wasserstoff auf Graphitfaser-Strukturen an und es werden höhere Energiedichten als bei flüssigem Wasserstoff (71 kg/m<sup>3</sup>) möglich ohne den Energieverlust der Ver-

flüssigung. Es werden Speicherdichten von bis zu 14 kWh/kg ( $\chi = 0.26$ ) [157] bei hohen Drücken bzw. 9.9 kWh/kg ( $\chi = 0.33$ ) [30] bei niedrigen Drücken erreicht.

### 3.6 Elektromotor und Getriebe

Elektromotor, Getriebe und Propeller sind als Einheit zu sehen. Das Auslegungsziel ist, einen möglichst hohen Vortriebswirkungsgrad bei geringst möglichem Gewicht zu erreichen. Hohe Propellerwirkungsgrade ergeben sich für große langsam drehende Propeller. Hohe Leistungsdichten sind bei schnell drehenden Elektromotoren zu erzielen. Um die unterschiedlichen Drehzahlbereiche anzupassen, müssen Getriebe verwendet werden. Das Getriebegewicht nimmt jedoch mit zunehmendem Untersetzungsverhältnis zu und der Getriebewirkungsgrad ab. So ist je nach Anwendungsfall für jede Antriebskomponente ein Kompromiß einzugehen, damit sich ein insgesamt optimierter Antrieb ergibt.

Im folgenden werden einige Bauformen von Elektromotoren auf ihre Anwendbarkeit in einer Solardrohne untersucht (siehe auch [13, 85, 120, 138]). Da der Preis des Elektromotors vorerst eine untergeordnete Rolle spielt, sind vor allem Motoren mit Permanentmagneten von Interesse, da hier besonders hohe Leistungsdichten und Wirkungsgrade erzielt werden.

#### Gleichstrom-Kommutatormaschine (GM):

Das Statormagnetfeld wird meist durch Permanentmagnete erzeugt. Die Rotorwicklungen werden mechanisch kommutiert. Die Ansteuerung ist sehr einfach. Es können sehr hohe Leistungsdichten erreicht werden. Die größtenteils im Rotor entstehende Wärme kann schlecht abgeführt werden. Bei hohen Leistungsdichten entstehen durch Bürstenfeuer Wirkungsgradverluste und hoher Bürstenverschleiß. Darum ist dieser Motortyp für einen Dauereinsatz in einer Solardrohne nicht geeignet.

#### Drehstrom-Permanentmagnetmaschine (PM):

Im Gegensatz zur GM sitzen hier die Permanentmagnete auf dem Rotor und die Wicklungen auf dem Stator. Da die Statorwicklungen elektronisch kommutiert werden müssen, ist der Regelungsaufwand höher als bei der GM. Durch den Wegfall der Bürsten ist der Wirkungsgrad besser und der Motor praktisch verschleißfrei. Durch die elektronische Anpassung der Spulenströme kann ein höherer Wirkungsgrad über einen größeren Betriebsbereich erzielt werden. Da die Wärme vor allem im außen liegenden Stator entsteht, kann diese gut abgeführt werden. Somit lassen sich sehr hohe Leistungsdichten erreichen.

#### Transversalflußmaschine (TFM):

Hier sitzen Permanentmagnete auf einem vielpoligen Rotor. Im Stator sind meist zwei konzentrische Wicklungen mit versetzten Polen angebracht. Durch wechselseitiges Schalten der Spulen wird ein Drehfeld erzeugt. Eine TFM ist sehr aufwendig aufgebaut und somit auch sehr teuer und weniger verbreitet. Die TFM zeichnet sich durch hohe Drehmomentendichte und hohe Wirkungsgrade in einem großen Betriebsbereich aus. Die Drehzahlen liegen niedriger

als bei einer PM und somit kann eventuell auf ein Getriebe verzichtet werden. Durch den aufwendigen Aufbau werden in der Regel keine Motore unter 10 kW gebaut. Mit zunehmender Motorgröße steigt auch der Wirkungsgrad. Dieser Antrieb wurde auch beim icaré 2 verwendet.

#### Drehstrom-Asynchronmaschine (AM):

Im Stator angebrachte Wicklungen erzeugen ein umlaufendes Drehfeld. Dieses baut wiederum im Käfig des Läufers ein Magnetfeld auf, welches die Mitnahme des Läufers mit einer dem Drehfeld asynchronen Drehzahl bewirkt. Die Ansteuerung des Motors ist sehr aufwendig. Die durch den Schlupf verursachten Verluste fallen vor allem im Rotor an, so daß die Kühlung erschwert wird. Hohe Wirkungsgrade werden nur im Nennpunkt erreicht.

Als Antrieb für eine hochfliegende Solardrohne kommt also vor allem die Drehstrom-Permanentmagnetmaschine und die Transversalflußmaschine in Betracht. Die spezifischen Massen und Wirkungsgrade einer modernen elektronischen Motoransteuerung sind prinzipiell nicht vom Motortyp abhängig, sondern nur von der Leistung. Die maximale Dauerlast von Motor und Regler ist sehr stark von den Kühlmöglichkeiten abhängig. Die Motore können bei entsprechender Kühlung oder zumindest kurzzeitig mit Überlast (z.B. 160 % für 30 s [108]) betrieben werden. Somit ist die in der Literatur [52, 108, 119, 121] angegebene Bandbreite für spezifische Massen entsprechend hoch. Prinzipiell gilt auch, daß Motore mit niedrigen spezifischen Massen schlechtere Wirkungsgrade aufweisen. Bei der Auswahl einer optimalen Antriebskombination ist hilfreich, wieviel Masse eingesetzt werden kann, um eine bestimmte Wirkungsgradverbesserung zu erzielen. Für eine erste Näherung kann allgemein aus Gleichung (2.8) folgender Zusammenhang hergeleitet werden:

$$\Delta\eta = \left( \frac{m_0 + \Delta m}{m_0} \right)^{3/2} - 1 \quad (3.50)$$

Für SOLITAIR 1 bedeutet das bei einer Gesamtmasse von ca. 250 kg, daß für eine Wirkungsgradverbesserung des Antriebs um den Faktor 0.6 % etwa 1 kg Masse eingesetzt werden kann. Mit SALT ergibt sich eine minimal höhere nötige Wirkungsgradverbesserung von 0.64 %, da z.B. der Propellerwirkungsgrad bei dem höheren nötigen Schub schlechter wird.

Tabelle 3.7 gibt eine Übersicht von charakteristischen Motorkenndaten für hochentwickelte PM und TFM Antriebe, wie sie im folgenden für die Modellierung verwendet werden:

	PM [108]	TFM [120, 138]
$m_{\text{Mot}}/P_{\text{Dauer}}$ [kg/kW]	0.4	0.5
$\eta_{\text{Mot, max}}$ [%]	91 (1 kW) 95 (5 kW)	93 (12 kW) 97 (60 kW)
$n_{\text{typisch}}$ [1/min]	11000	1200 (12 kW)

**Tabelle 3.7: Motorkenndaten**

$m_{\text{Reg}}/P_{\text{max}}$ [kg/kW]	0.06
$\eta_{\text{Reg}}$ [%]	98
$m_{\text{Get}}/P_{\text{max}}$ [kg/kW]	0.05
$\eta_{\text{Get}}$ [%]	97.5

**Tabelle 3.8: Regler und Getriebedaten**

Prinzipiell kann gesagt werden, daß für Leistungen unter 10 kW die PM wohl besser geeignet ist. Bei der hier vorgesehenen Anwendung werden nur ca. 3.5 kW Dauerleistung benötigt, womit eine PM vorzuziehen ist. In [108] wird jedoch von einer PM mit ca. 3.5 kW Dauerleistung berichtet, die momentan für eine hochfliegende Solardrohne entwickelt wird, um hier auf ein Getriebe verzichten zu können. Von dieser Maschine wird eine ähnliche Charakteristik wie bei einer TFM erwartet. Da über diesen Prototyp jedoch noch keine Daten und Erfahrungen vorliegen, wird im folgenden eine PM mit Getriebe verwendet.

Es werden im allgemeinen Planetengetriebe verwendet, die bei einer Stufe ein Untersetzungsverhältnis von bis zu 1:10 bei einem Wirkungsgrad von bis zu 97.5 % pro Stufe ermöglichen [108, 121, 138].

Das Betriebsverhalten von Elektromotoren und Reglern kann in sogenannten Muschelkurven angegeben werden. Diese sollten aufeinander abgestimmt sein und sind einerseits vom Motortyp aber andererseits auch von der jeweiligen Motorauslegung stark abhängig. Die in Bild 3.37 angegebenen Kurven dienen somit nur zur Erläuterung. Die Abhängigkeit des Antriebs-Wirkungsgrades vom Lastfall wird auch dadurch bestimmt, wie die Drehmoment-Drehzahl Kurve des Propellers in der Antriebsmuschelkurve liegt. Dies wiederum ist auch davon abhängig, ob ein Verstellpropeller verwendet wird. Beim icaré 2 Antrieb konnte z.B. erreicht werden, daß ab ca. 20 % Last ein nahezu konstant hoher Wirkungsgrad erzielt wird.

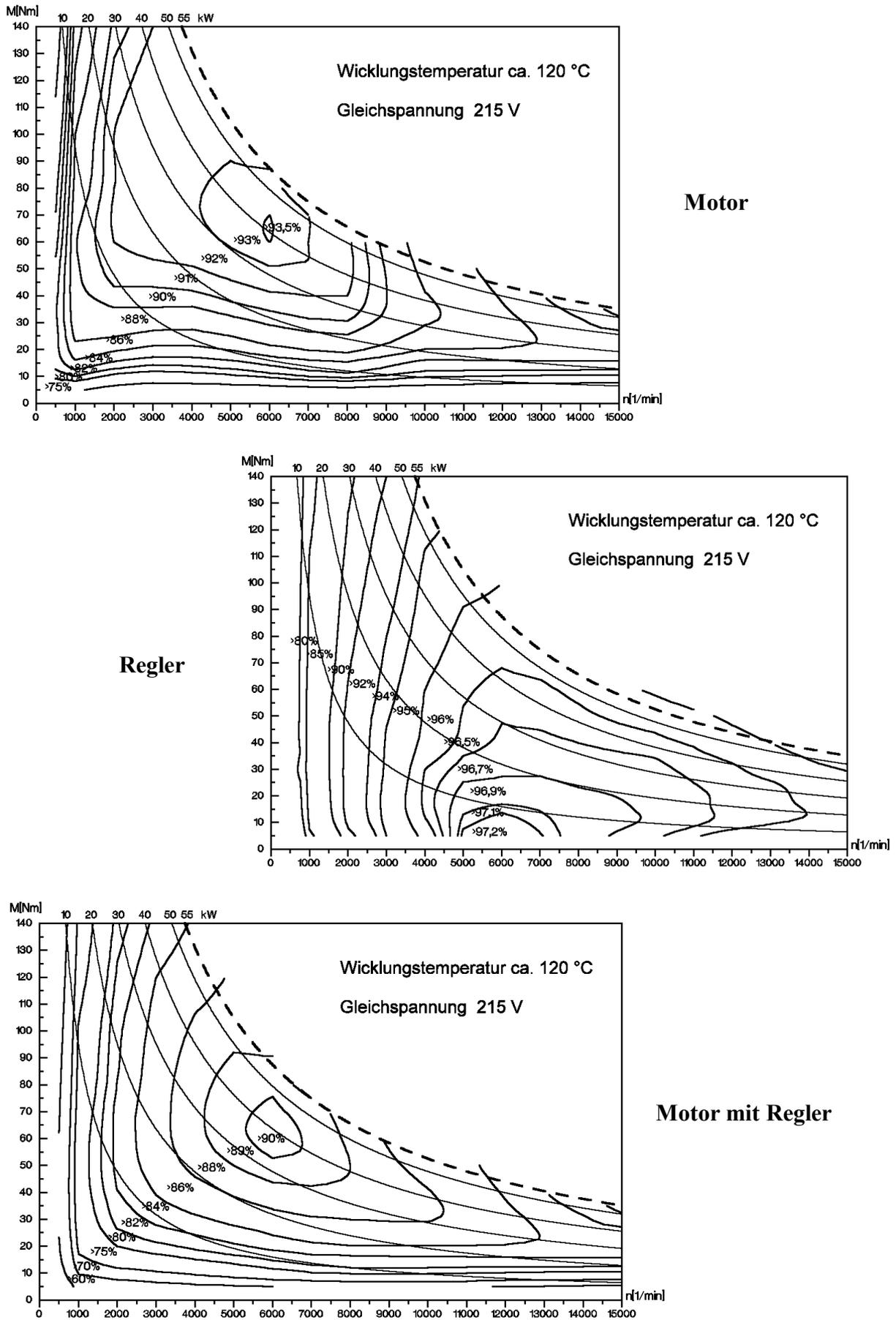
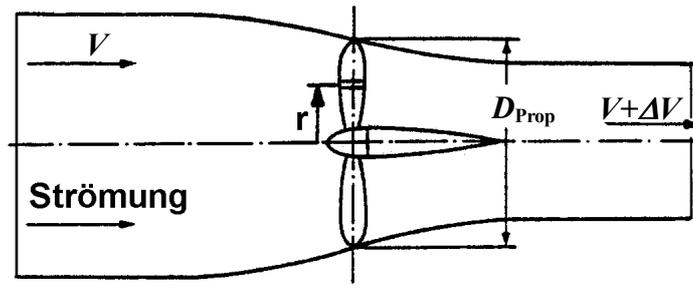


Bild 3.37: Muschelkurven von Elektromotor, Regler und Antrieb [53]

## 3.7 Propeller

### 3.7.1 Propellerauslegungsmerkmale

Durch die Beschleunigung von Luftteilchen erzeugt ein Propeller Schub. Da die Menge der beschleunigten Luft konstant bleibt, verjüngt sich der Propellerstrahl (Bild 3.38). Durch die Rotation bewirkt der Propeller zusätzlich einen Drall in der abströmenden Luft.



**Bild 3.38: Propellerstrahl**

Der Propellerwirkungsgrad kann allgemein mittels folgender Formel beschrieben werden:

$$\eta_{\text{Prop}} = \frac{P_{\text{Vortrieb}}}{P_{\text{Welle}}} = \frac{F_{\text{Prop}} \cdot V}{P_{\text{Welle}}} \quad (3.51)$$

Der Propellerschub kann ausgedrückt werden durch:

$$F_{\text{Prop}} = S_{\text{Prop}} \cdot \left( V + \frac{\Delta V}{2} \right) \cdot \rho \cdot \Delta V \quad (3.52)$$

Um verschiedene Propeller untereinander vergleichen zu können, wurden ähnlich wie beim Tragwerk dimensionslose Kenngrößen eingeführt [85, 59]:

Schub: 
$$c_F = \frac{F_{\text{Prop}}}{\rho \cdot n^2 \cdot D_{\text{Prop}}^4} \quad (3.53)$$

Leistung: 
$$c_P = \frac{P_{\text{Welle}}}{\rho \cdot n^3 \cdot D_{\text{Prop}}^5} \quad (3.54)$$

Fortschrittsgrad: 
$$J = \frac{V}{n \cdot D_{\text{Prop}}} \quad (3.55)$$

Wirkungsgrad: 
$$\eta_{\text{Prop}} = J \cdot \frac{c_F}{c_P} \quad (3.56)$$

#### 3.7.1.1 Ungestörter Propeller

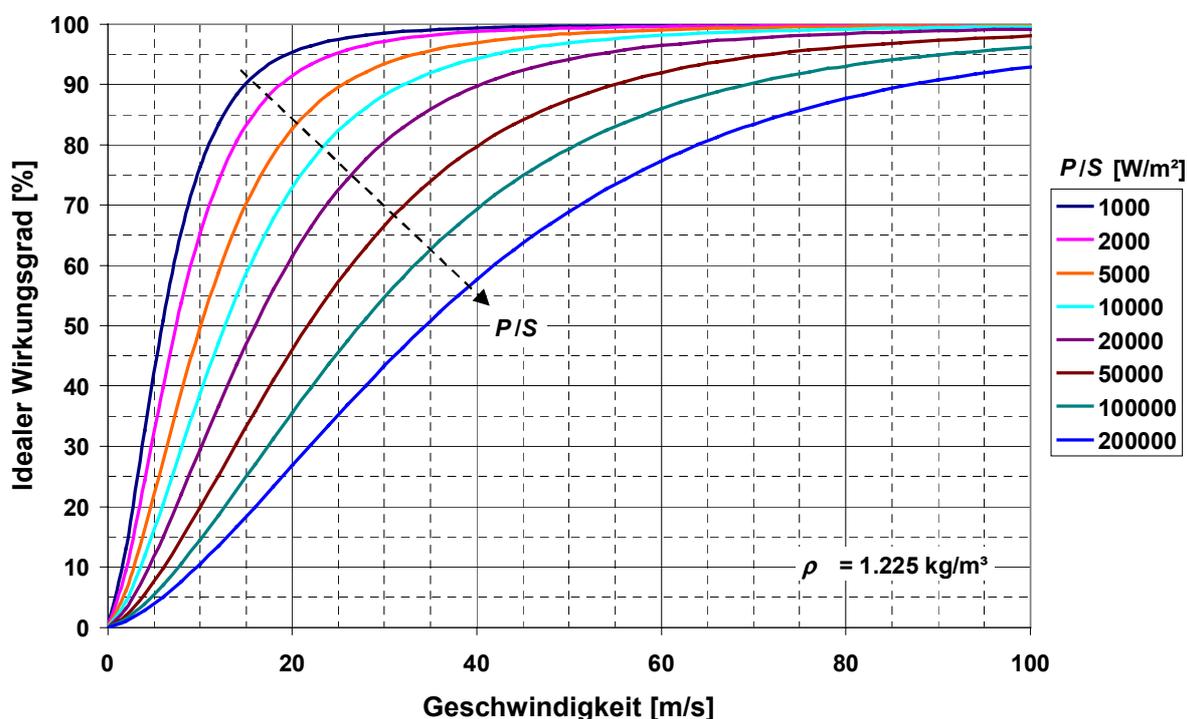
Der Wirkungsgrad eines Propellers ist von einer Reihe von Parametern abhängig, wie z.B. Fluggeschwindigkeit, Wellenleistung, Geometrie der Propellerblätter und der Einbausituation.

Die Propellerblattform zu berücksichtigen, ist zwar möglich, jedoch für eine einfach zu handhabende Modellierung im Rahmen einer Simulation zu aufwendig.

Eine einfache Möglichkeit zur Wirkungsgradbestimmung von Propellern bietet die Impulstheorie. Damit kann der ideale Propellerwirkungsgrad bestimmt werden [45, 85, 138]:

$$\eta_{id} = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + \frac{2 \cdot F_{Prop}}{S_{Prop} \cdot \rho \cdot V^2}}} \quad (3.57)$$

Mann erkennt, daß bei vorgegebener Fluggeschwindigkeit und Luftdichte mit zunehmend geringerer Propellerbelastung ein besserer Propellerwirkungsgrad zu erzielen ist (Bild 3.39):



**Bild 3.39: Idealer Propellerwirkungsgrad für verschiedene Lastfaktoren**

Unter Berücksichtigung des Dralls im abströmenden Strahl reduziert sich der ideale Wirkungsgrad (3.57) zu [85, 138]:

$$\eta_{id,Drall} = \frac{2 - \left( \frac{V}{n \cdot D_{Prop} \cdot \pi} \right)^2 \cdot \left( \frac{2 \cdot F_{Prop}}{S_{Prop} \cdot \rho \cdot V^2} \right)}{1 + \sqrt{1 + \frac{2 \cdot F_{Prop}}{S_{Prop} \cdot \rho \cdot V^2}}} \quad (3.58)$$

Für leichtbelastete Propeller ist der Drallverlust klein. Um den Drallverlust bestimmen zu können, müsste zur Ermittlung der Drehzahl in Gl. (3.58) wieder die Propellerform berücksichtigt werden.

Mit Hilfe des idealen Wirkungsgrades kann der reale Propellerwirkungsgrad ermittelt werden, wenn ein Realisierungsfaktor eingeführt wird. Aus Vergleichen ausgeführter Propeller ist ersichtlich, daß dieser Realisierungsfaktor für gut ausgelegte Propeller im Bereich von 85 %-90 % liegt [119]. Streng genommen gilt dieser Wirkungsgrad nur für einen Flugzustand. Wird aber bei unterschiedlichen Leistungen oder Geschwindigkeiten ein Verstellpropeller angenommen, so sind die Abweichungen klein.

Dieser so ermittelte Propellerwirkungsgrad ist nur gültig, wenn keine Machzahl-/Kompressibilitätsverluste auftreten. Diese können je nach Propellerform und -profil vernachlässigt werden, wenn die Propellerblattspitzengeschwindigkeit unter 0.8 Ma [78] bzw. unter 0.4 Ma [119] liegt. Da bei Solarflugzeugen große langsamdrehende Propeller verwendet werden, brauchen keine Kompressibilitätsverluste im Programm berücksichtigt zu werden. Im Einzelfall sollte die Propellerblattspitzenmachzahl jedoch untersucht werden.

### 3.7.1.2 Installationsverluste des Propellers

Weitere Wirkungsgradverluste entstehen durch die Installation des Propellers am Flugzeug. Es können Verluste entstehen durch Flugzeugkomponenten, die in Propeller-An- und Abströmung liegen. Durch die erhöhte Strömungsgeschwindigkeit an diesen Komponenten erhöht sich auch der Widerstand dieser Komponenten. Außerdem können Verwirbelungen in der Propelleranströmung zu Ablösungen am Propeller und damit zu Wirkungsgradeinbußen führen. Auch der Drall des Propellerstrahls kann die Strömungsverhältnisse an den im Strahl liegenden Flugzeugkomponenten negativ beeinflussen. Weiterhin kann die An- oder Abströmgeschwindigkeit durch „body blockage“ verringert werden. Dies wiederum führt zu einer geänderten Strömungssituation am Propeller und vermindert den effektiven Propellerschub.

Da diese Effekte jeweils stark von der spezifischen Flugzeugkonfiguration abhängig sind, können sie nur teilweise in einer allgemeingültigen Modellierung berücksichtigt werden. Im einzelnen wurde die folgende Modellierung gewählt:

Da es sich bei einer Solardrohne im allgemeinen um eine aerodynamisch optimierte Konfiguration mit kleinen Rumpfquerschnitten handelt, wird der „body blockage“-Effekt nicht berücksichtigt.

Drall-Effekte werden nicht berücksichtigt, da sie bei leichtbelasteten Propellern relativ klein und auch nur schwer exakt zu bestimmen sind.

Druckpropeller:

Die Widerstandserhöhung durch axiale Strömungsbeschleunigung im Propelleranstrom ist eher unbedeutend. Dagegen können Wirbel im Anstrom den Wirkungsgrad stark beeinflussen. Da aber wieder eine aerodynamisch optimierte Konfiguration betrachtet wird, ist dieser Effekt ebenfalls klein. Für die Propelleranordnung als Pusher wurde der Wirkungsgradverlust, bedingt durch die gestörte Propelleranströmung, auf ca. 1.5 % [118, 119] abgeschätzt.

Zugpropeller:

Hier wird die Propelleranströmung als ungestört angenommen. Wirkungsgradvermindernd wirkt die Widerstandserhöhung der im Propellerabstrom liegenden Flugzeugkomponenten.

Diese Verluste können nach [78] mit folgender Formel abgeschätzt werden:

$$\eta_{\text{inst}} = \eta_{\text{Prop}} \cdot \left[ 1 - \frac{1.558}{D_{\text{Prop}}^2} \cdot \frac{\rho}{\rho_0} \cdot \sum (C_r \cdot S_{\text{wet}})_{\text{washed}} \right] \quad (3.59)$$

Da der Reibungswiderstand Re-Zahl abhängig ist, wird die Strahlgeschwindigkeitserhöhung durch den Propeller berücksichtigt. Diese kann mittels folgender Formel bestimmt werden [85]:

$$V_1 = \frac{1 - \eta_{\text{Prop}}}{\eta_{\text{Prop}}} \cdot 2 \cdot V \quad (3.60)$$

Dabei stellt  $V_1$  die Geschwindigkeitserhöhung unmittelbar nach dem Propeller dar. Eine Strahlverjüngung bzw. eine Aufdiffusion in größerem Abstand zum Propeller kann mit den Formeln (3.59, 3.60) nicht berücksichtigt werden.

Für eine genaue Bestimmung der Flugleistungen in verschiedenen Flugzuständen ist es nötig, das Propellerverhalten mit aufwendigeren Methoden zu bestimmen [85].

### 3.7.2 Propellermasse

Die Bestimmung der Propellermasse aus den charakteristischen Größen (Durchmesser, Wellenleistung, Blattanzahl) ist nicht ohne weiteres möglich, da die Propellermasse stark von der verwendeten Bauweise, dem Optimierungsgrad der Bauweise und der jeweiligen Anwendung abhängig ist. Aus diesem Grunde ist es sinnvoll, sich an praktisch ausgeführten Propellern zu orientieren (siehe Tabelle 3.9).

Flugzeug	Velair	icaré 2	ISD Airship	Sunrise	Solar Challenger
Baujahr	1989	1996	1995	1975	1980
$D_{\text{Prop}}$ [m]	2.8	2.4	1.7	0.76	3
$n_{\text{Bl}}$ [-]	2	2	3	2	2
$P_{\text{max,Welle}}$ [W]	mind. 400	12000	800	370	4000
$\eta_{\text{Prop}}$ [-]	0.89 bei 300 W	0.88 bei 1.34 kW 0.75 bei 12 kW	0.85 0.75 bei 800 W	*	0.86 bei 1400 W
$m_{\text{Prop}}$ [kg]	0.54	2.00	0.13	ca. 0.30	1.36

\* Die Angaben liegen nicht vor

**Tabelle 3.9: Propellerdaten im Vergleich**

Bei einem Verstellpropeller kann für die Verstellmechanik etwa die Hälfte des Propeller- gewichts angesetzt werden. Für einen nicht verstellbaren Propeller kann für die Propeller- aufnahme etwa 25% des Propellergewichtes angenommen werden.

Um von einem gegebenen Propellerdesign auf einen geometrisch ähnlichen Propeller zu schließen, kann das Maßstabsgesetz herangezogen werden. Als Maßstabsfaktor wird das Verhältnis der Durchmesser verwendet. Bis zu welcher Wellenleistung der Propeller einsetzbar ist, wird mittels Gl. (3.62) berechnet. Es gilt:

$$m'_{\text{Prop}} = \left( \frac{D'_{\text{Prop}}}{D_{\text{Prop}}} \right)^3 \cdot \frac{n'_{\text{Bl}}}{n_{\text{Bl}}} \cdot m_{\text{Prop}} \quad (3.61)$$

gültig bis:

$$P'_{\text{Welle}} \leq \left( \frac{D'_{\text{Prop}}}{D_{\text{Prop}}} \right)^2 \cdot \frac{n'_{\text{Bl}}}{n_{\text{Bl}}} \cdot P_{\text{Welle}} \quad (3.62)$$

Das Propellergewicht kann auch mit der in [55] angegebenen Formel (3.63) abgeschätzt werden, wobei  $D_{\text{Prop}}$  in Meter und  $P_{\text{Welle}}$  in Watt eingesetzt werden, um  $m_{\text{Prop}}$  in Kilogramm zu erhalten:

$$m_{\text{Prop}} = 0.12 \cdot n_{\text{Bl}}^{0.391} \cdot \left( D_{\text{Prop}} \cdot \frac{P_{\text{Welle}}}{1000} \right)^{0.782} \quad (3.63)$$

Um die Formel dem heutigen Entwicklungsstand anzupassen, wurde der konstante Faktor entsprechend geändert. Es ergeben sich jedoch teilweise große Abweichungen zu den in Tabelle 3.9 aufgeführten Propellern.

Für eine erste Auslegung kann man sich an den hier angegebenen Werten und Formeln orientieren. Eine genaue Vorhersage des Propellergewichts ist jedoch nur durch eine detail- lierte Festigkeitsrechnung möglich.

### 3.8 Aerodynamik

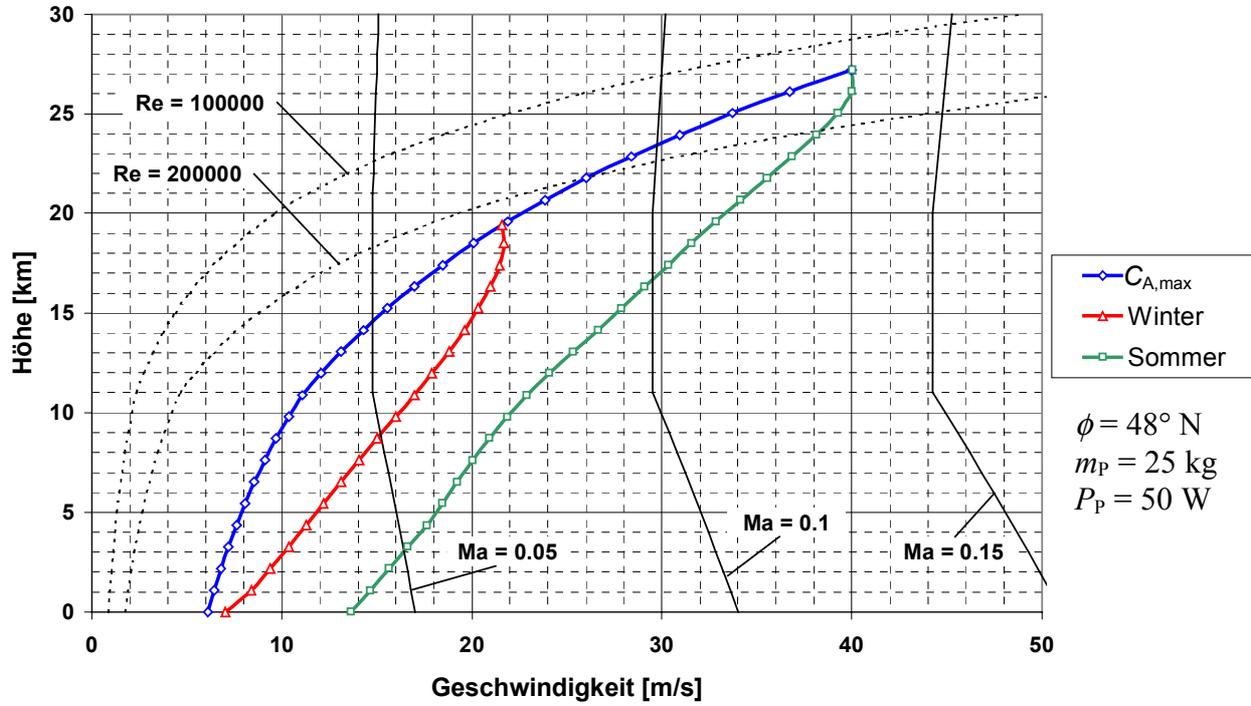
Die Flugleistungen eines Flugzeugs werden neben dem Antrieb vor allem durch Auftrieb und Widerstand charakterisiert.

$$A = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot C_A \quad (3.64)$$

$$W = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot C_W \quad (3.65)$$

Für die Modellierung ist es sinnvoll, die typischen Re-Zahl- und Ma-Zahl-Bereiche einer Solar- drohne aufzuzeigen. Dazu wurde in Bild 3.40 die Envelope mit den dauerhaft erreichbaren Fluggeschwindigkeiten von Solitair 1 (siehe Bild 6.5, Seite 125) mit Ma- und Re-Zahl-Linien

versehen. Es wird deutlich, daß Ma-Zahl Einflüsse für den normalen Betriebsbereich einer Solardrohne vernachlässigt werden können. Die Re-Zahl Einflüsse dagegen müssen berücksichtigt werden. Besonders in großen Flughöhen können kritische Re-Zahlen erreicht werden, bei denen sich der Profilwiderstand deutlich erhöht.



**Bild 3.40: Re- und Ma-Zahl Bereiche Solitair 1**

Um die aerodynamischen Beiwerte bei einem guten Kompromiß aus Genauigkeit und Rechenzeit zu ermitteln, wurde folgende Modellierung gewählt:

Der Gesamtwiderstand des Flugzeugs setzt sich aus Reibungs-, Druck-, Interferenz- und induziertem Widerstand der einzelnen Komponenten zusammen. Machzahleffekte können bei den hier auftretenden Machzahlen vernachlässigt werden. Der Reibungswiderstand aller Oberflächen wird nach der Theorie der ebenen Platte mit dem turbulenten Reibungsbeiwert angenähert [81]:

$$C_{W,R} = C_{f,turb} \cdot \frac{S_{wet}}{S}; \quad \text{mit: } C_{f,turb} = \frac{0.074}{\sqrt[5]{Re}} \quad (3.66)$$

Die Druck- und Interferenzwiderstandsbeiwerte aller Flugzeugkomponenten werden mit den Abschätzverfahren nach Datcom [43] und Roskam [124] bestimmt. Die Beiwerte für den induzierten Widerstand und den Auftrieb von Flügel und Leitwerk werden durch ein Dipol-Gitterverfahren ermittelt. Der Gesamtwiderstand folgt dann als Summe der Widerstände der einzelnen ( $n$  Stück) Flugzeugkomponenten zu:

$$W = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot \sum_{j=1}^n \left[ C_{W,R} + C_{W,D} + C_{W,I} + C_{W_{i,min}} + k \cdot (C_A - C_{A|_{W_{i,min}}})^2 \right]_j \quad (3.67)$$

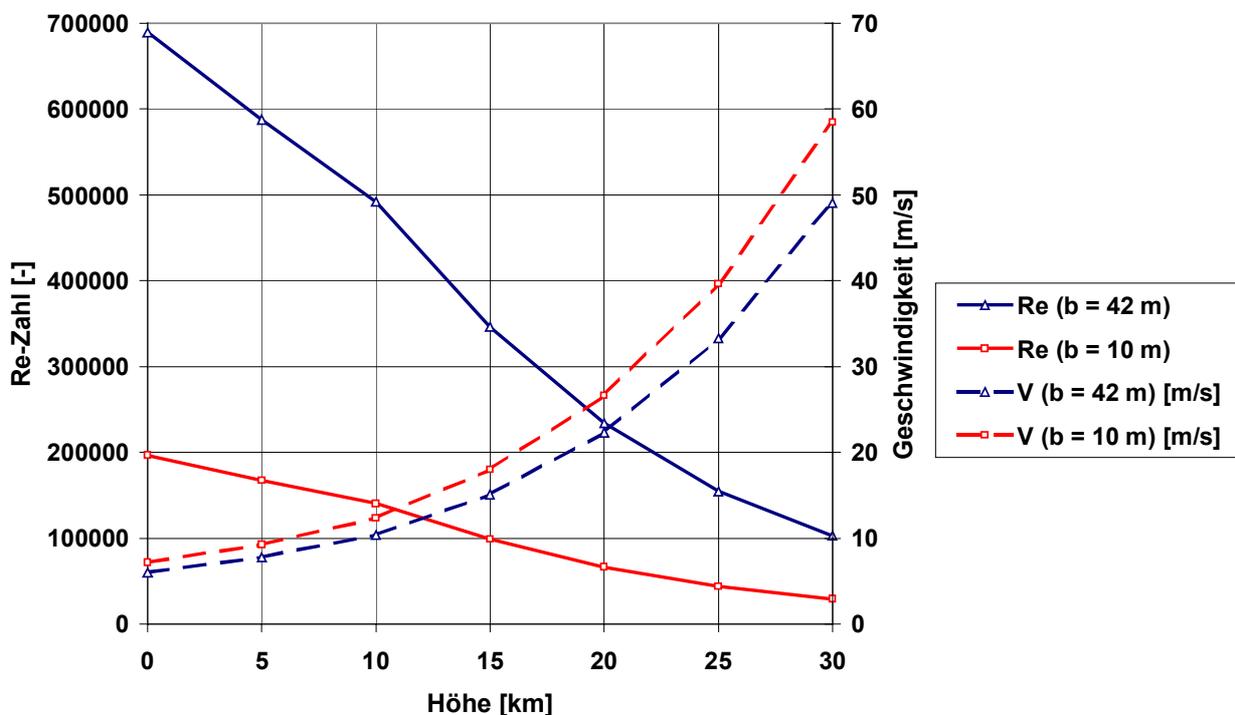
Dabei bezeichnet  $C_{w,R}$  den Reibungswiderstandsbeiwert,  $C_{w,D}$  den Druckwiderstandsbeiwert,  $C_{w,I}$  den Interferenzwiderstandsbeiwert,  $C_{w_i}$  den induzierten Widerstandsbeiwert und  $C_{A|_{w_i, \min}}$  den Auftriebsbeiwert bei minimalem induziertem Widerstand.

Die Beiwerte können für Ein- oder Zwei-Flächen-Flugzeuge (Nurflügel, Enten, Tandem, Normalkonfiguration) mit einem oder mehreren Seitenleitwerken, Rümpfen, Triebwerks-gondeln, Nutzlastpods und Zusatzsolarflächen ermittelt werden.

Im folgenden wird nur auf die besonderen aerodynamischen Aspekte einer Solardrohne und der Rechenverfahren eingegangen.

### 3.8.1 Profilwahl

Bei den mit zunehmender Höhe kleiner werdenden Re-Zahlen (siehe Bild 3.41) besteht, je nach Profil, unter  $Re \approx 100000$  die Gefahr von laminaren Ablöseblasen. Dieser Effekt erhöht den Profilwiderstand deutlich und kann mit der allgemeinen Re-Zahlabhängigkeit (3.66) nicht berücksichtigt werden. Durch entsprechende Profilwahl und durch Verwendung von Turbulatoren können laminare Ablöseblasen jedoch bis hin zu sehr niedrigen Re-Zahlen von ca.  $Re = 40000$  vermieden werden. Man erkennt, daß die Flugzeuggröße und die vorgesehene Flughöhe stark die Profilwahl beeinflussen.



**Bild 3.41: Re-Zahl Höhenabhängigkeit der SOLITAIR 1 Konfiguration und einer SOLITAIR Konfiguration mit 10 m Spannweite**

Um den Horizontalflugeleistungsbedarf gering zu halten, sind prinzipiell Profile mit hohem  $C_a$ -Wert geeignet (vergleiche Gl. (2.3)). Die Profildicke sollte relativ groß sein, um einen leichten Flügelholm zu ermöglichen. Um eine extrem leichte Flügelstruktur zu erhalten, wird der Flügel voraussichtlich in bespannter Holm-Rippen-Bauweise erstellt (siehe Bild 3.47, Seite 84). Da hier die Bespannung zwischen den Rippen leicht einfällt und somit die Profilaußenkontur nicht ideal gestaltet werden kann, sollten keine ausgeprägten Laminarprofile Verwendung finden.

Als Profil für SOLITAIR 1 und SOLITAIR 2 wurde das auch beim Muskelkraftflugzeug Velair verwendete Profil PF25 [45] vorgesehen (Bild 3.42 und Bild 3.43). Es ist bis hinunter zu  $Re = 180000$  gut zu verwenden, weist eine relative Dicke von 12.9 % auf und hat ein  $C_{a,max}$  von ca. 1.6 bei  $Re = 200000$ . Für eine verkleinerte SOLITAIR-Konfiguration mit ca. 10 m Spannweite ist dieses Profil nicht geeignet, da es unterhalb von  $Re = 200000$  schon deutliche Widerstandszunahmen aufweist.

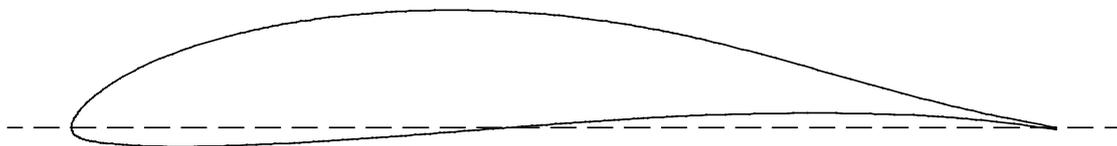


Bild 3.42: Profil PF25

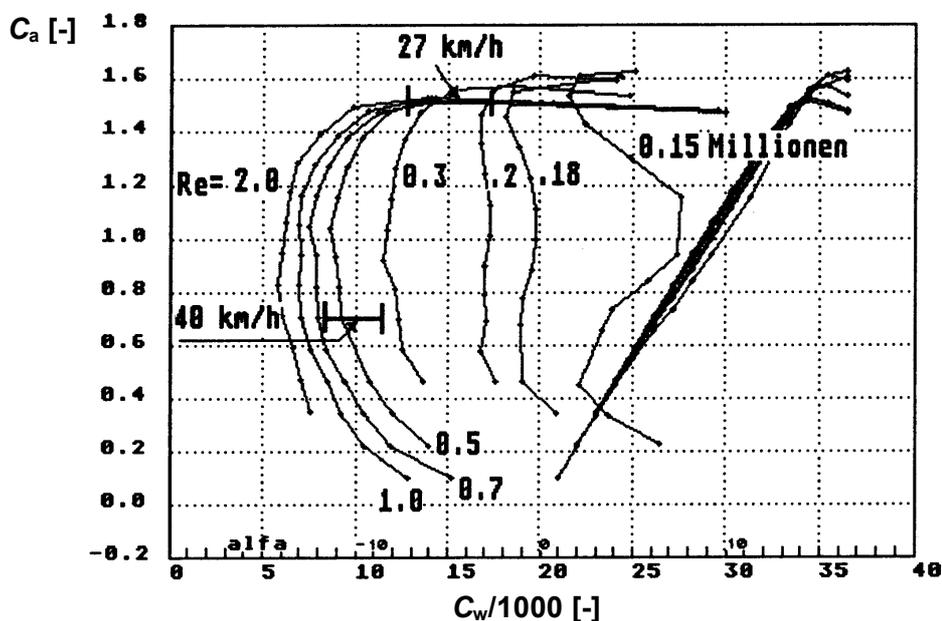


Bild 3.43: Profilpolaren PF25 [45]

### 3.8.2 Berechnung der Druckverteilungen an Flügel und Leitwerk

Es wird angenommen, daß nur Flügel und Leitwerk zum Auftrieb beitragen und einen Anteil zum induzierten Widerstand liefern.

Mit einem Gitterverfahren wird die Druckverteilung der Auftriebsflächen berechnet. Dazu wird aus den Profilkordinaten die Profilmittellinie (Skelettlinie) berechnet und die Tragfläche in mehrere Felder eingeteilt. Nun wird für jedes Feld unter Berücksichtigung der kinematischen Anliegebedingung die Druckdifferenz von Ober- zu Unterseite des Feldelements berechnet. Dies wird noch für mehrere Anstellwinkel durchgeführt. Aus den so erhaltenen Zirkulationsverteilungen können nun eine Reihe von aerodynamischen Größen bestimmt werden: z.B. induzierter Widerstand, Auftriebsanstieg, Auftriebsverteilung, Momentenverlauf, Neutralpunkt,  $C_a$ -Belastung des Profils. Flügel und Höhenleitwerk werden jedoch noch getrennt betrachtet. So muß der Abwindwinkel am Höhenleitwerk separat bestimmt werden (z.B. nach [124, 125]).

Da die Profildicke nicht in das Rechenverfahren eingeht, können Werte wie z.B. der maximale Auftriebsbeiwert nicht bestimmt werden. Diese müssen Profil-Berechnungs-Programmen (z.B. EPPLER, X-FOIL) oder Windkanaluntersuchungen entnommen werden.

### 3.8.3 Aerodynamik von ebenen Platten

Bei der SOLITAIR-Konfiguration sollen an der Drohne um die Flugzeuglängsachse schwenkbare Solarpanels angebracht werden, die in ihrer Größe etwa der Flügelfläche entsprechen und die Form von ebenen Platten haben. Die Solarpanels sollen unabhängig von ihrem Schwenkwinkel die Flugeigenschaften der Drohne möglichst nicht beeinflussen. Für die Auslegung der Flugzeuggesamtconfiguration ist es deshalb wichtig, Widerstand, Auftriebs- und Momentenverhalten von ebenen Platten zu kennen. Hierbei sind vor allem die sehr kleinen Streckungen der Solarpanels zu beachten.

Der Nullwiderstand wird analog zu den anderen Flugzeugkomponenten bestimmt (Kap. 3.8). Ebene Platten mit geringer Streckung haben also einen geringfügig kleineren Widerstand, da die Stirnfläche kleiner ist und eine höhere Re-Zahl anliegt. Dies ist auch aus den Messungen in [49] ersichtlich. Da der Anstellwinkel der Zusatzflächen möglichst immer gleich null sein sollte, werden im Programm Auftrieb und induzierter Widerstand der Zusatzflächen ebenfalls gleich null gesetzt.

Für den Auftrieb einer Fläche gilt allgemein:

$$A_{Pt} = C_A \cdot S_{Pt} \cdot q \quad (3.68)$$

Der Auftriebsbeiwert  $C_A$  ist von Form und Anstellwinkel  $\alpha$  der Fläche abhängig. Da hier nur ebene rechteckige Platten betrachtet werden, kann die Form durch die Streckung  $\Lambda$  der Platte charakterisiert werden.

Für eine ebene Platte mit endloser Streckung gilt [131]:

$$C_{A\alpha} = 2 \cdot \pi \quad (3.69)$$

Dabei greift die Auftriebskraft in 25% der Plattentiefe an [131].

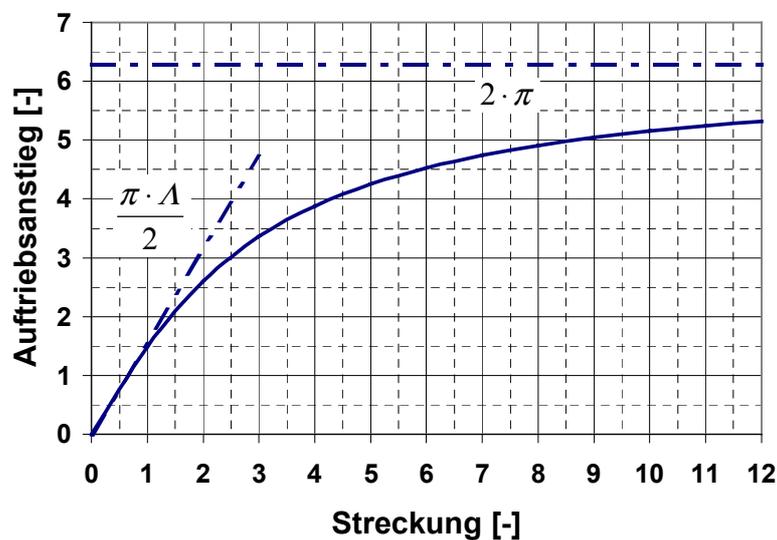
Für endliche Streckungen ist  $C_{A\alpha}$  von der Plattenstreckung abhängig [105, 125, 132]. Dieser Zusammenhang kann mit folgender Formel angenähert werden [105, 125] und wird im Bild 3.44 dargestellt:

$$C_{A\alpha, Pt} = \frac{2 \cdot \pi \cdot A_{Pt}}{2 + \sqrt{4 + A_{Pt}^2}} \quad (3.70)$$

Bild 3.45 [49, 132] zeigt, daß für Streckungen kleiner 5 und Anstellwinkel größer  $5^\circ$  bis  $10^\circ$  nicht mehr mit linearem Auftriebsanstieg gerechnet werden darf. Da bei der Solardrohne die Panels jedoch möglichst immer in Strömungsrichtung liegen, kann für  $C_{A\alpha}$  der in Formel (3.70) ermittelte Wert verwendet werden.

Die Neutralpunktlage einer ebenen Platte ist stark von deren Streckung abhängig (siehe Bild 3.46) [132, 134]. Dieser Zusammenhang kann mit folgender Formel angenähert werden:

$$x_{N, Pt} = \frac{l_{Pt} \cdot A_{Pt}}{1.5 + \sqrt{2.25 + 16 \cdot A_{Pt}^2}} \quad (3.71)$$



**Bild 3.44: Auftriebsanstieg von Rechteckflügeln in Abhängigkeit der Streckung**

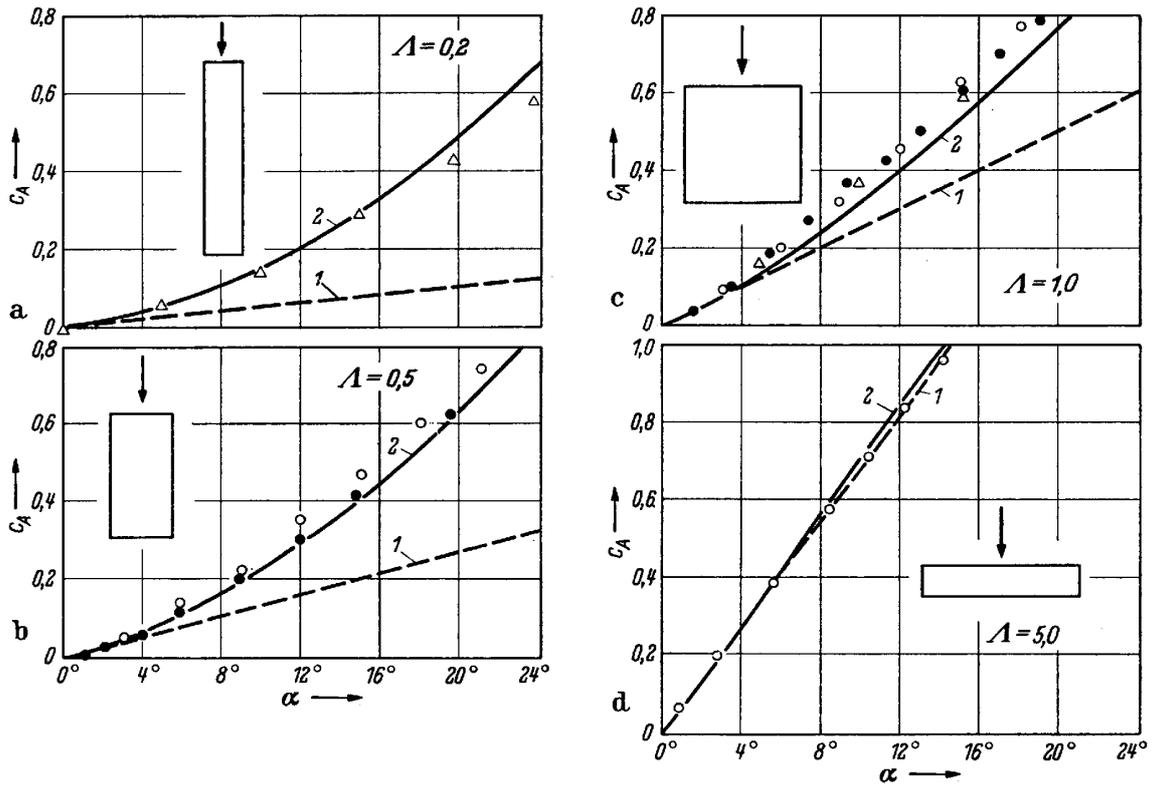


Bild 3.45: Auftriebsbeiwerte von Rechteckflügeln in Abhängigkeit von Anstellwinkel und Streckung [49, 132]

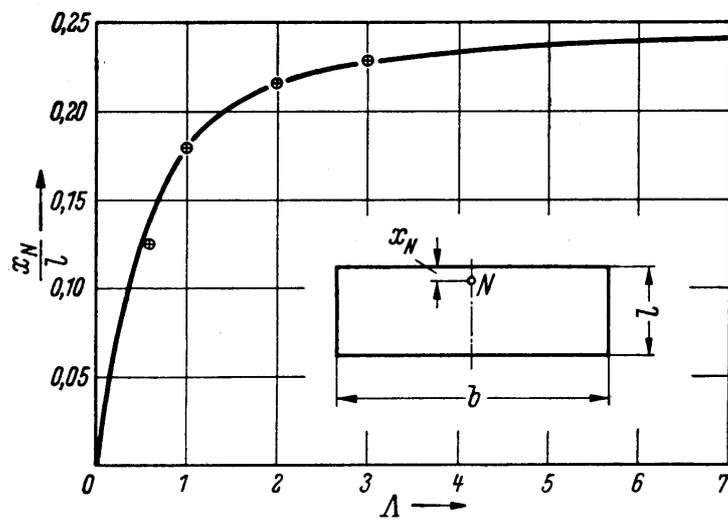


Bild 3.46: Neutralpunktlage von Rechteckplatten in Abhängigkeit der Streckung [132]

### 3.9 Stabilität und Steuerbarkeit

In diesem Kapitel soll im wesentlichen nur auf die besonderen Aspekte einer Solardrohne mit Zusatzsolarflächen eingegangen werden.

#### 3.9.1 Einflüsse schwenkbarer Zusatzflächen

Um die Sonnenstrahlung bei niedrigen Sonnenständen besser auszunutzen, ist es sinnvoll, große Solarflächen zu verwenden, die sich nach der Sonne ausrichten können. Um den Widerstand klein zu halten, können diese Flächen nur um die Flugzeuglängsachse geschwenkt werden. Die Auslegung der Solarflächen sollte nun so gestaltet sein, daß die Flugeigenschaften der Solardrohne möglichst unabhängig von dem gewählten Schwenkwinkel der Zusatzflächen sind. Dazu sollte der Gesamtneutralpunkt der Zusatzflächen möglichst im Schwerpunkt des Flugzeugs liegen. Dadurch ist sichergestellt, daß bei einer Anstellwinkeländerung (z.B. Böe) die an den Zusatzflächen auftretenden Kräfte kein freies Moment um den Schwerpunkt erzeugen. Somit haben die Zusatzflächen unabhängig von ihrer Stellung nur geringen Einfluß auf die statische Flugstabilität des Flugzeugs. Je nach Schwenkwinkel verändert sich natürlich die Dämpfung der Drohne, was wiederum Einfluß auf das dynamische Verhalten hat.

##### 3.9.1.1 Längsstabilität mit Zusatzflächen

Liegen die Zusatzflächen horizontal, so haben sie maximalen Einfluß auf die Längsstabilität. Mit zunehmendem Schwenkwinkel verschwindet der Einfluß der Zusatzflächen und erreicht bei 90° ein Minimum.

Wenn zum Beispiel in Längsrichtung zwei Zusatzflächen verwendet werden (SOLITAIR 1 Konfiguration), kann die Lage des Gesamt-Neutralpunkts näherungsweise mit Formel (3.72) bestimmt werden. Mehrere Zusatzflächen in Querrichtung können zusammengefaßt werden.

$$x_{N,Ptges} = \frac{C_{A\alpha,Pt1} \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_{W,Pt1}}{\partial \alpha}\right) \cdot x_{N,Pt1} + C_{A\alpha,Pt2} \cdot \frac{q_{Pt2}}{q_{Pt1}} \cdot \frac{S_{Pt2}}{S_{Pt1}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_{W,Pt2}}{\partial \alpha}\right) \cdot x_{N,Pt2}}{C_{A\alpha,Pt1} \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_{W,Pt1}}{\partial \alpha}\right) + C_{A\alpha,Pt2} \cdot \frac{q_{Pt2}}{q_{Pt1}} \cdot \frac{S_{Pt2}}{S_{Pt1}} \cdot \left(1 - \frac{\partial \alpha_{W,Pt2}}{\partial \alpha}\right)} \quad (3.72)$$

Zur Bestimmung von  $C_{A\alpha,Pt}$  und  $x_{N,Pt}$  siehe Kapitel 3.8.3. Dort wird erläutert, daß der Auftriebsanstieg  $C_{A\alpha}$  hochgestreckter Flächen deutlich größer als bei sehr niedrig gestreckten Flächen ist. Dies bedeutet, daß das Längsmomentenverhalten im wesentlichen durch Flügel und Leitwerk bestimmt wird. Somit hat eine ungenaue Auslegung, bei der  $x_{N,Ptges}$  und  $x_{SP}$  nicht exakt zusammenfallen, auf die Längsstabilität des Flugzeugs nur untergeordneten Einfluß. Dies konnte auch in der Praxis gezeigt werden. Der Abwindfaktor  $\frac{\partial \alpha_w}{\partial \alpha}$  vor bzw. nach dem Flügel

kann z.B. nach [132] ermittelt werden. Da die Zusatzflächen jedoch eine große Ausdehnung in Längsrichtung aufweisen, variiert der Abwindwinkel über deren Länge. Da sich diese Flächen

in einem gekrümmten Strömungsfeld befinden, das seine Form mit dem Anstellwinkel verändert, entstehen zusätzlich anstellwinkelabhängige Momente an den Zusatzflächen. Bei der Auslegung der hier vorgestellten Konfigurationen wurden diese Effekte zugunsten einer vereinfachten Betrachtung in erster Näherung nicht berücksichtigt.

### 3.9.1.2 Seitenstabilität mit Zusatzflächen

Bei der Seitenbewegung ist der für die Auslegung kritische Fall der, wenn die Zusatzflächen um  $90^\circ$  geschwenkt sind. Hier können leicht fehlerhaft ausgelegte Zusatzflächen deutlich größere Effekte hervorrufen als bei der Längsbewegung, da die Gesamtfläche der Zusatzflächen im Verhältnis zur Seitenleitwerksfläche sehr groß ist. Ist die hinter dem Schwerpunkt liegende Zusatzfläche zu groß, so ist dies der unkritischere Fall. Es muß allerdings beachtet werden, daß sich die Spiralsturzneigung erhöht. Ist jedoch die vordere Zusatzfläche zu groß gewählt und damit der Zusatzflächen-Gesamtneutralpunkt vor dem Flugzeugschwerpunkt, so kann eine bei horizontalen Zusatzflächen noch ausreichende Seitenstabilität deutlich reduziert werden und es können sich große Schiebewinkel bis hin zum Seitenleitwerksstall aufbauen. Auch dieser Effekt konnte in der Praxis gezeigt werden.

### 3.9.2 Dynamische Stabilität mit Zusatzflächen

In [137] wurde das dynamische Verhalten des SOLITAIR 1 Demonstrationsmodells untersucht. Zusammenfassend können die folgenden Aussagen getroffen werden. Die Einstufung der Flugeigenschafts-Level (Tabelle 3.10) bezieht sich hierbei auf die MIL Spezifikation [94]. Die Drohne wurde in Klasse I (Leichtflugzeuge) und Kategorie B (Flugphasen mit graduellen Manövern) eingestuft. Da bei einem unbemannten Flugzeug Flugregler eingesetzt werden, liefert diese Einstufung noch keine Aussage über die Missionstauglichkeit, sie gibt jedoch Aufschluß über das dynamische Verhalten der Flugzeugkonfiguration und kann als Anhaltswert für die Anforderungen eines Flugreglers dienen.

Level	Flying Qualities
I	Klar ausreichend für die Mission (Flugphase)
II	Ausreichend für die entsprechende Mission, aber erhöhte Belastung des Piloten oder Einschränkung der Effektivität der Mission
III	Das Flugzeug kann zwar noch sicher geflogen werden, aber die Belastung ist übermäßig hoch oder die Effektivität der Mission ist unzureichend

**Tabelle 3.10: Flugeigenschafts-Level nach [94]**

- Anstellwinkelschwingung: Durch das relativ große Höhenleitwerk und den großen Leitwerkshebelarm der SOLITAIR Konfiguration ist diese Schwingung schon ohne die Zusatzflächen stark gedämpft. Die Zusatzflächen erhöhen die Dämpfung. In großer Flughöhe (20 km) ist die Dämpfung deutlich reduziert, es wird jedoch noch Level I erfüllt [137].
- Phygoidschwingung: In niedrigen Höhen wird ohne und mit Zusatzflächen Level I erfüllt. In großen Höhen wird nur noch Level II erfüllt. Dies ist jedoch bei Verwendung eines Autopiloten unkritisch [137].
- Seitenbewegung: Durch die hohe Dämpfung der Auftriebsflächen erfüllt die SOLITAIR Konfiguration für alle Höhen die Rollbewegungsforderungen für Level I auch ohne die Zusatzflächen. Aufgrund des großen Dichteunterschieds von niedriger zu großer Flughöhe und durch die Änderung der Gierdämpfung infolge unterschiedlicher Positionen der Zusatzflächen ist Level I für die Kriterien der Spiralbewegung und Taumelschwingung kaum für alle Flugzustände zu erreichen [137].

Zusammenfassend kann gesagt werden, daß sich je nach Stellung der Zusatzflächen die Dämpfungen in den jeweiligen Bewegungsformen im Vergleich zu einer Konfiguration ohne Zusatzflächen erhöhen. Einen größeren Einfluß auf die Bewegungsformen hat jedoch die in großer Flughöhe abnehmende Luftdichte.

Bei einem extrem leichten Flugzeug kommt hinzu, daß die Luftmasse in dem Flugzeug (z.B. Michelob Light Eagle (MLE)  $m_{\text{Luft im Flügel, MLE}} \approx 16 \% m_{\text{Flügelstruktur, MLE}}$  [135]) und die bei einer Bewegung des Flugzeugs mitbewegte umgebende Luftmasse im Vergleich zum Flugzeuggewicht groß sein kann (z.B.  $m_{\text{Luft umgeb, MLE}} \approx 35 \% m_{\text{ges, MLE}}$  [135]). Für Flächen kann diese mitbewegte Luftmasse über das Volumen eines Zylinders mit Länge gleich Flügelspannweite und Durchmesser gleich Flügeltiefe abgeschätzt werden [158]. Diese zusätzliche Masse ändert sich mit der Flughöhe stark und da sie einen bedeutenden Einfluß auf die Schwingungsformen haben kann, muß sie bei der Auslegung des Flugreglers Beachtung finden [135]. Für Solitair beträgt diese Masse in Bodennähe ca. 40 % des Flugzeuggewichts und ca. 3 % in 20 km Höhe. Wird auch noch die umgebende Luftmasse der Solarpanels berücksichtigt, so ergeben sich ca.  $70 \%_{h=0 \text{ km}}$  bzw.  $7 \%_{h=20 \text{ km}}$ . Dieser Effekt wurde bei der Untersuchung des nicht sehr leicht gebauten Demonstrationsmodells noch nicht berücksichtigt.

Bemerkenswert ist noch, daß bei ca. 45 Grad geschwenkten Panels ein großes Gier-Nick- bzw. Nick-Gier-Moment entsteht. Durch das große Höhenleitwerk und die großen Seitenleitwerke ist die Dämpfung aber so groß, daß beim Demonstrationsmodell keine kritischen Flugzustände beobachtet wurden. Lediglich beim dynamischen Überziehen konnte eine sonst unübliche Drehbewegung um die Hochachse (ca. 70 Grad) während des Abkippens (Rotation um die Querachse) erkannt werden.

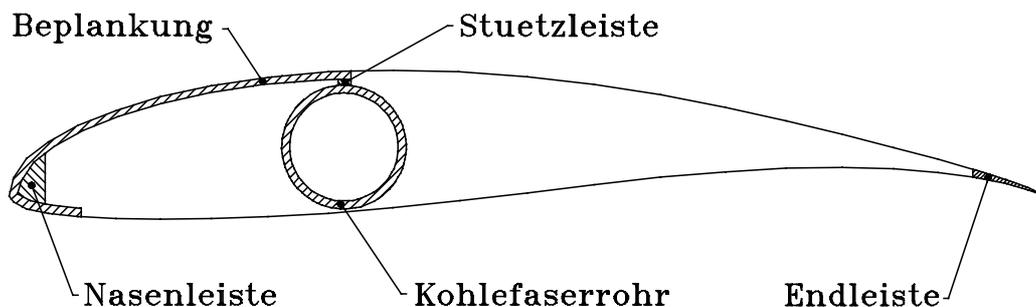
## 3.10 Struktur

### 3.10.1 Bauweisen

Zur Erzielung geringster Strukturmassen wird die Faserverbundbauweise gewählt. Für die Dimensionierung des Tragwerks sind Biegefestigkeit und Torsionssteifigkeit bestimmend. Zur Erlangung hoher Biegefestigkeit sollten die Kräfte aufnehmenden Fasern möglichst in  $0^\circ$  in Spannweitenrichtung liegen sowie oberer und unterer Holmgurt in maximal möglichem Abstand in der Biegeebene zueinander liegen. Für hohe Torsionsfestigkeit sollten in  $45^\circ$  verlegte Fasern die maximal mögliche Querschnittsfläche umschließen. Diese Zusammenhänge führen zu der heute im Segelflugzeugbau verwendeten Schalenbauweise. Bei leichtbelasteten Flügelstrukturen kann jedoch die Wandstärke der Flügelschale so dünn werden, daß sie keine ausreichende Beulsteifigkeit mehr aufweist. In diesem Fall ist es sinnvoll, die Querschnittsfläche zu verkleinern. Dies führt dann zur D-Box oder im extremen Fall zur Verwendung eines Rohrholmes. Ein Rohrquerschnitt bietet sich für den Fall der Solardrohne auch an, da der Flügelholm gleichzeitig als Gas-Speicher verwendet werden soll.

Für ein minimales Gewicht sollte das Rohr den für das verwendete Profil maximal möglichen Durchmesser aufweisen. Falls immer noch keine ausreichende Beulfestigkeit vorliegt, kann eine Sandwichstruktur verwendet werden. Um die Masse klein zu halten, sollte der Flügel in einem möglichst großen Bereich bespannt werden. Lediglich bei großen Krümmungsradien der Profilkontur kann eine Beplankung sinnvoll sein, um ein Einfallen der Bespannung zwischen den Rippen zu verhindern und somit keine Leistungseinbußen durch ein verfälschtes Flügelprofil zu erhalten. Im Einzelfall sollte durch Windkanaluntersuchungen geprüft werden, ob die Beplankungszusatzmasse die aerodynamische Leistungserhöhung nicht egalisiert.

Diese Überlegungen führen zwangsläufig zu einer Flügelstruktur (Bild 3.47), wie sie auch bei anderen Flugzeugen mit extremen Leichtbaustrukturen verwendet wurde (z.B. Pathfinder, Centurion (Bild 1.2, Seite 6), Velair, Muskulair, Solar Challenger, Gossamer Penguin, Daedalus). Vorteilhaft ist auch, daß sich diese Bauweise bei den vorerst niedrigen Stückzahlen kostengünstig realisieren läßt.



**Bild 3.47: Prinzipieller Aufbau der Flügelstruktur**

Der Rumpf spielt, im Gegensatz zu einem bemannten Flugzeug, bei einer Solardrohne nur eine untergeordnete Rolle. Er dient lediglich zur Aufnahme eines Teils der Nutzlast und der Sekundärsysteme sowie als verbindendes Element. Daher werden im folgenden für die Rumpfe Röhren verwendet, die ebenfalls als Faserverbund-Struktur ausgeführt sind.

### 3.10.2 Massenmodelle

Um allgemeingültige Aussagen über das Flugzeuggewicht geben zu können, muß ein Modell gefunden werden, das mit Hilfe einiger wesentlicher Parameter realistische Voraussagen treffen kann. Eine detaillierte strukturelle aeroelastische Untersuchung sollte erfolgen, nachdem eine konkrete Flugzeugkonfiguration ausgewählt wurde. Die in der Literatur (Raymer, Roskam) gefundenen Massenmodelle sind für den Spezialfall einer Solardrohne nicht anwendbar. Da die Flugzeugstruktur schon recht genau bekannt ist, erhält man bessere Vorhersagen, wenn man den Strukturaufbau detailliert modelliert.

In [45] finden sich Massenmodelle für eine vergleichbare Flugzeugstruktur. Ausgehend von diesen Massenmodellen wird die bereits in [69] entwickelte Modellierung noch weiter verbessert. Da die Masse der Auftriebsflächen in erster Linie die Strukturmasse einer Solardrohne bestimmt, wird besonders hier Wert auf eine detaillierte Modellierung gelegt.

Als Anhaltswerte wurden einige Daten von Flugzeugen mit ähnlichem strukturellen Aufbau in Tabelle 3.11 zusammengestellt. Wie schon in Kap. 2.1.2 erwähnt, wachsen die spezifischen Strukturmassen im allgemeinen mit der Flugzeuggröße. Weitere bestimmende Größen sind eingesetzte Technologie, Flugzeugkonfiguration, Nutzlast und Einsatzprofil. Die Daten aus Tabelle 3.11 können also nur als grobe Vergleichswerte verwendet werden.

Flugzeug	$S_{FI+HI}$ [m <sup>2</sup> ]	$A_{FI}$ [-]	$m_{FI}/S_{FI}$ [kg/m <sup>2</sup> ]	$m_R/S_R$ [kg/m <sup>2</sup> ]	$m_{Struktur}$ [kg]	$m_{Abflug}$ [kg]	$n$ [-]
Pathfinder [26, 38]	73.0	12.5	-	0	135 (incl. Avionik + Batterien)	230	+5/-3
Centurion [38]	153.2	25.75	-	0	218	830	-
Velair [45]	16.9+1.41	32	0.99	0.7	30.5	90.5	3.4
Solar Challenger [87]	24.9+9.0	8.2	-	-	ca. 63	156	+6/-4
Gossamer Penguin [87]	27.6+3.25	16.4	-	-	23.5	75	ca. 1.2
Sunrise [25]	8.36	11.4	0.42	0.1	4.95	10.34	+5.3/-2.7
Blue Chip [27]	0.5	9.7	0.51	0.1	0.331	0.745	-
Solisolar [27]	0.68+0.075	13	0.59	0.22	0.579	1.238	-
WS12 [27]	0.41+0.058	15.2	0.54	0.2	0.34	0.837	-
Softie 95 [37]	0.459	10.7	0.19	-	-	1	-

**Tabelle 3.11: Struktur-Vergleichsdaten**

### 3.10.3 Tragflügel und Leitwerk

#### 3.10.3.1 Lastannahmen und Dimensionierung der Flügelstruktur

Eine exakte Dimensionierung der Flügelstruktur kann nur mittels einer aeroelastischen Untersuchung erfolgen. Für jeweils vorgegebene Lastvielfache wird in einem iterativen Prozeß, mittels Biegesteifigkeit und Torsionssteifigkeit des Flügels, die sich einstellende Verformung mit der dazugehörigen Auftriebsverteilung am Flügel bestimmt. Wenn Biegefestigkeit und Torsionsfestigkeit nicht überschritten wurden, kann der vorgegebene Lastfall erfolgen werden (statische Aeroelastik). Weiterhin sollten die Biege- und Torsions-Eigenfrequenzen untersucht werden, da im Resonanzfall weit größere Kräfte auftreten können als bei der statischen Untersuchung. Hinzu kommt noch die Berücksichtigung des Innendrucks des als Gasspeicher verwendeten Flügelholms.

Eine solch aufwendige Untersuchung ist jedoch in dem frühen Auslegungsstadium noch nicht sinnvoll. Vereinfachend wird daher nur auf Biegefestigkeit dimensioniert. Es wird angenommen, daß der ohnehin durch die Verwendung als Gastank verstärkte Rohrholm eine ausreichende Torsionssteifigkeit aufweist. Weiterhin wird angenommen, daß nur der Rohrholm die auftretenden Biegekräfte aufnimmt.

Der Querkraft- und Momentenverlauf des Tragwerks wird aus Auftriebs- und Gewichtskräften für das jeweilige Auslegungslastvielfache  $n$  wie folgt bestimmt:

- Ausgehend von den berechneten Auftriebsverteilungen für den stationären Horizontalflug ( $n = 1$ ) werden die örtlichen Auftriebskräfte für das jeweilige Lastvielfache  $n$  bestimmt.
- Die Massen der Flügelstruktur werden in Spannweitenrichtung dort eingebracht, wo sie sich örtlich befinden. Die Zusatzmasse der Gastanks und die Masse eventueller Flügelsolarzellen werden entsprechend der Zuspitzung entlang des Flügels verteilt. Die auftretenden Kräfte werden entsprechend des Lastvielfachen berechnet.
- Die Massen von Rumpf-, Seitenleitwerksstruktur, Elektrolyseur, Brennstoffzelle, Motor, Propeller, Elektronik und Nutzlast werden in Spannweitenrichtung dort eingeleitet, wo sie sich befinden. Die Aufteilung des Gewichts auf Flügel und Leitwerk erfolgt nach dem berechneten Auftriebsverhältnis der Flächen.

Es wird mit einem Sicherheitsfaktor von  $j = 1.5$  gerechnet [66, 88]. Das Lastvielfache bestimmt sich aus maximalem Auftriebsbeiwert, zulässiger Fluggeschwindigkeit und Zulassungsvorschrift. Das Lastvielfache wird in einem späteren Abschnitt zu  $n = \pm 3.5$  (Kap. 4.3.3) bestimmt.

Die Rohrgeometrie wird abschnittsweise als konstant betrachtet. Durch hohe Abschnittszahl wird ein konischer Rohrholm mit optimiertem Faseraufbau angenähert. Zur Vereinfachung wird ein Rohrholm mit in Umfangsrichtung konstanter Dicke und Faserlage betrachtet. Hier

läßt sich bei detaillierter Dimensionierung durch Verwendung von zusätzlichen Druck- und Zuggurten sowie von Verwendung angepaßter Faserwahl (z.B. Hochmodulfasern in 45° für Torsionssteifigkeit) sicher noch Gewicht sparen. Festigkeitsmäßig wird vorerst nur ein einfaches Rohr betrachtet. Da der Rohrholm zusätzlich durch die Verwendung als Gastank verstärkt ist, wird angenommen, daß keine Sandwichstruktur zur Erlangung der Beulfestigkeit notwendig ist. Für jeden zu dimensionierenden Holmquerschnitt wird das maximale Biegemoment  $M_{b,max}$  bestimmt und danach die Geometrie des Rohrholmes mit Gl. (3.73) (aus [90]) und Gl. (3.74) ermittelt. Das Gewicht des Rohres ergibt sich aus Gl.(3.75).

$$\sigma_{b,zul,max} = \frac{M_{b,max}}{W_b} \quad (3.73)$$

mit:

$$W_b = \frac{\pi \cdot (D_a^4 - D_i^4)}{32 \cdot D_a} \quad (3.74)$$

$$m_{Rohr} = \rho_{Rohr} \cdot V_{Rohr} = \rho_{Rohr} \cdot l_{Rohr} \cdot \pi \cdot \frac{1}{4} (D_a^2 - D_i^2) \quad (3.75)$$

Da bei gleichem Gewicht das axiale Widerstandsmoment  $W_b$  eines Rohres mit dem Durchmesser nach Gl. (3.74) und Gl. (3.75) steigt, wird für den Außendurchmesser der im Holmabschnitt maximal mögliche Wert gewählt. Er wird mit 95 % der maximalen Profildicke angenommen. Der Innendurchmesser kann dann mit Gl. (3.73) und Gl. (3.74) bestimmt werden.

Nach [37] wird eine Faserlage von 20° zur Rohrachse gewählt. Dies stellt einen guten Kompromiß aus Torsions- und Biegefestigkeit dar. Bei Verwendung von Prepregs kann mit einem Faservolumengehalt von 60 % gerechnet werden [45, 110]. Es werden HT-Kohlefasern (HT: high tensile) verwendet, da diese annähernd gleiche Festigkeitswerte für Druck und Zug aufweisen [37, 110]. Die Zugfestigkeit der reinen Faser beträgt ca. 3400 N/mm<sup>2</sup> [116, 140]. Unter Berücksichtigung des Faservolumengehaltes wären so theoretisch ca. 2040 N/mm<sup>2</sup> möglich. Durch Faserfehllagen, interlaminares Versagen und nicht optimaler Verarbeitung werden in der Praxis wesentlich geringere Festigkeiten erreicht. In [45] wird für eine IM-Faser (IM: intermediate modulus) eine durch praktische Versuche nachgewiesene zulässige Druckspannung von  $\sigma_{zul,Druck} = 600 \text{ N/mm}^2$  angegeben. In [110] werden für einen unidirektionalen HT-KFK-Faserverbund Zug- und Druckspannungen von je  $\sigma_{zul} = 1600 \text{ N/mm}^2$  angegeben. In [37] wird mit einer zulässigen Spannung von  $\sigma_{zul} = 1000 \text{ N/mm}^2$  gerechnet, die auch im Versuch nachgewiesen werden konnte. Dieser Wert, der allerdings eine hohe Verarbeitungsqualität voraussetzt, wird auch im folgenden verwendet. Nach [110] kann für die Bestimmung der zulässigen Spannung entlang der Belastungsrichtung näherungsweise mit dem Kosinus des Faserwinkels gerechnet werden. Der resultierende E-Modul wird jedoch sehr viel stärker von der Faserrichtung bestimmt [110]. Die zulässige Spannung entlang der Holmachse folgt zu:

$$\sigma_{b,zul,max} = \frac{\sigma_{zul,Druck,Verbund} \cdot \cos \varphi}{j} = 626.5 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2} \quad (3.76)$$

Unter Berücksichtigung des Faservolumenanteils ergibt sich ein spezifisches Gewicht von  $1530 \text{ kg/m}^3$  [116].

Die Biegelinie der Flügel kann näherungsweise, ohne Berücksichtigung der Gastankverstärkungen, aus dem bereits ermittelten Momentenverlauf und der festgelegten Holmgeometrie nach [45, 77] bestimmt werden. Aus dem Biegewinkel  $\Phi$  läßt sich durch weitere Integration die Durchbiegung  $w$  berechnen. Als Elastizitätsmodul für HT-Kohlefasern wird  $E = 230 \text{ kN/mm}^2$  [116, 140] angegeben. Unter Berücksichtigung des Faservolumenanteils und des Faserwinkels wird  $E = 100 \text{ kN/mm}^2$  gewählt. Durch die Tankverstärkung, Tankdruck und optimierte Faser-Ausrichtung ist eine deutliche Abweichung von der hier berechneten Biegung zu erwarten.

Das axiale Flächenträgheitsmoment  $I_b$  des Rohres lautet [77, 90]:

$$I_b = \frac{\pi}{64} (D_a^4 - D_i^4) \quad (3.77)$$

Der Biegewinkel folgt aus: 
$$\Phi(y) = - \int_{y=0}^{b/2} \frac{M_b(y)}{E \cdot I_b(y)} \cdot dy \quad (3.78)$$

Die Durchbiegung ergibt sich zu: 
$$w(y) = \int_{y=0}^{b/2} \Phi(y) \cdot dy \quad (3.79)$$

### 3.10.3.2 Flügelmassenmodell

Da auch das Flügelgewicht die Dimensionierung des Holmes beeinflußt, ist eine Iteration nötig. Für das spezifische Flügelgewicht werden als Startwert  $0.7 \text{ kg/m}^2$  und für das spezifische Höhenleitwerksgewicht  $0.5 \text{ kg/m}^2$  gewählt (durch Vergleich mit [40, 45]).

Bei der Gewichtsabschätzung des Flügels wird für die oben gewählte Bauweise (siehe Bild 3.47) folgende Modellierung verwendet:

- Holm:

Der Rohrholm wird in  $n$  Abschnitte konstanter Geometrie aufgeteilt. Die Innen- und Außendurchmesser der Abschnitte sind bereits bekannt. Es wird angenommen, daß keine Sandwichstruktur für ausreichende Beulfestigkeit notwendig ist. Die Masse des Rohrholmes folgt zu:

$$m_{\text{Rohr}} = \rho_{\text{KFK}} \cdot \pi \cdot \frac{1}{4} \cdot \sum_{i=1}^n l_{\text{Rohr},i} \cdot (D_{a,i}^2 - D_{i,i}^2) \quad (3.80)$$

- Beplankung, Endleiste und Steg:

Da die Beplankung ausreichende Beulsteifigkeit aufweisen muß, wird für sie ein Sandwichtaufbau verwendet. Das Kernmaterial besteht aus 3 mm dickem Polystyrolschaum (Depron) und wird mit je einer Decklage Glasgewebe ( $25 \text{ g/m}^2$ ) beschichtet [45]. Das Flächengewicht der Beplankung beträgt so  $251 \text{ g/m}^2$ . Die Fläche der Beplankung wird

folgendermaßen angenähert: Die Tragflächenoberseite wird im vorderen Drittel, die Unterseite zu 7 % und die Endleiste zu zwei mal 6 % der Flügeloberfläche beplankt. Für den Steg werden 1 % der Flügelfläche angenommen. Bei einer relativen Flügeldicke  $d_{\max}/l$  von ca. 13 % ergibt sich nach [124] eine Flügeloberfläche von:

$$S_{\text{wet}} = S_{\text{Fl}} \cdot \left( 2 + 0.75 \cdot \frac{d_{\max}}{l} \right) \approx S_{\text{Fl}} \cdot 2.1 \quad (3.81)$$

$$\Rightarrow m_{\text{BepI}} = 0.56 \cdot S_{\text{Fl}} \cdot 0.251 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \quad (3.82)$$

- **Bespannung:**

Flügel und Leitwerk werden vollständig mit einer 12  $\mu\text{m}$  dicken Hostaphan-Folie [45] bespannt. Eine ähnliche Folie gleicher Dicke wird auch bei der Flugzeugfamilie Pathfinder/Centurion/Helios verwendet [38]. Sie wiegt 16  $\text{g}/\text{m}^2$ . Für den Klebstoff zum Aufbringen der Bespannung werden 10 % der Folienmasse angenommen. Die Masse der Bespannung folgt zu:

$$m_{\text{Besp}} = 1.1 \cdot S_{\text{wet}} \cdot 0.016 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \quad (3.83)$$

- **Nasenschaum:**

Für die Verstärkung des Flügels im Nasenbereich wird Styrofoam IB oder Roofmate SL mit einem Raumgewicht von 30  $\text{kg}/\text{m}^3$  [140] verwendet. Das Gewicht wird durch einen Dreieckskeil mit einer Höhe von 3,5 % der mittleren Flügeltiefe  $l_m$  angenähert:

$$m_{\text{Nase}} = \frac{1}{2} \cdot 0.035^2 \cdot l_m \cdot S_{\text{Fl}} \cdot 30 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad (3.84)$$

- **Rippen:**

Die Rippenmasse wird anhand eines in [45] angegebenen Gewichtsmodells berechnet. Dieses Modell wurde aus Bauweisenversuchen ermittelt und verwendet mit Balsaholz beplankte Styrodur Kerne für die Rippen. Die Rippendicke wurde niedriger als in [45] gewählt, um einer weiter verbesserten Bauweise Rechnung zu tragen. Somit ergibt sich die Masse einer Rippe in Kilogramm mit der lokalen Flügeltiefe  $l$  in Meter zu:

$$m_{\text{Rippe}} = \left( -0.063129 + 0.11726 \cdot l + 3.0528 \cdot l^2 \right) \cdot 0.005 \cdot l \quad (3.85)$$

Wenn für die Rippenstruktur eine aufwendigere Bauweise gewählt wird (siehe Centurion Bild 1.2, Seite 6), könnte das Rippengewicht noch einmal deutlich reduziert werden. Eine Rippe des Centurion wiegt 120 g. Mit dem hier verwendeten Massenmodell würden sich 219 g ergeben.

Der Rippenabstand wird auf ein Drittel der mittleren Flügeltiefe festgelegt.

- Flügelverbindungen:

Es wird ein dreiteiliger Flügel vorgesehen. Die Trennstellen werden so angebracht, daß drei Flügelsegmente gleicher Länge entstehen. Die Massen der beiden Flügelverbindungen werden jeweils mit einer zusätzlichen Rippe und einem zusätzlichen Holmstück mit Länge und Wandstärke des 4-fachen aktuellen Holm-Durchmessers angenommen.

- Extras:

Um zusätzliche Massen für Anschlußteile, lokale Verstärkungen und zusätzliches Klebeharz zu berücksichtigen, wird das Flügelgewicht nach den in [45] gemachten Erfahrungen pauschal um 10 % erhöht.

### 3.10.4 Gewichte von Rumpf, Seitenleitwerk und Zusatzflächen

Durch Vergleiche mit ausgeführten Flugzeugen und Überschlagsrechnungen wird das spezifische Gewicht von Seitenleitwerk und Zusatzflächen auf  $0.5 \text{ kg/m}^2$  festgelegt.

Der Rumpf besteht, ähnlich wie der Flügelholm, aus einem Kohlefaser-Rohr. Das Gewicht ist schwer abzuschätzen, da keine ähnlichen Flugzeuge in dieser Konfiguration und Größe existieren. Da das Verhältnis von Flügelgewicht zu Bezugsfläche bei kleinen Solarflugzeugen (Tabelle 3.11) gut mit den hier durch das Flügelstrukturmodell ermittelten Verhältnissen übereinstimmt, wird auch die Rumpfmasse mit einem konstanten Verhältnis zur Bezugsfläche ermittelt. Aus Vergleichen mit Solarflugmodellen (Tabelle 3.11), wurde das Verhältnis auf  $m_R/S_{\text{ges}} = 0.15 \text{ kg/m}^2$  festgelegt. Das Rumpfgewicht wird auch bei Konfigurationen mit Zusatzflächen verwendet, da die Solarflächen die auftretenden Leitwerkskräfte nicht aufnehmen können. Das Rumpfgewicht wird unabhängig von der Anzahl der Rümpfe angenommen, da die zu übertragenden Leitwerkskräfte hiervon unabhängig sind.

## 3.11 Weitere Untersysteme

### 3.11.1 Fahrwerk

Da ein Fahrwerk bei einer Solardrohne nur für einen Bruchteil der gesamten Missionsdauer benötigt wird, sind hier einige Einschränkungen in der Operationalität der Solardrohne akzeptabel, wenn dadurch die allgemeine Missionsfähigkeit gesteigert werden kann. So ist es sinnvoll, für Start und Landung auf Propellerfreiheit zu verzichten, um das Fahrwerksgewicht minimal zu halten. Dies kann durch Klapp-Propeller oder horizontal gestellte Propeller realisiert werden.

Als Startmöglichkeit bietet sich der Windenstart an (siehe auch Perseus A Kap. 1.1). Die Drohne muß nur so hoch geschleppt werden, daß die Propeller ausreichend Bodenfreiheit haben. Es ist auch denkbar für den Start ein Startgerät zu verwenden, das sich kurz nach dem

Start vom Flugzeug trennt. Die Landung erfolgt dann z.B. auf Kufen. Nach diesem System arbeiten z.B. Condor und Aerosonde (siehe Kap. 1.1).

Die Fahrwerksmasse wird nach [55, 153] mit (3.86) abgeschätzt:

$$m_{\text{Fwk}} = 0.008 \cdot m_{\text{ges}} \quad (3.86)$$

### 3.11.2 Elektrische Leitungen

Bei der Flugzeugauslegung darf Gewicht und elektrischer Widerstand der elektrischen Leitungen nicht vernachlässigt werden. Gerade bei einem Flugzeug mit hoher Streckung sind die Wege zu den elektrischen Aktuatoren oft so weit, daß die Kabelmasse die Aktuatormasse übersteigt. Prinzipiell erhält man für eine bestimmte zu übertragende Leistung leichte Kabel mit wenig Verlusten, wenn man hohe Spannungen und niedrige Ströme wählt. Es sollte auch geprüft werden, ob bei geeigneter Kabelanordnung an einigen Stellen eventuell auf die Isolierung verzichtet werden kann. Für eine Signalübertragung mit geringer Masse für Sensoren und Aktuatoren bieten sich Bussysteme mit Lichtwellenleitern an. Für eine erste Kabeldimensionierung kann die Luftfahrt Norm LN 29 865 [86] herangezogen werden (siehe auszugsweise Tabelle 3.12). Damit kann bei der Kabelauswahl jeweils der für die größere Masse nötige Horizontalflugeleistungsbedarf ((3.87)aus Formel (2.8)) dem Leitungsverlust (3.88) gegenübergestellt werden und eine optimierte Lösung ermittelt werden.

$$\Delta P_{\text{Zusatzmasse}} = P_{\text{erf}} \cdot \left( \frac{m_0 + m_{\text{Kabel}}}{m_0} \right)^{1.5} \quad (3.87)$$

$$\Delta P_{\text{elektrisch}} = R \cdot I^2 \quad (3.88)$$

Eine allgemeingültige Berücksichtigung von Gewicht und elektrischem Widerstand der Leitungen ist nicht sinnvoll, da dies stark von der jeweiligen Flugzeugkonfiguration und den gewählten Zwischenkreisspannungen abhängig ist. Die Kabelmassen und Wirkungsgradverluste müssen also jeweils bei den Betrachtungen der einzelnen Untersysteme berücksichtigt werden.

	$S$ [mm <sup>2</sup> ]	$I_{\text{zul, einzeln}}$ [A]	$I_{\text{zul, Bündel}}$ [A]	$R_{20^\circ\text{C}}$ [Ω/km]	$m$ [kg/km]
AWG 22	0.4	8	5	60	5.1
AWG 20	0.6	10	6	33.2	7.7
AWG 18	1.0	13	8	21.1	11.3
AWG 16	1.2	16	10	14.5	15.8
AWG 14	2	22	13.5	10.9	21.0

**Tabelle 3.12: LN 29 865 auszugsweise**

Beispielhaft ist in Tabelle 3.13 die Auslegungsrechnung der Leitungen für die Solarpanels des Demonstrationsmodells zum Motorregler angegeben. Da nicht immer die maximale Solar-

leistung übertragen wird, wurde AWG 18 gewählt. Die Leitungslänge pro Antriebsseite beträgt 2 Meter. Die maximale Solarleistung pro Antriebsseite beträgt  $P_{PV,max} = 16\text{ V} \cdot 4\text{ A} = 64\text{ W}$ .

Kabeltyp	AWG 22	AWG 20	AWG 18	AWG 16	AWG 14
$m_{\text{Kabel}}$ [g]	20.4	30.8	45.2	63.2	84.0
$R_{\text{Kabel}}$ [ $\Omega$ ]	0.120	0.066	0.042	0.029	0.022
$\Delta P_{\text{Zusatzmasse}}$ [W]	0.383	0.578	0.849	1.187	1.580
$\Delta P_{\text{elektrisch}}$ [W]	3.840	2.125	1.350	0.928	0.698
$\Delta P_{\text{total}}$ [W]	4.22	2.70	<b>2.20</b>	2.12	2.28

**Tabelle 3.13: Leitungs-Auslegung beim Demonstrationsmodell**

### 3.11.3 Aktuatoren

Als primäre Steuerflächen werden Höhenruder, Seitenruder und Querruder vorgesehen. Weiterhin wird eine Propellerverstellung und eine Schwenkung der Solarpanels benötigt. Um das Flugzeuggewicht klein zu halten, wird auf weitere Steuerelemente (z.B. Bremsklappen) verzichtet.

Es werden elektrische Aktuatoren verwendet, da diese ein geringes Gewicht haben und auch bei niedrigen Temperaturen zuverlässig arbeiten. Um die Belastung und damit den Stromverbrauch der Stellmotoren möglichst gering zu halten, sollten generell selbsthemmende Getriebe verwendet werden. Da eine Solardrohne prinzipiell sehr langsame Flugbewegungen ausführt, können auch kleine Stellgeschwindigkeiten für die Ruder gewählt werden. Durch die dann möglichen großen Übersetzungen können die Aktuatoren sehr leicht werden. Die nötige Schwenkgeschwindigkeit der Solarpanels entspricht der maximal erreichten Wendegeschwindigkeit des Flugzeugs.

Bei der Auslegung der Ruderflächen ist auf geringe Rudermomente zu achten. Dies kann z.B. durch Hornausgleich, Hilfsruder oder Verlagerung der Drehachse erreicht werden.

Die Masse aller Stellmotoren mit Verbindungskabeln wird nach [45, 55, 69, 153] folgendermaßen abgeschätzt:

$$m_{\text{Stm}} = 0.015 \cdot m_{\text{ges}} \quad (3.89)$$

Für die Abschätzung der benötigten Leistung wird angenommen, daß die Stellmotoren zu 10 % der Zeit mit 80 % der maximalen Stromaufnahme laufen. Die benötigten Daten von Stellmotoren wurden [52] entnommen. Somit wird die nötige Leistung der Stellmotoren folgendermaßen abgeschätzt:

$$P_{\text{Stm}} = 8 \frac{\text{W}}{\text{kg}} \cdot m_{\text{Stm}} \quad (3.90)$$

Um Masse und Leistungsbedarf des Schwenkmechanismus zu berücksichtigen, wurden bei Konfigurationen mit schwenkbaren Zusatzsolarflächen diese Werte um 40 % erhöht.

#### **3.11.4 Avionik**

Das Avionikgewicht ist prinzipiell unabhängig von der Flugzeuggröße. Durch die Fortschritte in der Mikroelektronik, Datenübertragungstechnik und Sensor-Technik (GPS, Piezo-Gyros) sind hier sehr geringe Gewichte erzielbar. So wiegt beispielsweise die komplette Avionik der Aerosonde (Kommunikation, Sensoren, Bordrechner) nur 2.4 kg. Es ist geplant, die Aerosonde mit Satellitenfunk auszurüsten und das Gewicht der Avionik weiter zu reduzieren.

Die Lageerkennung der Aerosonde erfolgt durch 2 Piezo-Gyros und einem GPS. Eine Schwierigkeit dabei besteht in dem Wegdriften der Piezo-Gyros. Über den Flugweg (GPS) muß sozusagen die Horizontlage korrigiert werden. Eine andere Möglichkeit besteht darin, die Lageerkennung direkt mittels mehrerer GPS-Sensoren durchzuführen (mindestens 3 Stück). Da die künstliche Verfälschung des GPS-Signals alle Sensoren betrifft, bleibt die relative Genauigkeit der Sensoren zueinander ungestört. Dieses Prinzip wurde z.B. von einem autonomen Forschungshubschrauber der Stanford Universität angewendet [107].

Da bei einer dauerhaft stationierbaren Solardrohne ein redundantes System mit relativ hoher Genauigkeit und Zuverlässigkeit zu verwenden ist, wird das Avionikgewicht im folgenden mit 5 kg angenommen. Für den Leistungsbedarf der Avionik werden 40 W verwendet.

## 4 Randbedingungen und Flugführung eines hochfliegenden Solarflugzeugs

### 4.1 Gesamtsystemkomponenten

Um eine hochfliegende Solardrohne zu realisieren, müssen außer dem in dieser Arbeit behandelten Trägerflugzeug noch eine Reihe weiterer Systemkomponenten bereitgestellt werden. Soweit diese Komponenten die Flugzeugauslegung und Missionsfähigkeit betreffen, werden sie in dieser Arbeit behandelt. Größtenteils beruhen sie jedoch auf bereits verfügbarer Technologie und werden somit nur vollständigheitshalber hier angegeben:

#### Trägerflugzeug:

- Flugzeugstruktur.
- Flugzeuguntersysteme zur Steuerung des Energiespeichersystems und der Antriebsmotoren.

#### Avionik:

- Kommunikationssystem zur Bodenstation und zur Flugkontrolle.
- Flugzeug Basissensorik für Flugzeuglage und Bewegung.
- Bordrechner für Flugführung und Flugregelung.
- Aktuatoren.

#### Missionsausrüstung:

- Sehr abhängig von der Sensornutzlast. Bei komplexeren Systemen sollte ein Sensor-Management System vorhanden sein, das die Sensoren und die Datenübertragung steuert und eventuell die Sensordaten vorkomprimiert.
- Gegebenenfalls Hochleistungs-Datenlink zur Übertragung der Sensordaten.

#### Bodenstation:

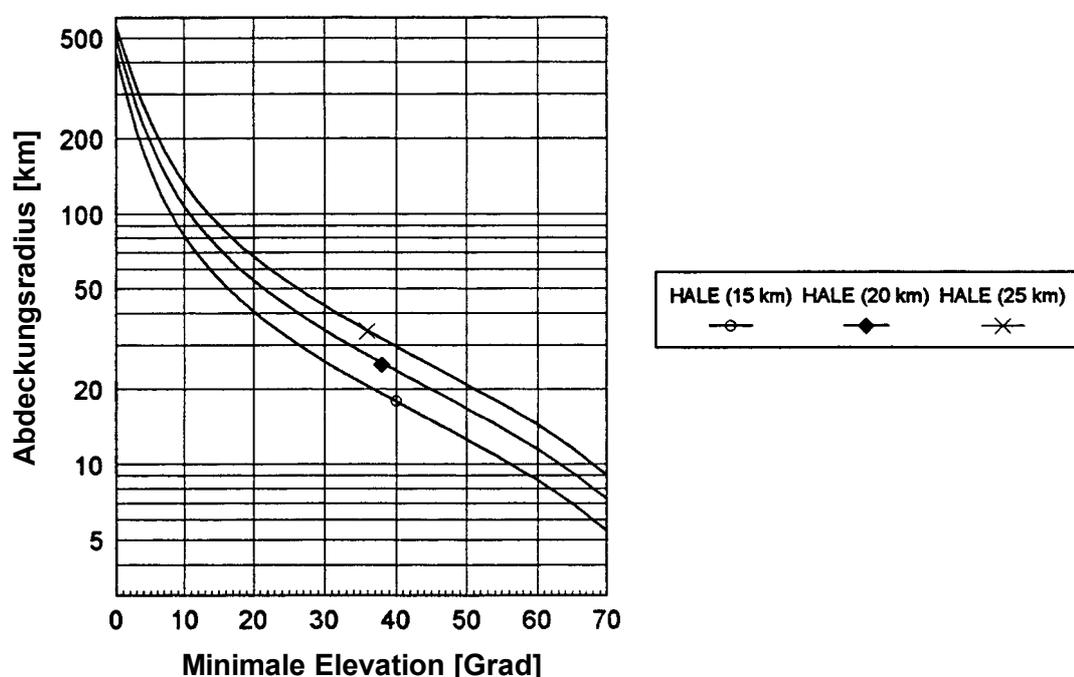
- Flugzeugführer Arbeitsplatz mit Anzeige der wichtigsten Betriebsparameter der Drohne und mit Eingabemöglichkeiten zur Steuerung der Drohne.
- Kommunikationssystem zur Steuerung der Drohne und der Nutzlast sowie Realisierung des Sprechfunks mit der Flugkontrolle.
- Je nach Nutzsensoren ein Hochleistungs-Datenlink zur Erfassung der Sensordaten.
- Differential-GPS Bodenstation zur Verbesserung der Positionsbestimmung.
- Möglichkeit zur Missionsplanung.

## 4.2 Nutzlastanforderungen

Durch das große Feld von Nutzungsmöglichkeiten einer hochfliegenden Solardrohne sollen zunächst keine konkreten Nutzlastanforderungen definiert werden. Es sind jedoch eine Reihe von generellen Aussagen möglich.

Für wissenschaftliche Nutzlasten (z.B. Atmosphärenforschung) sind folgende Parameter bestimmend: Nutzlast, maximale Flughöhe, Flugdauer, Energiebedarf, Fluggeschwindigkeit, Platzbedarf und sonstige Betriebsbedingungen (Temperatur, Druck). Da sich diese Parameter gegenseitig beeinflussen, muß im Einzelfall geprüft werden, wie die Anforderungen erfüllt werden können.

Für Fernerkundungs- und Telekommunikations-Anwendungen sind im wesentlichen die folgenden Parameter bestimmend: Nutzlast, Flughöhe und Energiebedarf. Diese Parameter müssen entsprechend der zu Verfügung stehenden Energie aufeinander abgestimmt werden. Für die nutzbare Abdeckung der jeweiligen Anwendung ist die Flughöhe sowie die Randbedingungen der Nutzlast bestimmend. Diese Randbedingungen sind: maximale Sicht-Reichweite, minimale Elevation von Nutzer zu Nutzlastplattform, maximale Reichweite bzw. maximal erlaubte zeitliche Verzögerung des Signals. Bild 4.1 zeigt die Abdeckung in Abhängigkeit der minimalen Elevation für typische HALE-Flughöhen. Als Anhaltswert sei angegeben, daß die Elevation der geostationären Fernsehsatelliten von Deutschland aus ca. 30 Grad beträgt.



**Bild 4.1: Abdeckung in Abhängigkeit von minimalem Einfallswinkel und Flughöhe [42]**

Aus diesen Zusammenhängen ergeben sich auch Schlußfolgerungen für den Positionierungsradius der Höhenplattform. Wird zum Beispiel eine Anwendung für einen Ballungsraum mit steilen Einfallswinkeln von 40 Grad benötigt, so ergibt sich bei einer Flughöhe von 20 km ein

Abdeckungsradius von ca. 25 km. Wird nun ein Positionierungsradius von z.B. 5 km gewählt, so reduziert sich der Abdeckungsradius auf 20 km.

### **4.3 Zulassung, Versicherung, rechtliche Aspekte**

#### **4.3.1 Luftfahrzeuge unter 20 kg Abfluggewicht [82]**

Luftfahrzeuge unter 20 kg gelten als Flugmodelle und benötigen keinerlei Zulassung. Die Piloten von Flugmodellen benötigen keinerlei Ausbildung oder Prüfung.

Für den Betrieb dieser Flugmodelle gelten folgende Randbedingungen:

- Nichtmotorisierte Flugmodelle und Flugmodelle mit Elektroantrieb dürfen in einem Abstand von mehr als 0.5 km von jeglicher Besiedlung betrieben werden.
- Motorisierte Flugmodelle dürfen in einem Abstand von mehr als 1.5 km von jeglicher Besiedlung betrieben werden.
- Für Flugmodelle über 5 kg ist eine Aufstiegsgenehmigung nötig. Diese kann für besonders ausgewiesene Plätze (Modellflugplätze) erteilt werden oder einer Person allgemein erteilt werden.
- Im Umkreis von 1.5 km (Masse < 5 kg) bzw. 5 km (Masse > 5kg) um Flugplätze darf nur mit Genehmigung der Luftaufsichtsstelle oder der Flugleitung geflogen werden. In Kontrollzonen (Luftraum D) ist von der zuständigen Flugverkehrskontrollstelle eine Flugverkehrskontrollfreigabe einzuholen.
- Eine Beschränkung der maximalen Flughöhe liegt nicht vor.
- Flugmodelle haben anderen bemannten Luftfahrtgeräten auszuweichen und müssen während des gesamten Fluges ständig vom Piloten beobachtet werden können.

Spezielle Haftpflichtversicherungen für Modellflieger gegen Schäden Dritter werden angeboten. Eine Kaskoversicherung von Flugmodellen ist nicht möglich.

#### **4.3.2 Luftfahrzeuge über 20 kg Abfluggewicht [32, 82]**

Unbemannte Luftfahrzeuge über 20 kg Abfluggewicht werden momentan als zulassungspflichtige Flugmodelle bezeichnet. Es existiert noch keine Abgrenzung von zulassungspflichtigen ferngesteuerten Flugmodellen zu autonomen unbemannten Luftfahrzeugen.

Unbemannte Luftfahrzeuge über 20 kg Abfluggewicht benötigen Musterzulassung, Verkehrszulassung und Aufstiegsgenehmigung. Weiterhin benötigt der Pilot eine Lizenz zum Starten und Steuern dieser Luftfahrzeuge. Für Luftfahrzeuge, die als Einzelstücke hergestellt werden (Experimentalflugzeuge), wird ein vereinfachtes Prüfverfahren der Lufttüchtigkeit anstelle der

Musterprüfung angewendet. Art und Umfang der Prüfung wird im Einzelfall festgelegt. Auf den Nachweis der Übereinstimmung des Luftfahrtgerätes mit bestehenden Bauvorschriften kann verzichtet werden, wenn die Lufttüchtigkeit mit besonderen, von der Zulassungsbehörde anerkannten Lufttüchtigkeitsforderungen nachgewiesen wird. Weitere Erleichterungen können gewährt werden, wenn ein sicherer Betrieb des Luftfahrtgeräts gewährleistet ist.

Momentan ist der Betrieb von unbemannten Luftfahrzeugen im allgemeinen auf militärischen Luftraum beschränkt (Ausnahme sind ferngesteuerte zulassungspflichtige Flugmodelle). Es wird jedoch an Verfahren gearbeitet, die einen sicheren Betrieb auch im nicht militärischen und kontrollierten Luftraum gewährleisten. In der USA gelten z.B. folgende vorläufige Ausnahmeregeln der FAA für den Betrieb unbemannter Flugzeuge in nichtmilitärischem Luftraum [111]:

- Ein Betrieb ist nur in den Lufträumen C, D, E und G erlaubt.
- Die Flugverkehrskontrolle (ATC) muß über die Randbedingungen (Flugzeugtyp, Route, Notfallprozeduren) 30 Tage vor dem Flug informiert werden.
- Es muß eine direkte Funkverbindung zwischen UAV-Pilot und ATC bestehen.
- Das UAV muß mit einem Transponder mit Höhenangabe sowie mit Anti-Collisions-Lichtern ausgerüstet sein.
- Der Flug darf nur unter Sichtflugbedingungen durchgeführt werden.

Parallel dazu werden momentan auch im europäischen Luftraum ähnliche Regularien erarbeitet [67]:

- Für die zivile Zulassung wird eine Fehler-Wahrscheinlichkeit, bei der Leben am Boden gefährdet werden könnte, von  $10^{-9}$  pro Flugstunde gefordert. Im militärischen Bereich muß eine Wahrscheinlichkeit von  $10^{-7}$  pro Flugstunde erfüllt werden. Es ist zu erwarten, daß diese Forderungen auch von unbemannten Flugzeugen zu erfüllen sind.
- Für die Flugsicherung darf sich kein Unterschied von bemannten und unbemannten Flugzeugen ergeben. Dies impliziert eine direkte Funkverbindung zwischen UAV-Pilot und ATC sowie die Möglichkeit, die Bahn des UAVs nach den Angaben von ATC zu verändern.
- UAVs sollten möglichst unter IFR-Bedingungen betrieben werden. Es sind noch Verfahren zu erarbeiten, wenn in Gebieten mit VFR-Bedingungen geflogen wird. Hier könnten z.B. Kameras Bilder des umgebenden Luftraumes an die Bodenstation liefern.
- Es müssen Notfallprozeduren vorhanden sein, die einen sicheren Abstieg des UAVs in vorher bestimmte Gebiete ermöglichen, falls eine Rückkehr zum Ausgangsflugplatz nicht möglich ist.
- Für die Qualifizierung des UAV-Piloten erscheint CPL, IFR und Typerting des UAVs ausreichend.

### 4.3.3 Bauvorschriften und Lastannahmen

Da noch keine spezifischen Bauvorschriften für unbemannte Luftfahrzeuge existieren, wird man sich in der Praxis, je nach Art des unbemannten Luftfahrzeugs, an den jeweiligen Bauvorschriften für bemannte Luftfahrzeuge (z.B. JAR 22, UL-Flugzeuge) orientieren und diese gegebenenfalls abändern. In Zusammenarbeit mit der zuständigen Zulassungsbehörde sind die jeweils anzuwendenden Bauvorschriften zu erarbeiten. Tabelle 4.1 zeigt einen Vergleich der geforderten Festigkeiten aus den Bauvorschriften für Segelflugzeuge/Motorsegler (JAR-22), Ultraleichtflugzeuge und Modellflugzeuge (vorläufige Richtlinien für die Zulassung von Flugmodellen von 20 kg – 50 kg).

Bauvorschrift	Modellflugzeuge [32]	UL-Flugzeuge [28]	JAR-22 [66]
Lastvielfache	$n_1 = 3.0$ $n_2 = 3.0$ $n_3 = -1.5$ $n_4 = -1.5$	$n_1 = 4.0$ $n_2 = 4.0$ $n_3 = -1.5$ $n_4 = -2.0$	$n_1 = 5.3$ $n_2 = 4.0$ $n_3 = -2.65$ $n_4 = -1.5$
Sicherheitsfaktor	$j = 1.0$ bei Versuch $j = 2.0$ bei Rechnung	$j = 1.5$	$j = 1.5$

**Tabelle 4.1: Vergleich von Bauvorschriften**

Für die Auslegung von Solardrohnen wird im folgenden ein Sicherheitsfaktor von  $j = 1.5$  und ein Lastvielfaches von  $n = \pm 3.5$  (asymmetrische Lasten können im Strukturmodul nicht berücksichtigt werden) gewählt. Dieser Faktor sollte ausreichen, besonders wenn durch einen "intelligenten" Flugregler Böen abgemindert werden.

## 4.4 Flugführungsstrategien

Eine ausführliche Untersuchung zur Führung von Solardrohnen ist in [21] zu finden. Im folgenden wird daher nur auf die wesentlichen Aspekte dieses Themas eingegangen.

### 4.4.1 Autonomiegrad unbemannter Flugzeuge

Die Flugführung von unbemannten Flugzeugen kann auf vielfache Art und Weise durchgeführt werden. Eine Klassifizierung kann durch den Autonomiegrad des UAVs gegeben werden.

#### A) Manuelle Steuerung – optisches Feedback:

Die einfachste Möglichkeit der Flugführung ist die manuelle Fernsteuerung der Aktuatoren eines UAVs. Der Operateur erhält als Feedback nur die von ihm direkt optisch erfaßte Bewegung des Flugzeugs. Das Flugzeug muß sich dabei in Sichtreichweite (LOS: line of sight) befinden.

#### B) Manuelle Steuerung – Real Time Sensor Feedback:

Um eine manuelle Steuerung über größere Entfernungen als bei A) zu ermöglichen, werden dem Piloten in Echtzeit Sensorinformationen aus dem UAV zur Verfügung gestellt. Diese Sensordaten können z.B. Geschwindigkeit, Lage, Position oder eine optische Videoübertragung sein.

#### C) Teilautonome Steuerung/Führung – erster Grad:

Um den Piloten zu entlasten und um die Anforderungen an den Datenlink zu reduzieren, können einfache Autopilotfunktionen an Bord des Flugzeugs eingeführt werden. Der Pilot muß dann nicht mehr einzelne Ruder steuern, sondern kann bestimmte Flugführungsparameter vorgeben. So kann die Vorgabe von z.B. Geschwindigkeit/Staudruck, Heading/Turnrate oder Höhe/Sinkrate durch relativ einfache Regler an Bord eines UAVs erfüllt werden. Dies ist sowohl in LOS-Operation als auch in größeren Entfernungen mittels übertragenen Sensorinformationen möglich.

#### D) Teilautonome Steuerung/Führung – Waypoint Mode:

Eine weitere Steigerung des Automomie-Grades liegt vor, wenn das UAV über die Vorgabe von Waypoints (geographische Position, Höhe) geführt wird. Hier kann die Feedback-Information für den Operateur deutlich reduziert werden. Schon Position und Höhe des UAVs können ausreichend sein.

#### E) Teilautonome Steuerung/Führung – Missionsvorgabe:

Hierbei können dem UAV verschiedene vordefinierte Missionen vorgegeben werden. Denkbar ist hier z.B. die automatische Positionshaltung in einem vorgegebenen Gebiet oder die selbständige Verfolgung eines Ziels.

#### F) Vollkommene Autonomie:

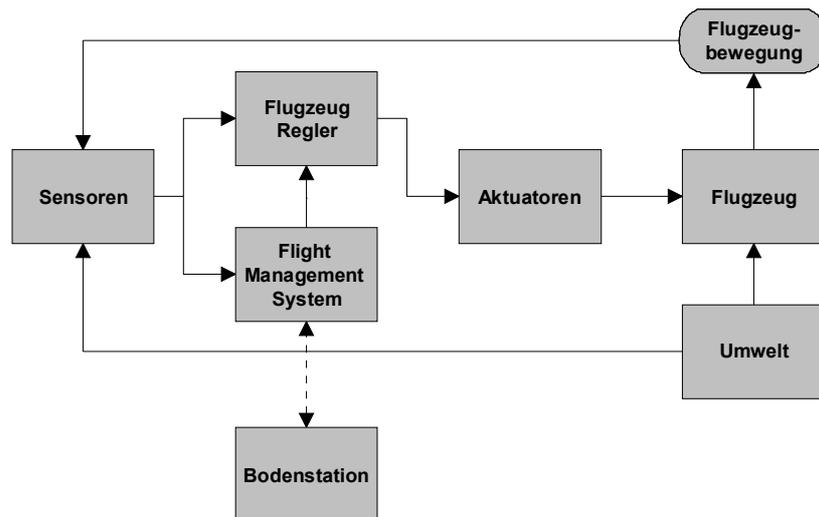
Hier ist keinerlei Feedback notwendig. Das UAV erfüllt seine Aufgabe/-n von Anfang bis Ende völlig autonom.

### **4.4.2 Hardwarevoraussetzungen/Sensorkonzept**

Bild 4.2 zeigt die prinzipiellen Elemente eines Flugführungssystems.

Prinzipiell sollte die Flugführungshardware leicht, klein und billig sein. Es müssen jedoch die Mindestanforderungen bezüglich Ausfallwahrscheinlichkeit, Funktionalität und Genauigkeit erfüllt werden.

Das Flugführungs-Management kann durch On-Board- und Off-Board-Systeme erfolgen. Durch die hohen Anforderungen an die Ausfallwahrscheinlichkeit, den höheren Stromverbrauch und die längere Signal-Laufzeit eines kontinuierlichen Up- Down-Links eines Off-Board-Systems erscheint es jedoch sinnvoller, ein On-Board-System zu verwenden.



**Bild 4.2:** UAV-Flugführungssystem

Start und Landung haben einen vergleichsweise geringen Anteil an der Gesamtflugzeit. Sie bestimmen jedoch in erster Linie die Anforderungen an die Genauigkeit des Flugführungssystems. Wenn hier ein niedriger Autonomiegrad gewählt wird, kann die Genauigkeit geringer ausfallen und somit eine leichtere, billigere Hardware verwendet werden.

Die sehr langen Flugzeiten während der Mission eines UAVs machen einen hohen Autonomiegrad notwendig. Durch die langsamen Flugbewegungen und die großen Flughöhen sind jedoch die Anforderungen an Rechenleistung und Sensorgenauigkeit relativ gering.

Um kleine, leichte und billige Sensoren verwenden zu können, gibt es momentan Untersuchungen, inwieweit sich durch intelligente Auswertung der unterschiedlichen Bordsensoren die Sensordaten gegenseitig stützen und verbessern lassen. Durch die Verwendung von GPS und Piezo-Gyros können somit sehr kleine und leichte Flugführungssysteme ( $m \approx 100$  g [93]) entwickelt werden.

#### 4.4.3 Flugphasen

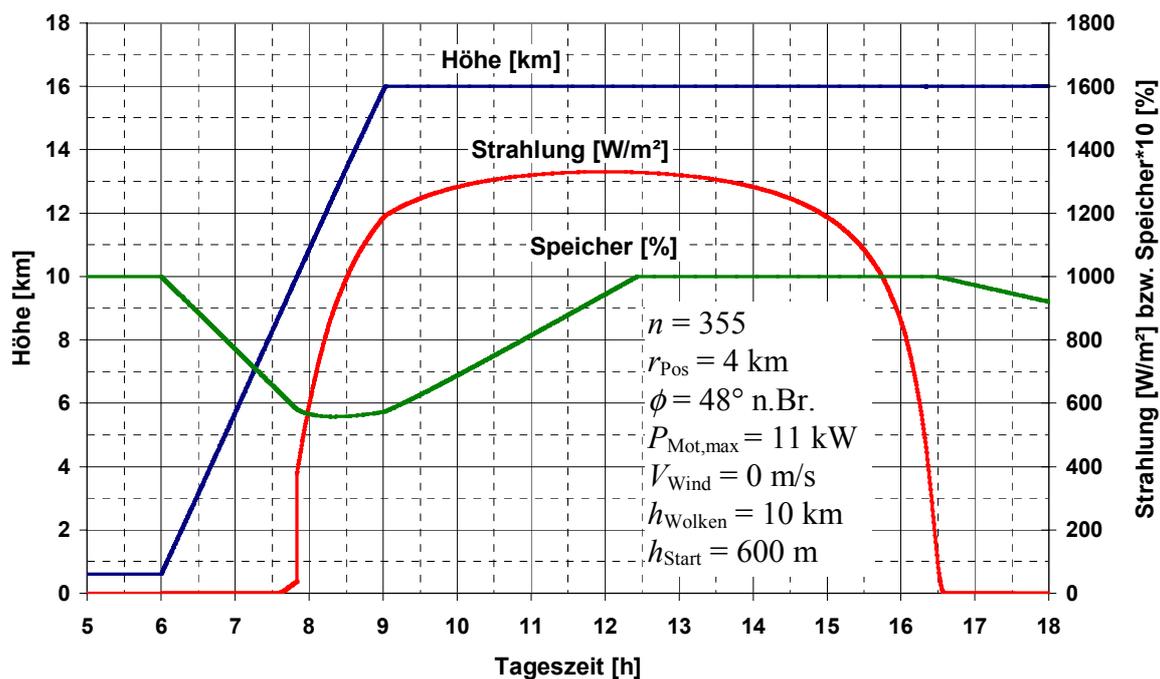
Die Mission einer hochfliegenden Solardrohne kann die folgenden Flugphasen beinhalten: Start, Landung, Flug nach Way-Points, Positionierung und Notfallverfahren.

##### 4.4.3.1 Start und Landung

Da der Anteil von Start und Landung an einer Gesamtmission verschwindend gering ist, können für Start und Landung auch aufwendigere Verfahren angewendet werden, wenn sich dadurch die Gesamtmissionsfähigkeit verbessert. So ist es sinnvoll, auf Bodenfreiheit des Propellers zu verzichten (siehe Kap. 3.11.1) und den Start mittels Winde durchzuführen. Dabei werden die Propeller eingeklappt oder horizontal gestellt. Bei einem Klapp-Propeller werden die Propellerblätter im Stillstand durch Federkraft eingeklappt und durch Fliehkraft im

Bedarfsfall ausgeklappt. Soll der Propeller jedoch auch als Luftbremse verwendet werden, ist zusätzlich eine Arretierung am Klappmechanismus des Propellers nötig. Bei der Verwendung eines starren Propellers dagegen werden Sensoren benötigt, die Aufschluß über die Position der Propeller geben, um diese für die Landung horizontal stellen zu können.

Der relativ breite Fahrwerksabstand (25 m bei Solitair 2) ist auf mittelgroßen Landebahnen unproblematisch. Jedoch ist aufgrund der niedrigen Fluggeschwindigkeit die zulässige Seitenwindkomponente sehr klein und es kann nur bei geringen Windgeschwindigkeiten gestartet werden. Ein exaktes Ausrichten des Starts gegen den Wind ist erforderlich. Hier muß durchaus damit gerechnet werden, daß Starts nicht zu jeder Zeit möglich sind. Betrachtet man jedoch die langen Flugzeiten von mehreren Monaten, so ist es durchaus akzeptabel, einige Stunden oder Tage auf geeignete Windverhältnisse zu warten. Wolkenfreiheit ist für den Start nicht zwingend nötig, wenn ausreichend früh gestartet wird. Bild 4.3 zeigt einen mit dem Missionsimulator SAMS gerechneten Steigvorgang für die Solitair 2 Konfiguration bei einer Wolken-schicht in 10 km Höhe. Mittels der gespeicherten Energie kann in relativ kurzer Zeit (ca. 2 h) über die Wolken gestiegen werden. Nach Erreichen der Zielflughöhe steht noch ausreichend Zeit zur Verfügung, um den Speicher vor Sonnenuntergang wieder voll aufzuladen.



**Bild 4.3: Steigvorgang Solitair 2 im Winter bei Wolken bis 10 km**

Der relativ komplizierte Winden-Start sollte mit niedrigem Autonomiegrad (B oder C) durchgeführt werden, um die On-Board Systeme möglichst einfach und leicht zu halten.

Für die Landung muß die Entfernung zum Boden sehr genau bekannt sein. Wenn die Landung autonom durchgeführt werden soll, sind dazu an Bord des UAVs zusätzliche Systeme notwendig (z.B. Boden-Abstands-Sensor). Wenn auf diese zusätzlichen Systeme verzichtet werden soll, muß die Landung bei niedrigem Autonomiegrad (B oder C) erfolgen.

#### 4.4.3.2 Notfallverfahren

Je nach Art des Notfalls müssen jeweils angepaßte Verfahren entwickelt werden. Fällt z.B. der Antrieb aus, so muß versucht werden, daß das UAV im Gleitflug vorher definierte Notlandefelder aufsucht. Da an diesen Notlandefeldern im allgemeinen keine Bodenstationen vorhanden sind, müssen im Flugführungssystem auch autonome Landeverfahren implementiert sein. Fallen z.B. kritische Elemente des Flugführungssystems aus, so sollten unabhängige Systeme an Bord des UAVs einen kontrollierten Abstieg einleiten. Beim Centurion geschieht das z.B. durch Ausstoß eines kleinen Bremsfallschirms.

#### 4.4.3.3 Flug nach Way-Points

Der Flug nach Way-Points stellt eine einfache Möglichkeit dar, um ein UAV durch den Luftraum zu führen. Von der Bodenstation aus werden dem UAV 3- oder 4-dimensionale Way-Points (geographische Position, Höhe, Zeit) vorgegeben, die das UAV dann abfliegt. Werden nur 3-dimensionale Wegpunkte vorgegeben, so muß im Flugführungssystem des UAVs vorher festgelegt werden, unter welchen Bedingungen mit welchen Geschwindigkeiten geflogen werden soll. Weiterhin muß festgelegt sein, was passiert, wenn das UAV die geographische Position erreicht hat, aber die Flughöhe vom Vorgabewert differiert. Entweder wird zum nächsten Punkt geflogen und auf dem Weg dorthin versucht, die Höhendifferenz auszugleichen oder das UAV geht vor oder bei dem zu erreichenden Punkt in eine Art Holding-Pattern und gleicht hier die Höhendifferenz aus.

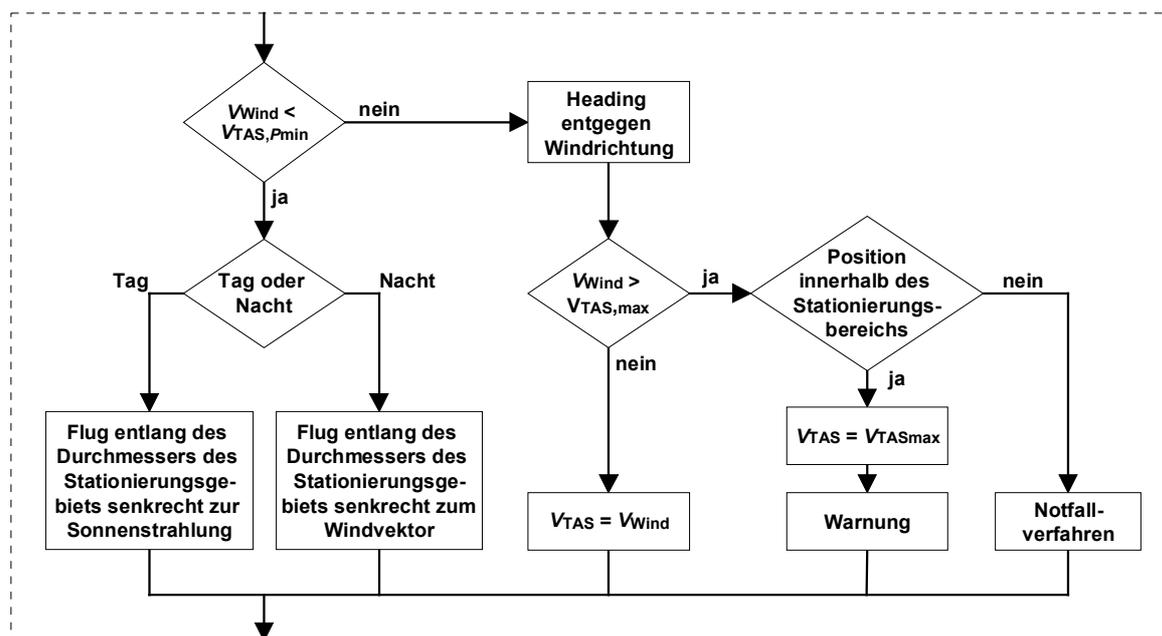
Da bei einem Solar-HALE-UAV die Fluggeschwindigkeiten sehr gering sind und stark vom Wind beeinflusst werden, ist es sinnvoll, 3-dimensionale Wegpunkte in Verbindung mit einem Flugmodus an das UAV zu übermitteln. Mit Hilfe des Flugmodus kann z.B. festgelegt werden, ob das UAV bei optimalem Steigen und ohne Berücksichtigung der Grundgeschwindigkeit fliegen soll oder ob die Wegpunkte bei niedriger Priorität der Höhe abgeflogen werden sollen oder in Holding-Patterns die Höhe angepaßt werden soll.

#### 4.4.3.4 Positionierung

Ein wesentliches Aufgabengebiet einer hochfliegenden Solardrohne ist eine quasistationäre Positionierung in großen Flughöhen. Das Flugführungssystem muß die Flugbahn unter Berücksichtigung von Wind und Sonnenstrahlung so wählen, daß der Positionierungsbereich nicht verlassen wird und gleichzeitig ein möglichst großer Energieüberschuß ( $E_{PV} - E_{erf}$ ) im Verlauf eines Tages erzielt werden kann.

Wird eine Solardrohne mit horizontalen Solarflächen verwendet, so stellt eine im Positionierungsbereich möglichst große Kreisbahn die energieoptimale Lösung dar, weil hier die geringsten Querneigungs-Winkel und somit die geringste Zusatzenergie für die Positionierung auftreten.

Die Untersuchungen in [21] haben gezeigt, daß für eine Konfiguration mit schwenkbaren Solarflächen eine Flugbahn über Grund entlang des Durchmessers des Positionierungskreises rechtwinkelig zur Richtung der Sonnenstrahlung für alle Wind- und Strahlungskombinationen die energieoptimale Lösung darstellt. Der geringfügig höhere Energiebedarf in den engen Kurven wird durch den möglichst senkrechten Strahlungseinfall auf die Solarpanels mehr als aufgehoben. Wird z.B. eine möglichst große Kreisbahn gewählt, so ist die Zusatzenergie durch die Positionierungsbahn zwar sehr gering, der Energieverlust durch die langen Flugzeiten bei nicht optimaler Panelausrichtung jedoch sehr hoch. Bild 4.4 zeigt vereinfacht den Ablaufplan des Positionierungsmoduls des SAMS-Flugführungssystems.



**Bild 4.4: Ablauf des SAMS Positionierungssystems**

#### Maximaler Querneigungs-Winkel:

Der Querneigungs-Winkel muß aus verschiedenen Gründen begrenzt werden. Zum einen begrenzt das maximale Lastvielfache den Querneigungs-Winkel. Zum anderen erhöht sich der Flugleistungsbedarf mit zunehmender Querneigung. Weiterhin muß der maximale Querneigungs-Winkel aufgrund der langsamen Fluggeschwindigkeit einer Solardrohne begrenzt werden, da sonst an der kurveninneren Flügelspitze sehr geringe Re-Zahlen auftreten können. Durch den großen Geschwindigkeitsunterschied von niedriger zu großer Flughöhe ist diese Querneigungs-Begrenzung auch von der Höhe abhängig. Wird z.B. gefordert, daß an der kurveninneren Flügelspitze eine Re-Zahl von  $Re > 100000$  herrschen soll, so kann der maximale Querneigungs-Winkel nach (4.1) ermittelt werden.

$$\Phi_{\max} = \text{asin} \left[ \frac{2 \cdot V^2}{b \cdot g} \cdot \left( 1 - \frac{100000 \cdot v}{l_a \cdot V} \right) \right] \quad (4.1)$$

Das maximale Lastvielfache ( $n = 3.5$ ) begrenzt mit  $\Phi = 73^\circ$  den Querneigungs-Winkel. Um den Leistungsbedarf während der Positionierung gering zu halten, wurde die maximale Querneigung hier auf  $\Phi = 20^\circ$  festgelegt. Dadurch erhöht sich der Leistungsbedarf während der Kurve um ca. 9.5 %. Bild 4.5 zeigt die Querneigungs-Begrenzungen für Solitair 1. Der Abfall der Re-Zahl Begrenzung in großer Flughöhe liegt an der generellen Re-Zahl Abnahme mit zunehmender Flughöhe (siehe Bild 3.41, Seite 76).

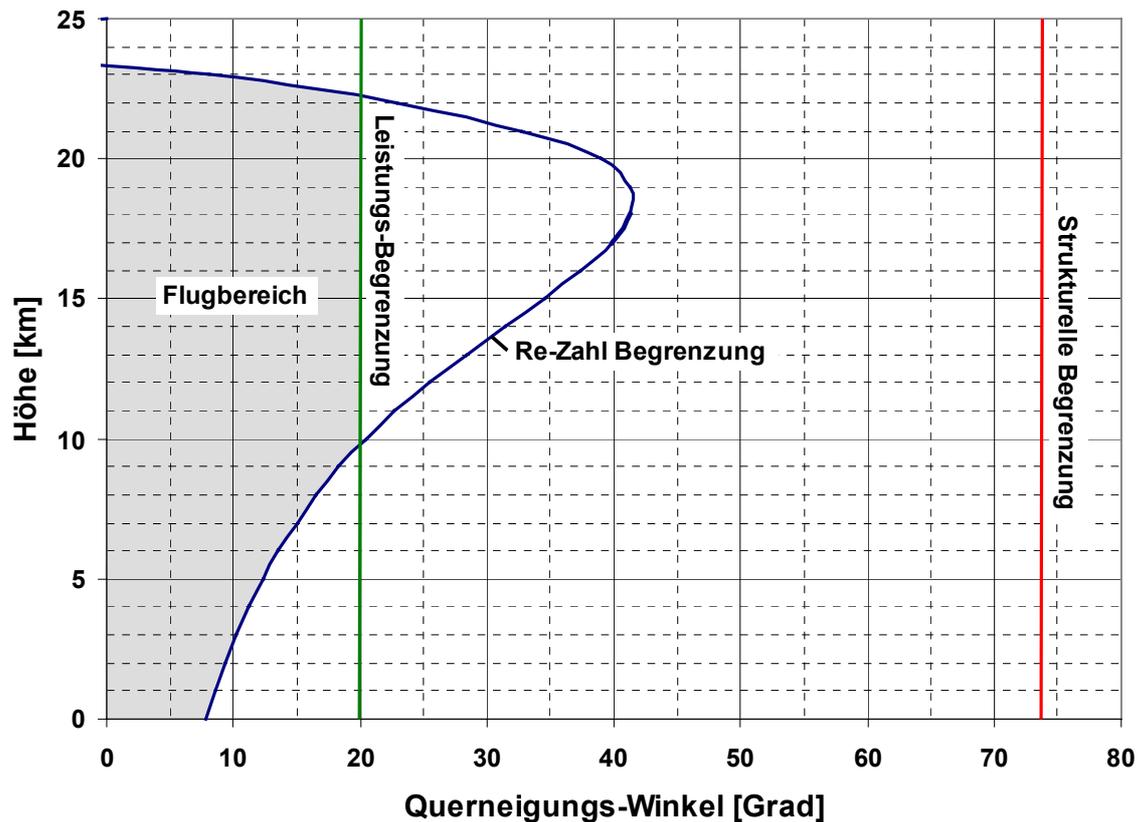


Bild 4.5: Maximaler Querneigungs-Winkel Solitair 1

## 5 Beschreibung der Auslegungs- und Simulationssoftware

Mit Hilfe der in Kapitel 3 erstellten Modellierungen wurde eine Auslegungs- und Simulationssoftware erstellt. Das Auslegungsprogramm SALT betrachtet größere Zeiträume (Tage, Jahre) und dient zur Gesamtsystemauslegung (Geometrie, Dimensionierung der Untersysteme). Im Anschluß kann die gefundene Flugzeug-Gesamtkonfiguration mit Hilfe der Simulationssoftware SAMS mit 6 Freiheitsgraden bewegt werden und in wesentlich kürzeren Zeiträumen (Sekunden) betrachtet werden. Dadurch können detaillierte Missionssimulationen durchgeführt werden und z.B. Untersuchungen zur Stationierungsfähigkeit bei bestimmten Wind- und Strahlungsbedingungen gemacht werden. Eine ähnliche Software-Strategie wurde auch beim Pathfinder/Centurion Projekt angewendet [96].

Hier soll nur ein kurzer Überblick über die Programme SALT und SAMS gegeben werden. Eine detaillierte Beschreibung ist in [70] gegeben.

### 5.1 Beschreibung von SALT und SAMS

#### 5.1.1 SALT - Solar Aircraft Layout Tool [70]

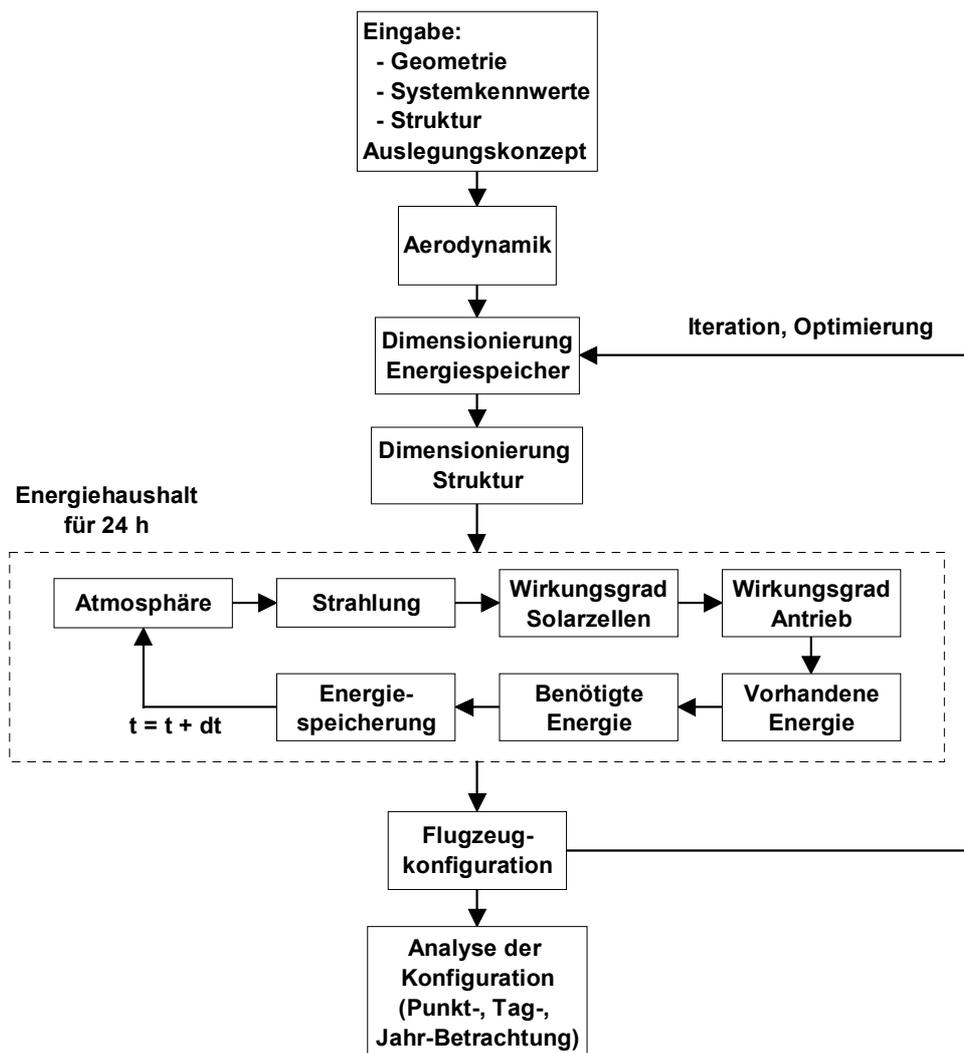
Das Programm SALT dient zur Konfigurationsauslegung und zum Flugzeugvorentwurf von hochfliegenden Solardrohnen. Aufgrund der einfachen menügeführten Bedienung lassen sich zügig die einzelnen Untersysteme aufeinander abstimmen und die Flugleistungen der Solardrohne ermitteln.

Es bieten sich verschiedenste Berechnungsmöglichkeiten. Durch sinnvolle Eingabe der Ausgangsparameter erkennt das Programm automatisch, welcher Berechnungsweg eingeschlagen werden soll. Im momentanen Entwicklungsstand können mit SALT praktisch alle Flugzeuge, deren Masse konstant bleibt, auf ihre Flugleistungen hin untersucht werden.

Ein vereinfachter Programmablauf von SALT ist in Bild 5.1 angegeben. In einem Eingabemenü hat man die Möglichkeit, die verschiedensten Flugzeugkonfigurationen zu spezifizieren. Die Flugzeuggeometrie kann detailliert angegeben werden. Es sind Nurflügel-, Enten-, Normal- und Tandemkonfigurationen möglich mit keinem oder mehreren Rümpfen. Es können Nutzlastbehälter und Motorgondeln vorgesehen werden. Für die aerodynamischen Berechnungen werden die Profile von Flügel und Höhenleitwerk benötigt. Die Solarzellen können auf allen Flächen angebracht werden (Flügel, Höhenleitwerk, Seitenleitwerk, Rumpf). Zusätzlich können die Zellen auch auf ebenen schwenkbaren Zusatzsolarflächen aufgebracht werden. Weiterhin können Wirkungsgrad und Gewicht der Antriebskomponenten Elektromotor, Motorregler, Elektrolyseur, Brennstoffzelle und Propeller angegeben werden. Der Propellerwirkungsgrad kann auch, wie in Kap. 3.7 beschrieben, automatisch berechnet werden. Wenn

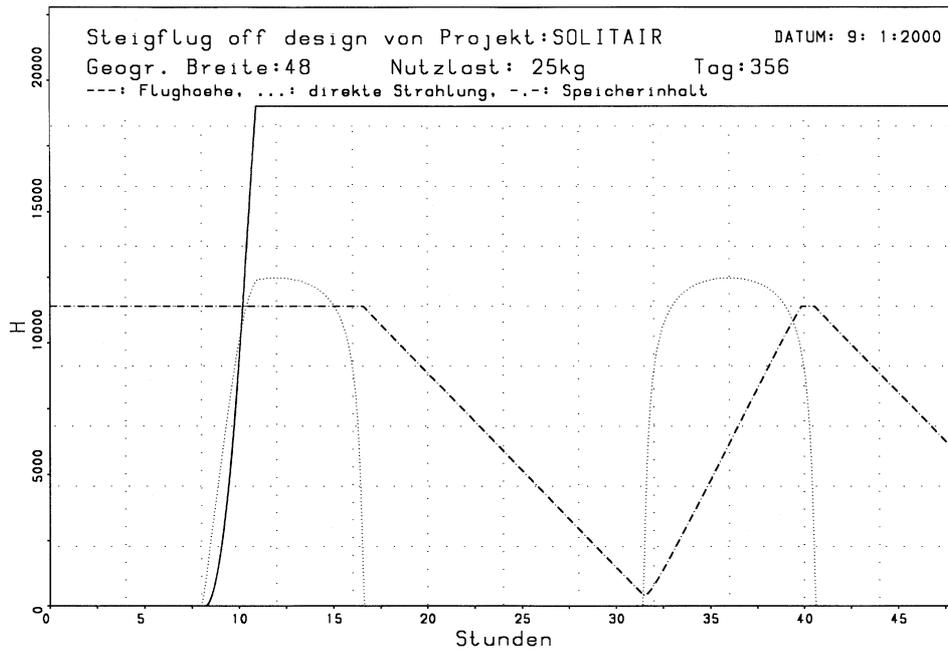
eine Strukturmassenabschätzung für Flügel und Höhenleitwerk gewünscht wird, müssen die Werkstoffkennwerte der Hauptholme angegeben werden.

Im Anschluß an die Konfigurationseingabe werden die Druckverteilungen von Flügel und Höhenleitwerk für verschiedene Anstellwinkel mit einem Gitterverfahren bestimmt. Daraus wiederum lassen sich verschiedene aerodynamische und flugmechanische Beiwerte berechnen. Anhand der vorgegebenen spezifischen Massen und Festigkeitswerte wird in einem iterativen Prozeß die Flugzeugmasse bestimmt und das Energiespeichersystem dimensioniert. Der Nullwiderstand des Flugzeuges wird berechnet und der erforderliche Leistungsbedarf ermittelt.



**Bild 5.1: Übersicht Programmablauf SALT**

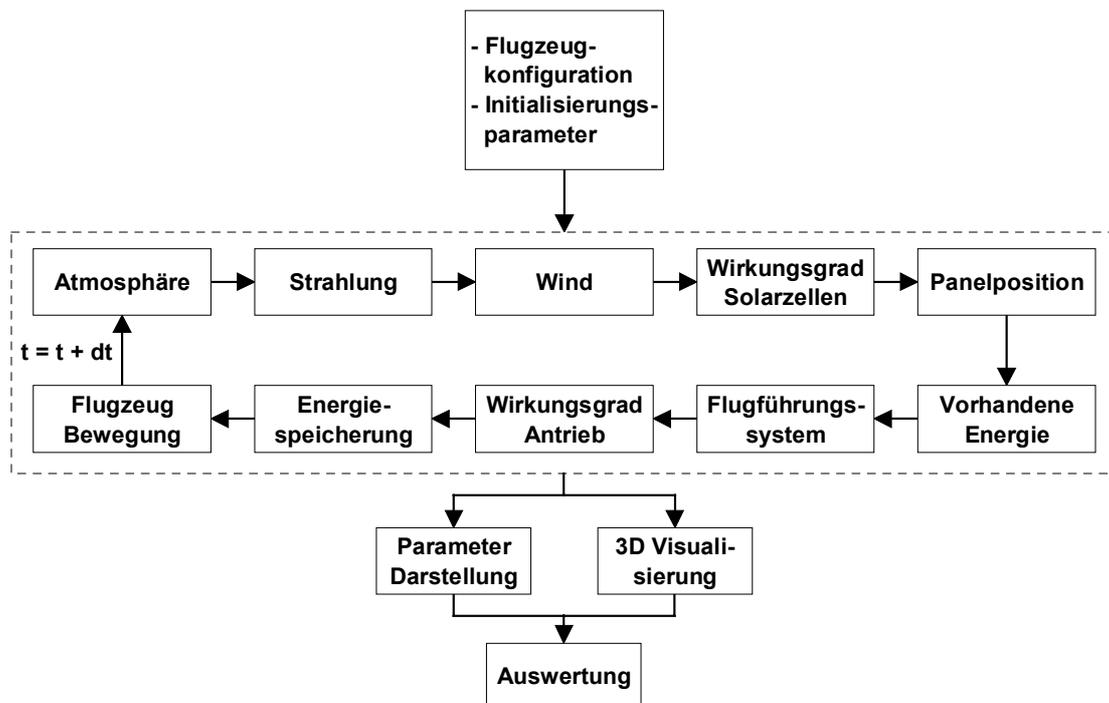
Mit der so definierten Flugzeugkonfiguration können jetzt die Flugleistungen unter beliebigen Umgebungsbedingungen (Jahreszeit, Breitengrad, Höhe) untersucht werden. Weiterhin besteht die Möglichkeit, den Energiehaushalt (Flughöhe, Speicherinhalt) für einfache, mehrere Tage andauernde Missionen zu berechnen (Bild 5.2).



**Bild 5.2: Ausgabebildschirm zum Energiehaushalt einer mehrtägigen Mission**

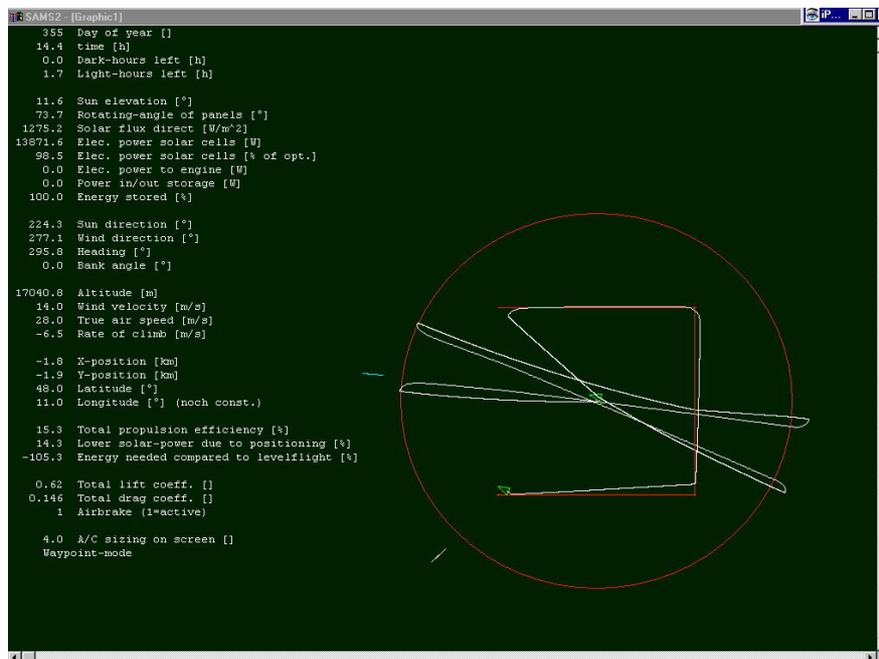
### 5.1.2 SAMS – Solar Aircraft Mission Simulator

Mit Hilfe der Software SAMS können für die mit SALT ausgelegten Flugzeugkonfigurationen detaillierte Missionen simuliert werden. In Bild 5.3 ist ein vereinfachter Programmablauf von SAMS angegeben.

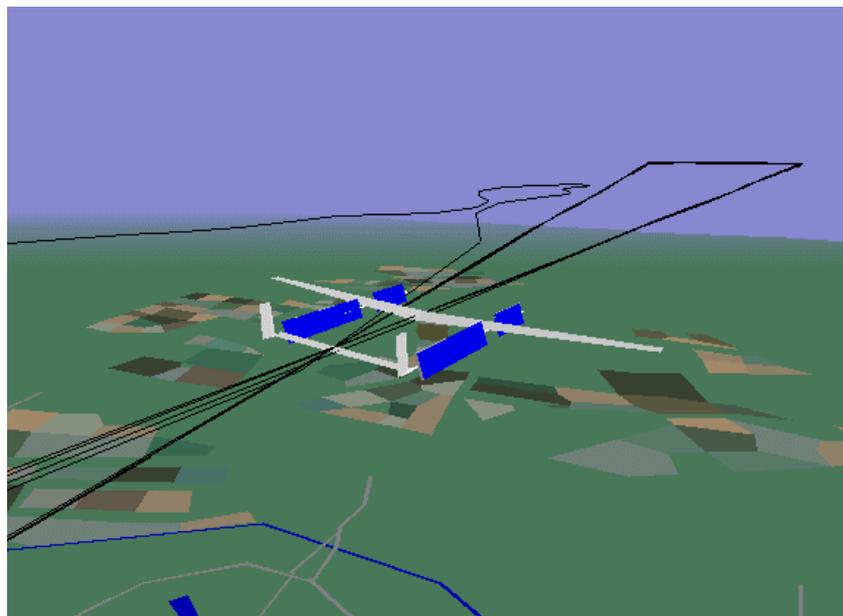


**Bild 5.3: Übersicht Programmablauf SAMS**

Durch die räumliche Betrachtungsweise von SAMS war es möglich, einige Modellierungen gegenüber SALT noch zu verbessern. So konnte z.B. die gegenseitige Abschattung der Solarpanels mit berücksichtigt werden. Als Eingabedaten kann SAMS direkt die Ergebnisdateien von SALT verwenden. Um die zu fliegende Mission zu definieren, werden noch Dateien benötigt, die den Anfangszustand des Flugzeuges und den Flugweg des Flugzeuges vorgeben.



**Bild 5.4: Ausgabebildschirm von SAMS**



**Bild 5.5: 3D-Visualisierung von SAMS**

Die Simulation kann in Echtzeit oder mit verschiedenen Zeitschrittweiten rechnen. Die Ausgabe der wichtigsten Parameter und des Flugweges erfolgt über einen Ausgabebildschirm

(siehe Bild 5.4). Des Weiteren ist eine 3D-Graphikanimation des Fluges möglich (siehe Bild 5.5). Diese erfolgt offline oder online über einen zweiten Rechner.

Mit dem in SAMS integrierten Windmodell und den automatischen Flugführungsalgorithmen kann realistisch beurteilt werden, inwieweit an einer bestimmten geographischen Position zu einer bestimmten Jahreszeit in einer bestimmten Flughöhe eine dauerhafte Stationierung der jeweils gewählten Flugzeugkonfiguration möglich ist.

SAMS erzeugt 6-dimensionale Bewegungsdaten. Die Simulation ist jedoch nur quasidynamisch. Es werden sehr kurze stationäre Flugzeugbewegungen berechnet, die zusammen eine kontinuierliche Bewegung ergeben. Aufgrund der niedrigen Fluggeschwindigkeit einer Solar-Drone und der Art des Einsatzprofils ist dies jedoch ausreichend für die Untersuchung von Bahnführungsstrategien, Flugführungsalgorithmen und des Energiehaushalts.

### 5.1.3 Entwicklungsgeschichte der Programme

Das SALT-Grundprogramm entstand im Rahmen einer Diplomarbeit [69]. Dabei konnten verschiedene bereits vorhandene Programmelemente genutzt werden. Das Gitterverfahren zur Berechnung der Druckverteilung der Auftriebsflächen entstand während einer Dissertation [4] und wurde in [71] erweitert. Die Menüstruktur und die Berechnung von Druck- und Reibungswiderstand nach Roskam [124] konnte aus dem Programm PEP [84] übernommen werden. Das Programm ist in FORTRAN geschrieben und läuft auf PCs unter DOS. Als FORTRAN Compiler wurde der MICROSOFT FORTRAN POWER STATION 1.0 Compiler verwendet. Die Graphiken werden mit dem Graphiksystem des Leibniz Rechenzentrums der TU-München erzeugt. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurde das Programm komplett überarbeitet, die hier entwickelten Modellierungen der Untersysteme eingearbeitet und um eine Reihe von Berechnungsmöglichkeiten und Analysemodulen erweitert.

Der Missions-/Systemsimulator SAMS wurde völlig neu entwickelt. Er wurde mit dem DIGITAL VISUAL FORTRAN 5.0 Compiler erstellt und ist unter Windows-95/NT lauffähig. Die 3D-Graphikanimation erfolgt mit dem 3DV Softwarepaket [6]. Die Module zur Modellierung der Untersysteme sind weitgehend mit den Modulen in SALT identisch, um eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse zu gewährleisten. Das Flugführungsmodul wurde leicht verändert aus [21] übernommen.

## 5.2 Verifizierung der Softwaretools

Anhand von Flugzeugen, die in Auslegung und Konfiguration zumindest teilweise der SOLITAIR Konfiguration ähnlich sind, werden je nach verfügbaren Daten dieser Flugzeuge Teile der Auslegungssoftware SALT überprüft. Da SAMS mit den gleichen Modellierungen wie SALT arbeitet, findet nur noch eine Überprüfung auf Übereinstimmung zwischen SALT

und SAMS statt. Da oft nicht immer alle benötigten Größen aus der Literatur zu erhalten sind, mußten in einzelnen Bereichen realistische Annahmen gemacht werden. Auf die Modellierung der verschiedenen Flugzeuge wird nicht näher eingegangen. Die Daten der untersuchten Flugzeuge werden in Anhang 2 angegeben.

### 5.2.1 Pathfinder

Obwohl es sehr viele Berichte über Pathfinder gibt, sind doch die Informationen für eine detaillierte Modellierung und Vergleichsrechnung kaum ausreichend. Erschwerend kommt hinzu, daß Pathfinder praktisch nach jedem Flug weiterentwickelt wurde und mit unterschiedlichen Nutzlasten ausgerüstet wurde. So ist es schwierig, den genauen technischen Stand der einzelnen Systeme für einen bestimmten Flug zu ermitteln. Angaben über das Energiemanagementsystem sowie die Avionik wurden nicht gefunden. Im folgenden wird der Rekordflug von Pathfinder am 07.07.97 näher untersucht.

- Photovoltaik: Etwa 70 % des Flügels waren mit Zellen unterschiedlicher Bauart mit bis zu 14.5 % Wirkungsgrad ausgerüstet. Ein Solarfeld auf dem Mittelflügel war nicht funktionsfähig. Es wird berichtet, daß die den Motoren maximal zu Verfügung stehende Leistung 7200 W betrug. Durch die unterschiedlichen Zellentypen und die Anbringung auf einer mehrfach gewölbten Fläche ist es schwierig, alle Zellen im optimalen Betriebspunkt zu betreiben. Obwohl das Flugzeug angeblich zu diesem Zeitpunkt mit mehreren MPP-Trackern ausgerüstet war, konnte durch Vergleich mit einer Modellierung mit SALT doch nur ein auf die Gesamtsolarfläche bezogener mittlerer Wirkungsgrad von ca. 11.7 % erreicht werden.
- Massen: Eine detaillierte Massenaufstellung der Untersysteme von Pathfinder (Avionik, Pufferbatterien, Struktur) konnte leider nicht gefunden werden. Somit können hier auch keine vergleichenden Aussagen getroffen werden.
- Flugleistungen: Durch Wolken und Probleme mit einem Motor verspätete sich der Start etwas. Dies ist auch aus dem Vergleich mit dem in SALT berechneten Höhenprofil (Bild 5.6) zu erkennen. Das etwas steilere Anfangssteigen von Pathfinder im Vergleich zur Simulation ist durch den beim Start verwendeten Pufferakku zu begründen. Dieser Flug wurde noch mit den alten Propellern durchgeführt, die mit zunehmender Höhe an Wirkungsgrad verlieren. Beim Pathfinder wurden aufgrund der vielen Antriebe Verstellpropeller verworfen, um die Zuverlässigkeit zu erhöhen und das Gewicht niedrig zu halten. Die Modellierung in SALT entspricht jedoch der Charakteristik eines Verstellpropellers, worin auch die etwas größere erreichte Flughöhe begründet ist. Nach Erreichen der Maximalhöhe wurde der Widerstand durch die nicht mehr angetriebenen Propeller erhöht, wodurch ein schnellerer Abstieg möglich ist.

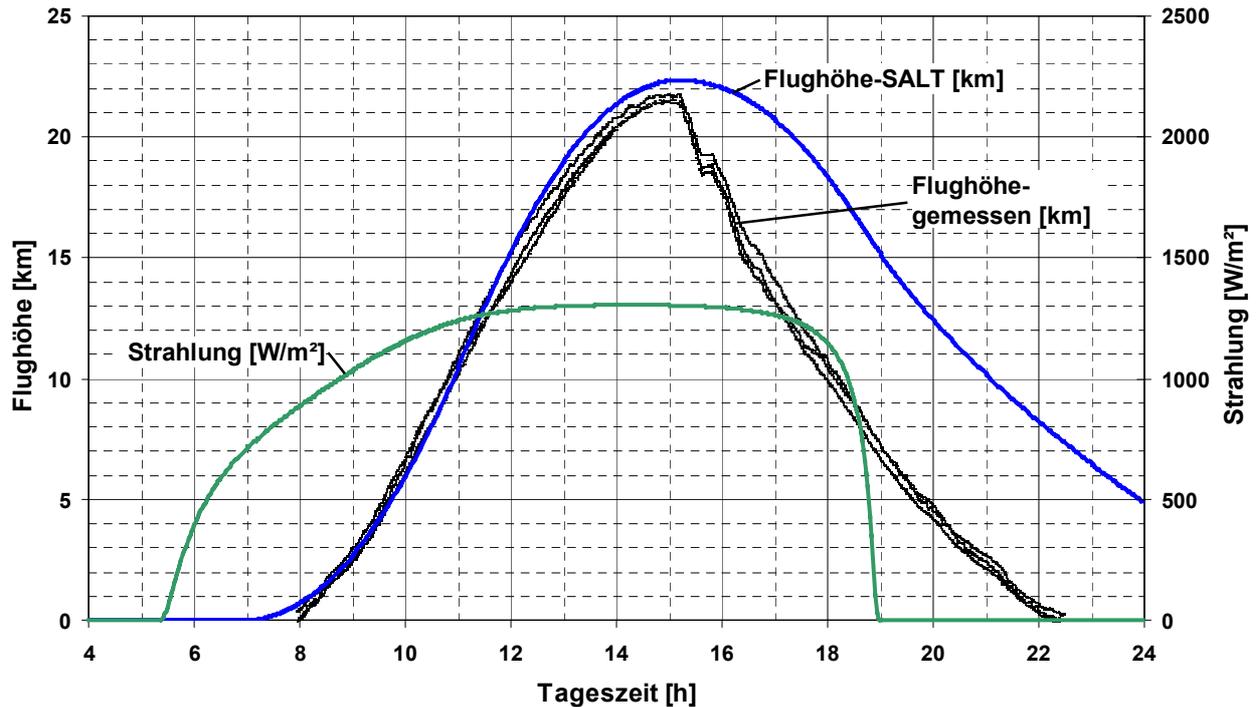


Bild 5.6: Pathfinder Höhenprofil – Flug 07.07.1997

### 5.2.2 Velair 89

Velair 89 ist ein an der Universität Stuttgart entstandenes Muskelkraftflugzeug. Die Daten des Flugzeuges wurden [45] entnommen.

- Massen: Die spezifischen Massen von Höhen- und Seitenleitwerk sind sehr gering ( $m_{SI}/S_{SI} = 0.54 \text{ kg/m}^2$ ;  $m_{HI}/S_{HI} = 0.65 \text{ kg/m}^2$ ). Der Flügel besitzt für seine hohe Streckung  $\Lambda_{F1} = 32$  ein niedriges Gewicht von  $m_{F1} = 16 \text{ kg}$  oder  $m_{F1}/S_{F1} = 0.95 \text{ kg/m}^2$ . Da der Flügelholm im Handlaminier-Verfahren erstellt wurde, hat der Erbauer mit einer zulässigen Festigkeit von  $\sigma_{KFK} = 600 \text{ N/mm}^2$  gerechnet. Da nicht beliebige Kerngrößen für die Erstellung des Rohrholmes verfügbar waren, wurde die maximal mögliche Bauhöhe nur zu etwa 75-80 % ausgenutzt. Wird mit diesen Vorgaben die Flügelmasse mit dem in SALT verwendeten Flügelmassenmodell berechnet, ergibt sich eine um 1.3 kg zu geringe Flügelmasse. Diese ist in einer geringeren Rippenmasse (siehe Rippenmassenmodell) sowie durch eine kleinere gewählte Beplankungsfläche begründet. Die maximale Flügelaufbiegung bei  $n = 1$  wird mit 1.95 m angegeben. In SALT ergibt sich eine geringfügig höhere Aufbiegung von 2.26 m, da hier eine Versteifung durch Beplankung und Bespannung nicht berücksichtigt wurde.
- Flugleistungen: In [45] wird für Velair 89 eine erforderliche Leistung von  $P_{\text{erf}} = 225 \text{ W}$  im Auslegungspunkt angegeben. Wenn die Propeller- und Kettengertriebe-Wirkungsgrade aus [45] verwendet werden, ergibt sich mit SALT ein Leistungsbedarf von  $P_{\text{erf}} = 257 \text{ W}$ . Der erhöhte Leistungsbedarf könnte darin begründet sein, daß in SALT nur einfach lineare

Tragflügelgeometrien möglich sind und somit die bei Velair 89 nahezu elliptische Auftriebsverteilung nicht simuliert werden kann. Weiterhin wird in SALT mit turbulenter Strömung gerechnet. Die teilweise laminaren Strömungsverhältnisse können nicht berücksichtigt werden.

### 5.2.3 Sunrise II

Sunrise hat 1974 die ersten Solarflüge der Welt durchgeführt. Das Flugzeug ist in Anhang 1 genauer beschrieben. Die Daten zur Modellierung von Sunrise II wurden [24, 25, 27] entnommen.

Ungenauigkeiten bei der Modellierung von Sunrise II entstehen hauptsächlich beim Antriebsstrang. Der Propeller-Wirkungsgrad ist nicht angegeben und muß daher geschätzt werden. Da Sunrise II keinen MPP-Tracker und keinen Verstellpropeller besitzt, sind große Fehlanpassungen des Antriebssystems außerhalb der Auslegungsflughöhe vorhanden. Um diese Fehlanpassungen zu berücksichtigen, müßten die Propellergeometrie und das Motorkennfeld bekannt sein. Somit sind mit SALT etwas zu optimistische Flugleistungen zu erwarten.

- Massen: Bei der Massenaufstellung fällt das mit 16.4 % der Gesamtmasse hohe Avionikgewicht (1.7 kg) auf. Das Strukturgewicht von Flügel und Höhenleitwerk ist mit 0.42 kg/m<sup>2</sup> sehr gering.
- Aerodynamik: Die Polare von Sunrise II wurde im Flug vermessen. Die in SALT berechnete Polare ergibt im Vergleich dazu einen um ca. 30 % ( $\Delta C_{w0} = 0.016$ ) zu optimistischen Nullwiderstand, der im folgenden korrigiert wurde.
- Flugleistungen: Die aus einem Steigflugdiagramm abgelesenen Daten [24, 25] für Sunrise II in Bodennähe wurden mit berechneten Daten aus SALT verglichen (Tabelle 5.1).

Leistung [W]	$V_{\text{steig,max}}$ [m/s]		$V_{\text{max}}$ [m/s]	
	Astro Flight	SALT	Astro Flight	SALT
100	0.10	0.08	5.8	5.4
300	0.63	0.68	8.8	8.7
500	1.11	1.24	11.3	10.5

**Tabelle 5.1: Vergleich Sunrise Flugleistungen in  $h = 0$  m**

- Höhenflugprofil: Für Sunrise II wird in [24, 25] ein Höhenflugprofil angegeben und mit einer SALT-Missionsrechnung verglichen (Bild 5.7). Die niedrigere Flughöhe von Sunrise ergibt sich aus der Fehlanpassung der Elektromotor-Spannung und weniger aus mangelnder Motorleistung. Obwohl angegeben wurde, daß das Diagramm in Solar-Zeit dargestellt ist, erscheint dennoch eine Verschiebung der Zeit um 30 Minuten zu bestehen. Aus dem Diagramm wird ersichtlich, warum bei Sunrise II eine zusätzliche Batterie für

den Start verwendet wurde. Durch die kurze Tageszeit und die geringe Steigleistung kann die Maximalhöhe erst weit nach der maximalen Einstrahlung erreicht werden. Durch die Startbatterie, kann die Startzeit vorgezogen werden und somit eine größere maximale Flughöhe erreicht werden.

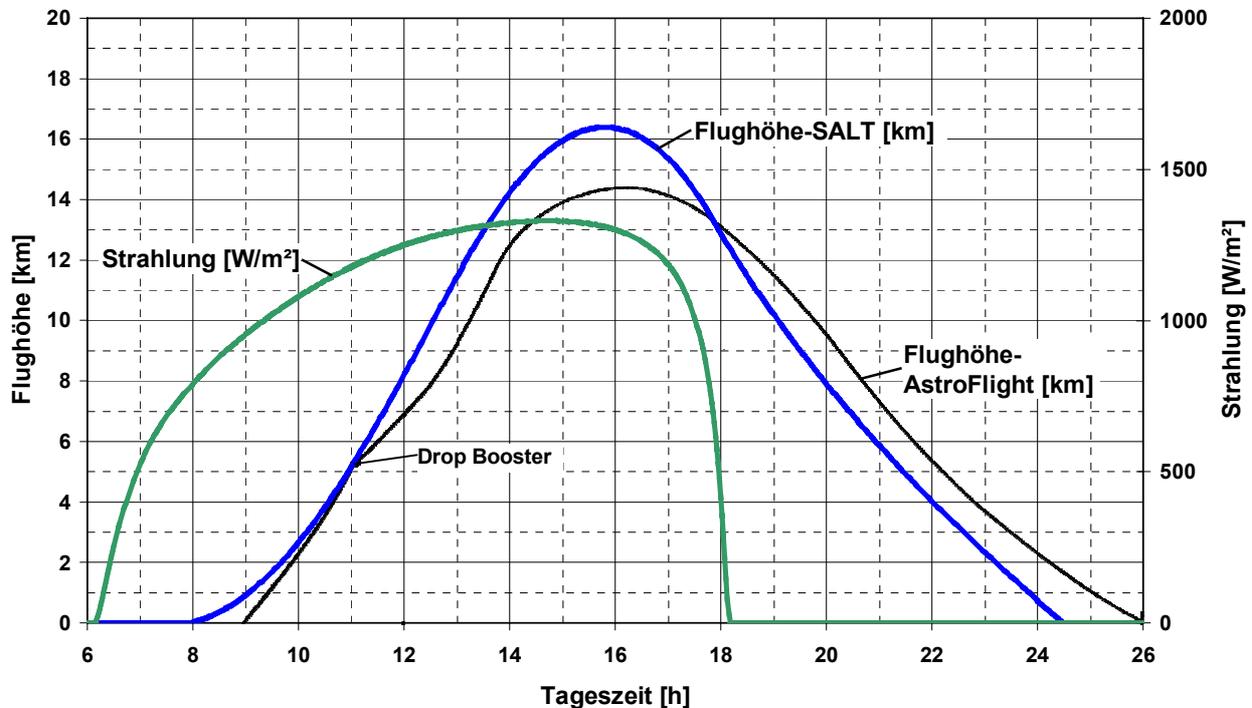


Bild 5.7: Vergleich Höhenflugprofil Sunrise II

#### 5.2.4 Solarflugmodell WS16

Mit dem Solar-Modellflugzeug WS16 ( $b = 2.5\text{m}$ ) konnte 1997 ein Strecken- und Dauerflugweltrekord erzielt werden. Obwohl es zahlreiche Solar-Modellflugzeuge gibt, konnten nur bei diesem Modell alle für eine Vergleichsrechnung mit SALT benötigten Daten in der Literatur [27, 130] gefunden werden. Da SALT mit der wahren Ortszeit rechnet, mußten Sommerzeit und Zeitonenversatz in SALT korrigiert werden. Für einen Vergleich mit SALT wurden die Angaben der Rekordflüge herangezogen:

- Horizontalflugleistungsbedarf: Dieser wird im Text mit 4.3 Watt angegeben. Mit SALT ergeben sich ca. 5 Watt. Es wurde nicht angegeben, wie die 4.3 Watt ermittelt wurden.
- Es wird berichtet, daß es beim Start teilweise bewölkt war und um 8:00 Uhr kurzzeitig ein Steigen von 1 m/s möglich war. Mit SALT ergibt sich ein maximales Steigen bei wolkenlosem Himmel um 8:00 Uhr von 0.96 m/s. Der Start konnte aufgrund der Bewölkung erst um 8:21 Uhr erfolgen. Mit SALT ergibt sich eine Startzeit (Steigen  $> 0.1\text{ m/s}$ ) bei idealen Wetterbedingungen von 6:25 Uhr.
- Weiter wird angegeben, daß etwa ab 19:05 Uhr die Flughöhe nicht mehr gehalten werden konnte. Mit SALT ergibt sich dieser Gleichgewichtszustand um 19:08 Uhr.

- Die Landung des Rekordfluges endete um 19:55 Uhr nach Abstieg aus ca. 300 m Flughöhe. Mit SALT ergibt sich nach dem Abstieg aus der angegebenen Höhe eine Landezeit von 19:44.
- Auffallend ist das geringe Gewicht des Flugzeugs. Obwohl das Flugzeug in konventioneller Bauweise erstellt wurde, beträgt das Abfluggewicht bei einer Spannweite von 2.1 m nur 768 g. Wenn man die Massen der Ausrüstung und der Solarzellen abzieht, bleiben für die gesamte Flugzeugstruktur lediglich ca. 225 g. Das spezifische Flächengewicht des Flügels liegt etwa bei 0.45 kg/m<sup>2</sup>.

Wenn man bedenkt, daß die aktuellen Wetterbedingungen (Wolken, Thermik) nicht in die Simulation eingehen können und manche Angaben in der Literatur nur geschätzt sind (Flughöhe, Steiggeschwindigkeit), ergibt sich eine sehr gute Übereinstimmung der Daten.

## 6 Konfigurationsentwicklung eines hochfliegenden Solarflugzeugs

### 6.1 Beschreibung verschiedener Auslegungskonzepte

#### 6.1.1 Prinzipielle Zielkonflikte

Im folgenden werden einige grundlegende Forderungen an ein hochfliegendes Solarflugzeug gestellt und deren Auswirkungen beschrieben (Tabelle 6.1). Man erkennt, daß sich viele Anforderungen gegenseitig widersprechen.

Anforderung	resultierende Anforderung
Flug mit minimalem Leistungsbedarf	- hoher $C_A$ Wert - niedriger $C_W$ Wert - niedriges Gewicht - Flug in geringer Höhe
Hohe Solarleistung	- große Solarflächen - hoher Widerstand - großes Gewicht
Hohe Fluggeschwindigkeit	- niedriger $C_A$ Wert - hoher Leistungsbedarf - erhöhtes Gewicht
Große Flughöhe	- hoher Leistungsbedarf

**Tabelle 6.1: Grundanforderungen Solardrohne**

Bei der Auslegung von hochfliegenden Solarflugzeugen muß also immer ein Kompromiß eingegangen werden zwischen aerodynamischem Widerstand, Gesamtmasse, empfangener Solarenergie, Fluggeschwindigkeit und Flughöhe. Daraus resultiert eine Vielzahl von möglichen Auslegungsstrategien. Somit ist es bei der Auslegung eines Solarflugzeugs sehr wichtig, die Anforderungen exakt und detailliert zu definieren, denn diese bestimmen in großem Maße die Konfiguration des Solarflugzeugs.

#### 6.1.2 Anbringung der Solarzellen auf der Flügeloberseite

Die Anbringung der Solarzellen auf der Tragflächenoberseite hat verschiedene Vor- und Nachteile:

##### Vorteile:

- Je nach Integrationsverfahren der Solarzellen in die Flügelstruktur erhöht sich die für die Integration zusätzliche Masse nur gering.
- Je nach Integrationsverfahren wird die Aerodynamik des Flugzeuges nahezu nicht verändert.

- Da die Solarzellen etwa horizontal angebracht sind, ist die empfangene Solarleistung nahezu unabhängig von der Flugrichtung.

#### Nachteile:

- Durch die Flugbahn des Flugzeugs ist die Lage der Tragflächen im allgemeinen vorgegeben. Dadurch können die Solarzellen nicht optimal zur Sonne ausgerichtet werden. Da das Flugzeug meist horizontal fliegt und die Sonnenstrahlen besonders morgens, abends und im Winter in nördlichen Breiten sehr flach einfallen, kann hier mit Solarzellen, die auf den Tragflächen angebracht sind, nur sehr wenig Sonnenenergie empfangen werden.
- Die Flügelfläche begrenzt die Solarzellenfläche. Wird für den Flug in großen Höhen oder mit hoher Nutzlast eine größere Solarzellenfläche benötigt, muß der Flügel vergrößert werden. Dadurch verringert sich die Fluggeschwindigkeit, was aufgrund der hohen Windgeschwindigkeiten problematisch werden kann.
- Die maximale Flughöhe kann nur erreicht werden, wenn die Sonne senkrecht steht. Dies ist jedoch immer nur für einen Ort und einen Zeitpunkt möglich.
- Wenn die Solarzellen auf dem Flügel angebracht sind, schwankt die vorhandene Überschussleistung in Abhängigkeit vom Sonnenstand. Somit ist der Elektrolyseur für den größten Teil des Tages nicht optimal ausgelastet.
- Durch die gewölbte Tragflächenoberseite ist der Einstrahlungswinkel der Solarzellen in Flügeltiefenrichtung unterschiedlich. Weist der Flügel noch eine Durchbiegung in Spannweitenrichtung auf, wird nahezu jede Solarzelle unterschiedlich bestrahlt. Dadurch wird es sehr schwierig, alle Solarzellen in ihrem optimalen Betriebspunkt zu betreiben (siehe Kap. 3.4.1.2) und es muß eine Vielzahl von MPP-Trackern eingesetzt werden.
- Die Oberseiten von Tragflügelprofilen sind meist gewölbt. Die Tragfläche selbst ist elastisch. Die Solarzellen sind jedoch sehr bruchempfindlich gegen Biegung. So muß je nach Einbettungsverfahren ein sehr steifer Flügel gewählt werden, um Brüche der Solarzellen zu vermeiden. Wenn die Aerodynamik des Tragflügels nicht durch Dehnungs-Spalte zwischen den Solarzellen und durch die Ebenheit der Zellen gestört werden soll, sind komplizierte Einbettungsverfahren nötig. Diese sind teuer und erhöhen das Gewicht der Solarzellen-Installation.
- Die zusätzliche Masse und die Massenverteilung der Solarzellen verlangt nach einem sehr torsionssteifen Flügel, da der Massenschwerpunkt durch die Solarzellen in der Regel nicht im Schubmittelpunkt des Tragflügels zu halten ist.
- Die auf dem Flügel fixierten Solarzellen können nicht oder nur unter großem Aufwand gewechselt werden.

### 6.1.3 Vor- und Nachteile von Zusatzsolarflächen

Zusätzlich an einem Flugzeug angebrachte Solarflächen, die keinen Auftrieb erzeugen und sich nach der Sonne um eine Achse ausrichten lassen, haben eine Reihe von Vor- und Nachteilen.

#### Nachteile:

- Die Flugzeugmasse erhöht sich durch die zusätzliche Struktur der Zusatzpanels, durch den Schwenkmechanismus, durch den benötigten stärkeren Antrieb, durch das entsprechend vergrößerte Energiespeicherungssystem sowie die erforderlichen Strukturverstärkungen der Flugzeugzelle.
- Da die Fläche der Zusatzpanels etwa in der Größenordnung der Flügelfläche liegt, ist der Zuwachs des Nullwiderstands durch die Zusatzpanels groß. Zumindest nachts jedoch sind Lösungen denkbar, um die widerstandserzeugende Oberfläche der Zusatzpanels zu verkleinern. Die Panels können z.B. zusammengeklappt, zusammengeschoben oder bei der Verwendung von auf Folie aufgebrachten Dünnschichtsolarzellen rolloartig zusammengerollt werden.
- Bei nicht optimaler Auslegung der Zusatzpanels können die Flugeigenschaften in Abhängigkeit von der Stellung der Panels verändert werden.
- Eine optimale Energieausnutzung ist nur möglich, wenn senkrecht zu den Sonnenstrahlen geflogen wird. Dies kann jedoch nicht immer erfüllt werden, wenn das Flugzeug im Windfeld stationiert werden soll.

#### Vorteile:

- Die Solarzellen können durch die Möglichkeit der Nachführung während des Fluges optimal zur Sonne ausgerichtet werden. Dadurch kann vor allem bei flachen Sonnenständen wesentlich mehr Sonnenenergie eingefangen werden. Berechnungen haben gezeigt, daß der Zusatzwiderstand und das Zusatzgewicht der Solarflächen durch die höhere Energieausbeute mehr als wettgemacht wird (z.B. Bild 6.19).  
Erst durch diese Technik wird ein Langzeitbetrieb (Monate/Jahre) einer hochfliegenden Solardrohne auch im Winter in mittleren Breiten (bis ca.  $\pm 55^\circ$ ) möglich.
- Durch die höhere verfügbare Leistung können größere Fluggeschwindigkeiten, größere Flughöhen und größere Nutzlasten erreicht werden.
- Da die Sonnenstrahlung in großen Höhen auch bei flachen Einfallswinkeln kaum durch die Atmosphäre beeinflusst wird, ist die tagsüber maximal erreichbare Flughöhe durch die schwenkbaren Panels nahezu von Ort und Jahreszeit unabhängig.
- Das Energiespeichersystem kann optimal auf die maximal zu speichernde Leistung ausgelegt werden, da die verfügbare Solarleistung, unabhängig vom Sonnenstand, nahezu konstant ist.

Somit können Elektrolyseur und MPP-Tracker besser ausgelastet und im optimalen Arbeitspunkt betrieben werden.

- Die Aerodynamik des Tragflügels kann ohne Einbeziehung der Solarzellenanbringung optimiert werden.
- Wenn keine weiteren Solarzellen auf dem Tragflügel angebracht werden, kann für diesen ein vereinfachter, gewichtsoptimierter Aufbau gewählt werden.
- Je nach Einsatzzweck sind Konfigurationsänderungen leicht möglich. Die Größe der Zusatzflächen kann angepaßt werden, es kann ganz ohne Zusatzflächen geflogen oder ohne Energiespeicher nur mit Solarenergie geflogen werden. Die Drohne kann somit schnell an die verschiedensten Anwendungsaufgaben angepaßt werden.
- Bei Beschädigungen der Solarzellen oder Fortschritten in der Solartechnologie ist ein Austausch der Solarzellen leicht möglich, da diese nicht in die Flügelstruktur integriert sind.
- Die Fertigung von ebenen Zusatzsolarflächen ist im Vergleich zu einer Einbettung der Solarzellen in die Flügelstruktur einfacher und preisgünstiger.

#### 6.1.4 Auslegungskonzepte

Es folgt eine Beschreibung verschiedener Auslegungs-Strategien für hochfliegende Solar-drohnen:

- **Absolut maximale Flughöhe:**  
Die größtmögliche Flughöhe mit einem Solarflugzeug kann erreicht werden, wenn die Solarzellen auf dem Flügel angebracht sind und bei senkrecht einfallendem Sonnenlicht geflogen wird. Senkrechter Strahlungseinfall ist zwischen  $23.5^\circ$  nördlichem und südlichem Breitengrad für jeden Ort an zwei Tagen im Jahr möglich. Es wird ohne Energiespeicher geflogen. Nach dieser Auslegung wurde z.B. die Flugzeugfamilie Pathfinder, Pathfinder-Plus und Centurion ausgelegt. Mit Pathfinder-Plus wurden bereits 24.5 km Flughöhe erreicht.
- **Konstant maximale Flughöhe für alle Jahreszeiten und Breitengrade:**  
Durch die Anbringung der Solarzellen auf nachführbaren Panels ist die maximale Flughöhe nur wenig vom Einfallswinkel der Sonnenstrahlung abhängig. Es wird möglichst ohne Energiespeicherung geflogen, um die Masse des Flugzeuges zu minimieren. Die Größe der Solarpanels wird so gewählt, daß ein maximaler Energieüberschuß erreicht wird. Die Solarpanels werden nicht faltbar ausgeführt, um die Flugmasse gering zu halten.
- **Dauerhaft, ganzjährig maximale Flughöhe:**  
Es wird mit Energiespeicher geflogen. Der Speichertank wird nach dem minimalen Energiebedarf der längsten Nacht ausgelegt. Die Brennstoffzelle wird nach der minimal benötigten Leistung in der maximal gewünschten Höhe ausgelegt. Die Solarzellen sind je

nach Breitengrad auf Flügel oder Panels angebracht. Wenn Panels verwendet werden, sollten diese möglichst faltbar sein, um nachts den aerodynamischen Widerstand zu verringern.

- Dauerhafte Stationierung:

Die Flughöhe richtet sich nach der Höhe, in der die Windgeschwindigkeiten minimal sind. Brennstoffzelle, Solarzellen und Energiespeicher sind maximal groß ausgelegt. Dadurch sinkt zwar die maximale Flughöhe, aber die maximal mögliche Geschwindigkeit steigt und damit auch die Stationierungsfähigkeit. Die Solarzellen sind je nach Breitengrad auf Flügel oder Panels angebracht. Wenn Panels verwendet werden, sollten diese möglichst faltbar sein, um nachts den aerodynamischen Widerstand zu verringern.

## 6.2 Auswahl von Grund-Konfigurationen

### 6.2.1 Definition der Randbedingungen

Die hier gezeigten Modellierungen und Auslegungsverfahren sind universell verwendbar. Für die Vergleichbarkeit verschiedener Konfigurationen ist es jedoch sinnvoll, einen Auslegungsfall zu definieren. Von diesem ausgehend können dann Parametervariationen durchgeführt werden. Es werden folgende Randbedingungen festgelegt:

- Es soll ein quasistationärer Betrieb über einem bestimmten Gebiet möglich sein.
- Eine ganzjährige Stationierungsfähigkeit ist anzustreben.
- Das Stationierungsgebiet soll auf 48° n.Br. liegen (z.B. München).
- Es soll eine Nutzlast von 25 kg transportiert werden. Der erforderliche Leistungsbedarf der Nutzlast wird mit konstant 50 W angesetzt.

### 6.2.2 Allgemeine Überlegungen

Die für eine Auswahl der Grundkonfigurationen wichtigsten Zusammenhänge werden hier kurz aufgelistet:

- Das aerodynamisch effektivste Tragwerk besteht vereinfacht ausgedrückt aus einem möglichst hoch gestreckten Flügel und einem möglichst kleinen Leitwerk.
- Die Flugzeugstruktur- und Nutzlastmassen sollten möglichst über die Spannweite verteilt sein, um die Biegemomente im Flügelholm klein zu halten und somit die Strukturmasse des Flügels zu minimieren. Die erhöhte Trägheit um die Flugzeuggängsachse ist bei der hier vorgesehenen Anwendung nicht störend.
- Der Flugzeugschwerpunkt sollte ohne Zusatzgewichte zu erreichen sein.

- Der Neutralpunkt von schwenkbaren Zusatzflächen sollte im Schwerpunkt des Flugzeuges liegen.
- Wenn schwenkbare Zusatzflächen verwendet werden, dürfen diese in geschwenktem Zustand keinen Auftrieb erzeugen. Prinzipiell sind dazu Flächen mit geringer Streckung besser geeignet als Flächen hoher Streckung, da ihr Nullwiderstand sowie ihr  $C_{A,\alpha}$  geringer ist.
- Um eine Abschattung der Solarzellen zu vermeiden, sollten diese nicht weit unter dem Tragwerk angebracht werden. Je nach Verschaltung der Solarzellen kann schon eine geringfügige Abschattung deutliche Leistungseinbußen bewirken.
- Da die Solarzellen im Verhältnis zur Flugzeugstruktur einen nicht unerheblichen Gewichtsanteil haben, sollte beachtet werden, daß der Flugzeugschwerpunkt nicht wesentlich über dem Flugzeugneutralpunkt liegt. Eine zu große Hochlage des Flugzeugschwerpunkts würde das Flugzeug in Längs- und Seitenbewegung destabilisieren.

### 6.2.3 Ausgewählte Konfigurationen

Aus den vorangegangenen Überlegungen wurden die folgenden Grundkonfigurationen entwickelt. Bei den unterschiedlichen Konfigurationen wurden identische Modellierungen der Untersysteme und der Umgebung verwendet. Weiterhin wird die Flügelgesamtläche gleich gewählt und es werden Flügelprofile gleicher relativer Dicke verwendet. Aufgrund der besseren Möglichkeiten zur Lastverteilung entlang der Spannweite wurde die Streckung des Nurflügels jedoch höher als bei Solitair 1 gewählt. Beide Flugzeugkonfigurationen wurden auf maximale Stationierungshöhe im Winter ausgelegt. Durch diese Maßnahmen wird ein Vergleich der Konfigurationen möglich. Die Konfigurationen stellen nicht notwendigerweise das Optimum für die gewählten Anforderungen dar. Durch Veränderung einzelner Parameter (Kap. 6.3) wird ersichtlich, wie die einzelnen Konfigurationen noch verbessert werden können.

#### 6.2.3.1 Nurflügel

Verwundene und gepfeilte Nurflügel (Lippisch-, Horten-Nurflügel) sind nicht geeignet für extreme Leichtbaustrukturen mit hoher Flügelstreckung. Um Flatterfreiheit zu gewährleisten, müssen die Flügel sehr steif sein, was zu einem erhöhten Strukturgewicht führen würde.

Sinnvoll ist dagegen ein ungepfeilter sogenannter Brett-Nurflügel. Wenn die Ausrüstungs- und Nutzlasten gleichmäßig über die Spannweite verteilt werden, können sehr leichte Strukturen bei sehr hohen Streckungen erreicht werden (z.B. Centurion). Andererseits sollte eine ausreichende Flügeldurchbiegung vorhanden sein, da hierdurch der Schwerpunkt unterhalb des aerodynamischen Zentrums zu liegen kommt, was wiederum die beim Brett-Nurflügel hohe Gefahr der Autorotation verringert [104]. Dies ist besonders beim Flug in großen Höhen

wichtig, da hier durch die abnehmende Dämpfung die ohnehin geringe Stabilität um die Querachse abnimmt [113].

Die Widerstände und Massen für Rumpf und Höhenleitwerk entfallen beim Nurflügel. Andererseits müssen Flügelprofile mit positivem Momentenbeiwert (S-Schlag) verwendet werden. Diese weisen meist höhere Widerstände und geringere maximale Auftriebsbeiwerte als vergleichbare Profile mit negativem Momentenbeiwert auf. Dadurch erhöht sich auch die Fluggeschwindigkeit und der Antriebsleistungsbedarf für den Horizontalflug.

Eine Anbringung von Zusatzsolarflächen an einem Nurflügel ist wenig sinnvoll, da hierfür zusätzliche rumpfähnliche Strukturen notwendig werden. Ohne die versteifende Wirkung eines Leitwerks müßte der Flügel sehr torsionssteif dimensioniert werden. Die Vorteile des Nurflügels wären damit aufgehoben. Somit werden im folgenden nur Nurflügelkonfigurationen ohne Zusatzsolarflächen betrachtet.

Es wird also eine Grund-Konfiguration betrachtet, wie sie auch beim Helios verwendet werden soll (Bild 6.1). Anhand der Modellierungen aus Kapitel 3 wurde versucht, diese Konfiguration für die definierten Randbedingungen (Kap. 6.2.1) anzupassen. Die detaillierten Daten der Nurflügel-Konfiguration können dem Anhang 2 entnommen werden. Die Flugleistungen werden in Kapitel 6.3 dargestellt.



**Bild 6.1: Beispiel Nurflügelkonfiguration (Centurion/Helios) [102]**

Es folgen die wichtigsten technischen Daten (detaillierte Angaben in Anhang 2):

$$\begin{array}{lll}
 b_{\text{Fl}} = 50 \text{ m} & m_{\text{ges}} = 160 \text{ kg} & S_{\text{pV}} = 75 \text{ m}^2 \\
 \mathcal{A}_{\text{Fl}} = 30 & m_{\text{p}} = 25 \text{ kg} & \eta_{\text{pV,AM1.5}} = 19 \% \\
 S_{\text{Fl}} = 83.3 \text{ m}^2 & P_{\text{p}} = 50 \text{ W} & 
 \end{array}$$

**Tabelle 6.2: Technische Daten Nurflügel**

### 6.2.3.2 Zweiflächen-Flugzeug mit Zusatzsolarflächen

Hier werden Konfigurationen mit zwei durch einen Rumpf verbundene Flächen betrachtet. An dem Rumpf werden zusätzliche um die Flugzeuglängsachse schwenkbare Solarflächen angebracht.

Prinzipiell ist es auch denkbar, Solarflächen zu verwenden, die in nicht geschwenktem Zustand (Nacht) einen Beitrag zum Gesamtauftrieb leisten. Um aerodynamisch effektiv zu sein, müßten diese Flächen jedoch eine hohe Streckung aufweisen. Dies wiederum würde das Strukturgewicht dieser Flächen erhöhen. Zusätzlich würde ein Mechanismus notwendig, der den Einstellwinkel dieser Flächen verändern kann. Sinnvoller erscheint da die Möglichkeit, die Oberfläche der Zusatzflächen zu verringern, wenn diese nicht benötigt werden, um so den Widerstand der Flächen zu verringern.

Für die Integration der Zusatzflächen an der Flugzeugstruktur sollten möglichst vorhandene Rumpfstrukturen verwendet werden. Da der Neutralpunkt von Zusatzflächen mit geringer Streckung weit vorne liegt, lassen sich Zusatzflächen an einer Entenkonfiguration nicht sinnvoll integrieren. Wird eine Normalkonfiguration verwendet, so ist vor und hinter dem Hauptflügel eine Zusatzfläche anzubringen, um den Gesamtneutralpunkt der Zusatzflächen in den Flugzeugschwerpunkt legen zu können. Wird das Höhenleitwerk vergrößert, kann das vordere Panel bei einem bestimmten Größenverhältnis von Flügel und Höhenleitwerk wegfallen. Dies hätte den Vorteil, daß die Gesamtkonfiguration weniger komplex wird und der Flügel ungestört angeströmt wird.

Um die Biegemomente im Flügel gering zu halten und somit eine leichte Struktur zu ermöglichen, ist es sinnvoll, die Ausrüstung und Nutzlast entlang der Spannweite zu verteilen. Somit ist die Verwendung von zwei Rümpfen sinnvoll. Durch die Verbindung Flügel/Rümpfe/Leitwerk entsteht ein in sich stabiler Rahmen. Dadurch kann insgesamt voraussichtlich auch ein geringeres Strukturgewicht erzielt werden. Die Verwendung von mehr als zwei Rümpfen erscheint nicht sinnvoll, da sich der aerodynamische Widerstand erhöhen würde und die strukturellen Vorteile gering sind. Um die Flügelbiegemomente weiter zu reduzieren, ist es sinnvoller, Nutzlastbehälter entlang der Spannweite einzusetzen.

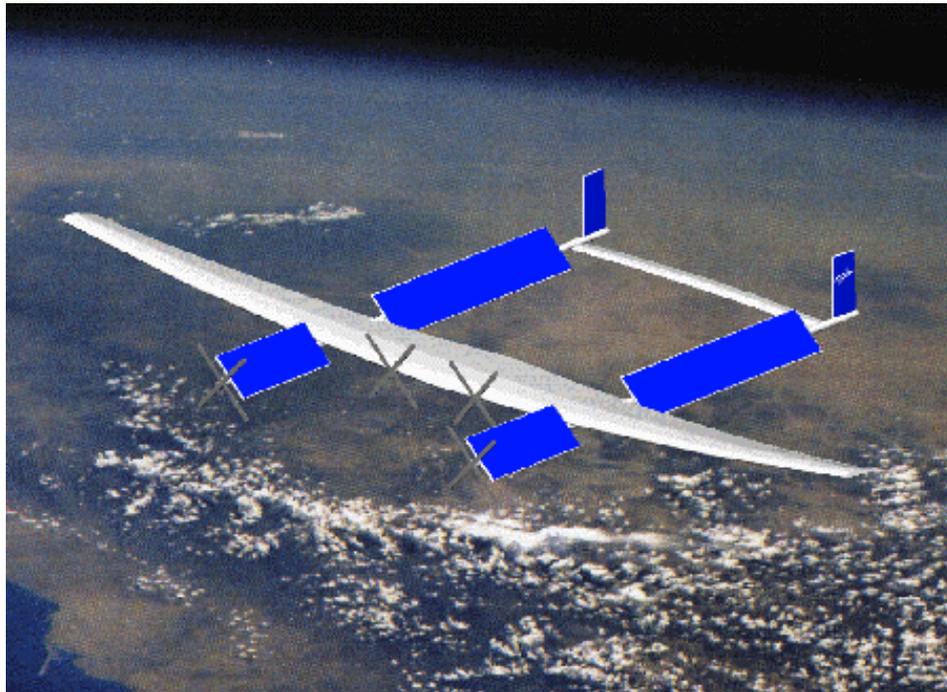
Um eine gegenseitige Abschattung der Solarpanels zu minimieren, sollte der Rumpfabstand möglichst groß gewählt werden.

In Parametervariationen werden auch Kombinationen von Flügelsolarzellen und Solarzusatzpanels untersucht. Bei der Grundkonfiguration werden vorerst nur Zusatzsolarflächen verwendet.

Auch die Anzahl der Propeller und Motoren muß in Parametervariationen untersucht werden. Aerodynamisch gesehen ist ein Propeller am effektivsten, jedoch ist bei mehreren Antrieben die Massenverteilung und die Redundanz besser. Auch für die Antriebsposition bieten sich mehrere Möglichkeiten. Die geringsten Installationsverluste erreicht man bei Verwendung eines Druck-

propellers. Andererseits könnten hier Schwerpunktprobleme auftreten. Werden die Antriebe an den Rumpfspitzen vorgesehen, so werden zwar Installationsverluste durch die großflächig umströmten Solarpanels zu erwarten sein, jedoch verbessert sich durch die erhöhte Strömungsgeschwindigkeit auch der Solarzellenwirkungsgrad.

Hier wurde eine Grund-Konfiguration erarbeitet, die im folgenden mit SOLITAIR 1 bezeichnet wird (Bild 6.2). Sie zeichnet sich aus durch ein konventionell hinten liegendes Leitwerk, einen Doppelrumpf, sowie um die Längsachse schwenkbare ebene Zusatzsolarflächen. Durch spätere Parametervariationen können Aussagen über eine Vielzahl unterschiedlicher Konfigurationen getroffen werden.



**Bild 6.2: SOLITAIR 1 Konfiguration**

Es folgen die wichtigsten technischen Daten (detaillierte Angaben in Anhang 2):

$b_{FI} = 41.8 \text{ m}$	$b_{HI} = 13.4 \text{ m}$	$m_{ges} = 278 \text{ kg}$	$S_{PV} = 63 \text{ m}^2$
$A_{FI} = 25$	$A_{HI} = 15$	$m_P = 25 \text{ kg}$	$\eta_{PV, AM1.5} = 19 \%$
$S_{FI} = 70 \text{ m}^2$	$S_{HI} = 12 \text{ m}^2$	$P_P = 50 \text{ W}$	

**Tabelle 6.3: Technische Daten Solitair 1**

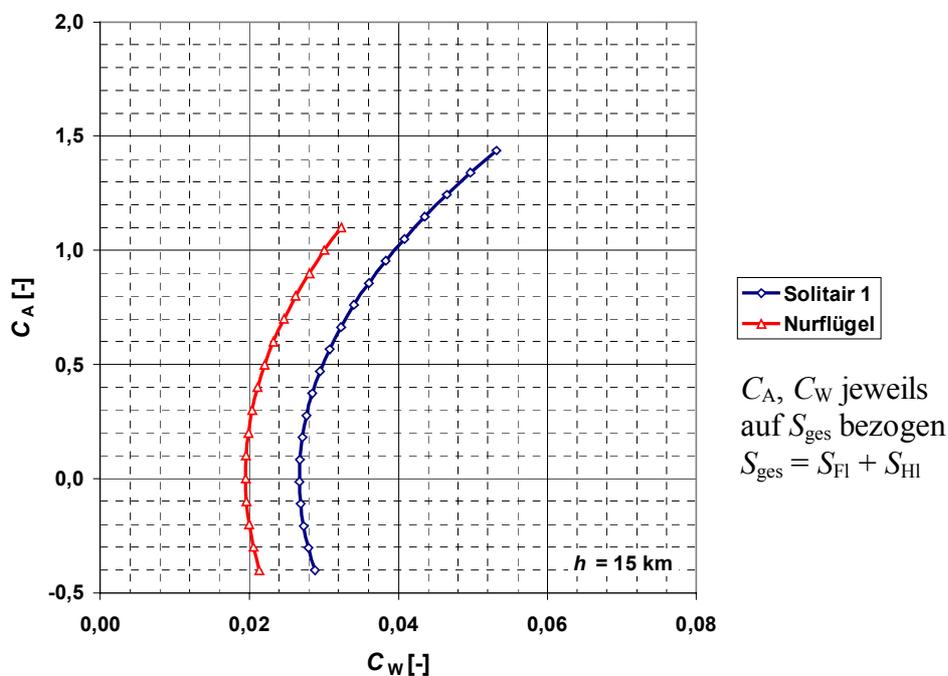
### 6.3 Parametervariationen und Vergleich der Konfigurationen

Im folgenden werden die beiden oben ausgewählten Grundkonfigurationen miteinander verglichen und die Auswirkungen von Parametervariationen untersucht.

Es sei bemerkt, daß die in den Diagrammen angegebenen Flughöhen evtl. unrealistisch groß sind. Dies liegt daran, daß in dem Aerodynamikprogramm bei der Bestimmung des Reibungswiderstandes zwar die Re-Zahl berücksichtigt wird, jedoch keine laminaren Ablöseerscheinungen. Somit kann bei extremen Flughöhen je nach ausgewähltem Flügelprofil die Re-Zahl so gering werden, daß der vorgegebene maximale Auftriebsbeiwert nicht erreicht werden kann und durch laminare Ablösungen der Profilwiderstand höher als berechnet liegt. Ähnliches gilt auch für die Propellerwirkungsgradbestimmung.

#### 6.3.1 Polare / Envelope / Erzielbare Flughöhe

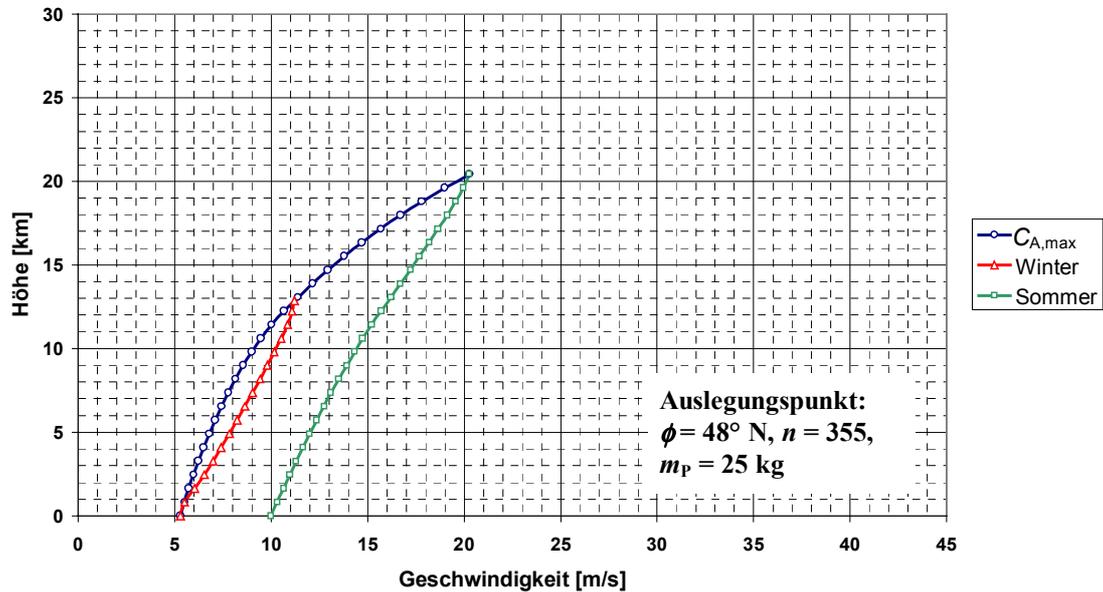
Bild 6.3 zeigt die Polaren der beiden Flugzeuge für 15 km Flughöhe im Vergleich. Man erkennt, daß der Nullwiderstand von Solitair 1 durch die großen Zusatzsolarflächen sowie Rumpf und Leitwerk etwa 40 % höher liegt als der des Nurflügels. Der maximale Auftriebsbeiwert des Nurflügels ist jedoch geringer. Aufgrund des verwendeten Aerodynamik Programms ist es nicht möglich, widerstandserhöhende Strömungsablösungen zu berücksichtigen. Daher wurden die maximalen Profilauftriebsbeiwerte anhand der Daten von gemessenen Profilpolaren für die verwendeten Profile begrenzt.



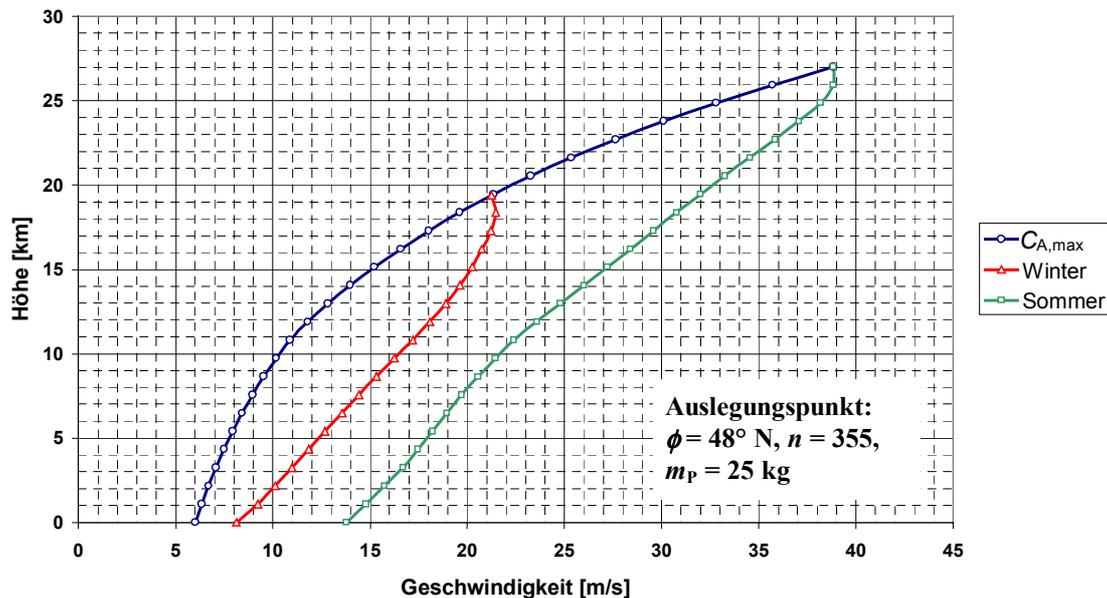
**Bild 6.3: Polarenvergleich**

In Bild 6.4 und Bild 6.5 werden die Envelopen der beiden Konfigurationen dargestellt. Es sind jeweils die Geschwindigkeiten bei maximalem Auftriebsbeiwert sowie die dauerhaft über 24 h

zu haltenden Maximalgeschwindigkeiten für Winter und Sommer angegeben. Der Flugbereich von Solitair 1 ist weitaus größer als beim Nurflügel. Der höhere Widerstand der Zusatzflächen wird also durch die höhere maximale Energieausbeute mehr als wett gemacht.



**Bild 6.4: Nurflügel - Envelope bei  $\phi = 48^\circ \text{ N}$**



**Bild 6.5: Solitair 1 - Envelope bei  $\phi = 48^\circ \text{ N}$**

Die aus den Envelopen ersichtlichen besseren Flugleistungen von Solitair 1 werden auch in Bild 6.6 und Bild 6.7 deutlich. Hier wird eine einfache Simulation durchgeführt, bei der beide Flugzeuge unter identischen Bedingungen starten ( $h = 18 \text{ km}$ , Speicher voll). Man erkennt, daß der Speicher des Nurflügels in der Nacht schon ca. 5 h vor Sonnenaufgang leer ist. Dadurch muß Flughöhe aufgegeben werden und die ersten Stunden Sonnenstrahlung müssen für den Aufstieg verwendet werden. Somit bleibt auch nicht mehr genug Zeit, um den Speicher während der Sonnenscheindauer wieder voll aufzuladen. Bei Solitair 1 hingegen sind am Ende

der Nacht noch gut 10 % des Speicherinhalts vorhanden. Der Speicher kann während der Sonnenscheindauer wieder voll aufgeladen werden.

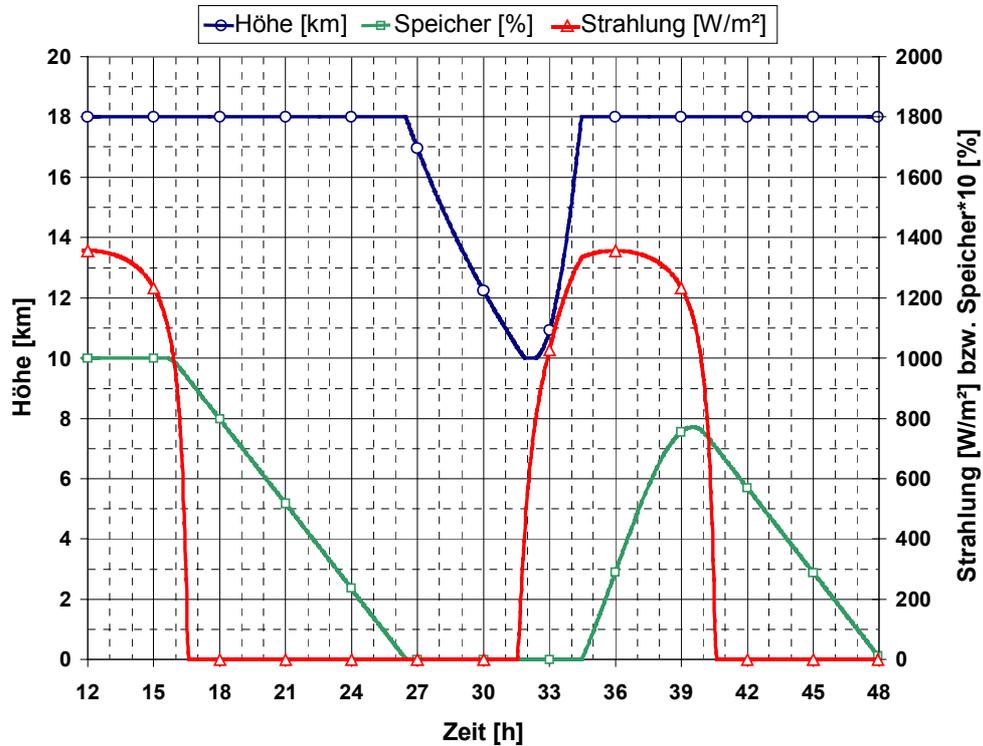


Bild 6.6: Nurflügel - Stationierung

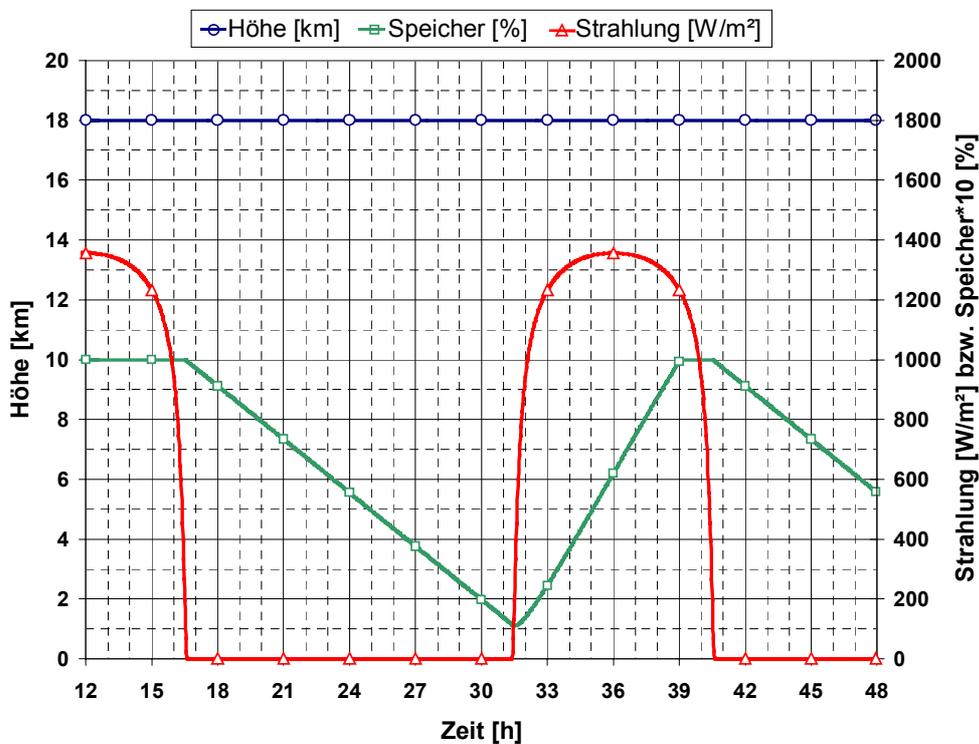
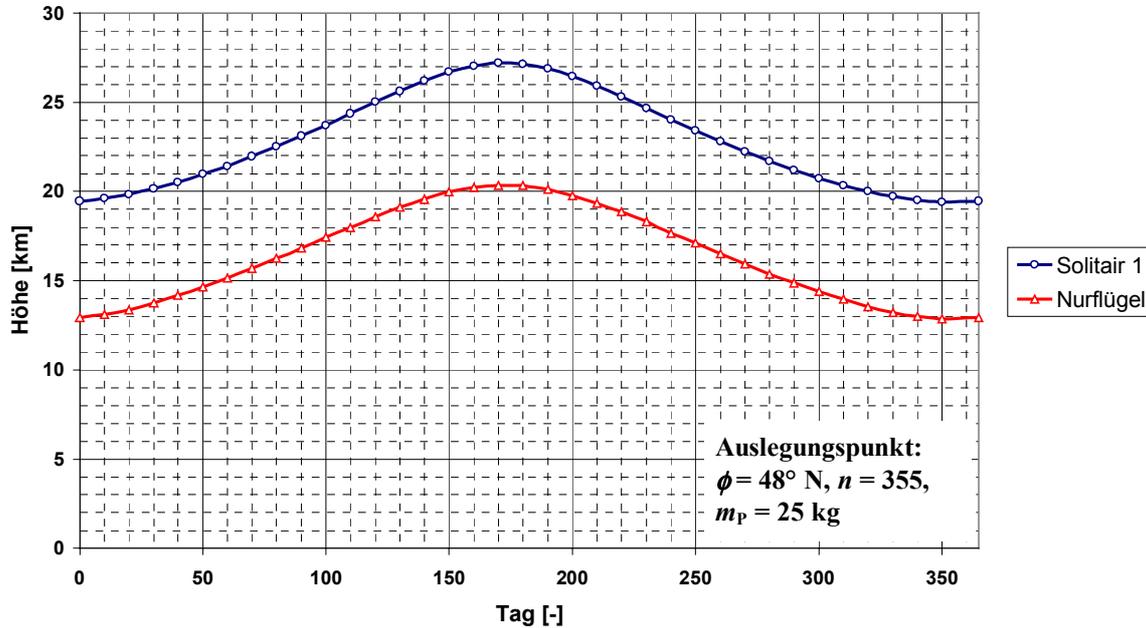


Bild 6.7: Solitair 1 - Stationierung

Bild 6.8 zeigt die maximal dauerhaft erreichbaren Flughöhen im Verlauf eines Jahres für beide Konfigurationen. Da die Energiespeichersysteme für den Winter ausgelegt sind, kann im Sommer die maximal erzielbare Solarenergie nicht vollständig umgesetzt werden (siehe Kap. 6.3.2).



**Bild 6.8:** Stationierungshöhe im Verlauf des Jahres bei  $\phi = 48^\circ \text{ N}$

### 6.3.2 Auslegung des Energiespeichersystems

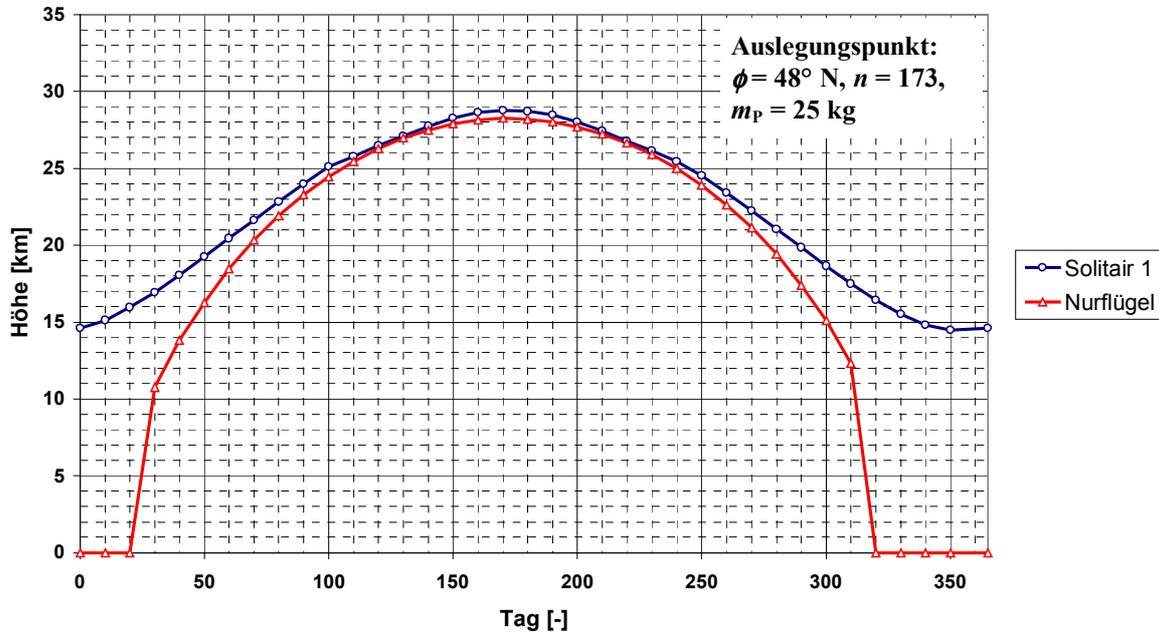
Die Auslegung der Energiespeicherunterysteme Brennstoffzelle, Elektrolyseur und Speichertanks bestimmen in großem Maß den Einsatzbereich einer Solardrohne. Ist ein ganzjähriger Betrieb der Solardrohne vorgesehen, so ist der 21. Dezember der kritischste Tag, der für die Auslegung bestimmend ist. Im Sommer ist das Energiespeichersystem dann jedoch nicht optimal ausgelegt.

Wird der Elektrolyseur für den Winter ausgelegt, so muß er aufgrund der kurzen Tageszeiten große Leistungen umsetzen können. Im Sommer wäre dieser Elektrolyseur eventuell überdimensioniert, wenn die nachfolgenden Systeme die großen Energiemengen nicht verarbeiten können.

Bei der Brennstoffzelle verhält es sich ähnlich. Eine für den Winter ausgelegte Brennstoffzelle muß über große Zeiträume nur geringe Leistungen umsetzen. Wird im Sommer rein energetisch eine größere Flughöhe möglich, so kann die Brennstoffzelle evtl. die nötige Leistung nicht mehr liefern oder muß bei Überlast in einem Punkt mit geringem Wirkungsgrad betrieben werden.

Durch einen für den Winter ausgelegten Energiespeicher können die maximalen Flughöhen im Sommer nur in dem Maße steigen, wie die Nacht kürzer wird und somit höhere Energieverbräuche möglich werden.

Bild 6.9 zeigt die maximalen Stationierungshöhen im Verlauf eines Jahres für die beiden Konfigurationen bei Auslegung für den 21. Juni. Man erkennt, daß die Konfigurationen im Sommer nahezu gleiche Flugleistungen bieten. Im Winter steht bei der Nurflügelkonfiguration durch die flachen Strahlungseinfallswinkel jedoch nicht mehr ausreichend Solarleistung zu Verfügung.



**Bild 6.9: Stationierungshöhe bei  $\phi = 48^\circ$  n.Br. – Sommerauslegung**

### 6.3.3 Einfluß des Breitengrades

Bild 6.10 und Bild 6.11 zeigen für die beiden Flugzeugkonfigurationen die im Verlauf eines Jahres maximal erreichbaren Flughöhen bei unterschiedlichen Breitengraden. Man erkennt, daß beim Einsatz in Äquatornähe die erreichbaren Flughöhen im Verlauf eines Jahres nahezu konstant sind. Mit zunehmendem Breitengrad wird der Unterschied der im Sommer und Winter erreichbaren Höhen größer.

Bild 6.12 und Bild 6.13 zeigen die maximalen Stationierungshöhen im Verlauf eines Jahres für die beiden Konfigurationen jeweils bei Auslegung für Winter und Sommer für  $23.5^\circ$  nördliche Breite. Hier steht die Sonne am 21.06. um 12 Uhr senkrecht.

Man erkennt, daß die beiden Konfigurationen jetzt fast gleichwertige Leistungen zeigen. Beim Nurflügel ist bei Sommer-Auslegung im Sommer sogar eine größere Höhe als bei Solitair 1 möglich. Es wird deutlich, daß mit zunehmend steileren mittleren Einstrahlungswinkeln die Nurflügel Konfiguration auch gute Flugleistungen bietet.

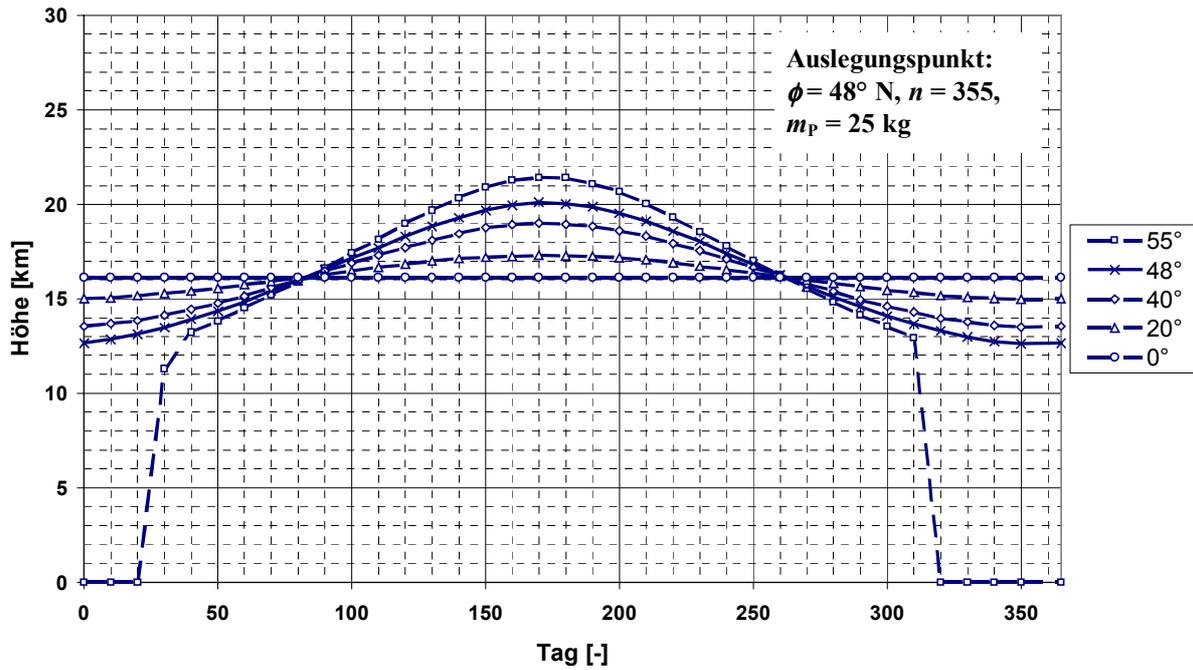


Bild 6.10: Nurflügel Stationierung – Einfluß des Breitengrades

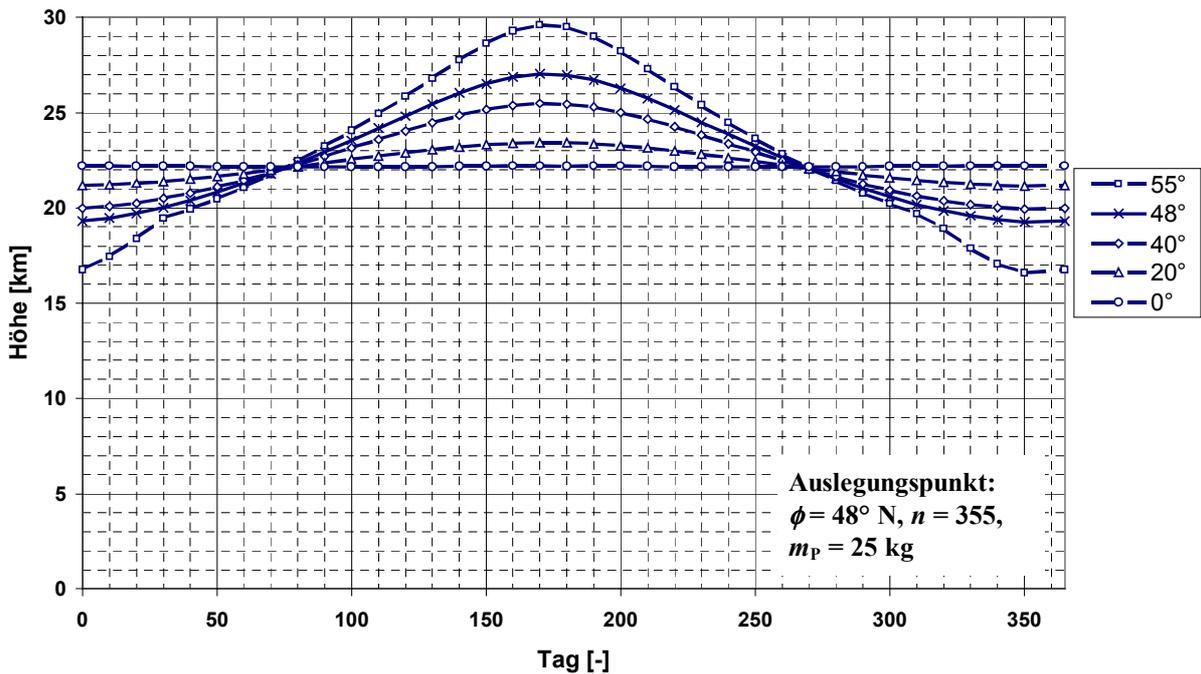
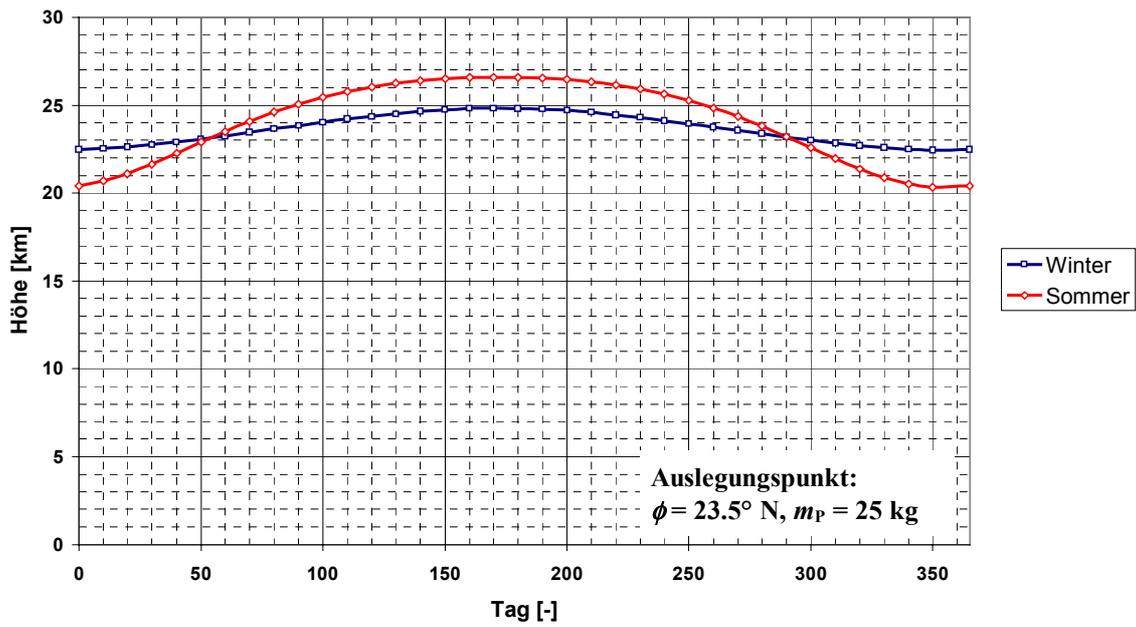
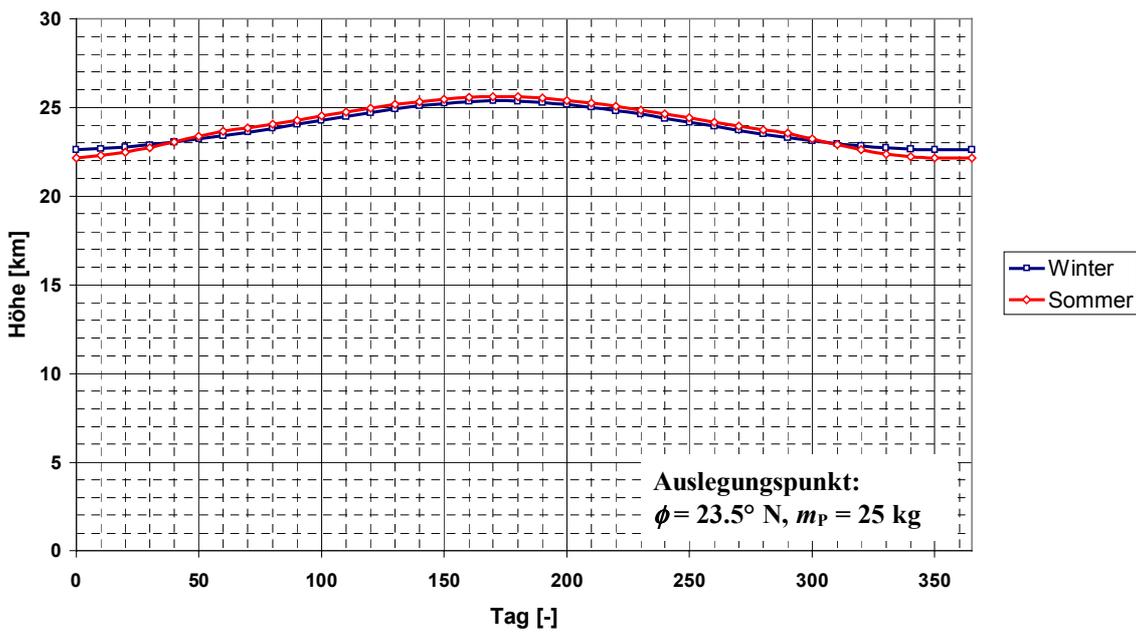


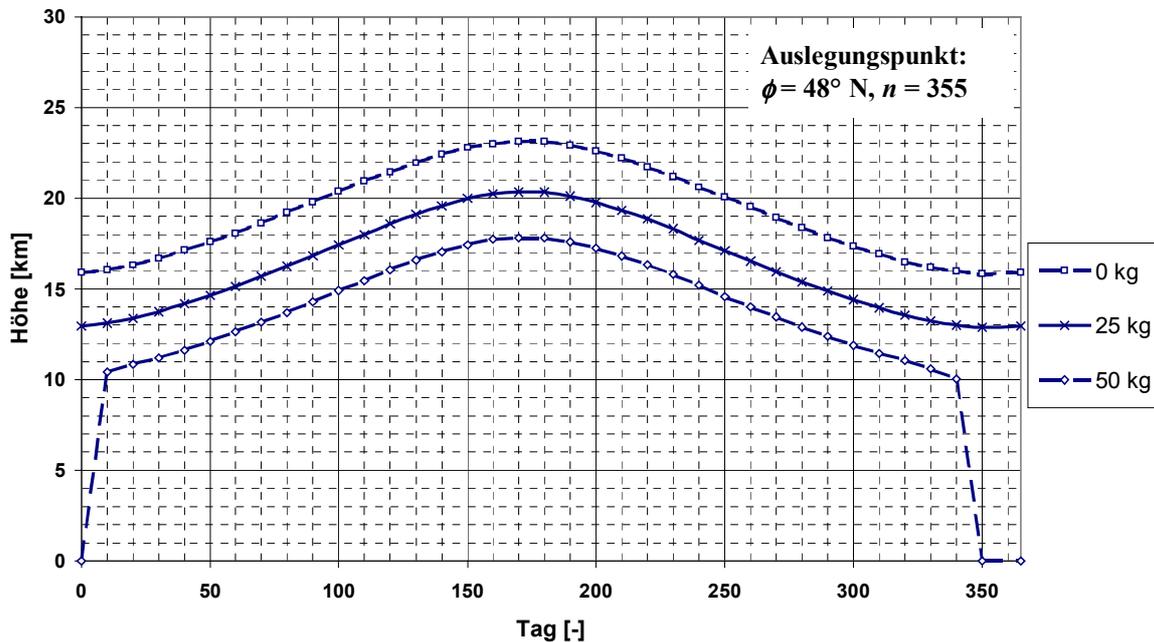
Bild 6.11: Solitair 1 Stationierung – Einfluß des Breitengrades

Bild 6.12: Nurflügel Stationierung bei  $23.5^\circ$  n.Br.Bild 6.13: Solitair 1 Stationierung bei  $23.5^\circ$  n.Br.

### 6.3.4 Variation von Masse und Leistungsbedarf der Nutzlast

Bild 6.14 und Bild 6.15 zeigen den Einfluß des Flugzeugesamtgewichts (Variation der Nutzlastmasse) auf die maximale Stationierungsflughöhe im Verlauf eines Jahres für  $48^\circ$  nördlicher Breite. Die Grundkonfigurationen wurden nicht verändert, die Energiespeichersysteme sind also für Winter,  $m_p = 25$  kg und maximale Flughöhe ausgelegt. Da auch die Flugzeugstruktur nicht verändert wurde, entspricht die Erhöhung der Zusatzmasse nicht der Erhöhung der Nutzlastmasse, da ein Anteil zur Verstärkung der Struktur und zur Vergrößerung von Antrieb und Energiespeicher verwendet werden müßte. Man erkennt, daß Solitair 1 weniger sensitiv auf eine Massenveränderung reagiert als der Nurflügel. Selbst bei einer Massenerhöhung von 50 % der Masse der Grundkonfiguration ohne Nutzlast ( $m_0 \approx 250$  kg) ist noch ein ganzjähriger Betrieb möglich.

Ein ähnliches Bild wie bei der Zusatzmassenvariation ergibt sich auch bei der Variation des Nutzlastleistungsbedarfs (Bild 6.16 und Bild 6.17). Ausgehend von den Grundkonfigurationen mit einem Nutzlastleistungsbedarf von 50 W wurde ein zusätzlicher Leistungsverbrauch eingeführt und variiert. Auch hier reagiert Solitair 1 weniger sensitiv als der Nurflügel. Selbst bei einer zusätzlichen Leistungsentnahme von ca. 30 % des ursprünglichen Leistungsbedarfs ist noch ein ganzjähriger Betrieb möglich.



**Bild 6.14: Nurflügel Stationierung – Massenvariation**

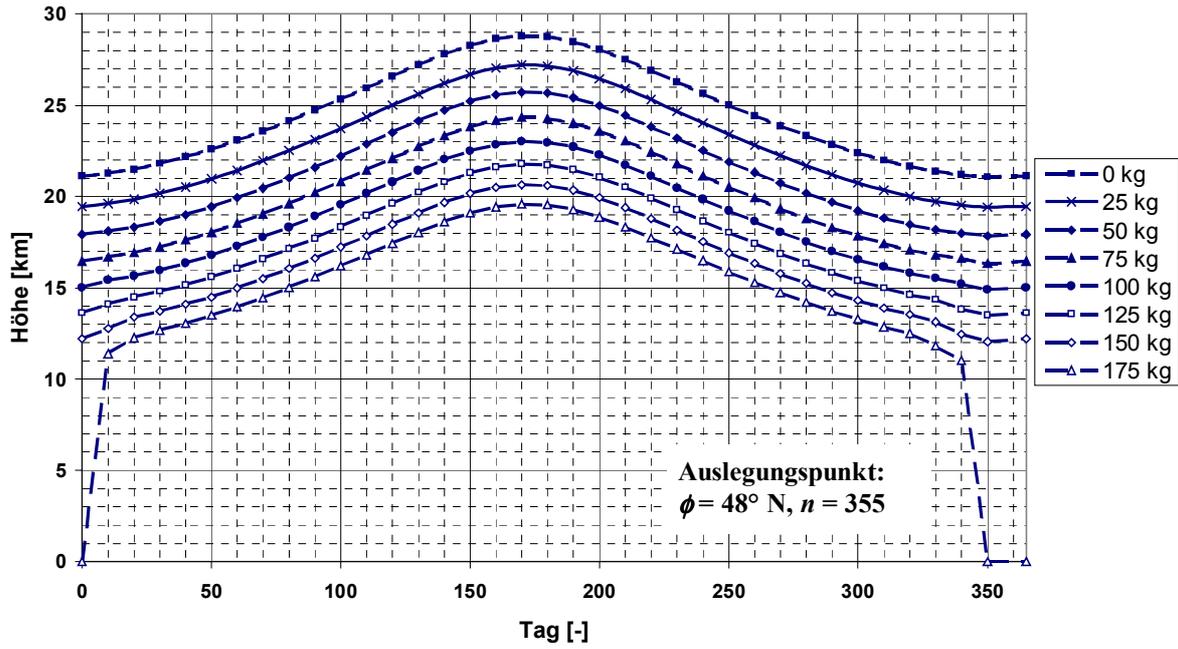


Bild 6.15: Solitair 1 Stationierung – Massenvariation

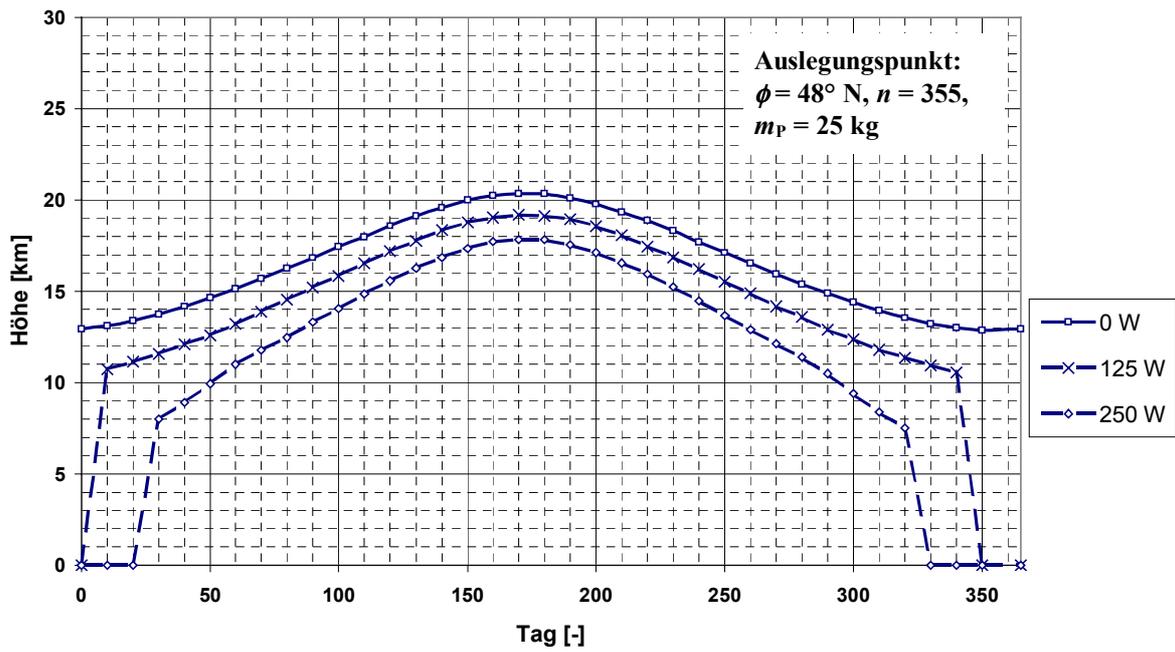
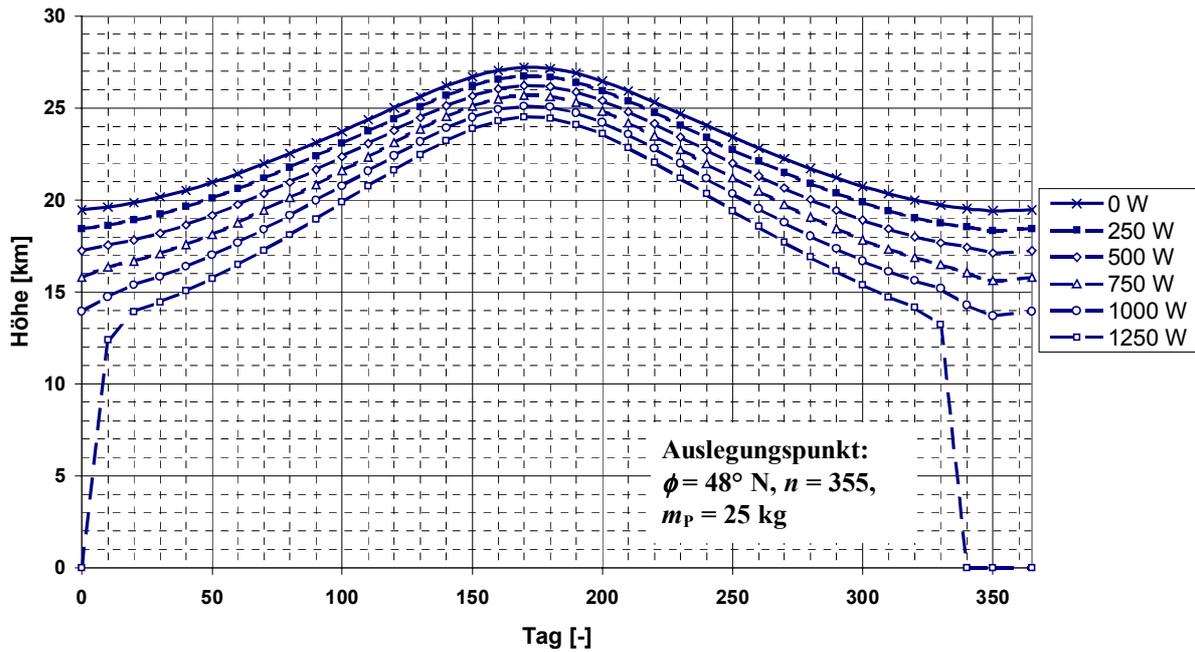


Bild 6.16: Nurflügel Stationierung – Variation Nutzlastleistungsbedarf



**Bild 6.17: Solitair 1 Stationierung – Variation Nutzlastleistungsbedarf**

Betrachtet man den Auslegungspunkt der Grundkonfigurationen, so können Verhältnisse angegeben werden über äquivalente Leistungs- und Gewichtsänderungen. Mit diesen Verhältniszahlen können dann einfache Optimierungs-Betrachtungen durchgeführt werden (z.B. um wieviel höher darf die Masse eines Untersystems mit niedrigerem Energieverbrauch sein, um eine Verbesserung der Flugleistungen zu erzielen). Es wurden Rechnungen mit und ohne Anpassung der Flugzeugstruktur und des Energiespeichersystems durchgeführt (Tabelle 6.4). Wenn man die Zahlen vergleicht, wird deutlich, daß beim Nurflügel größerer Wert auf Energieeinsparung gelegt werden muß als bei Solitair 1.

	Nurflügel	Solitair 1
mit Anpassung	8.2 W/kg	17.2 W/kg
ohne Anpassung	6.3 W/kg	16.1 W/kg

**Tabelle 6.4: Leistung/Masse Verhältniszahlen**

### 6.3.5 Größe der Solarflächen

Bild 6.18 zeigt die dauerhaft erreichbare Flughöhe für die beiden Konfigurationen bei Variation der Solarfläche. Beim Nurflügel stellen 90 % der Flügelfläche die maximal mögliche Solarfläche dar. Bei der Solitair-Konfiguration können die Solarzusatzflächen beliebig vergrößert werden. Bei etwa 90 % der Flügelfläche existiert hier ein Maximum für die erreichbare Flughöhe. Wird bei der Solitair 1 Konfiguration nicht die höhenoptimale Zusatzsolarfläche gewählt, sondern eine etwas kleinere Fläche, so sind mit einer vergleichsweise kleinen und kostengünstigen Solarfläche immer noch gute Flugleistungen zu erzielen.

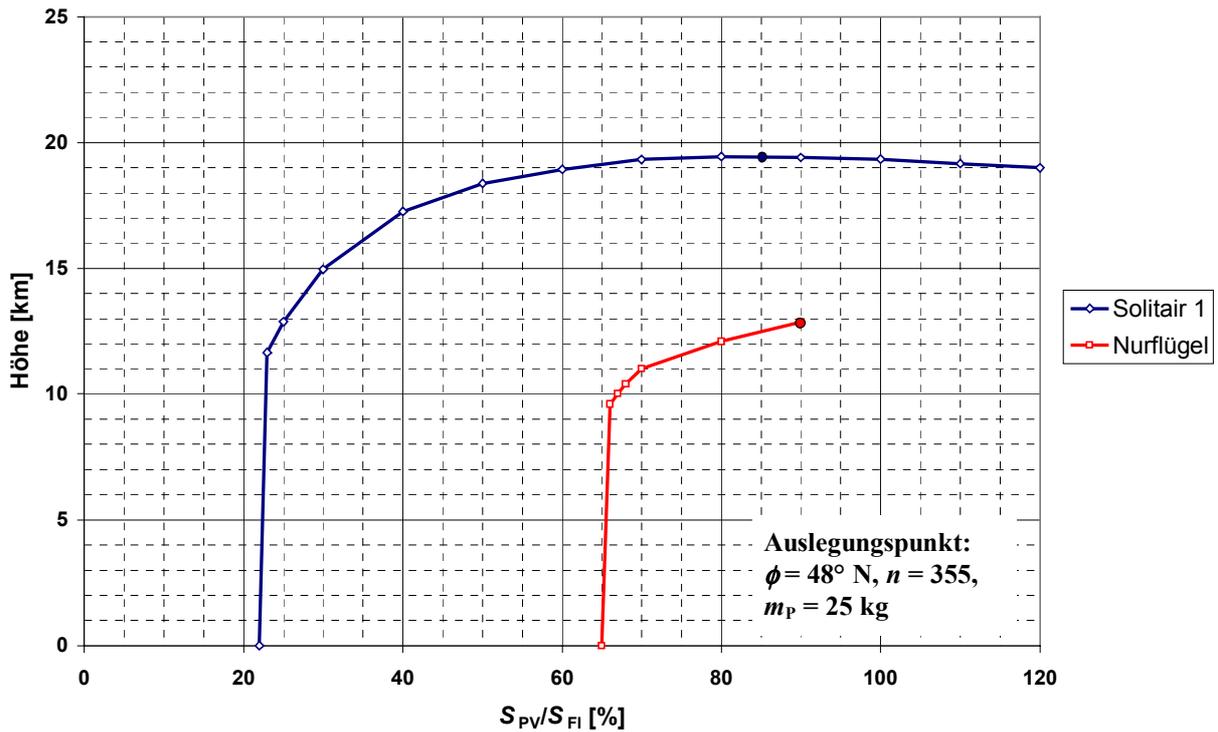


Bild 6.18: Stationierungshöhe bei Variation der Solarflächen

### 6.3.6 Verteilung der Solarzellen auf Flügel und Zusatzpanels

Bei der Solitair 1 Konfiguration sind auch Kombinationen von Flügelsolarzellen und Solarzusatzflächen denkbar. Das linke Bild 6.19 zeigt, daß durch eine zusätzliche Belegung des Flügels keine weiteren Vorteile zu erzielen sind. Das rechte Bild 6.19 zeigt, daß auch durch eine Umverteilung von den Zusatzsolarflächen auf den Flügel keine Verbesserungen erreichbar sind. Bei einer Auslegung für einen anderen Breitengrad können sich andere Verhältnisse ergeben.

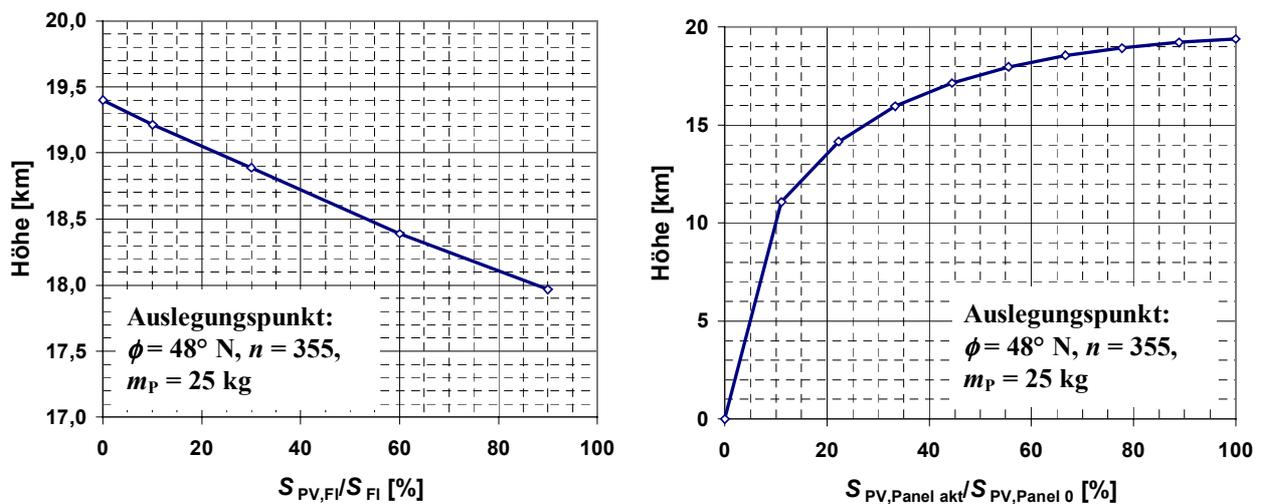
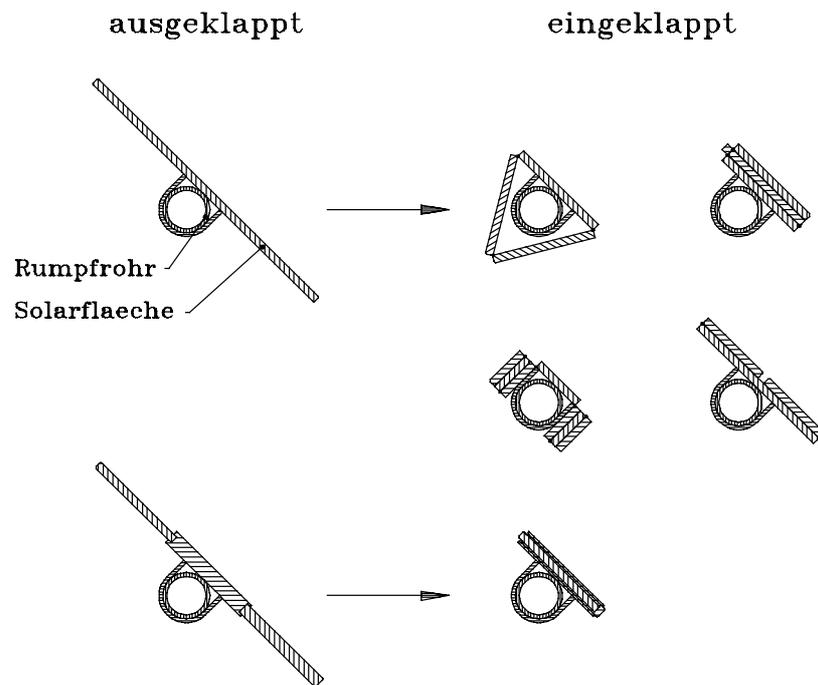


Bild 6.19: Anteil der Flügelsolarfläche an der Gesamt- und Zusatzsolarfläche

### 6.3.7 Faltbare Solarpanels

Da bei der Solitair 1 Konfiguration die Zusatzsolarflächengröße etwa der Größe der Flügelfläche entspricht und im Winter zu 2/3 der Flugzeit die Zusatzsolarflächen nicht benötigt werden, könnte durch Verringerung der Zusatzsolarflächen-Oberfläche während der Nacht Widerstand eingespart werden. In [69] wurden Möglichkeiten zur Verkleinerung der Zusatzsolarflächen-Oberfläche untersucht (Bild 6.20).



**Bild 6.20: Möglichkeiten zur Verringerung der Zusatzsolarflächen-Oberfläche während der Nacht [69]**

Tabelle 6.5 gibt an, wieviel Zusatzmasse bei einer Verkleinerung der Zusatzsolarflächen möglich ist, um im Winter die gleiche Flughöhe wie bei der Grundkonfiguration zu erreichen. Die Zusatzmasse kann dann für die Mechanik der Zusatzsolarflächenverkleinerung, für eine Nutzlasterhöhung oder für eine Steigerung der Flughöhe verwendet werden. Aufgrund der kürzeren Nacht im Sommer ist hier die Zusatzmasse kleiner. Durch die höhere mögliche Masse steigt auch die Fluggeschwindigkeit und damit die Stationierungswahrscheinlichkeit.

Verkleinerungs- faktor [-]	Zusatzmasse Winter [kg]	Zusatzmasse Sommer [kg]	Geschwindigkeit bei $C_{A,max}$ [m/s]
0	0	0	21.40
1/2	10	6	21.81
2/3	13.5	7.5	21.96

**Tabelle 6.5: Mögliche Zusatzmasse bei Verkleinerung der Zusatzpanels während der Nacht**

Es muß im Einzelfall geprüft werden, ob die erhöhte Systemkomplexität (Kostenerhöhung, höhere Ausfallwahrscheinlichkeit) eines Panel-Faltmechanismus die Erhöhung der Flugleistungen rechtfertigt.

### 6.3.8 Einfluß des Solarzellenwirkungsgrades

Bild 6.21 zeigt den Einfluß des Solarzellenwirkungsgrades auf die Stationierungsflughöhe im Verlauf des Jahres. Die Grundkonfigurationen und der Auslegungspunkt wurden nicht verändert. Man erkennt, daß Solitair 1 weniger sensitiv als der Nurflügel auf die Wirkungsgradveränderung reagiert. Bemerkenswert ist die relativ geringe Höhenabhängigkeit vom Solarzellenwirkungsgrad. Dies kann damit begründet werden, daß bei z.B. verringertem Solarzellenwirkungsgrad auch das Energiespeichersystem kleiner ausgelegt werden kann. Durch die verringerte Flugzeugmasse wird weniger Horizontalflugleistung benötigt und so ein Teil der verringerten Solarleistung wieder ausgeglichen. Da sich durch die kleinere Flugzeugmasse jedoch auch die Fluggeschwindigkeit verringert, verschlechtert sich auch die Stationierungswahrscheinlichkeit. Bei der Konfigurationsauslegung sollte geprüft werden, ob der hohe Preis von Hochleistungssolarzellen durch die besseren Flugleistungen gerechtfertigt wird.

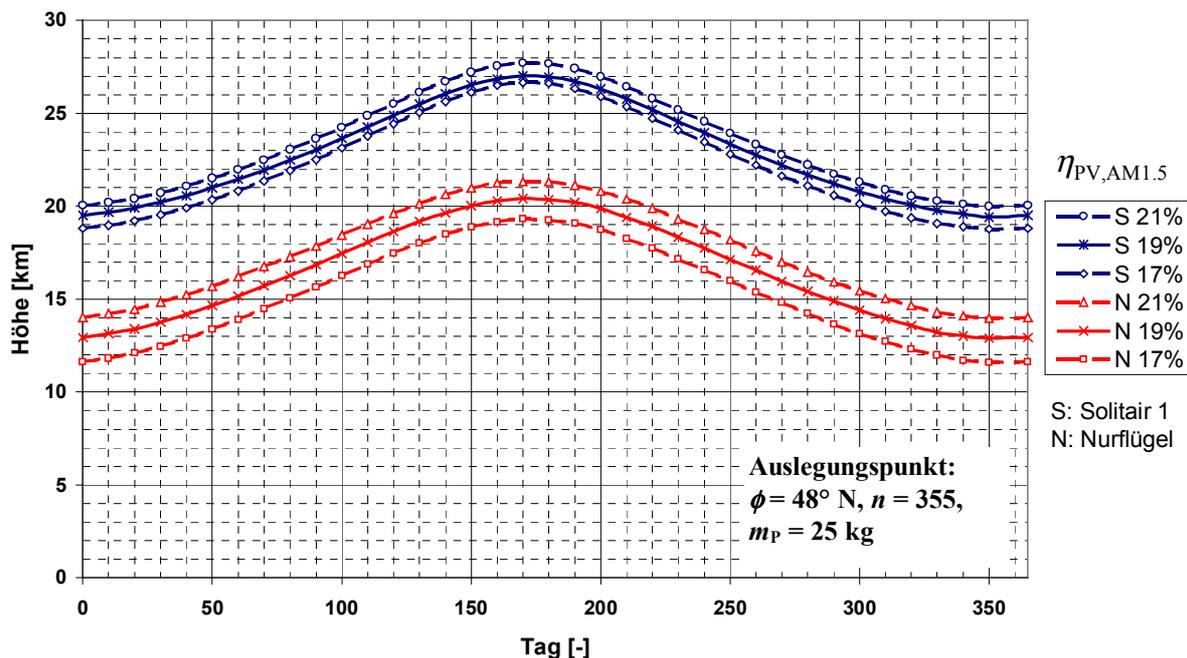


Bild 6.21: Variation des Solarzellenwirkungsgrades

### 6.3.9 Einfluß von Masse und Wirkungsgrad des Energiespeichersystems

Bild 6.22 zeigt die Höhenabhängigkeit vom Wirkungsgrad des Elektrolyseurs und der Brennstoffzelle. Dazu wurden die in Kap. 3.5.4 ermittelten Betriebskennlinien (Bild 3.33 und Bild 3.35) um ein  $\Delta\eta$  verschoben und jeweils die im Winter maximal erreichbare Flughöhe berechnet. Es zeigt sich, daß die Abhängigkeit vom Brennstoffzellenwirkungsgrad etwa

doppelt so hoch ist wie vom Elektrolyseurwirkungsgrad. Bei Solitair 1 ist die Abhängigkeit geringer als beim Nurflügel.

Die Höhenabhängigkeit von der spezifischen Masse von Brennstoffzelle und Elektrolyseur ist in Bild 6.23 angegeben. Beim Nurflügel ist die Abhängigkeit von der spezifischen Masse des Elektrolyseurs etwa doppelt so hoch wie von der Brennstoffzelle. Bei Solitair 1 ist die Abhängigkeit von Elektrolyseur und Brennstoffzelle etwa gleich groß und etwas größer als beim Nurflügel.

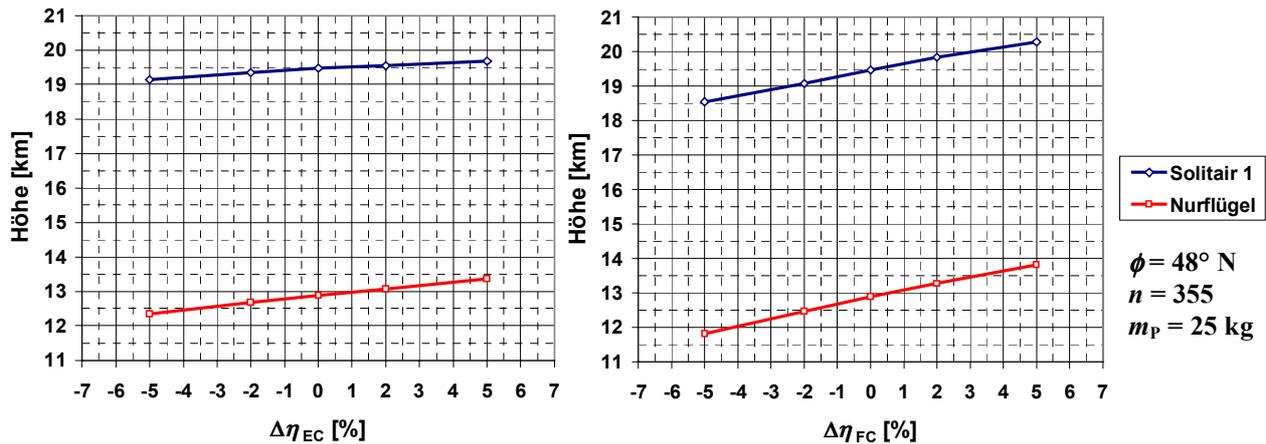


Bild 6.22: Variation des Wirkungsgrades von Elektrolyseur und Brennstoffzelle

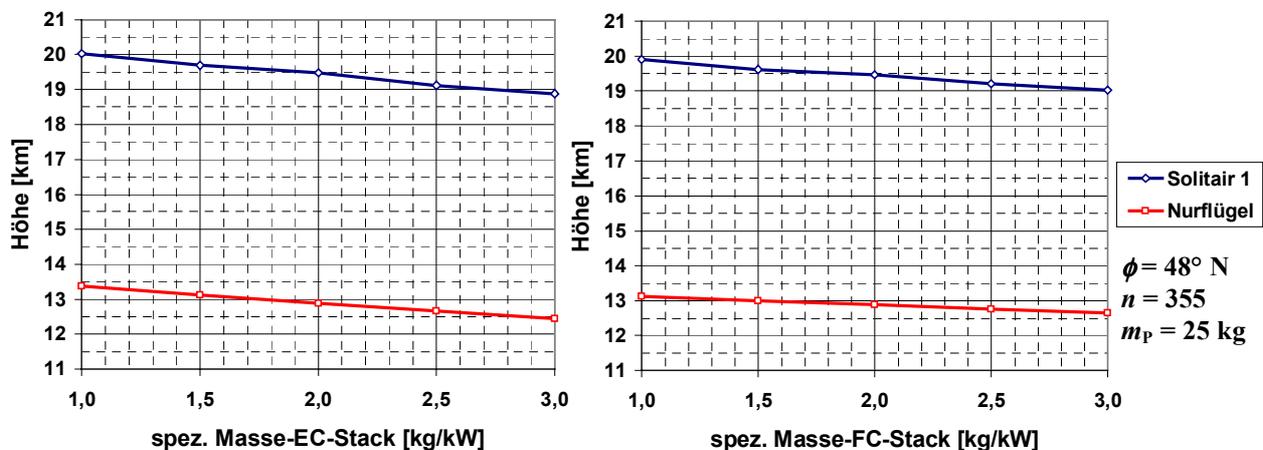


Bild 6.23: Variation der spezifischen Masse von Elektrolyseur und Brennstoffzelle

### 6.3.10 Positionierungseinflüsse

Wenn das Solarflugzeug in einem bestimmten Gebiet stationiert werden soll, so ist durch die Positionierungsmanöver ein höherer mittlerer Leistungsbedarf nötig als beim horizontalen Geradeausflug. Weiterhin vermindert sich die mittlere Leistung der Solarpanels, da sie nicht immer optimal zur Sonne ausgerichtet werden können. Bild 6.24 zeigt den Einfluß des Positionierungsradius auf die mittlere erforderliche Leistung für Solitair 1 in 15 km und 20 km Höhe. Die Positionierungsstrategie wurde nach Kap. 4.4.3.4 gewählt. Der maximale Querneigungswinkel bestimmt sich nach Bild 4.5. Es zeigt sich, daß die Erhöhung des

Leistungsbedarfs durch die Positionierung vernachlässigbar ist, außer bei sehr kleinen Positionierungsradien.

Die Verluste bei der mittleren Leistung der Solarpanels sind dagegen deutlich größer (Bild 6.25). Die verminderte Leistung ergibt sich durch Fehlstellungen der Solarpanels zur Sonne, bedingt durch Kurven und Wind sowie durch gegenseitige Abschattung der Panels bei sehr niedrigen Sonnenständen und in Kurven. Durch Abschattung vermindert sich die vorhandene Leistung bei Solitair 1 um ca. 4.5 % <sub>$h=15\text{km}$</sub>  bzw. 5.4 % <sub>$h=20\text{km}$</sub>  bei  $r_{\text{Pos}} = 4 \text{ km}$  und  $n = 355$ .

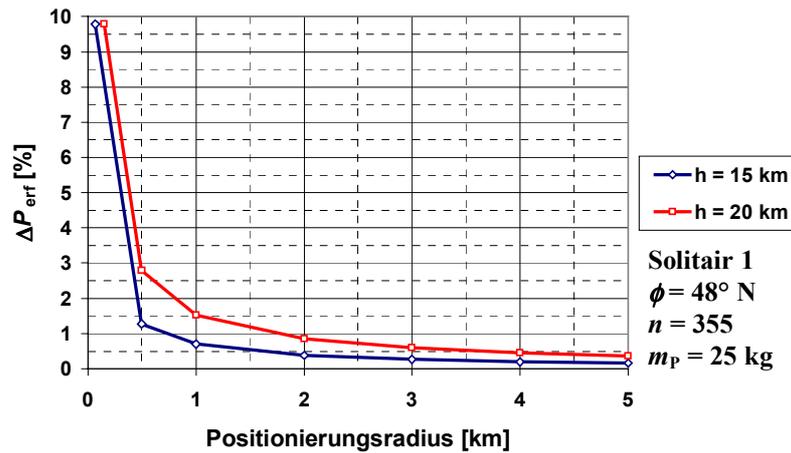


Bild 6.24: Einfluß des Positionierungsradius auf die erforderliche Leistung

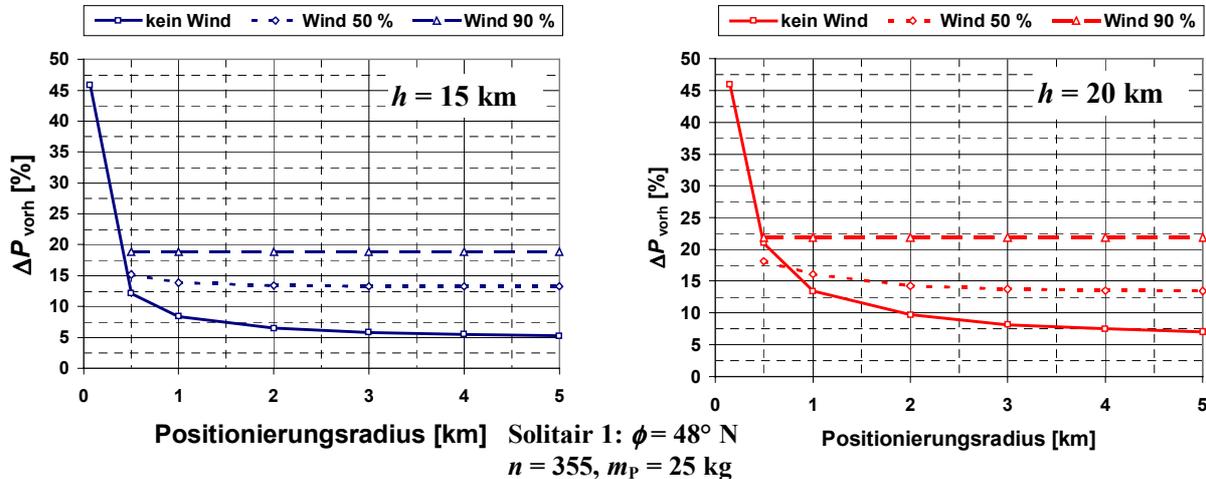


Bild 6.25: Einfluß des Positionierungsradius auf die vorhandene Leistung

### 6.3.11 Maximal mögliche Nutzlast

In Kapitel 2.1.2 wurde gezeigt, daß ein Solarflugzeug nicht beliebig vergrößert werden kann, um höhere Nutzlasten transportieren zu können. Es ist jedoch sehr aufwendig, Angaben zu machen, wie sich die Nutzlast mit der Flugzeuggröße verändert, da mit zunehmender Größe die gefundenen Modellierungen für Massen und Wirkungsgrade überprüft werden müssen. Die Flugzeuge werden bei Vergrößerung der Nutzlast ohnehin schnell so groß, daß eine Realisierung nicht mehr sinnvoll erscheint. Beispielhaft wurde versucht, eine Flugzeug-

konfiguration für 500 kg Nutzlastmasse und 1000 W Nutzlastleistungsbedarf auszulegen. Nach Optimierung der Flugzeugabmessungen und -untersysteme für maximale Flughöhe am 21.12. bei 48° nördlicher Breite konnte immerhin noch eine Höhe von ca. 15 km erreicht werden (technische Daten Solarmax siehe Anhang 2). Die Flugzeugdimensionen sind mit über 100 m Spannweite jedoch nicht mehr praktikabel.

### 6.3.12 Stationierungswahrscheinlichkeit

Bild 6.26 und Bild 6.27 zeigen die Stationierungswahrscheinlichkeiten der beiden Grundkonfigurationen für 48° n.Br. im Verlauf des Jahres. Die Kurven wurden erstellt, indem Windgeschwindigkeiten und Windrichtungen nach [64] (siehe Bild 3.12, Seite 34) vorgegeben wurden. Mit Hilfe von SAMS wurde überprüft, ob das Flugzeug bei diesen Windgeschwindigkeiten dauerhaft (länger als 5 Tage) innerhalb des vorgegebenen Positionierungsradius ( $r_{\text{Pos}} = 4 \text{ km}$ ) bleibt und die vorgegebene Flughöhe gehalten werden kann. Da in [64] keine Angaben zu 70 % Windgeschwindigkeiten vorliegen, wurden hierfür die Mittel der 50 % und 90 % Geschwindigkeiten gebildet. Es ist also nicht sicher, daß diese Windgeschwindigkeiten wirklich zu 70 % der Zeit unterschritten werden.

In [64] finden sich auch keine Angaben zu den Zeiträumen und zur örtlichen Verteilung, in denen bestimmte Windgeschwindigkeitswahrscheinlichkeiten vorliegen. Die Stationierungswahrscheinlichkeit könnte in Wirklichkeit somit höher liegen, wenn hohe Windgeschwindigkeiten kürzer als 24 h vorherrschen oder wenn in Gebiete mit niedrigeren Geschwindigkeiten ausgewichen werden kann.

Man erkennt, daß der Nurflügel nur zu knapp 1 Monat im Jahr in einem Höhenband von 19-20 km eine Stationierungswahrscheinlichkeit von 99 % erreicht. Im Winter kann der Nurflügel nur bei Windgeschwindigkeiten von unter 50 % in einem sehr schmalen Höhenband (12-12.5 km) stationiert werden. Die Solitair 1 Konfiguration dagegen erreicht im Sommer während 4 Monaten eine Stationierungswahrscheinlichkeit von über 99 %. Im Winter werden etwa 60 % erreicht.

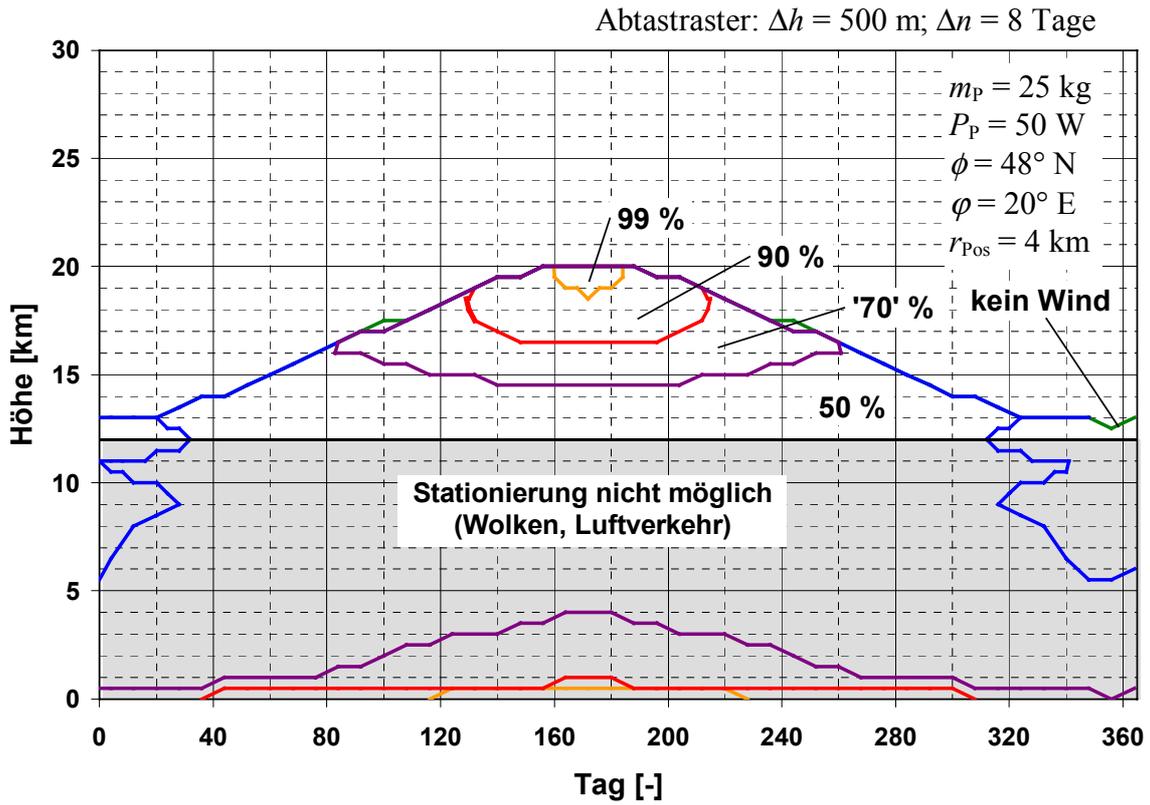


Bild 6.26: Stationierungswahrscheinlichkeit Nurflügel

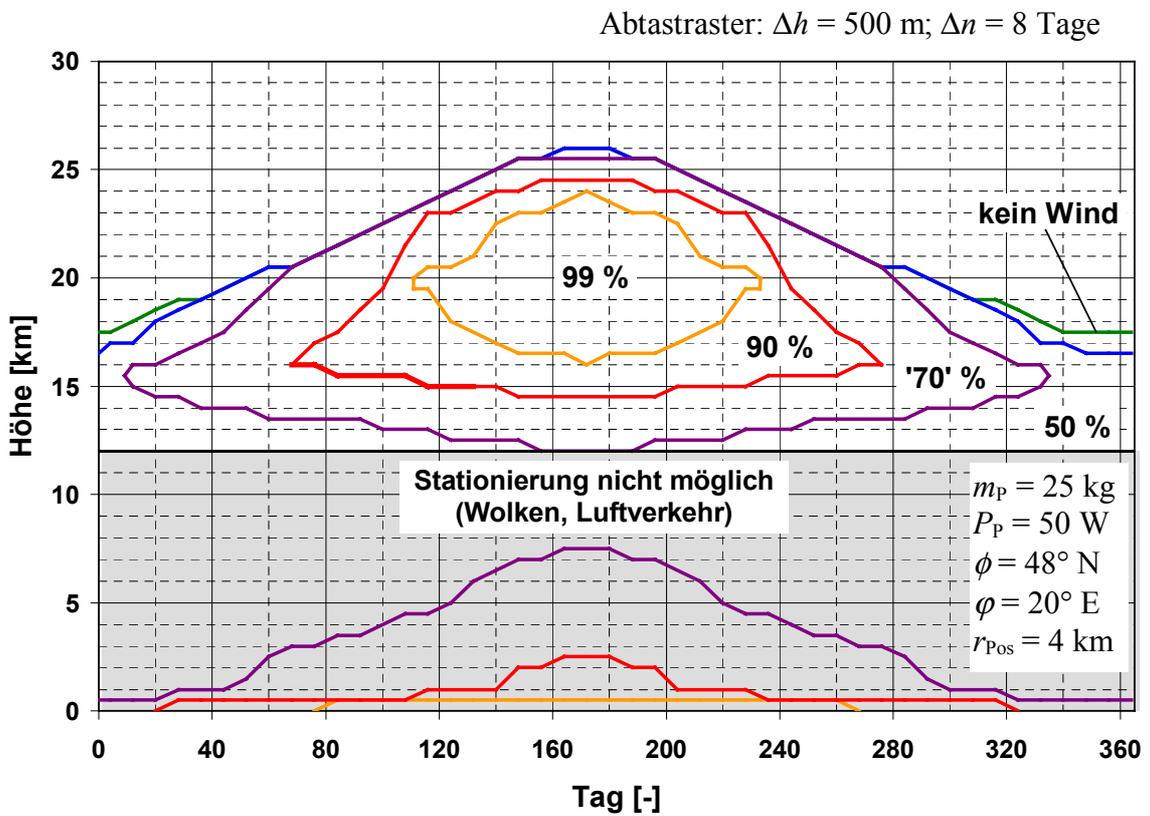


Bild 6.27: Stationierungswahrscheinlichkeit Solitair 1

## 6.4 Bau und Flugerprobung der SOLITAIR 1 Konfiguration

Um die Flugeigenschaften und die Flugleistungen der SOLITAIR 1 Konfiguration in der Praxis zu erproben, wurde ein maßstabgerechtes ferngesteuertes Demonstrationsmodell gebaut und im Flug getestet. Das Modell wurde mit im Flug schwenkbaren Solarpanels und einer Flugdatenerfassungsanlage ausgerüstet. Im folgenden sollen das Modell und die Flugerprobung nur im Überblick beschrieben werden. Ausführliche Berichte zum Demonstrationsmodell und zur Flugerprobung des Modells finden sich in [34, 68, 137].

### 6.4.1 Beschreibung des Demonstrationsmodells

#### 6.4.1.1 Konfiguration, Struktur

Die Konfiguration des Demonstrationsmodells (Bild 6.28) entspricht der SOLITAIR 1 Konfiguration aus Kapitel 6.2.3.2, lediglich in der Flügelmitte wurde ein Behälter zur Aufnahme des Meßsystems und der Empfangsanlage angebaut. Weiterhin wurde das Modell mit einem Fahrwerk ausgerüstet, um Bodenstarts zu ermöglichen. Das Modell wurde im Maßstab 1:8 erstellt [34] und weist eine Spannweite von 5.2 m auf. Eine 3-Seitenansicht (Bild 9.1, Seite 169) und technische Daten des Modells sind im Anhang 2 angegeben. Da das Modell anfangs nur zur Untersuchung der Flugeigenschaften verwendet werden sollte, wurde nicht auf extremen Leichtbau geachtet. Der Flügel und das Höhenleitwerk wurden in Styropor/Balsaholz-Sandwichbauweise mit GFK/KFK-Verstärkungen aufgebaut. Die Rumpfröhren bestehen aus GKF.



**Bild 6.28: SOLITAIR 1 Demonstrationsmodell mit geschwenkten Panels**

### **6.4.1.2 Zusatzsolarflächen, Antrieb**

Das Modell wurde mit schwenkbaren Zusatzflächen ausgerüstet. Der Antrieb für den Schwenkmechanismus befindet sich in zwei Rumpfbehältern unterhalb der Tragflächen. Für die Flugeigenschaftserprobung wurden Dummy-Panels aus Balsaholz erstellt.

Um auch Erfahrungen mit einem solaren Antriebssystem zu erhalten, wurden zusätzlich mit Solarzellen ausgerüstete Zusatzflächen erstellt. Um die Kosten dafür gering zu halten, wurden nicht selektierte Zellen mit ca. 14 % Nennwirkungsgrad beschafft. Die Zellen wurden von der Firma Gochermann Solartechnik in UV-stabilem GFK-verstärktem Polyester Harz eingebettet und anschließend mit einer Panelstruktur aus KFK-Profilen versehen.

Der Antrieb des Modells besteht aus zwei mechanisch kommutierten Elektromotoren, die über ein 1:4 untersetztes Getriebe je einen Propeller antreiben. Die Antriebsakkus befinden sich im vorderen Teil der Rumpfröhren. Je nachdem, ob das Flugzeug mit oder ohne Solarzellen geflogen wird, finden Akkusätze mit unterschiedlicher Kapazität Anwendung.

### **6.4.1.3 Fernsteuerung**

Das Modell kann über Querruder (2 Aktuatoren), Seitenruder (2 Aktuatoren), Höhenruder (2 Aktuatoren), Motorsteller (2 Stück) und Zusatzflächenverstellung (2 Aktuatoren) ferngesteuert werden. Die Querruder können als Landehilfe gleichsinnig mit der Hinterkante nach oben ausgeschlagen werden. Das Bordsystem wird über eine digitale Doppelstromversorgung (DPC-1 von Heckmann) betrieben. Ein Failsafe-System schaltet die Meßanlage bei Störungen des Funkkontakts automatisch ab.

Über die digitale Sendersoftware des Fernsteuersenders (MC24 von Graupner) wurden die Aktuatoren so programmiert, daß sich das Modell in allen Flugsituationen gut steuern läßt. Es werden z.B. verschiedene Mischfunktionen programmiert, die Charakteristik der Knüppelbewegungen beeinflußt, die Querruder elektronisch differenziert, Querruder- und Seitenruderausschlag kombiniert sowie die Kennlinien der Motorregler elektronisch angepaßt. Weiterhin können verschiedene Stoppuhren programmiert werden, so daß der Pilot die verbleibende Akkukapazität abschätzen kann.

### **6.4.1.4 Meßanlage**

Es wird ein speziell für Modellflugzeuge entwickeltes Meßsystem verwendet (MiniLogger von Würtenberger). Das Meßsystem wiegt komplett mit 8 Sensoren, Telemetriesender und Stromversorgung nur ca. 100 g. Es können 8 analoge und 2 digitale Kanäle angeschlossen werden. Die Meßdaten werden an Bord gespeichert und zusätzlich zu einem am Boden befindlichen Notebook gesendet. Die Sensorauflösung beträgt 8 bit und die Abtastrate bei normalem Betrieb 11.4 Hz. Die folgenden Sensoren wurden verwendet: Höhe/Geschwindigkeitssensor mit Prandtlrohr, Drehzahl eines Propellers, Strom- und Spannung beider Antriebs-Motoren,

Temperatur eines Solarpanels, ein in z-Richtung eingebauter Beschleunigungssensor sowie ein 3-Achsen-Drehratensensor.

Die Sensoren werden schon vorkalibriert geliefert. Die Kalibrierung wurde zusätzlich überprüft, wobei auch die Integration der Sensoren in das Demonstrationsmodell berücksichtigt wurde. Es hat sich gezeigt, daß trotz der geringen Größe und des niedrigen Gewichts des Meßsystems doch gute Meßgenauigkeiten erreicht werden. Lediglich die 8-bit Auflösung ist für einige Auswerteverfahren etwas grob.

Das Meßsystem wird mit einer umfangreichen Analysesoftware geliefert, die bei der Auswertung der Meßdaten hilfreich ist. Bild 6.29 zeigt beispielhaft einen Schrieb des Meßsystems. Im Anhang 2 sind weitere Meßschriebe (Bild 9.2, Bild 9.3, Bild 9.4) angegeben.

Da das Meßsystem die Empfangsanlage des Demonstrationsmodells trotz Abschirmmaßnahmen stört, wurde eine mit dem Fail-Safe-System der Fernsteuerung gekoppelte Notabschaltung des Meßsystems installiert.

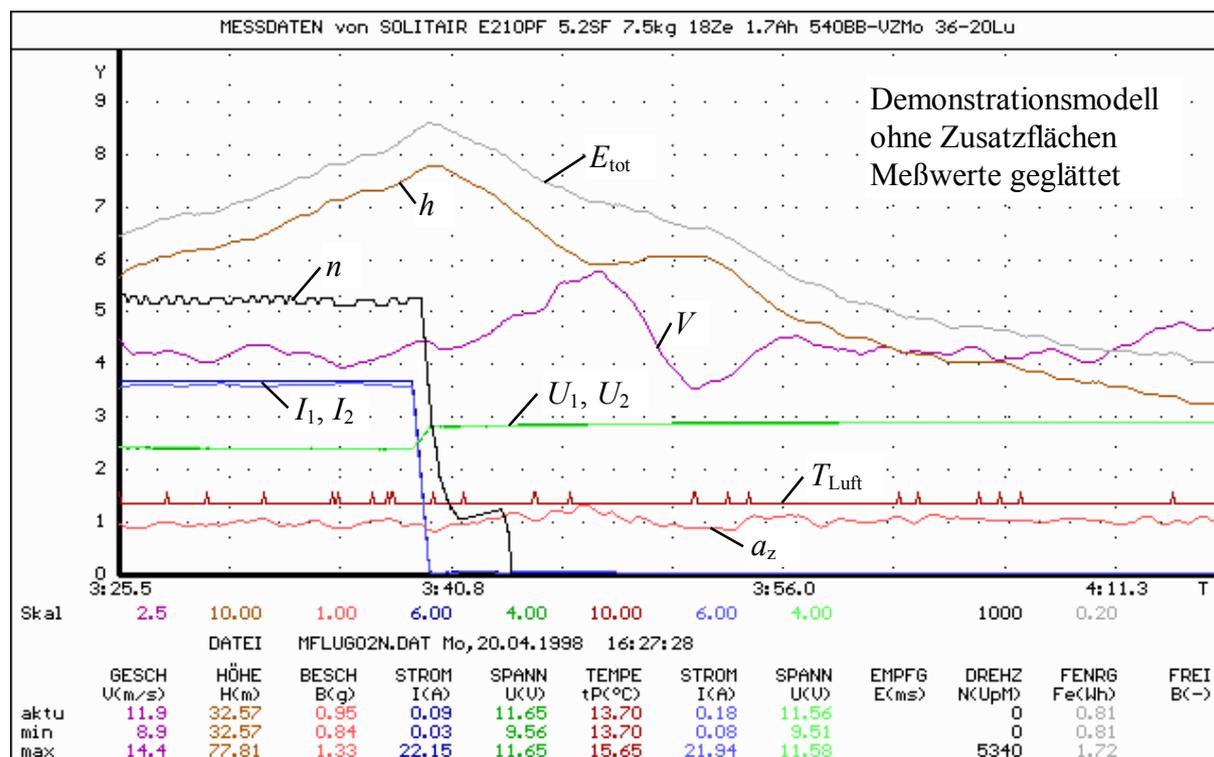


Bild 6.29: Beispiel eines MiniLogger-Meßschriebes

### 6.4.2 Ergebnisse der Flugprobung

Es wurden ca. 50 Flüge mit einer Gesamtflugzeit von ca. 450 Minuten durchgeführt. Bei 21 Flügen wurde das Meßsystem eingesetzt und es konnten ca. 80 Minuten Meßdaten gesammelt werden. Die Flüge ohne Meßanlage dienen in erster Linie qualitativer Flugeigenschaftsuntersuchungen der unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen und die Flüge mit Meßanlage der Flugleistungsuntersuchung.

### 6.4.2.1 Flugeigenschaften

Um die Flugeigenschaften der Solitair 1 Konfiguration zu untersuchen, wurde das Demonstrationsmodell in 6 verschiedenen Konfigurationen, mit unterschiedlichen Schwerpunktlagen und verschiedenen Positionen der Zusatzpanels geflogen.

Konfiguration 1: Flugzeug ohne Zusatzpanels mit großen Seitenleitwerken

Konfiguration 2: Flugzeug ohne Zusatzpanels mit kleinen Seitenleitwerken

Konfiguration 3: Flugzeug mit Dummy-Panels mit großen Seitenleitwerken

Konfiguration 4: Flugzeug mit Dummy-Panels mit kleinen Seitenleitwerken

Konfiguration 5: Flugzeug mit Solarpanels mit großen Seitenleitwerken

Konfiguration 6: Flugzeug mit Solarpanels mit kleinen Seitenleitwerken

#### Flugzeug ohne Zusatzpanels:

Die ersten Flüge des Demonstrationsmodells wurden ohne Zusatzpanels durchgeführt, um die allgemeinen Flugeigenschaften zu erproben und um die Schwerpunktsberechnungen zu überprüfen. Der erflogene Schwerpunktsbereich reicht von 47-99 %  $l_{\mu}$  ( $x_N = 107\% l_{\mu}$ ). Dieser große Schwerpunktsbereich wird durch das relativ große Höhenleitwerk ermöglicht. Bei  $x_S = 47\% l_{\mu}$  ist bereits ein großer Höhenruderausschlag für den Horizontalflug nötig. Es steht jedoch noch ausreichend Höhenruderwirksamkeit für Manöver zu Verfügung. Bei 99 %  $l_{\mu}$  wird ein leicht negativer Höhenruderausschlag für den getrimmten Horizontalflug nötig. Das Modell läßt sich noch problemlos fliegen, es findet jedoch kein selbständiges Abfangen mehr statt. Der erflogene Schwerpunkt, bei dem für die gewählte Einstellwinkeldifferenz ( $\Delta\alpha = 2^\circ$ ) von Flügel zu Höhenleitwerk kein Höhenruderausschlag für den Horizontalflug nötig ist, entspricht exakt dem berechneten Schwerpunkt von  $x_S = 95\% l_{\mu}$ .

Das Modell reagiert sinnrichtig und ohne Verzögerung auf alle Steuereingaben. Die Ruderwirkungen sind sehr gut. Beim Start läßt sich das Modell mit den im Propellerstrahl liegenden Seitenrudern gut auf Kurs halten. Durch den großen Rumpfabstand sollten die beiden Motoren jedoch gut synchronisiert sein, um Schiebeflugzustände zu vermeiden. Im Einmotorenflug bei Vollgas reicht die Ruderwirksamkeit der kleinen Seitenleitwerke gerade noch aus, um den Kurs zu halten.

Im langsamen Kreisflug tendiert das Modell mit den großen Seitenleitwerken leicht zum Spiralsturz und muß mit dem Querruder etwas abgestützt werden. Mit den kleinen Seitenleitwerken ist das Kreisflugverhalten ausgeglichen.

#### Flugzeug mit Dummy-Panels und Solarpanels:

Aus Gründen der Solarzellenanordnung konnten die Panels nicht optimal dimensioniert werden, so daß der Panelneutralpunkt leicht vor dem Flugzeugschwerpunkt liegt und somit ein destabilisierendes Moment entsteht. Für die Dummy-Panels ergibt sich eine Stabilitätsmaßverminderung von  $\Delta\sigma \approx +0.046$  und für die Solarpanels von  $\Delta\sigma \approx +0.063$ . Bei horizontal

liegenden Panels muß somit zur Erzielung des gleichen Stabilitätsmaßes wie ohne Panels der Schwerpunkt um  $\Delta x_S = 9.8$  mm (Dummy-Panels) bzw. um  $\Delta x_S = 13.5$  mm (Solarpanels) nach vorne verschoben werden. Dies konnte in den Flugversuchen bestätigt werden ( $\Delta x_{S, \text{Versuch}} = 10$  mm, Dummy-Panels). Werden die Panels geschwenkt, so wird mit zunehmendem Schwenkwinkel die Längsachse stabiler und die Hochachse instabiler. Wenn der Schwerpunkt im Vergleich zur Konfiguration ohne Panels um die ermittelten Werte nach vorne geschoben wird und mit den großen Seitenleitwerken geflogen wird, sind diese stabilisierenden bzw. destabilisierenden Effekte im Flug nicht mehr bemerkbar. Unabhängig von der Panelposition ist das Flugzeug immer gut steuerbar, und es traten in keiner Flugphase kritische Flugzustände auf. Mit den Dummy-Panels ist die Wirksamkeit der kleinen Seitenleitwerke auch bei  $90^\circ$  Schwenkwinkel der Panels noch ausreichend. Wird jedoch mit den größeren Solarpanels und den kleinen Seitenleitwerken geflogen, so ist bei  $90^\circ$  Schwenkwinkel der Panels die Wirksamkeit nicht mehr ausreichend und bei Kurvenflügen können große Schiebewinkel auftreten.

Obwohl das Modell durch die Doppelrumpfanordnung an sich ein hohes Trägheitsmoment um die Flugzeuggängsachse hat, ist die Rollgeschwindigkeit durch die großen Querruder mehr als ausreichend. Die maximale Rollrate bei Normalgeschwindigkeit (ca. 9-10 m/s) mit Panels in Horizontalstellung ist größer als  $40^\circ/\text{s}$  ( $30^\circ$  bank-to-bank in 1.5 s).

#### 6.4.2.2 Flugleistungen

Es zeigte sich, daß mit Modellflugzeugen einige der bei bemannten Flugzeugen verwendeten Flugversuchsverfahren nur bedingt anwendbar sind, da der Pilot nur durch Sichtverbindung zum Modell ein Feedback über den Flugzustand erhält. Geschwindigkeit und Flughöhe können nur ungenau eingeschätzt werden und es kann nicht beliebig lange geradeaus geflogen werden, da das Modell sonst außer Sichtweite gerät. Somit sind über längere Zeitabschnitte stationäre Flugzustände kaum erreichbar.

Es können jedoch mehr verwertbare Messabschnitte verwendet werden, wenn auch Änderungen des Flugzustandes (Beschleunigungen, Höhenänderungen) bei der Auswertung zugelassen werden. Die Änderungen können berücksichtigt werden, indem Zeitabschnitte betrachtet werden, in denen die zu untersuchenden Parameter möglichst lineare Änderungen aufweisen. Die Parameter werden durch Ausgleichsgraden beschrieben und können über Totalenergiebetrachtungen ausgewertet werden.

Eine weitere Möglichkeit bei der Identifikation der Antriebswirkungsgrade und Flugzeugwiderstände bietet die Parallelsimulation. Dazu werden die Meßwerte für Fluggeschwindigkeit, Eingangsleistung und z-Beschleunigung in eine SAMS-ähnliche Simulation des Demonstrationsmodells eingegeben und die sich ergebende Flughöhe mit der gemessenen Flughöhe verglichen. Antriebswirkungsgrad und Flugzeugwiderstand werden solange verändert, bis sich die beiden Höhenkurven möglichst gut decken.

Die Anzahl der Meßkanäle und die Meßdatenauflösung beschränken jedoch die Auswertemöglichkeiten und die Genauigkeit der Ergebnisse. So bestehen kaum Möglichkeiten, Meßwerte durch redundante Daten zu verifizieren. Als problematisch stellte sich auch die hohe Thermikempfindlichkeit des langsam fliegenden Demonstrationsmodells heraus. Obwohl die Messungen vorzugsweise zu sehr frühen bzw. späten Tageszeiten durchgeführt wurden, traten doch große Streuungen in den Meßergebnissen auf.

Da sich bei Kurvenflügen der Widerstand durch Ruderausschläge, Schiebeflugzustände und erhöhte z-Beschleunigung leicht erhöht, sollten zur Flugleistungsauswertung möglichst nur Flugzustände mit geringem Querneigungswinkel gewählt werden. Aus den Daten des z-Beschleunigungssensors sind Kurvenflüge jedoch kaum herauszulesen. Eine Möglichkeit, Informationen über die Flugzeuglage zu erhalten, bietet das Filmen des Fluges mit Video. Eine weitere Möglichkeit ist der Einsatz von Drehratensensoren. Die Entwicklung eines 3-Achsen Drehratensensors war jedoch erst zu Ende der hier verwendeten Meßungen abgeschlossen.

Aufgrund des zu klein gewählten Einstellwinkels der Tragfläche des Demonstrationsmodells zur Rumpfachse, ist der Rumpf im Langsamflug etwa um  $+6^\circ$  angestellt. Die Panels sind mit  $0^\circ$  Einstellwinkel zur Rumpfachse montiert. Die Anströmung der Solarpanel wurde durch Aufkleben von Fäden an den Panelseiten untersucht. Das vordere Panel wird im Langsamflug an der Vorderkante ebenfalls mit ca.  $+6^\circ$  angeströmt. Kurz vor der Tragfläche werden durch die Profilmströmung bedingt sogar Anströmungswinkel von bis zu ca.  $+20^\circ$  gemessen. Das hintere Panel liegt im Abwind des Flügels und wird mit ca.  $+1^\circ$  angeströmt. Besonders am vorderen Panel treten durch die Fehlstellung bedingt zusätzliche Widerstände auf. Durch die unsaubere Aerodynamik des Modells (z.B. Fahrwerk, Schwenkmechanismus der Panels, Halterungen der Panels und des Höhenleitwerks) ist der Widerstand zusätzlich erhöht. Dies wurde bei der Modellierung durch eine zusätzliche aerodynamische Widerstandsfläche von  $S_{\text{Schad}} = 0.008 \text{ m}^2$  berücksichtigt. Zusätzlich mußte der Reibungswiderstand um 10% erhöht werden.

Es zeigte sich, daß aufgrund der hohen Gesamtmasse und der geringen Komponenteneffizienzen kein dauerhafter Flug des Demonstrationsmodells mit Solarenergie möglich ist. Der Vortriebsleistungsbedarf des Modells mit Solarpanels beträgt ca. 57 W. Tabelle 6.6 zeigt die ermittelten Wirkungsgrade und Vortriebsleistungen. Der Antriebswirkungsgrad konnte nur für den gesamten Antriebsstrang identifiziert werden. Die Aufteilung auf die Einzelwirkungsgrade ( $\eta_{\text{Mot}}$ ,  $\eta_{\text{Getr}}$ ,  $\eta_{\text{Regl}}$ ,  $\eta_{\text{Prop}}$ ,  $\eta_{\text{Leitung}}$ ) wurde aus Herstellerangaben und Überschlagsrechnungen abgeschätzt. Durch Gewichtsreduktion des Demonstrationsmodells um ca. 1 kg, aerodynamische Optimierung, durch Einsatz eines MPP-Reglers sowie von hochwertigeren Motoren und angepaßten Propellern ließe sich die Leistungsbilanz so verbessern, daß auch im Winter ein Flug mit Solarenergie möglich wird.

Strahlung		600 W/m <sup>2</sup> (Winter)	900 W/m <sup>2</sup> (Sommer)
Solarzellen ( $S_{PV} = 0.98\text{m}^2$ )	$\eta_{PV} = 12\%$ $\eta_{PV} (10.5\text{ V}) = 10.4\%$	➔ 61.2 W	➔ 91.7 W
Leitungsverluste	$\eta_{Leitung} = 98.8\%$	➔ 60.4 W	➔ 90.6 W
Regler	$\eta_{Regl} = 98\%$	➔ 59.2 W	➔ 88.8 W
Motor	$\eta_{Mot} = 75\%$	➔ 44.4 W	➔ 66.6 W
Getriebe	$\eta_{Getr} = 95\%$	➔ 42.2 W	➔ 63.3 W
Propeller	$\eta_{Prop} = 70\%$	➔ 29.5 W	➔ 44.3 W
Vortriebsleistung		<b>29.5 W</b>	<b>44.3 W</b>

Tabelle 6.6: Leistungsbilanz Demonstrationsmodell

## 6.5 Vorschlag für eine verbesserte SOLITAIR Konfiguration

### 6.5.1 Anwendungsbereich

Anhand von Parameteruntersuchungen und den Erfahrungen mit dem Demonstrationsmodell wurde eine optimierte Konfiguration (SOLITAIR 2) entwickelt. Um deren Anwendungsbereich gegenüber Solitair 1 zu erweitern, wurde die Nutzlast und der Nutzlastleistungsbedarf erhöht. Diese Konfiguration soll zeigen, wie eine operationelle hochfliegende Solardrohne aussehen könnte und welche Flugleistungen zu erwarten sind. Es werden folgende Randbedingungen festgelegt:

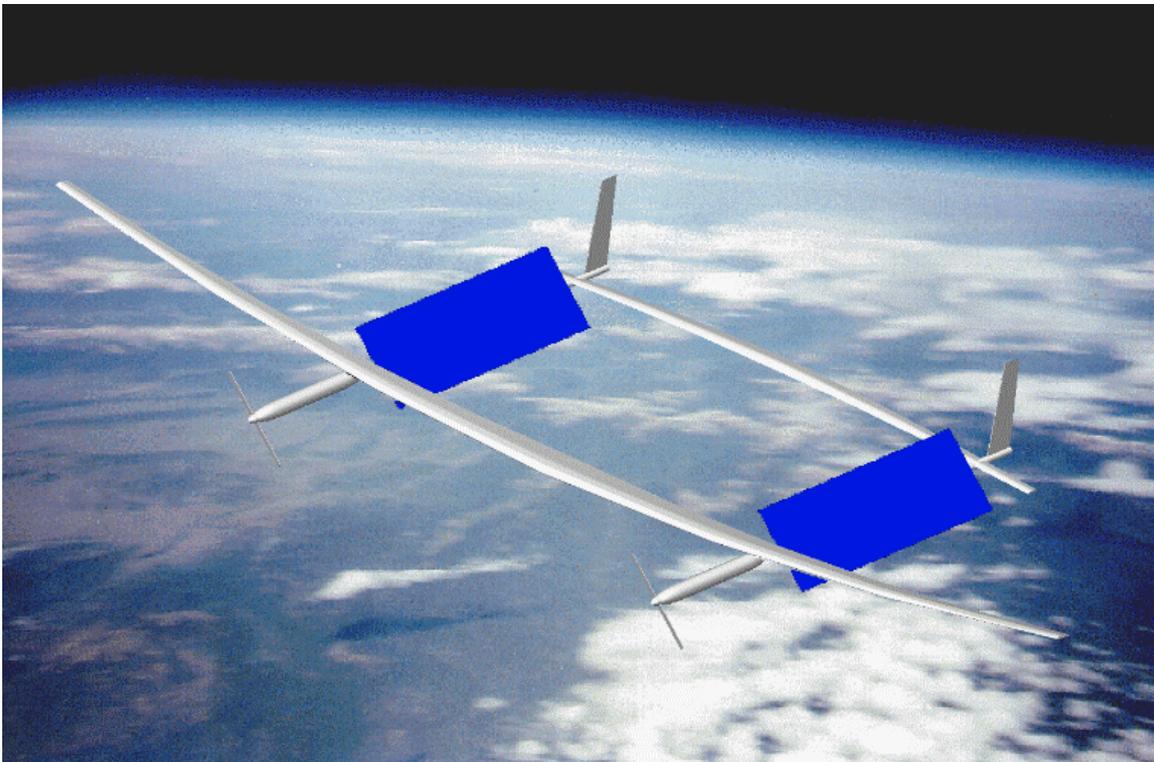
- Es soll ein quasistationärer Betrieb über einem bestimmten Gebiet möglich sein.
- Eine, über das ganze Jahr gesehen, hohe Stationierungswahrscheinlichkeit ist anzustreben.
- Das Stationierungsgebiet soll auf 48° n.Br. liegen (z.B. München).
- Es soll eine Nutzlast von 50 kg transportiert werden. Der erforderliche Leistungsbedarf der Nutzlast wird mit konstant 500 W angesetzt.

### 6.5.2 Konfigurationsbeschreibung

Ausgehend von der Solitair 1 Konfiguration wurden eine Reihe von Verbesserungen durchgeführt. Die vorderen Zusatzsolarflächen wurden weggelassen. Dadurch ist die Anströmung der Tragflächen ungestört und Zusatzwiderstände durch evtl. nicht optimal angeströmte Zusatzsolarflächen entfallen. Gleichzeitig wurde das Höhenleitwerk im Verhältnis zum Flügel größer gewählt, so daß der Flugzeugneutralpunkt nach hinten wandert und der Flugzeugschwerpunkt im Gesamtneutralpunkt der Zusatzflächen zu liegen kommt. Durch eine bessere Aufteilung der Gesamtflügelfläche auf zwei Flächen konnte gleichzeitig ein Stukturmassenvorteil erzielt werden. Durch die erhöhten Nutzlastbedürfnisse steigen die Gesamtabmessungen

des Flugzeugs wodurch die Streckungen von Höhenleitwerk und Flügel erhöht werden konnten, ohne in zu niedrige Re-Zahlbereiche zu stoßen. Um eine gegenseitige Panelabschattung zu vermeiden und zur besseren Massenverteilung, wurde der Rumpfabstand größer gewählt. Durch diese Maßnahmen konnten die aerodynamischen Widerstände sowie die Strukturmassen gesenkt und die Flugleistungen gesteigert werden. Bild 6.30 zeigt die Konfiguration des Solitair 2.

Für die Bordsysteme und die Nutzlast stehen die zwei vorderen Rumpfröhren sowie der Innenraum des Flügels zu Verfügung. Um möglichst kurze Kabelverbindungen mit geringen Widerständen und Massen zu erzielen, würde sich anbieten, zwei völlig getrennte Energiespeicher und Antriebssysteme zu verwenden. Durch den großen Abstand der beiden Rumpfröhren muß darauf geachtet werden, daß keine unsymmetrischen Lastzustände auftreten.



**Bild 6.30: Konfiguration Solitair 2**

Es folgen die wichtigsten technischen Daten (detaillierte Angaben in Anhang 2):

$b_{FI} = 62 \text{ m}$	$b_{HI} = 31.5 \text{ m}$	$m_{ges} = 578 \text{ kg}$	$S_{PV} = 128 \text{ m}^2$
$A_{FI} = 32$	$A_{HI} = 30$	$m_P = 50 \text{ kg}$	$A_{PV} = 0.32$
$S_{FI} = 120.1 \text{ m}^2$	$S_{HI} = 33.1 \text{ m}^2$	$P_P = 500 \text{ W}$	$\eta_{PV,AM1.5} = 19 \%$

**Tabelle 6.7: Technische Daten Solitair 2**

### 6.5.3 Flugleistungen, Envelope, Stationierungswahrscheinlichkeit

Bild 6.31 zeigt die Polare des Solitair 2 in 15 km Flughöhe. Im Vergleich zu Solitair 1 konnte durch die höhere Streckung der induzierte Widerstand weiter gesenkt werden. Bild 6.32 zeigt

die dauerhaft fliegbare Envelope (Energiebedarf über 24 h gedeckt) für Sommer und Winter. In die Envelope wurden die Re-Zahl und Ma-Zahl Bereiche eingezeichnet. Im vorgesehenen Flugbereich (ca. 15-20 km) liegen die Ma-Zahlen unter  $Ma = 0.1$  und die mittleren Re-Zahlen über  $Re_{lm} = 200000$ .

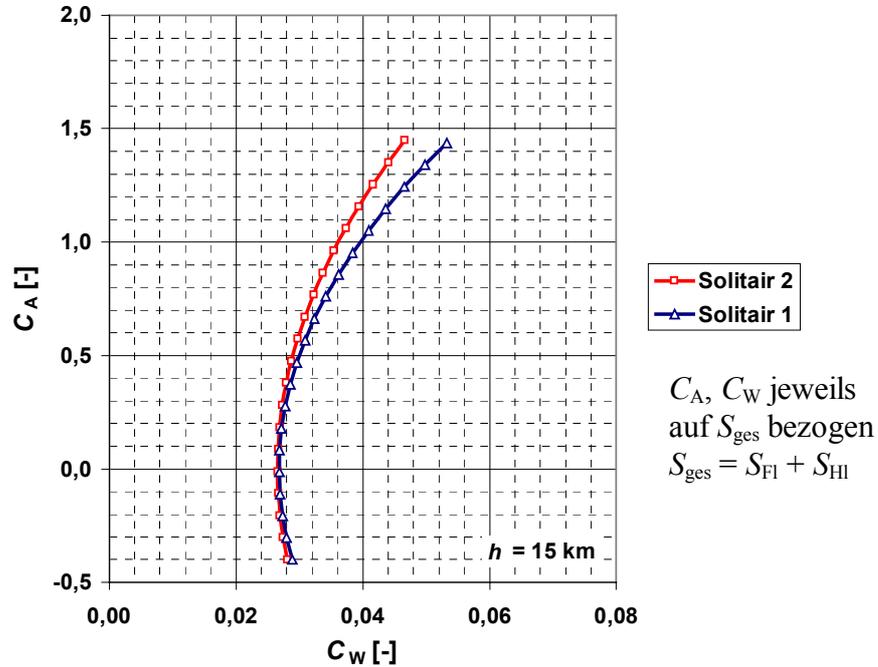


Bild 6.31: Polare Solitair 2

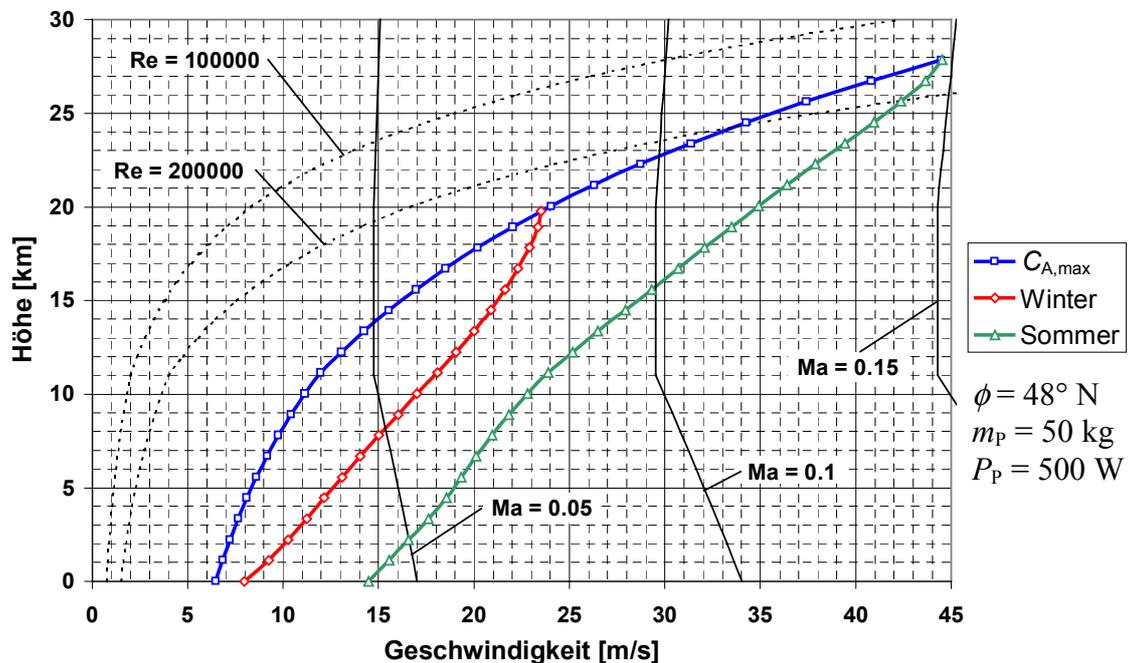
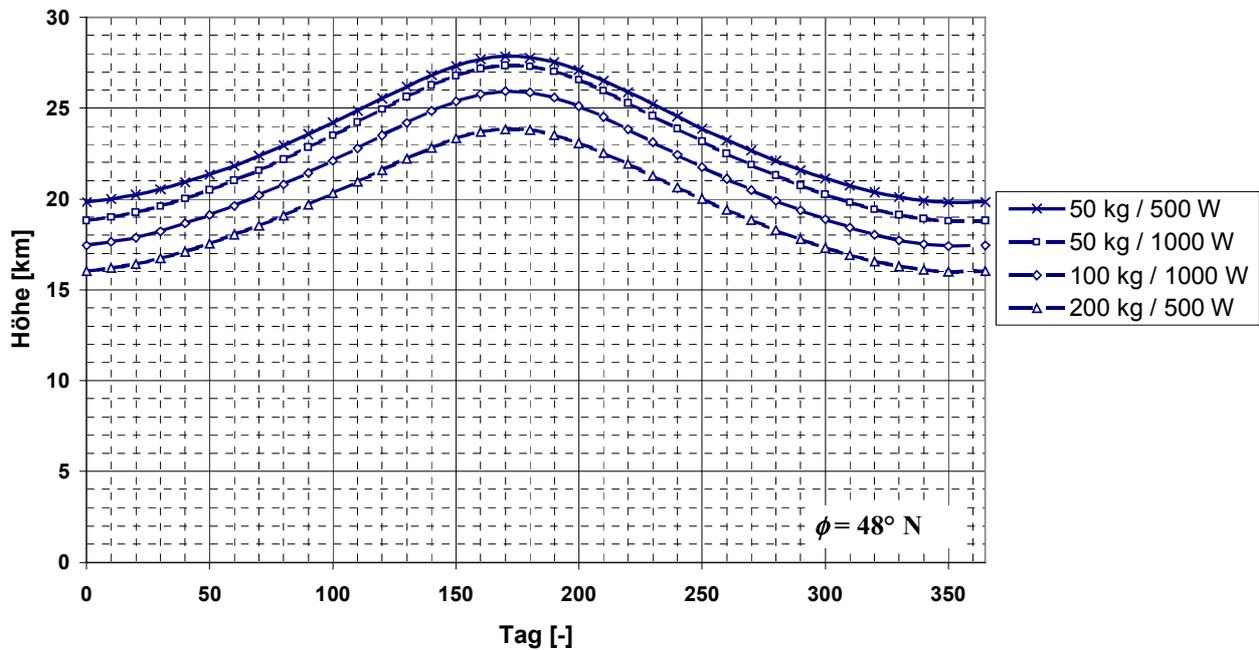


Bild 6.32: Dauerhaft fliegbare Envelope Solitair 2

Bild 6.33 zeigt die mit SALT ermittelten dauerhaft möglichen Flughöhen bei verschiedenen Zusatzmassen (Zusatz-Abfluggewicht nicht notwendigerweise Zusatz-Nutzlastmasse) und Nutzlastleistungsbedarf. Es ist erkennbar, daß selbst bei einem Mehrgewicht von 150 kg die

geforderten Randbedingungen (ganzjährige Stationierbarkeit bei  $\phi = 48^\circ \text{ N}$  mit  $m_p = 50 \text{ kg}$ ,  $P_p = 500 \text{ W}$ ) noch erfüllt werden.

In Bild 6.34 ist die Stationierungswahrscheinlichkeit der Solitair 2 Konfiguration dargestellt (zur Erstellung der Kurven siehe Kap. 6.3.12). Im Sommer kann über ca. 4 Monate in 20 km Flughöhe eine Stationierungswahrscheinlichkeit von  $> 99 \%$  erreicht werden. Im Winter sollte auf ca. 15.5 km Höhe abgestiegen werden. Hier wird eine Stationierungswahrscheinlichkeit von knapp 80 % erreicht. Treten die hohen Windgeschwindigkeiten kürzer als 24 h auf oder kann auf andere Flughöhen mit geringeren Windgeschwindigkeiten ausgewichen werden, so kann sich die Stationierungswahrscheinlichkeit noch weiter erhöhen. Vergleicht man die erreichbare Stationierungs-Flughöhe für Windgeschwindigkeit  $V_w = 0 \text{ m/s}$  in Bild 6.34 mit der durchgezogenen Linie in Bild 6.33, so wird deutlich, daß trotz des geringen Stationierungsradius von  $r_{\text{Pos}} = 4 \text{ km}$  nur geringe Höheneinbußen aufgrund von erhöhtem Leistungsbedarf oder verminderter empfangener Solarenergie durch Stationierungseffekte entstehen.



**Bild 6.33: Solitair 2 Stationierung – Variation Nutzlastmasse und -leistungsbedarf**

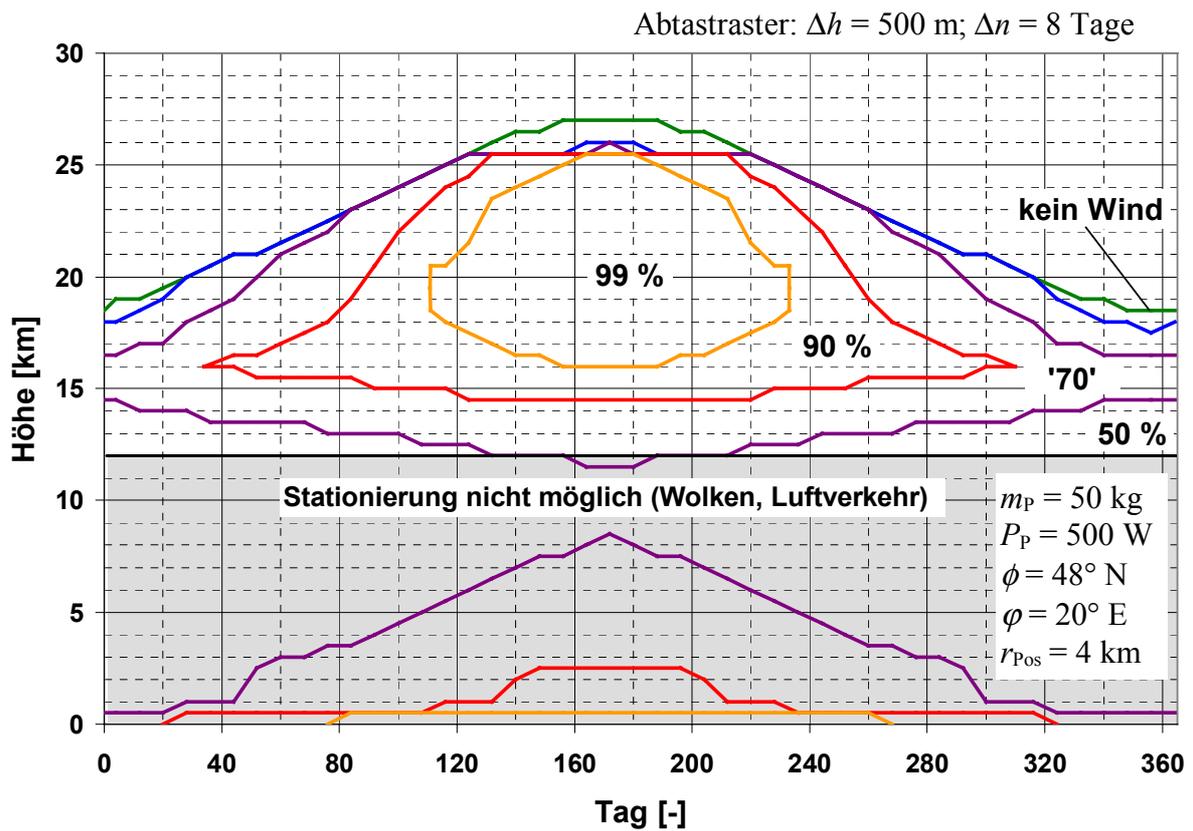


Bild 6.34: Stationierungswahrscheinlichkeit des Solitair 2

## 7 Zusammenfassung und Ausblick

Mit dieser Arbeit wurden Möglichkeiten geschaffen, um Gesamtsystemkonfigurationen unbemannter hochfliegender Solarflugzeuge für unterschiedliche Anwendungsfälle auszulegen und die Flugleistungen und die Missionsfähigkeit dieser Konfigurationen aufzuzeigen.

Zu Anfang der Arbeit (Kap. 2) wurde für eine hochfliegende Solardrohne das Antriebsgrundkonzept festgelegt und bestimmende Zusammenhänge (erforderliche Horizontalflugleistung, Umweltbedingungen) dargelegt. Damit wurden die wesentlichen Merkmale der Flugzeugkonfiguration aufgezeigt und somit die Randbedingungen für die Modellierung geschaffen. Weiterhin wurde eine Abgrenzung einer hochfliegenden Solardrohne gegenüber anderen Nutzlastträgerkonzepten durchgeführt.

In Kapitel 3 wurden für alle wesentlichen Flugzeugsysteme und Umgebungsbedingungen mathematische Modellierungen erarbeitet, die für spätere automatisierte Berechnungsverfahren geeignet sind. Besonders bei der Modellierung des solaren Energieversorgungssystems mußten vorhandene Modelle an die Anforderungen einer Solardrohne angepaßt bzw. kombiniert werden. Das entwickelte Strahlungsmodell ist global für alle Höhen gültig und liefert bei geringem Berechnungsaufwand gute Ergebnisse im Betriebsbereich einer Solardrohne. Das Verhalten von monokristallinen Solarzellen wurde unter Berücksichtigung von Strahlungsspektrum und -intensität sowie der sich im Flug einstellenden Paneltemperatur modelliert. Anhand der für Elektrolyseur und Brennstoffzelle aufgestellten Betriebskennlinien kann deren Verhalten realistisch bestimmt werden.

Weiterhin wurden Randbedingungen für Betrieb und Zulassung eines hochfliegenden unbemannten Flugzeuges erörtert (Kap. 4).

Es wurden Positionierungsstrategien erarbeitet, die unter Berücksichtigung von Wind und Sonnenstrahlung eine energieoptimale Stationierung einer Solardrohne ermöglichen (Kap. 4.4).

Anhand der geschaffenen mathematischen Modellierungen wurde eine Software (SALT) entwickelt, mit der es möglich ist, schnell und unkompliziert Konfigurationsuntersuchungen durchzuführen und die Einflüsse von Variationen einzelner Parameter aufzuzeigen (siehe Kap. 5). Weiterhin wurde unter Verwendung der gleichen mathematischen Modellierungen ein Missionssimulator (SAMS) entwickelt, mit dem es möglich ist, detaillierte Missionsuntersuchungen durchzuführen. Mittels dieses Simulators konnten zum Beispiel die Positionierungsstrategien überprüft und weiterentwickelt werden und die Stationierungswahrscheinlichkeiten einer Solardrohne unter verschiedenen Strahlungs- und Wind-Bedingungen ermittelt werden.

Für die Auslegung einer hochfliegenden Solardrohne wurden Vor- und Nachteile von auf der Flügeloberseite angebrachten Solarzellen und auf Zusatzpanels angebrachten Solarzellen aufgezeigt (siehe Kap. 1). Um für eine dauerhafte Stationierung eine optimierte Flugzeugkonfiguration zu ermitteln, wurden 2 Grundkonfigurationen ausgewählt und diese mit Hilfe der

entwickelten Software verglichen. Anhand von durchgeführten Parametervariationen dieser Grundkonfigurationen wird ein weites Spektrum an möglichen Flugzeugkonfigurationen abgedeckt.

Es wurden praktische Konfigurationsuntersuchungen mit einem Demonstrationsmodell (Maßstab 1:8) der SOLITAIR 1 Konfiguration mit im Flug schwenkbaren Zusatzsolarflächen und Telemetriesystem durchgeführt (siehe Kap. 1.1). Durch Modellierung und Vergleichsrechnung des Demonstrationsmodells konnte die Auslegungssoftware überprüft werden und Erfahrungen mit der Flugzeugkonfiguration gewonnen werden. Es wurde gezeigt, daß die Flugeigenschaften annähernd unabhängig von der Stellung der Zusatzsolarflächen sind, wenn diese richtig dimensioniert sind.

Anhand der Ergebnisse der Konfigurationsuntersuchungen und der gewonnenen Erfahrungen mit dem Demonstrationsmodell wurde in Kap. 6.5 eine optimierte Konfiguration eines hochfliegenden Solarflugzeugs erstellt und deren Flugleistungen ermittelt.

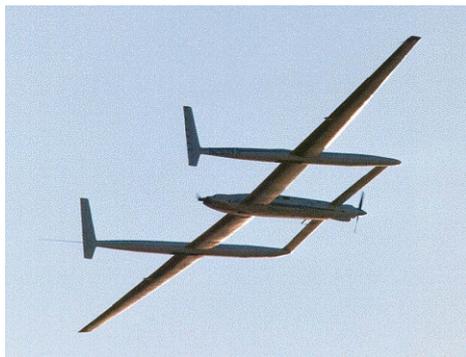
Nach heutigem Technologiestand ist es möglich, eine hochfliegende ganzjährig stationierbare Solardrohne auch in mittleren Breitengraden (bis ca.  $\pm 55^\circ$  Breite) zu realisieren. Damit eröffnet sich ein breites Anwendungsfeld von neuen Nutzungsmöglichkeiten. Es wurde jedoch deutlich, daß bis zu der Marktreife einer solchen Solardrohne noch einige Hürden (Zulassung, Entwicklung regenerativer Brennstoffzellen) zu nehmen sind. Somit kann frühestens nach der Demonstration der Machbarkeit mit echtem Interesse von zukünftigen Nutzern gerechnet werden. Mit den in dieser Arbeit untersuchten Flugzeugkonfigurationen und den sich rasant weiterentwickelnden Technologien in allen Teilbereichen einer Solardrohne kann sicher davon ausgegangen werden, daß in Zukunft dauerhaft stationierbare unbemannte Solarflugzeuge auch über Mitteleuropa eingesetzt werden.

## 8 Anhang 1: HALE Flugzeug Beschreibungen

Im folgenden werden einige bemannte und unbemannte Flugzeuge beschrieben, die im Rahmen dieser Arbeit für Vergleiche von Flugleistungen, Antriebskonzept oder Struktur von Interesse sind.

### 8.1 Bemannte Flugzeuge

#### Voyager – Scaled Composites [102] - 1986:



Mit Voyager konnten Dick Rutan und Jana Yeager 1986 die Welt in einem neun Tage dauernden Nonstop-Flug umrunden. Sie legten dabei eine Strecke von ca. 45000 km zurück. Voyager ist ein Entenflugzeug mit hoch gestrecktem Flügel. Das Entenleitwerk und die beiden Seitenleitwerke sind an zwei Auslegern befestigt. In den Auslegern befinden sich u.a. die Treibstofftanks. In der Mitte des Flugzeuges befindet sich der Rumpf mit

der Passagierkabine, einem Schub- und einem Druckpropeller. Durch die Verteilung der Lasten über die Spannweite konnte die Flügelstruktur leicht gehalten werden. Mit Voyager dürfte wohl die mit fossilem Treibstoff maximal mögliche Flugdauer nahezu erreicht sein. Dreiviertel der Abflugmasse war bei dem Rekordflug Brennstoff.

$b = 33.7 \text{ m}$ ;  $\Lambda = 25$ ;  $m = 4000 \text{ kg}$ ;  $t_{\max} \approx 216 \text{ h}$

#### Egrett/D500 – Grob Flugzeugbau [76] - 1987:



Die Grob D500 wurde für zivile und militärische Aufgaben, wie Umweltforschung, Relaisstation und Beobachtung konzipiert. Das einsitzige Flugzeug ist mit einer Druckkabine ausgestattet und vollständig aus Verbundwerkstoffen hergestellt. Der Antrieb erfolgt durch eine Propellerturbine. Im Bild ist der doppelsitzige Trainer dargestellt.

$b = 31.4 \text{ m}$ ;  $\Lambda = 24.8$ ;  $m = 4200 \text{ kg}$ ;  $m_p = 300\text{-}1000 \text{ kg}$ ;

$h_{\max} = 16.3 \text{ km}$ ;  $t_{\max} = 13 \text{ h}$

Strato 2C – Grob Flugzeugbau [76] - 1995:

Strato 2C ist ein von der Firma Grob gebautes Höhenforschungsflugzeug in Normalkonfiguration mit hintenliegendem T-Leitwerk. Es soll zwei Piloten und zwei Wissenschaftler in Höhen bis zu 24 km befördern. Das Flugzeug ist komplett in Faserverbundbauweise hergestellt. Der Antrieb erfolgt durch zwei Kolbenmotoren, denen ein mehrstufiger Verdichter vorgeschaltet

ist. Die beiden Motoren treiben jeweils einen 5-Blatt Druckpropeller mit 6 m Durchmesser an. Es wurde ein POC-Flugzeug gebaut, das 18.5 km Höhe erreicht hat. Die Weiterentwicklung des STRATO 2C wurde aus wirtschaftlichen Gründen abgebrochen. Angegeben sind die projektierten Flugleistungen.

$$b = 56.5 \text{ m}; \Lambda = 22; m = 13500 \text{ kg}; m_p = 1000 \text{ kg}; h_{\max, t=8 \text{ h}} = 24 \text{ km}; t_{\max, h=18 \text{ km}} = 48 \text{ h}$$

ER-2/U-2 - Lockheed [76] - 1955:

Die ER-2/U2 ist ein amerikanisches Aufklärungs- und Forschungsflugzeug. Die U2, U2-S und TR-1 sind militärische Versionen und die ER-2 ist ein ziviles Modell. Der Antrieb erfolgt durch zwei Turbojet-Triebwerke. Dieses Flugzeug wurde in verschiedenen Versionen gebaut. Angegeben sind die maximal erreichten Leistungen.

$$b = 31.4 \text{ m}; \Lambda = 10.6; m = 18100 \text{ kg}; m_p = 1179 \text{ kg}; h_{\max} = 27.4 \text{ km}; t_{\max} = 15 \text{ h}$$

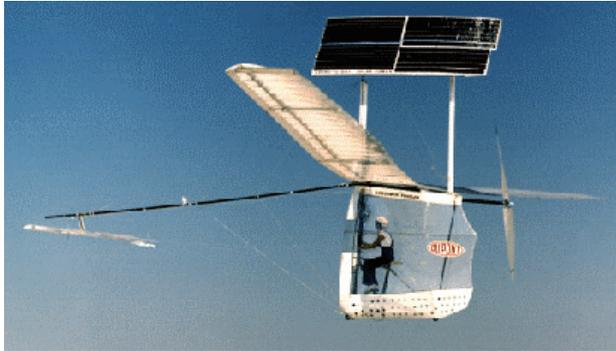
Proteus – Scaled Composites [128] - 1998:

Die Firma Scaled Composites baut für die ANGEL Corporation eine bemannte Höhenplattform. Der Antrieb erfolgt durch 2 Turbojet-Triebwerke. Das Flugzeug besitzt eine Enten-Konfiguration mit großem Entenflügel. Das Flugzeug hat eine Reihe von Einsatzmöglichkeiten. Beim Einsatz als Telekommunikationsplattform soll unter dem Rumpf eine große

Antenne zur Datenübertragung angebracht werden. Der Erstflug fand am 26.07.98 statt.

$b = 28 \text{ m}$ ;  $m = 5400 \text{ kg}$ ;  $m_p = 1000 \text{ kg}$ ;  $h_{\max} = 19.8 \text{ km}$ ;  $t_{\max} = 20 \text{ h}$

Gossamer Condor/Albatros/Penguin – Aero Vironment [87] – 1977-1980:



Bei dieser Flugzeugfamilie handelt es sich um bemannte Entenflugzeuge in extremstem Leichtbau. Um den Flügelholm möglichst leicht bauen zu können, sind die Tragflächen mit Drähten verspannt. Die Flugzeuge sind nur für Lastvielfache wenig über eins ausgelegt. So durfte die Flughöhe von 5 m nicht überschritten werden, um bei einem

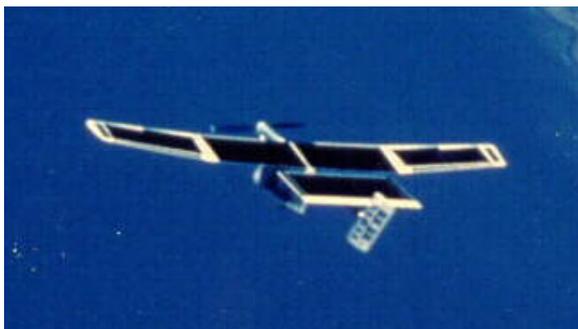
Strukturversagen den Piloten nicht übermäßig zu gefährden. Mit dem Condor konnte der erste Muskelflug eines Menschen durchgeführt werden. Der Albatros gewann 1977 den Kremer Preis und überquerte 1979 den Ärmelkanal. Mit dem Albatros II wurden Tests mit elektrischem Antrieb gemacht. Der Penguin ist ein um 1/4 verkleinerter Albatros und konnte mit einer über dem Rumpf angebrachten Zusatzsolarfläche im Mai 1980 den ersten solar angetriebenen Personenflug der Welt durchführen.

Condor (1977):  $b = 29.3 \text{ m}$ ;  $A = 12.1$ ;  $m = 96 \text{ kg}$

Albatros (1979):  $b = 29.3 \text{ m}$ ;  $A = 18.1$ ;  $m = 97.7 \text{ kg}$

Penguin (1980):  $b = 21.9 \text{ m}$ ;  $A = 16.4$ ;  $m = 68\text{-}75 \text{ kg}$

Solar Challenger – Aero Vironment [87] - 1980:



Der Solar Challenger ist der Nachfolger des Penguin. Er ist jedoch für stärkere Belastungen (+6 g, -4 g) ausgelegt. Die Konfiguration ist konventionell (hintenliegendes Leitwerk), und die Solarzellen bedecken den Flügel und das große Höhenleitwerk. Der Antrieb erfolgt über Elektromotor und Propeller. Der erste

Solarflug fand im November 1980 statt und im Juli 1981 konnte der Ärmelkanal überquert werden. Die maximal erreichte Höhe beträgt 4.4 km. Der minimale Horizontalflugleistungsbedarf beträgt ca. 1400 W.

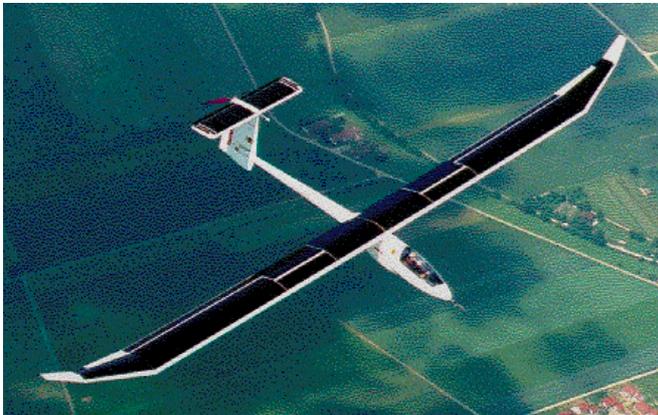
$b = 14.3 \text{ m}$ ;  $A = 8.2$ ;  $m = 133\text{-}156 \text{ kg}$

Solair I – Günter Rochelt [100] - 1980:

Mit Solair I konnte Günter Rochelt im Dezember 1980, nur kurz nach dem ersten Solarflug des Penguin, den ersten deutschen Solarflug durchführen. Das Flugzeug ist in Entenkonfiguration gebaut und wird von einem im Durchmesser

2.65 m großen Propeller angetrieben. Die Solarzellen, die Vor- und Hauptflügel bedecken, treiben den 1.8 kW starken Elektromotor an.

$$b = 16 \text{ m}; \Lambda = 17; m_0 = 120 \text{ kg}; m_{\max} = 200 \text{ kg}$$

icaré 2 – Universität Stuttgart [151] - 1996:

Solarflugzeug der Universität Stuttgart, mit dem der Berblinger Preis 1996 gewonnen werden konnte. icaré 2 besitzt eine konventionelle Segelflugzeug-Konfiguration und ist vollständig in Kohlefaserverbundbauweise erstellt. Die Solarzellen bedecken Flügel und Höhenleitwerk nahezu vollständig. Der elektrische Propellerantrieb befindet sich im Kreuzungspunkt von Höhen- und Seitenleitwerk.

Solarer Horizontalflug soll bei  $P_{\text{flux,hor}} > 500 \text{ W/m}^2$  möglich sein (Leistungsbedarf ca. 1400 W). Mit den Pufferakkus ( $m_{\text{akku}} = 20 \text{ kg}$ ) kann eine maximale Startleistung von 14 kW und eine Startüberhöhung von ca. 450 m erreicht werden.

$$b = 25 \text{ m}; \Lambda = 25; m_0 = 270 \text{ kg}; m_{\max} = 360 \text{ kg}$$

Stemme S15 – Stemme [136, 141] - ~1992:

Bei der Stemme S15 handelt es sich um eine für den Dauereinsatz optimierte Variante des Motorseglers S10. Wenn der Pilot durch einen Autopiloten ersetzt wird, sind Flugzeiten von 40 h möglich. Dieses Flugzeug soll ab 1999 kommerziell als Telekommunikationsplattform eingesetzt werden.

Flugzeug soll ab 1999 kommerziell als Telekommunikationsplattform eingesetzt werden.

$$b = 22.9 \text{ m}; \Lambda = 25; m_p = 360 \text{ kg}; m_{\max} = 1050 \text{ kg}; h_{\max} = 18.3 \text{ km}; t_{\max} = 40 \text{ h}$$

## 8.2 Unbemannte Flugzeuge

Sunrise I+II – Astro Flight [25] - 1974:



Sunrise I ist ein unbemanntes Flugzeug, das am 4.11.74 den ersten, rein solar angetriebenen Flug der Welt durchführte. Das Flugzeug besitzt eine konventionelle Konfiguration. Die Solarzellen sind auf dem Flügel angebracht und erzeugen den Strom für das Flugkontrollsystem und den elektrisch angetriebenen Propeller. Sunrise I wurde in ca. 920 m Flughöhe in einem Sturm zerstört. Sunrise II ist eine leicht verbesserte Version von Sunrise I und wurde durch eine Störung im Fluglageregler in 5300 m Flughöhe vernichtet. Die theoretisch maximale Flughöhe wurde nie erreicht.

$b = 9.8 \text{ m}$ ;  $A = 11.4$ ;  $m = 10.4 \text{ kg}$ ;  $h_{\text{max}} = 21.4 \text{ km}$ ;  $t_{\text{max}} = 19.5 \text{ h}$

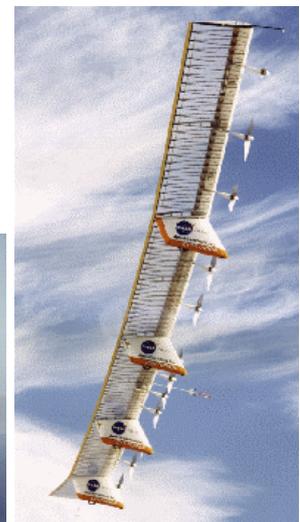
Pathfinder/Pathfinder Plus/Centurion/Centelios/Helios – Aero Vironment[102] – 1993-1999:



**Pathfinder**



**Pathfinder Plus**



**Centurion**

Bei dieser Flugzeugfamilie handelt es sich um ungefeilte Nurflügel mit mehreren von Elektromotoren angetriebenen Propellern. Kurven werden durch asymmetrische Leistungsregelung der Motoren gesteuert. Alle Lasten werden möglichst gleichmäßig über die Spannweite verteilt, um die Biegemomente der Struktur klein zu halten. Durch mehrere Endleistenhöhenruder können Böen abgemindert werden. So kann das Strukturgewicht sehr klein gehalten werden. Die Oberseite des Flügels ist mit Solarzellen belegt. Zu einem frühen Entwicklungszeitpunkt (1983) wurde das Programm aufgrund leistungsschwacher Solarzellen,

schwerer Energiespeicherung und schweren Antrieben gestoppt. Jetzt findet eine kontinuierliche Weiterentwicklung des Ursprungsflugzeuges statt.

- Pathfinder (1993): Hierbei handelt es sich um das mit neuer Technologie ausgerüstete Ausgangsflugzeug von 1983. Es konnten 21.3 km Flughöhe erreicht werden.  
 $b = 30.2 \text{ m}$ ;  $\Lambda = 12.5$ ;  $m = 230 \text{ kg}$ ;  $m_p \approx 11 \text{ kg}$ ;  $h_{\max} = 21.3 \text{ km}$ ;  $t_{\max} \approx 14 \text{ h}$
- Pathfinder Plus (1998): Die Spannweite von Pathfinder wurde durch ein neues Flügel-mittelstück vergrößert. Dies ist mit hocheffizienten Solarzellen ausgerüstet und in extremer Leichtbauweise hergestellt.  
 $b = 36.9 \text{ m}$ ;  $\Lambda = 15.3$ ;  $m = 315 \text{ kg}$ ;  $m_p \approx 31 \text{ kg}$ ;  $h_{\max} = 24.5 \text{ km}$ ;  $t_{\max} \approx 15 \text{ h}$
- Centurion (1998): Ausgehend von dem neuen Pathfinder Plus Mittelstück wird ein völlig neuer Flügel mit höherer Streckung aufgebaut. Nach Belegung mit hocheffizienten Solarzellen soll im Jahr 2001 unter Idealstrahlungsbedingungen (Hawaii auf  $23.5^\circ$  nördlicher Breite am 21.6.) eine Flughöhe von 100.000 ft erreicht werden [11].  
 $b = 62.8 \text{ m}$ ;  $\Lambda = 25.75$ ;  $m = 628 \text{ kg}$ ;  $m_p \approx 45 \text{ kg}$ ;  $h_{\max} = 30.5 \text{ km}$ ;  $t_{\max} \approx 15 \text{ h}$
- Centelios: Beim Centelios handelt es sich um einen mit regenerativer Brennstoffzelle ausgerüsteten und nochmals gestreckten Centurion. Das Ziel ist es, im Jahr 2003 einen 4 Tage dauernden Flug in 18.3 km Höhe unter Idealstrahlungsbedingungen (Hawaii auf  $23.5^\circ$  Breite am 21.6.) durchzuführen [11].  
 $b = 76.2 \text{ m}$ ;  $\Lambda = 31.2$ ;  $m_p \approx 0$ ;  $h_{\max} = 18.3 \text{ km}$ ;  $t_{\max} \approx 96 \text{ h}$
- Helios (Prototyp 1999): Helios ist als weiter vergrößerter Centelios geplant. Es wird ebenfalls eine regenerative Brennstoffzelle verwendet. So soll eine Flugdauer von 4 Monaten möglich werden.  
 $b = \text{k.A.}$ ;  $\Lambda = \text{k.A.}$ ;  $m = \text{k.A.}$ ;  $m_p \approx 225 \text{ kg}$ ;  $h_{\max} \approx 19.8 \text{ km}$ ;  $t_{\max} > 3000 \text{ h}$

Perseus A/B – Aurora Flight Sciences [76] - 1993:



**Perseus A**



**Perseus B**

Perseus A und B wurden im Auftrag der NASA für Atmosphärenforschung entwickelt. Als Antrieb wird ein Kolbenmotor verwendet. Die Flugzeuge sind komplett in Faserverbundbauweise gefertigt. Perseus A ist für große Höhe optimiert. Die Abgase werden rückgeführt

und mit zusätzlichem Sauerstoff angereichert. Da der Propeller am Boden nicht frei drehen kann, wird er in horizontaler Position arretiert und das Flugzeug mit einer Winde auf ca. 200 m Höhe geschleppt. Die Landung erfolgt ebenfalls mit arretiertem Propeller. Nach dem Absturz eines der beiden Prototypen wurde die Entwicklung eingestellt. Perseus B ist für lange Flugzeiten in niedrigeren Höhen optimiert. Dem Motor ist ein mehrfacher Turbolader vorgeschaltet.

Perseus A:  $b = 18.1 \text{ m}$ ;  $A = 20$ ;  $m = 800 \text{ kg}$ ;  $m_p = 50 \text{ kg}$ ;  $h_{\max} = 23 \text{ km}$ ;  $t_{\max} = 5 \text{ h}$

Perseus B:  $b = 21.8 \text{ m}$ ;  $A = 24$ ;  $m = 1000 \text{ kg}$ ;  $m_p = 50\text{-}200 \text{ kg}$ ;  $h_{\max} = 20 \text{ km}$ ;  $t_{\max} = 28 \text{ h}$

Predator (TierII); Altus – General Atomics Aeronautical Systems[46] - 1989:



**Predator**



**Altus**

Predator ist eine für die US Airforce produzierte militärische Aufklärungsdrohne. Bis auf das V-Leitwerk mit negativer V-Form und dem Druckpropeller ist die Konfiguration konventionell. Der Predator ist mit Satellitenfunk, Synthetic Aperture Radar und High Resolution Video ausgerüstet. Der Antrieb des 1.7 m großen Propellers erfolgt durch einen Kolbenmotor. Pro Stück kostet die Aufklärungsdrohne ca. 4.2 Millionen Dollar.

Altus ist gewissermaßen die zivile Version des Predator. Er wird von NASA, Department of Energy und U.S. Navy eingesetzt. Altus wurde für Atmosphärenforschung und wissenschaftliche Aufgaben entwickelt. Mit einfachem Turbolader werden momentan 10 h Flugdauer in 13.7 km Höhe erreicht. Mit doppelt aufgeladenem Antrieb werden 8 h Flugdauer in 17.4 km Höhe erreicht (Stand 6/99).

Predator:  $b = 14.9 \text{ m}$ ;  $m_{\text{ges}} = 862 \text{ kg}$ ;  $m_p = 204 \text{ kg}$ ;  $h_{\max} = 7.6 \text{ km}$ ;  $t_{\max} > 40 \text{ h}$

Altus:  $b = 16.8 \text{ m}$ ;  $m_{\text{ges}} = 816 \text{ kg}$ ;  $m_p = 150 \text{ kg}$ ;  $h_{\max} = 19.8 \text{ km}$ ;  $t_{\max} = 30 \text{ h}$

Global Hawk – Teledyne Ryan Aeronautical [147] - 1998:

Global Hawk ist momentan das schwerste und fortschrittlichste unbemannte Flugzeug. Es ist eine vom Defense Airborne Reconnaissance Office (DARO/DARPA) in Auftrag gegebene hochfliegende militärische Aufklärungsdrohne (Tier II+). Durch die vergleichsweise hohe Fluggeschwindigkeit (Mach 0.6) und die lange Flugdauer hat das Flugzeug einen sehr großen Einsatzradius.

$$b = 35.4 \text{ m}; m_{\text{ges}} = 12000 \text{ kg}; m_p = 862 \text{ kg}; h_{\text{max}} = 20.4 \text{ km}; t_{\text{max}} = 42 \text{ h}$$

Aerosonde – The Insitu Group [2, 149] - 1995:

Die Aerosonde wird vor allem zur Erfassung von Wetterdaten verwendet. Es ist das erste unbemannte Flugzeug, das den Atlantik überquert hat. Bemerkenswert ist vor allem die geringe Größe des Flugzeugs. Für die Atlantiküberquerung wurden lediglich 4 Liter Treibstoff benötigt. Von einer weiterentwickelten Aerosonde wird etwa eine Verdoppelung von Flugdauer und Reichweite erwartet. Die Flughöhe soll auf max. 14 km gesteigert werden. Autonomer Start, Flug und Landung sind möglich. Die Kosten für eine Aerosonde betragen ca. 25000 US\$.

$$b = 3 \text{ m}; m \approx 15 \text{ kg}; m_p = 1 \text{ kg}; h_{\text{max}} = 5 \text{ km}; t_{\text{max}} > 30 \text{ h}$$

Condor – Boeing [60] - 1986:

Condor ist ein in den späten 80-ern von Boeing gebautes Experimentalflugzeug. Es war zu seiner Zeit das größte in Faserverbundbauweise erstellte Flugzeug. Es wurden 8 Flüge durchgeführt, bei denen Höhen- und Flugdauerrekorde erzielt werden konnten. Der Antrieb erfolgte über doppelt aufgeladene Kolbenmotoren, die über ein zweistufiges Getriebe die Propeller angetrieben haben.

$$b = 61 \text{ m}; m_p = 900 \text{ kg}; h_{\text{max}} = 20.4 \text{ km}; t_{\text{max}} = 58 \text{ h}$$

## 9 Anhang 2: Daten verschiedener Konfigurationen

Es folgen die in den Programmen SALT und SAMS verwendeten technischen Daten der im Text beschriebenen Konfigurationen.

### PATHFINDER:

Energie-Daten:				Konfigurations-Daten:			
Solarzellen		Brz./Elekt.		Hauptflgel		Hhenleitwerk	
+ETA_AM0 []	+0.00	AutoKennl []	+0000	*A_FLGL[m*m]	+73.47	*A_HL[m*m]	+1.00
+ETA_AM15 []	+0.117	ETA_BLK []	+1.00	*STRK_FLGL []	+12.25	*STRK_HL []	+1.00
ETA_TWP [1/K]	-0.004	ETA_BRZ []	+1.00	*SPAN_FLGL[m]	+30.0	*SPAN_HL[m]	+0.00
SPZ_M [kg/m*m]	+0.90	+M_BLK[kg]	+0.00	ZSPZ_FLGL []	+1.00	ZSPZ_HL []	+0.00
PRZ_A_SOLZ []	+0.70	+SPZ_M_B [kg/w]	+0.00	PFBIL_FLGL [%]	+0.00	PFBIL_HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ_HL []	+0.00	+M_BRZ[kg]	+0.00	XC_PFBIL_FLGL []	+0.00	XC_PFBIL_HL []	+0.00
PRZ_ASOLZ_SL []	+0.00	+SPZ_M_B [kg/w]	+0.00	VERW_FLGL [%]	+0.00	VERW_HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ_RMF []	+0.00	+M_LTQ[kg]	+0.00	PROFIL [Name]	PATH12	PROFIL [Name]	PATH12
Fuehlgrad_prz []	+0.90	n.B.	0	SIGMA []	-0.10	*ABST_HL[m]	+0.00
n.b.	0	n.B.	0	n.b.	0	KONFIG [-1/0/1]	+0000
Motoren		Propeller		Seitenleitwerk		Zus.Solarfl.1	
ETA_MOT []	+0.89	ETA_PROP []	+0.00	*A_SL[m*m]	+4.90	*A_ZUSO1[m*m]	+0.00
N_MOT []	+0006	N_PROP []	+0006	*STRK_SL []	+0.82	*STRK_ZUSO1 []	+0.00
+M_MOT[kg]	+5.80	+M_PROP[kg]	+1.00	*SPAN_SL[m]	+2.00	*SPAN_ZUSO1[m]	+0.00
+SPZ_M_M [kg/w]	+0.00	+SPZ_M_P [kg/w]	+0.00	ZSPZ_SL []	+1.00	TC_ZUSO1 []	+0.00
ETA_GSTR []	+1.00	D_PROP[m]	+1.99	PFBIL_SL [%]	+0.00	XC_TC_ZUSO1 []	+0.00
ETA_BRGL []	+0.95	Opt_Grad []	+0.87	XC_PFBIL_SL []	+0.25	ABST_ZUSO1 []	+0.00
+M_BRGL[kg]	+0.00	ProPanordn. []	+0001	TC_SL []	+0.13	N_ZUSO1 []	+0000
+SPZ_M_R [kg/w]	+0.006E-03	A_Propwash[m2]	+58.5	XC_TC_SL []	+0.30	n.b.	0
n.b.	0	t_A_wash[m]	+2.45	*N_SL []	+0002	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	*ABST_SL[m]	+6.40	n.b.	0
Sonstiges		Flugort		Zus.Solarfl.2		Rumpf	
M_NUTZ [kg]	+8.00	GEO_BR [%]	+21.5	*A_ZUSO2[m*m]	+0.00	A_RMF [m*m]	+0.00
M_AVIO [kg]	+3.00	GEO_L [%]	+160.	*STRK_ZUSO2 []	+0.00	L_RMF [m]	+0.00
P_AVIO [W]	+100.	FLGH [km]	+21.8	*SPAN_ZUSO2 [m]	+0.00	B_RMF [m]	+0.00
N_STMO []	+0000	N_TAG []	+0188	TC_ZUSO2 []	+0.00	H_RMF [m]	+0.00
M_STMO [kg]	+0.00	d_Perf_stat []	+0.02	XC_TC_ZUSO2 []	+0.00	N_RMF []	+0000
P_STMO [W]	+0.00	d_Pvorh_stat []	+0.00	ABST_ZUSO2 []	+0.00	ABST_RMF [m]	+0.00
M_GEAR [kg]	+0.00	n.b.	0	N_ZUSO2 []	+0000	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Struktur-Daten:				TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
Hauptflgel		Leitwerk		TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
M_FLGL [kg]	+0.00	M_HL [kg]	+0.00	A_TW [m*m]	+0.00	A_ZUSPD [m*m]	+0.00
SPZM_F [kg/m*m]	+1.50	M_SL [kg]	+0.00	L_TW [m]	+0.00	L_ZUSPD [m]	+0.00
N-LaSt [g]	+5.00	SPZM_H [kg/m*m]	+0.00	DURCH_TW [m]	+0.00	DURCH_ZUSPD [m]	+0.00
SPZ_M_BBPL	+0.00	SPZM_S [kg/m*m]	+1.50	MONT_TYPE_TW []	+0000	MONT_TP_ZPD []	+0000
SPZ_M_BRSP	+0.00	n_hlw_hl	+0.00	N_TW []	+0000	N_ZUSPD []	+0002
SPZ_M_NASE	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	ABST_ZUSPD [m]	+06.4
SIGMA_zul.Holm	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	PRZ_M_NUTZ []	+1.00
Rho_Holm	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n_hlmt1	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
E [N/m*m]	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Rumpf		Zus.Solarfl.		Verschiedenes			
M_RMF [kg]	+0.00	M_ZU1 [kg]	+0.00	DELTA_CWO []	+0.00		
SPZ_M_RMF/APLgl	+0.00	SPZM_Z1 [kg/m*m]	+0.00	DT_A_SCHD [m*m]	+0.00		
n.b.	0	M_zu2 [kg]	+0.00	MULT_CWO []	+2.00		
n.b.	0	SPZM_Z2 [kg/m*m]	+0.00	qhzuq []	+1.00		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
Widerstandsanteile:				Flugleistungen:			
1.630510E-02	Flgel-CWR	21.500000	Geographische Breite				
0.000000E+00	Hhenleitwerk-CWR	188	Tag des Jahres				
2.568692E-03	Seitenleitwerk (e) -CWR	21800.000000	AC-Design-Hoehe				
0.000000E+00	Zus.Solarfliche (n) 1-CWR	4742.786000	erforderliche Leistung				
0.000000E+00	Zus.Solarfliche (n) 2-CWR	29.793580	Fluggeschwindigkeit				
0.000000E+00	Rumpf (Rmpfe) -CWR	1.000000	CA-Wert-Flgl				
0.000000E+00	Triebwerk (e) -CWR	0.000000E+00	CA-Wert-Hl				
0.000000E+00	Zus.Gondel (n) -CWR	1.000000	Gesamt CA-Wert (bezogen auf Ges				
2.264855E-02	Gesamt-CWR	-1.000000E-01	Stabilitaetsmasse				
2.520723E-02	Induzierter Widerstand Flgel	6.038687E-01	X-Neutralpunkt				
0.000000E+00	Induzierter Widerstand Hhenleitwerk	3.589707E-01	X-Schwerpunkt				
4.807043E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Aflgl bezogen)	339591.400000	RE-Zahl				
4.742493E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Ages bezogen)	26760.000000	Kurzzeitig erreichbare Maximalh				
1.000000	qh zu q	2.022505	[m] maximale Flugeldurchbiegung				
		20.827520	cacw_opt				
		9.500000E-01	bei ca_opt				
		20.802810	cacw_des				
		1.000000	bei ca_des				
Massenanteile:							
222.991100	Gesamtmasse						
110.205000	Fluegelmasse						
14.700000	Seiten-Leitwerksmasse						
0.000000E+00	Hoehen-Leitwerksmasse						
0.000000E+00	Rumpfmasse						
0.000000E+00	H2-Masse						
0.000000E+00	O2-Masse						
0.000000E+00	Tank-Masse						
46.286100	Solarzellen-Masse						
0.000000E+00	Masse-Brennstoffzelle						
0.000000E+00	Masse-Elektrolyseur						
0.000000E+00	Masse-Zusatzflaechen						
8.000000	Nutzlast						
43.800000	sonstige Massen						
0.000000E+00	[W] FC-Nennleistung						
0.000000E+00	[W] EC-Nennleistung						

VELAIR 89:

Energie-Daten:				Konfigurations-Daten:			
Solarzellen		Brz./Elekt.		Hauptflgel		Hhenleitwerk	
+ETA_AM0 []	+0.000	AutoKennl []	+0000	*A_FLGL[m*m]	+16.9	*A_HL[m*m]	+1.41
+ETA_AM15 []	+0.000	ETA_BLK []	+0.000	*STRK_FLGL []	+32.0	*STRK_HL []	+04.4
ETATMP [1/K]	-0.000	ETA_BRZ []	+1.000	*SPAN_FLGL [m]	+23.2	*SPAN_HL [m]	+02.5
SPZ_M [kg/m*m]	+0.000	+M_BLK [kg]	+00.0	ZSPZ_FLGL []	+0.40	ZSPZ_HL []	+1.00
PRZ_A_SOLZ []	+0.000	+SPZ_M_E [kg/W]	+0.000	PFRL FLGL [%]	+0.00	XC PFRL HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ_HL []	+0.000	+M_BRZ [kg]	+01.0	XC PFEL FLGL []	+0.33	XC PFEL HL []	+0.33
PRZ_ASOLZ_SL []	+0.000	+SPZ_M_E [kg/W]	+0.0025	VERW_FLGL [%]	+0.00	VERW_HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ_RMF []	+0.000	+M_LIQ [kg]	+0.001	PROFL [Name]	PF25V	PROFL [Name]	EPPL180
Fuellgrad_prz []	+0.000	n.B.	0	SIGMA []	-0.06	*ABST_HL [m]	+3.52
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	KONFIG [-1/0/1]	+0001
<b>Motoren</b>				<b>Propeller</b>			
ETA_MOT []	+1.000	ETA_PROP []	+0.888	*A_SL [m*m]	+0.983	*A_ZUS01 [m*m]	+0.00
N_MOT []	+0001	N_PROP []	+0001	*STRK_SL []	+3.08	*STRK_ZUS01 []	+0.00
+M_MOT [kg]	+0.000	+M_PROP [kg]	+0.713	*SPAN_SL [m]	+1.74	*SPAN_ZUS01 [m]	+0.00
+SPZ_M_M [kg/W]	+0.000	+SPZ_M_P [kg/W]	+0.000	ZSPZ_SL []	+0.80	TC_ZUS01 []	+0.00
ETA_GSTR []	+0.900	D_PROP [m]	+2.800	PFEL SL [%]	+0.00	XC TC_ZUS01 []	+0.00
ETA_REGL []	+1.000	Opt_Grad []	+0.950	XC PFEL_SL []	+1.00	ABST_ZUS01 []	+0.00
+M_RRGL [kg]	+0.000	Propanordn. []	+0001	TC_SL []	+0.10	N_ZUS01 []	+0000
+SPZ_M_R [kg/W]	+0.000	A_Propwash [m2]	+0.000	XC TC_SL []	+0.30	n.b.	0
n.b.	0	t_A_wash [m]	+0.000	*N_SL []	+0001	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	*ABST_SL [m]	+3.42	n.b.	0
<b>Sonstiges</b>				<b>Flugort</b>			
M_NUTZ [kg]	+58.0	GEO_BR [%]	+48.0	*A_ZUS02 [m*m]	+0.00	A_RMF [m*m]	+8.40
N_AVIO [kg]	+0.717	GEO_L [%]	+00.0	*STRK_ZUS02 []	+0.00	L_RMF [m]	+06.0
P_AVIO [W]	+0.000	FLGH [km]	+00.0	*SPAN_ZUS02 [m]	+0.00	B_RMF [m]	+0.50
N_STMO []	+0000	N_TAG []	+0001	TC_ZUS02 []	+0.00	H_RMF [m]	+0.90
M_STMO [kg]	+0.000	d_Perf_stat []	0	XC TC_ZUS02 []	+0.00	N_RMF []	+0001
P_STMO [W]	+0.000	d_Pvorh_stat []	0	ABST_ZUS02 []	+0.00	ABST_RMF [m]	+00.0
M_GEAR [kg]	+0.000	n.b.	0	N_ZUS02 []	+0000	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
<b>Struktur-Daten:</b>				<b>Zus. Solarfl. 2</b>			
<b>Hauptflgel</b>		<b>Leitwerk</b>		<b>TW-Gondeln</b>		<b>Zus. Gondeln</b>	
M_FLGL [kg]	+00.0	M_HL [kg]	+00.0	A_TW [m*m]	+0.000	A_ZUSPD [m*m]	+0.000
SPZM_F [kg/m*m]	+0.9467	M_SL [kg]	+0.000	L_TW [m]	+0.000	L_ZUSPD [m]	+0.000
N_Last [g]	+3.40	SEZM_H [kg/m*m]	+0.000	DURCH_TW [m]	+0.000	DURCH_ZUSPD [m]	+0.000
SPZ_M_BSP	+0.251	SEZM_S [kg/m*m]	+0.540	MONT_TYPE_TW []	+0000	MONT_TP_ZPD []	+0000
SPZ_M_BBSP	+0.176	n_hl_m_hl	+0000	N_TW []	+0000	N_ZUSPD []	+0000
SPZ_M_NASE	+30.0	n.b.	0	n.b.	0	ABST_ZUSPD [m]	0
SIGMA_zul_Holm	+5.64E+09	n.b.	0	n.b.	0	PRZ_M_NUTZ []	0
Rho_Holm	+1.53E+04	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n_hlmt1	+0000	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
E [N/m*m]	+100.E+09	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
<b>Rumpf</b>				<b>Verschiedenes</b>			
M_RMF [kg]	+00.0	M_ZU1 [kg]	+0.000	DELTA_CW0 []	+0.000		
SPZ_M_RMF/APLgl	+0.696	SPZM_Z1 [kg/m*m]	+0.000	DT_A_SCHD [m*m]	+0.000		
n.b.	0	M_zuZ [kg]	+0.000	MULT_CW0 []	+0.000		
n.b.	0	SPZM_Z2 [kg/m*m]	+0.000	qhzuq []	+1.000		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
<b>Widerstandsanteile:</b>				<b>Flugleistungen:</b>			
1.672381E-02	Flgel-CWR	48.000000	Geographische Breite	1	Tag des Jahres		
1.262449E-03	Hhenleitwerk-CWR	0.000000E+00	AC-Design-Hoehe	256.827500	erforderliche Leistung		
9.890903E-04	Seitenleitwerk(e)-CWR	7.981438	Fluggeschwindigkeit	1.300000	CA-Wert-Flgl		
0.000000E+00	Zus.Solarflche(n) 1-CWR	3.959314E-01	Gesamt CA-Wert (bezogen auf Ges	1.230380	Stabilitaetsmass		
0.000000E+00	Zus.Solarflche(n) 2-CWR	4.665945E-01	X-Neutralpunkt	4.204313E-01	X-Schwerpunkt		
2.150708E-03	Rumpf(Rmpfe)-CWR	398027.700000	Kurzzeitig erreichbare Maximalh	28160.000000	[m] maximale Fluegeldurchbiegung		
0.000000E+00	Triebwerk(e)-CWR	2.022461	cacw opt	34.864260	bei Ca_opt		
0.000000E+00	Zus.Gondel(n)-CWR	1.300000	cacw des	34.864260	bei Ca_des		
2.112606E-02	Gesamt-CWR	1.300000					
1.577502E-02	Induzierter Widerstand Flgel						
8.809713E-04	Induzierter Widerstand Hhenleitwerk						
3.823495E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Aflgl bezogen)						
3.529059E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Ages bezogen)						
1.000000	qh zu q						
<b>Massenanteile:</b>							
89.634540	Gesamtmasse						
15.999230	Fluegelmasse						
5.308200E-01	Seiten-Leitwerksmasse						
9.094499E-01	Hoehen-Leitwerksmasse						
11.762400	Rumpfmasse						
1.119821E-04	H2-Masse						
8.891377E-04	O2-Masse						
1.636905E-03	Tank-Masse						
0.000000E+00	Solarzellen-Masse						
1.000000	Masse-Brennstoffzelle						
0.000000E+00	Masse-Elektrolyseur						
0.000000E+00	Masse-Zusatzflaechen						
58.000000	Nutzlast						
1.430000	sonstige Massen						
5784.782000	[W] FC-Nennleistung						
10770.710000	[W] EC-Nennleistung						

## SUNRISE:

Energie-Daten:				Konfigurations-Daten:			
Solarzellen		Brz./Elekt.		Hauptflgel		Hhenleitwerk	
+ETA AM0 []	+0.104	AutoKennl []	+0000	*A FLGL[m*m]	+8.36	*A HL[m*m]	+0.976
+ETA AM15 []	+0.000	ETA BLK []	+1.00	*STRK FLGL []	+11.37	*STRK HL []	+6.10
ETATWP [1/k]	-0.004	ETA BRZ []	+1.00	*SPAN FLGL [m]	+9.75	*SPAN HL [m]	+2.44
SPZ M [kg/m*m]	+0.704	+M ELK [kg]	+0.00	ZSPZ FLGL []	+0.60	ZSPZ HL []	+1.00
PRZ A SOLZ []	+4287	+SPZ M B [kg/w]	+0.00	PFIL FLGL [%]	+0.00	PFIL HL [%]	+0.00
PRZ ASOLZ HL []	+0.00	+M BRZ [kg]	+0.00	XC PFIL FLGL []	+0.33	XC PFIL HL []	+0.00
PRZ ASOLZ SL []	+0.00	+SPZ M B [kg/w]	+0.00	VERW FLGL [%]	+0.00	VERW HL [%]	+0.00
PRZ ASOLZ RMF []	+0.00	+M LIQ [kg]	0	PROFIL [Name]	EPPL209	PROFIL [Name]	NACA12
Fuelgrad_prz []	+1.00	n.B.	0	SIGMA []	-0.15	*ABST HL [m]	+2.60
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	KONFIG [-1/0/1]	+0001
Motoren		Propeller		Seitenleitwerk		Zus.Solarfl.1	
ETA MOT []	+0.85	ETA PROP []	+0.00	*A SL[m*m]	+0.35	*A ZUSO1 [m*m]	+0.00
N MOT []	+0001	N PROP []	+0001	*STRK SL []	+1.40	*STRK ZUSO1 []	+0.00
+M MOT [kg]	+0.654	+M PROP [kg]	+0.20	*SPAN SL [m]	+0.70	*SPAN ZUSO1 [m]	+0.00
+SPZ M M [kg/w]	+0.00	+SPZ M P [kg/w]	+0.00	ZSPZ SL []	+0.50	TC ZUSO1 []	+0.00
ETA GEFR []	+0.90	D PROP [m]	+0.762	PFIL SL [%]	+0.00	XC TC ZUSO1 []	+0.00
ETA REGL []	+0.95	Opt Grad []	+0.80	XC PFIL SL []	+0.50	ABST ZUSO1 []	+0.00
+M REGL [kg]	+0.00	Propanordn. []	+0001	TC SL []	+0.10	N ZUSO1 []	+0000
+SPZ M R [kg/w]	+0.00	A Propwash [m2]	+4.50	XC TC SL []	+0.30	n.b.	0
n.b.	0	t_A wash [m]	+1.20	t_A SL []	+0001	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	*ABST SL [m]	+2.60	n.b.	0
Sonstiges		Flugort		Zus.Solarfl.2		Rumpf	
M NUTZ [kg]	+0.00	GEO BR [%]	+34.0	*A ZUSO2 [m*m]	+0.00	A RMF [m*m]	+4.10
M AVIO [kg]	+1.688	GEO L [%]	+116.	*STRK ZUSO2 []	+0.00	L RMF [m]	+4.38
P AVIO [W]	+11.0	FLGH [km]	+0.00	*SPAN ZUSO2 [m]	+0.00	B RMF [m]	+0.18
N STMO []	+0005	N TAG []	+0270	TC ZUSO2 []	+0.00	H RMF [m]	+0.30
M STMO [kg]	+0.054	d_Perf_stat []	+0.05	XC TC ZUSO2 []	+0.00	N RMF []	+0001
P STMO [W]	+0.10	d_Pvorh_stat []	+0.05	ABST ZUSO2 []	+0.00	ABST_RM [m]	+0.00
M GAR [kg]	+0.00	n.b.	0	N ZUSO2 []	+0000	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Struktur-Daten:				TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
Hauptflgel		Leitwerk		TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
M FLGL [kg]	+0.00	M HL [kg]	+0.00	A TW [m*m]	+0.00	A ZUSPD [m*m]	+0.00
SPZM F [kg/m*m]	+0.418	M SL [kg]	+0.00	L TW [m]	+0.00	L ZUSPD [m]	+0.00
N Last [g]	+0.00	SPZM H [kg/m*m]	+0.418	DURCH TW [m]	+0.00	DURCH ZUSPD [m]	+0.00
SPZ M BEPL	+0.00	SPZM S [kg/m*m]	+0.609	MONT TYPE TW []	+0000	MONT TP ZPD []	+0000
SPZ M BEBP	+0.00	n_hlm_hl	+0000	N TW []	+0000	N ZUSPD []	+0000
SPZ M BESE	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	ABST ZUSPD [m]	0
SPZ M NASE	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	PRZ M NUTZ []	0
SIGMA_Zul.Holm	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Rho Holm	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n_hlmtl	+0000	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
E [N/m*m]	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Rumpf		Zus.Solarfl.		Verschiedenes			
M RMF [kg]	+0.00*	M ZU1 [kg]	+0.00	DELTA CW0 []	+0.0117		
SPZ M_RM [AFLgl]	+0.10	SPZM Z1 [kg/m*m]	+0.00	DT A SCHD [m*m]	+0.00		
n.b.	0	M zuZ [kg]	+0.00	MULT_CW0 []	+0.20		
n.b.	0	SPZM Z2 [kg/m*m]	+0.00	ghzuq []	+0.95		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
Widerstandsanteile:				Flugleistungen:			
1.954302E-02	Flgel-CWR	34.000000	Geographische Breite				
2.316736E-03	Hhenleitwerk-CWR	270	Tag des Jahres				
8.084999E-04	Seitenleitwerk(e) -CWR	0.000000E+00	AC-Design-Hoehe				
0.000000E+00	Zus.Solarflche(n) 1-CWR	91.261820	erforderliche Leistung				
0.000000E+00	Zus.Solarflche(n) 2-CWR	4.644723	Fluggeschwindigkeit				
2.514565E-03	Rumpf (Rmpfe) -CWR	9.000000E-01	CA-Wert-Flgl				
0.000000E+00	Triebwerk (e) -CWR	1.990235E-01	CA-Wert-Hl				
0.000000E+00	Zus.Gondel(n) -CWR	8.256785E-01	Gesamt CA-Wert (bezogen auf Ges				
4.191938E-02	Gesamt-CWR	-1.500000E-01	Stabilitaetsmass				
2.113762E-02	Induzierter Widerstand Flgel	5.036009E-01	X-Neutralpunkt				
2.151529E-04	Induzierter Widerstand Hhenleitwerk	3.722932E-01	X-Schwerpunkt				
6.351477E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Aflgl bezogen)	272643.400000	RE-Zahl				
5.687483E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Ages bezogen)	29610.000000	Kurzzeitig erreichbare Maximalh				
9.500000E-01	qh zu q	2.022505	[m] maximale Fluegeldurchbiegung				
		14.517470	cacw_opt				
		9.000000E-01	bei Ca_opt				
		14.517470	cacw_des				
		9.000000E-01	bei Ca_des				
Massenanteile:							
10.386690	Gesamtmasse						
3.494480	Fluegelmasse						
2.131500E-01	Seiten-Leitwerksmasse						
4.079680E-01	Hoehen-Leitwerksmasse						
8.360000E-01	Rumpfmasse						
0.000000E+00	H2-Masse						
0.000000E+00	O2-Masse						
0.000000E+00	Tank-Masse						
2.523088	Solarzellen-Masse						
0.000000E+00	Masse-Brennstoffzelle						
0.000000E+00	Masse-Elektrolyseur						
0.000000E+00	Masse-Zusatzzflaechen						
0.000000E+00	Nutzlast						
2.912000	sonstige Massen						
0.000000E+00	[W] FC-Nennleistung						
0.000000E+00	[W] EC-Nennleistung						

WS16:

Energie-Daten:				Konfigurations-Daten:			
Solarzellen		Brz./Elekt.		Hauptflgel		Hhenleitwerk	
+ETA_AMO [ ]	+0.00	AutoKennl [ ]	+0000	*A_FLGL[m*m]	+0.345	*A_HL[m*m]	+0.050
+ETA_AM15 [ ]	+0.17	ETA_BLK [ ]	+1.00	*STRK_FLGL [ ]	+12.78	*STRK_HL [ ]	+05.0
ETATWP [1/K]	-0.004	ETA_BRZ [ ]	+1.00	*SPAN_FLGL[m]	+2.10	*SPAN_HL[m]	+0.50
SPZ_M [kg/m*m]	+0.90	+M_BLK [kg]	+0.00	ZSPZ_FLGL [ ]	+0.52	ZSPZ_HL [ ]	+1.00
PRZ_A_SOLZ [ ]	+0.661	+SPZ_M_E [kg/w]	+0.00	PFIL_FLGL [%]	+0.00	PFIL_HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ_HL [ ]	+0.00	+M_BRZ [kg]	+0.00	XC_PFIL_FLGL [ ]	+0.50	XC_PFIL_HL [ ]	+0.00
PRZ_ASOLZ_SL [ ]	+0.00	+SPZ_M_B [kg/w]	+0.00	VERW_FLGL [%]	+0.00	VERW_HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ_RMF [ ]	+0.00	+M_LIQ [kg]	0	PROFIL [Name]	BPPL209	PROFIL [Name]	NACAL2
FueIlgrad_prz [ ]	+1.00	n.B.	0	SIGMA [ ]	-0.15	*ABST_HL [m]	+0.75
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	KONFIG [-1/0/1]	+0001
Motoren		Propeller		Seitenleitwerk		Zus.Solarfl.1	
ETA_MOT [ ]	+0.90	ETA_PROP [ ]	+0.80	*A_SL [m*m]	+0.030	*A_ZUSO1 [m*m]	+0.00
N_MOT [ ]	+0001	N_PROP [ ]	+0001	*STRK_SL [ ]	+3.00	*STRK_ZUSO1 [ ]	+0.00
+M_MOT [kg]	+0.189	+M_PROP [kg]	+0.02	*SPAN_SL [m]	+0.30	*SPAN_ZUSO1 [m]	+0.00
+SPZ_M_M [kg/w]	+0.00	+SPZ_M_P [kg/w]	+0.00	ZSPZ_SL [ ]	+0.60	TC_ZUSO1 [ ]	+0.00
ETA_GETR [ ]	+0.93	D_PROP [m]	+0.411	PFIL_SL [%]	+1.00	XC_TC_ZUSO1 [ ]	+0.00
ETA_REGL [ ]	+0.95	Opt_Grad [ ]	+0.30	XC_PFIL_SL [ ]	+0.10	ABST_ZUSO1 [ ]	+0.00
+M_REGL [kg]	+0.055	Propanordn. [ ]	+0001	TC_SL [ ]	+0.10	N_ZUSO1 [ ]	+0000
+SPZ_M_R [kg/w]	+0.00	A_Propwash [m2]	+0.30	XC_TC_SL [ ]	+0.30	n.b.	0
n.b.	0	t_A_wash [m]	+0.20	*N_SL [ ]	+0001	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	*ABST_SL [m]	+0.75	n.b.	0
Sonstiges		Flugort		Zus.Solarfl.2		Rumpf	
M_NUTZ [kg]	+0.00	GRO_BR [%]	+47.7	*A_ZUSO2 [m*m]	+0.00	A_RMF [m*m]	+0.20
M_AVIO [kg]	+0.020	GRO_L [%]	+00.0	*STRK_ZUSO2 [ ]	+0.00	L_RMF [m]	+1.00
P_AVIO [W]	+0.05	FLGH [km]	+0.50	*SPAN_ZUSO2 [m]	+0.00	B_RMF [m]	+0.04
N_STMO [ ]	+0002	N_TAG [ ]	+0194	TC_ZUSO2 [ ]	+0.00	H_RMF [m]	+0.06
M_STMO [kg]	+0.015	d_Perf_stat [ ]	+0.05	XC_TC_ZUSO2 [ ]	+0.00	N_RMF [ ]	+0001
P_STMO [W]	+0.05	d_Pvorh_stat [ ]	+0.00	ABST_ZUSO2 [ ]	+0.00	ABST_RMF [m]	+0.00
M_GEAR [kg]	+0.00	n.b.	0	N_ZUSO2 [ ]	+0000	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Struktur-Daten:				TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
Hauptflgel		Leitwerk		TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
M_FLGL [kg]	+0.00	M_HL [kg]	+0.00	A_TW [m*m]	+0.00	A_ZUSPD [m*m]	+0.00
SPZM_F [kg/m*m]	+0.45	M_SL [kg]	+0.00	L_TW [m]	+0.00	L_ZUSPD [m]	+0.00
N-LaSt [g]	+0.00	SPZM_H [kg/m*m]	+0.50	DURCH_TW [m]	+0.00	DURCH_ZUSPD [m]	+0.00
SPZ_M_BBPL	+0.00	SPZM_S [kg/m*m]	+0.50	MONT_TYPE_TW [ ]	+0000	MONT_TP_ZPD [ ]	+0000
SPZ_M_BBSP	+0.00	n_hl_m_hl	+0000	N_TW [ ]	+0000	N_ZUSPD [ ]	+0000
SPZ_M_NASE	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	ABST_ZUSPD [m]	0
SIGMA_zul.Holm	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	PRZ_M_NUTZ [ ]	0
Rho_Holm	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n_hlmtl	+0000	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
E [N/m*m]	+0.00	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Rumpf		Zus.Solarfl.		Verschiedenes			
M_RMF [kg]	+0.00	M_ZU1 [kg]	+0.00	DELTA_CWO [ ]	+0.000		
SPZ_M_RMF/AFLgl	+0.15	SPZM_Z1 [kg/m*m]	+0.00	DT_A_SCHD [m*m]	+0.000		
n.b.	0	M_zuZ [kg]	+0.00	MULT_CWO [ ]	+0.200		
n.b.	0	SPZM_Z2 [kg/m*m]	+0.00	qhzuq [ ]	+0.95		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
Widerstandsanteile:				Flugleistungen:			
2.623705E-02	Flgel-CWR	47.700000	Geographische Breite				
3.603458E-03	Hhenleitwerk-CWR	194	Tag des Jahres				
2.207018E-03	Seitenleitwerk (e) -CWR	500.000000	AC-Design-Hoehe				
0.000000E+00	Zus.Solarflche (n) 1-CWR	5.436924	erforderliche Leistung				
0.000000E+00	Zus.Solarflche (n) 2-CWR	6.259194	Fluggeschwindigkeit				
3.869646E-03	Rumpf (Rmpfe) -CWR	9.000000E-01	CA-Wert-Flgl				
0.000000E+00	Triebwerk (e) -CWR	3.805819E-01	CA-Wert-Hl				
0.000000E+00	Zus.Gondel (n) -CWR	8.318421E-01	Gesamt CA-Wert (bezogen auf Ges				
4.310060E-02	Gesamt-CWR	-1.500000E-01	Stabilitaetsmass				
1.876528E-02	Induzierter Widerstand Flgel	1.374749E-01	X-Neutralpunkt				
1.184766E-03	Induzierter Widerstand Hhenleitwerk	1.120077E-01	X-Schwerpunkt				
6.359686E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Aflgl bezogen)	67673.890000	RB-Zahl				
5.554662E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Ages bezogen)	36170.000000	Kurzzeitig erreichbare Maximalh				
9.500000E-01	qh zu q	0.000000E+00	[m] maximale Fluegeldurchbiegun				
		14.975560	cacw_opt				
		9.000000E-01	bei ca_opt				
		14.975560	cacw_des				
		9.000000E-01	bei ca_des				
Massenanteile:							
7.662405E-01	Gesamtmasse						
1.552500E-01	Fluegelmasse						
1.500000E-02	Seiten-Leitwerksmasse						
5.000000E-02	Hohen-Leitwerksmasse						
5.175000E-02	Rumpfmasse						
0.000000E+00	H2-Masse						
0.000000E+00	O2-Masse						
0.000000E+00	Tank-Masse						
2.052405E-01	Solarzellen-Masse						
0.000000E+00	Masse-Brennstoffzelle						
0.000000E+00	Masse-Elektrolyseur						
0.000000E+00	Masse-Zusatzflaechen						
0.000000E+00	Nutzlast						
3.140000E-01	sonstige Massen						
0.000000E+00	[W] FC-Nennleistung						
0.000000E+00	[W] EC-Nennleistung						

NURFLÜGEL:

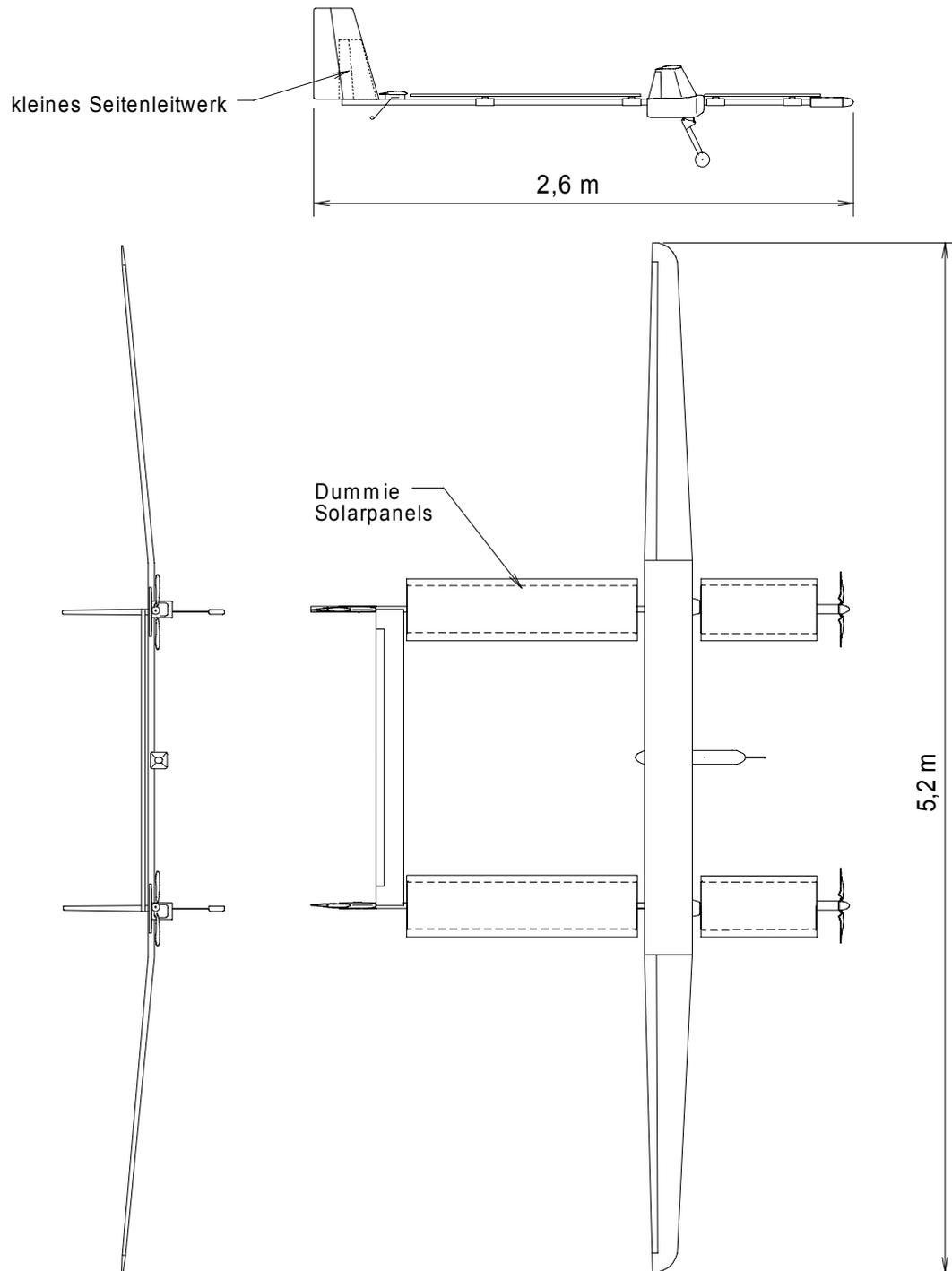
Energie-Daten:				Konfigurations-Daten:			
Solarzellen		Brz./Elekt.		Hauptflgel		Hhenleitwerk	
+ETA_AM0 []	+0.00	AutoKennl []	+0001	*A_FLGL[m*m]	+83.33	*A_HL[m*m]	+0.10
+ETA_AM15 []	+0.19	ETA_BLK []	+0.00	*STRK_FLGL []	+30.00	*STRK_HL []	+1.00
ETA_TWP [1/K]	-0.004	ETA_BRZ []	+0.00	*SPAN_FLGL[m]	+50.0	*SPAN_HL[m]	+0.10
SPZ_M [kg/m*m]	+0.60	+M_BLK [kg]	+00.0	ZSPZ_FLGL []	+1.00	ZSPZ_HL []	+0.00
PRZ_A_SOLZ []	+0.90	+SPZ_M_B [kg/w]	+0.00	PFEIL_FLGL [°]	+0.00	PFEIL_HL [°]	+0.00
PRZ_ASOLZ_HL []	+0.00	+M_BRZ [kg]	+00.0	XC_PFEIL_FLGL []	+0.00	XC_PFEIL_HL []	+0.00
PRZ_ASOLZ_SL []	+0.00	+SPZ_M_B [kg/w]	+0.00	VERW_FLGL [°]	+1.00	VERW_HL [°]	+0.00
PRZ_ASOLZ_RMF []	+0.00	+M_LIQ [kg]	+0.00	PROFIL [Name]	PATH129	PROFIL [Name]	
Fueflgrad_prz []	+0.95	n.B	0	SIGMA []	-0.10	*ABST_HL[m]	+0.00
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	KONFIG [-1/0/1]	+0000
Motoren		Propeller		Seitenleitwerk		Zus.Solarfl.1	
ETA_MOT []	+0.91	ETA_PROP []	+0.00	*A_SL[m*m]	+2.50	*A_ZUSO1[m*m]	+0.00
N_MOT []	+0008	N_PROP []	+0008	*STRK_SL []	+0.90	*STRK_ZUSO1 []	+0.00
+M_MOT [kg]	+0.20	+M_PROP [kg]	+0.25	*SPAN_SL[m]	+1.50	*SPAN_ZUSO1 [m]	+0.00
+SPZ_M_M [kg/w]	+0.00	+SPZ_M_P [kg/w]	+0.00	ZSPZ_SL []	+1.00	TC_ZUSO1 []	+0.00
ETA_GETR []	+0.975	D_PROP [m]	+2.00	PFEIL_SL [°]	+0.00	XC_TC_ZUSO1 []	+0.00
ETA_REGL []	+0.98	Opt_Grad []	+0.90	XC_PFEIL_SL []	+0.25	ABST_ZUSO1 []	+0.00
+M_REGL [kg]	+0.20	Propanordn. []	+0001	TC_SL []	+0.13	N_ZUSO1 []	+0000
+SPZ_M_R [kg/w]	+0.00	A_Propwash [m2]	+53.0	XC_TC_SL []	+0.30	n.b.	0
n.b.	0	c_A_wash [m]	+1.67	*N_SL []	+0004	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	*ABST_SL [m]	+12.0	n.b.	0
Sonstiges		Flugort		Zus.Solarfl.2		Rumpf	
M_NUTZ [kg]	+25.0	GEO_BR [°]	+48.0	*A_ZUSO2 [m*m]	+0.00	A_RMF [m*m]	+0.00
M_AVIO [kg]	+05.0	GEO_L [°]	+00.0	*STRK_ZUSO2 []	+0.00	L_RMF [m]	+0.00
F_AVIO [W]	+09.0	FLGH [km]	+12.88	*SPAN_ZUSO2 [m]	+0.00	B_RMF [m]	+0.00
N_STMO []	+0008	N_TAG []	+0355	TC_ZUSO2 []	+0.00	H_RMF [m]	+0.00
M_STMO [kg]	+0.30	d_Perf_stat []	+0.02	XC_TC_ZUSO2 []	+0.00	N_RMF []	+0004
P_STMO [W]	+2.41	d_Pvorfl_stat []	+0.00	ABST_ZUSO2 []	+0.00	ABST_RMF [m]	+12.0
M_GEAR [kg]	+1.30	n.b.	0	N_ZUSO2 []	+0000	n.b._RMF	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Struktur-Daten:				TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
Hauptflgel		Leitwerk		TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
M_FLGL [kg]	+0.00	M_HL [kg]	+0.00	A_TW [m*m]	+0.00	A_ZUSPD [m*m]	+0.00
SPZM_F [kg/m*m]	+0.70	M_SL [kg]	+0.00	L_TW [m]	+0.00	L_ZUSPD [m]	+0.00
N_Last [g]	+5.25	SPZM_H [kg/m*m]	+0.00	DURCH_TW [m]	+0.00	DURCH_ZUSPD [m]	+0.00
SPZ_M_BEPL	+2.51	SPZM_S [kg/m*m]	+0.90	MONI_TYPE_TW []	+0000	MONI_TP_ZPD []	+0000
SPZ_M_BESE	+0.176	n_hl_w_hl	+00	N_TW []	0	N_ZUSPD []	+0002
SPZ_M_NASE	+30.0	n.b.	0	n.b.	0	SPZM_ZUSPD [m]	+12.0
SIGMA_zul.HoIm	+6.26E+09	n.b.	0	n.b.	0	PRZ_M_NUTZ []	+0.40
Rho_HoIm	+1.53E+04	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n_hlmt1	+01	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
E [N/m*m]	+100.E+09	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Rumpf		Zus.Solarfl.		Verschiedenes			
M_RMF [kg]	+0.00	M_ZU1 [kg]	+0.00	DELTA_CWO []	+0.00		
SPZ_M_RMF/AFGL	+0.00	SPZM_Z1 [kg/m*m]	+0.00	DT_A_SCHD [m*m]	+0.00		
n.b.	0	M_ZU2 [kg]	+0.00	MULT_CWO []	+0.00		
n.b.	0	SPZM_Z2 [kg/m*m]	+0.00	qhzuq []	+1.00		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
Widerstandsanteile:				Flugleistungen:			
1.640361E-02	Flgel-CWR	48.000000	Geographische Breite				
0.000000E+00	Hhenleitwerk-CWR	355	Tag des Jahres				
2.287038E-03	Seitenleitwerk (e) -CWR	12881.470000	erreichte AC-Design-Hoehe				
0.000000E+00	Zus.Solarflche (n) 1-CWR	824.074100	erforderliche Leistung				
0.000000E+00	Zus.Solarflche (n) 2-CWR	11.214520	Fluggeschwindigkeit				
0.000000E+00	Rumpf (Rmpfe) -CWR	1.100000	CA-Wert-Flgl				
0.000000E+00	Triebwerk (e) -CWR	0.000000E+00	CA-Wert-Hl				
0.000000E+00	Zus.Gondel (n) -CWR	1.100000	Gesamt CA-Wert				
1.869065E-02	Gesamt-CWR	-1.000000E-01	Stabilitaetsmass				
1.285767E-02	Induzierter Widerstand Fluegel	4.153466E-01	X-Neutralpunkt				
0.000000E+00	Induzierter Widerstand Hohenleitwerk	2.486799E-01	X-Schwerpunkt				
3.171646E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Aflgl bezogen)	357082.500000	RE-Zahl				
3.167844E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Ages bezogen)	50000.000000	Kurzzeitig erreichbare Maximalh				
1.000000	qh zu q	1.611848	[m] maximale Fluegeldurchbiegun				
		34.682310	cacw_opt				
		1.100000	bei ca_opt				
		34.682310	cacw_des				
		1.100000	bei ca_des				
Massenanteile:							
160.285400	Gesamtmasse						
32.049180	Fluegelmasse						
9.000000	Seiten-Leitwerksmasse						
0.000000E+00	Hohen-Leitwerksmasse						
0.000000E+00	Rumpfmasse						
5.540595E-01	H2-Masse						
4.399233	O2-Masse						
8.029007	Tank-Masse						
44.998200	Solarzellen-Masse						
5.603704	Masse-Brennstoffzelle						
18.082000	Masse-Elektrolyseur						
0.000000E+00	Masse-Zusatzzflaechen						
25.000000	Nutzlast						
12.500000	sonstige Massen						
1812.963000	[W] FC-Nennleistung						
4610.957000	[W] EC-Nennleistung						

SOLITAIR 1:

Energie-Daten:				Konfigurations-Daten:			
Solarzellen		Brz./Elekt.		Hauptflgel		Hhenleitwerk	
+ETA AM0 []	+0.00	AutoKennl []	+0001	*A FLGL[m*m]	+70.0	*A HL[m*m]	+12.0
+ETA AM15 []	+0.19	ETA BLK []	+0.00	*STRK FLGL []	+25.0	*STRK HL []	+15.0
ETAATWP [1/K]	+0.004	ETA BRZ []	+0.00	*SPAN FLGL[m]	+41.8	*SPAN HL[m]	+13.42
SPZ M [kg/m*m]	+0.60	+M ELK [kg]	+0.00	ZSPZ FLGL []	+0.40	ZSPZ HL []	+0.80
PRZ_A SOLZ []	+0.00	+SPZ M B [kg/W]	+0.00	PFBL FLGL [%]	+0.00	PFBL HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ HL []	+0.00	+M BRZ [kg]	+0.00	XC PFBL FLGL []	+0.33	XC PFBL HL []	+0.33
PRZ_ASOLZ_SL []	+0.00	+SPZ M B [kg/W]	+0.00	VERW FLGL [%]	+0.00	VERW HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ_RMF []	+0.00	+M LIQ [kg]	+0.00	PROFIL [Name]	PF25	PROFIL [Name]	PF25
Fuelgrad_prz []	+0.95	n.B.	0	SIGMA []	-0.10	*ABST HL [m]	+11.5
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	KONFIG [-1/0/1]	+0001
Motoren		Propeller		Seitenleitwerk		Zus.Solarfl.1	
ETA MOT []	+0.91	ETA PROP []	+0.00	*A SL[m*m]	+1.70	*A ZUSO1 [m*m]	+10.575
N MOT []	+0002	N PROP []	+0002	*STRK SL []	+4.00	*STRK ZUSO1 []	+0.4790
+M MOT [kg]	+1.50	+M PROP [kg]	+1.70	*SPAN SL [m]	+2.61	*SPAN ZUSO1 [m]	+2.25
+SPZ M M [kg/W]	+0.00	+SPZ M P [kg/W]	+0.00	ZSPZ SL []	+0.80	TC ZUSO1 []	+200E-01
ETA GBTR []	+0.975	P PROP [m]	+3.00	PFBL SL [%]	+0.00	XC TC ZUSO1 []	+3.00
ETA RBGL []	+0.98	Opt Grad []	+0.90	XC PFBL SL []	+1.00	ABST ZUSO1 []	+2.50
+M RBGL [kg]	+0.40	Propanordn. []	+0001	TC SL []	+1.00	N ZUSO1 []	+0002
+SPZ M_R [kg/W]	+0.00	A Propwash [m2]	+70.0	XC TC SL []	+3.00	n.b.	0
n.b.	0	t_A wash [m]	+09.0	*N SL []	+0002	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	*ABST_SL [m]	+11.3	n.b.	0
Sonstiges		Flugort		Zus.Solarfl.2		Rumpf	
M NUTZ [kg]	+25.0	GEO BR [%]	+48.0	*A ZUSO2 [m*m]	+20.925	A RMF [m*m]	+8.95
M AVIO [kg]	+05.0	GEO_L [%]	+00.0	*STRK ZUSO2 []	+0.2420	L RMF [m]	+19.0
P AVIO [W]	+090.	FLGH [km]	+19.46	*SPAN ZUSO2 [m]	+2.25	B RMF [m]	+1.50
N STMO []	+0014	N TAG []	+0355	TC ZUSO2 []	+1.00E-01	H RMF [m]	+1.50
M STMO [kg]	+0.40	d_Perf_stat []	+0.02	XC TC ZUSO2 []	+3.00	N RMF []	+0002
P STMO [W]	+3.22	d_Pvorh_stat []	+0.02	ABST ZUSO2 []	+2.50	ABST_RM [m]	+13.4
M GBAR [kg]	+2.20	n.b.	0	N ZUSO2 []	+0002	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Struktur-Daten:				TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
Hauptflgel		Leitwerk		TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
M FLGL [kg]	+00.0	M HL [kg]	+00.0	A TW [m*m]	+0.003	A_ZUSPD [m*m]	+0.000
SPZM F [kg/m*m]	+0.70	M SL [kg]	+0.00	L TW [m]	+2.00	L_ZUSPD [m]	+0.000
N Last [g]	+5.25	SPZM H [kg/m*m]	+0.50	DURCH TW [m]	+1.00	DURCH_ZUSPD [m]	+0.000
SPZ M BRPL	+251	SPZM S [kg/m*m]	+0.50	MONT TYPE_TW []	+0001	MONT_TP_ZPD []	+0000
SPZ M BRSP	+0.176	n_hl_m_hl	+0005	N_TW []	+0002	N_ZUSPD []	+0000
SPZ M NASE	+30.0	n.b.	0	n.b.	0	ABST_ZUSPD [m]	+0.00
SIGMA zul.Holm	+6.26E+09	n.b.	0	n.b.	0	PRZ_M_NUTZ []	+0.00
Rho Holm	+1.53E+04	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n_hlmt1	+0005	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
B [N/m*m]	+100.E+09	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Rumpf		Zus.Solarfl.		Verschiedenes			
M RMF [kg]	+00.0	M ZU1 [kg]	+0.00	DELTA CW0 []	+0.000		
SPZ_M_RMF/AFLgl	+0.15	SPZM Z1 [kg/m*m]	+0.30	DT A_SCHD [m*m]	+0.000		
n.b.	0	M zuZ [kg]	+0.00	MULT CW0 []	+0.000		
n.b.	0	SPZM_Z2 [kg/m*m]	+0.30	qhzuq []	+0.95		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
Widerstandsanteile:				Flugleistungen:			
1.908826E-02	Flgel-CWR	48.000000	Geographische Breite				
3.410905E-03	Hhenleitwerk-CWR	355	Tag des Jahres				
1.046783E-03	Seitenleitwerk(e)-CWR	19468.380000	erreichte AC-Design-Hoehe				
3.190032E-03	Zus.Solarflche(n) 1-CWR	3200.632000	erforderliche Leistung				
5.380599E-03	Zus.Solarflche(n) 2-CWR	21.370420	Fluggeschwindigkeit				
1.410404E-03	Rumpf(Rmpfe)-CWR	1.500000	CA-Wert-Flgl				
8.976910E-06	Triebwerk(e)-CWR	1.116848	CA-Wert-Hl				
0.000000E+00	Zus.Gondel(n)-CWR	1.435757	Gesamt CA-Wert				
3.35396E-02	Gesamt-CWR	-1.000000E-01	Stabilitaetssass				
6.82492E-02	Induzierter Widerstand Fluegel	2.171193	X-Neutralpunkt				
4.129673E-03	Induzierter Widerstand Hoehenleitwerk	1.993756	X-Schwerpunkt				
6.459867E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Aflgl bezogen)	243267.900000	RB-Zahl				
5.514521E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Ages bezogen)	36700.000000	Kurzzeitig erreichbare Maximalh				
9.500000E-01	qh zu q	2.022814	[m] maximale Fluegeldurchbiegung				
		26.035930	cacw_opt				
		1.500000	bei Ca_opt				
		24.806050	cacw_des				
		1.500000	bei Ca_des				
Massenanteile:							
266.454300	Gesamtmasse						
43.424710	Fluegelmasse						
1.700000	Seiten-Leitwerksmasse						
4.858282	Hoehen-Leitwerksmasse						
10.500000	Rumpfmassae						
2.043657	H2-Masse						
16.226640	O2-Masse						
29.873310	Tank-Masse						
37.800000	Solarzellen-Masse						
17.603480	Masse-Brennstoffzelle						
38.924280	Masse-Elektrolyseur						
18.900000	Masse-Zusatzflaechen						
25.000000	Nutzlast						
19.600000	sonstige Massen						
4960.979000	[W] FC-Nennleistung						
9667.625000	[W] BC-Nennleistung						

## SOLARMAX:

Energie-Daten:				Konfigurations-Daten:			
Solarzellen		Brz./Elekt.		Hauptflgel		Hhenleitwerk	
+ETA_AM0 [ ]	+0.000	AutoKennl [ ]	+0001	*A_FLGL[m*m]	+330.0	*A_HL[m*m]	+120.
+ETA_AM15 [ ]	+0.190	ETA_ELK [ ]	+0.00	*STRK_FLGL [ ]	+32.0	*STRK_HL [ ]	+32.0
ETA_TMP [1/K]	-0.004	ETA_BRZ [ ]	+0.00	*SPAN_FLGL [m]	+102.76	*SPAN_HL [m]	+61.97
SPZ_M [kg/m*m]	+0.600	+M_ELK [kg]	+0.00	ZSPZ_FLGL [ ]	+400	ZSPZ_HL [ ]	+400
PRZ_A_SOLZ [ ]	+0.000	+SPZ_M_B [kg/W]	+0.00	PFRIL_FLGL [%]	+00.0	PFRIL_HL [%]	+00.0
PRZ_ASOLZ_HL [ ]	+0.000	+M_BRZ [kg]	+00.0	KC_PFRIL_FLGL [ ]	+0.33	KC_PFRIL_HL [ ]	+0.33
PRZ_ASOLZ_SL [ ]	+0.000	+SPZ_M_B [kg/W]	+0.00	VERW_FLGL [%]	+0.00	VERW_HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ_RMF [ ]	+0.000	+M_LIQ [kg]	+0.00	PROFIL [Name]	PF25	PROFIL [Name]	PF25
FuelIgrad_prz [ ]	+0.95	n.B.	0	SIGMA [ ]	-0.10	*ABST_HL [m]	+21.5
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	KONFIG [-1/0/1]	+0001
Motoren		Propeller		Seitenleitwerk		Zus.Solarfl.1	
ETA_MOT [ ]	+0.950	ETA_PROP [ ]	+0.000	*A_SL [m*m]	+15.0	*A_ZUSO1 [m*m]	+1.70
N_MOT [ ]	+0005	N_PROP [ ]	+0005	*STRK_SL [ ]	+3.50	*STRK_ZUSO1 [ ]	+0.147
+M_MOT [kg]	+4.00	+M_PROP [kg]	+3.00	*SPAN_SL [m]	+7.25	*SPAN_ZUSO1 [m]	+0.50
+SPZ_M_M [kg/W]	+0.000	+SPZ_M_P [kg/W]	+0.000	ZSPZ_SL [ ]	+8.00	TC_ZUSO1 [ ]	+0.00
ETA_GETR [ ]	+0.975	D_PROP [m]	+05.0	PFRIL_SL [%]	+0.00	KC_TC_ZUSO1 [ ]	+0.00
ETA_RBGL [ ]	+0.98	Opt_Grad [ ]	+0.90	KC_PFRIL_SL [ ]	+1.00	ABST_ZUSO1 [ ]	+0.00
+M_RBGL [kg]	+0.60	Propanordn. [ ]	+0001	TC_SL [ ]	+1.00	N_ZUSO1 [ ]	+0000
+SPZ_M_R [kg/W]	+0.000	A_Propwash [m2]	+50.0	KC_TC_SL [ ]	+3.00	n.b.	0
n.b.	0	t_A_wash [m]	+05.0	*N_SL [ ]	+0002	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	*ABST_SL [m]	+19.0	n.b.	0
Sonstiges		Flugort		Zus.Solarfl.2		Rumpf	
M_NUTZ [kg]	+500.	GEO_BR [%]	+48.0	*A_ZUSO2 [m*m]	+225.0	A_RMP [m*m]	+28.0
M_AVIO [kg]	+5.00	GEO_L [%]	+00.0	*STRK_ZUSO2 [ ]	+7520	L_RMP [m]	+30.0
P_AVIO [W]	+1050.	FLGH [km]	+15.0	*SPAN_ZUSO2 [m]	+13.01	B_RMP [m]	+3.00
N_STMO [ ]	+0011	N_TAG [ ]	+0355	TC_ZUSO2 [ ]	+0.01	H_RMP [m]	+3.00
M_STMO [kg]	+3.50	d_Perf_stat [ ]	+0.02	KC_TC_ZUSO2 [ ]	+0.30	N_RMP [ ]	+0002
P_STMO [W]	+28.0	d_Pvorh_stat [ ]	+0.02	ABST_ZUSO2 [ ]	+0.40	ABST_RMP [m]	+35.0
M_GEAR [kg]	+20.0	n.b.	0	N_ZUSO2 [ ]	+0002	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Struktur-Daten:				TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
Hauptflgel		Leitwerk		TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
M_FLGL [kg]	+00.0	M_HL [kg]	+00.0	A_TW [m*m]	+15.0	A_ZUSPD [m*m]	+0.00
SPZM_F [kg/m*m]	+0.70	M_SL [kg]	+0.00	L_TW [m]	+5.00	L_ZUSPD [m]	+0.00
N_Last [g]	+5.25	SPZM_H [kg/m*m]	+5.00	DURCH_TW [m]	+1.00	DURCH_ZUSPD [m]	+0.00
SPZ_M_BEPL	+2.51	SPZM_S [kg/m*m]	+5.00	MONT_TYPE_TW [ ]	+0001	MONT_TP_ZPD [ ]	+0000
SPZ_M_BESP	+0.176	n_hl_w_hl	+0005	N_TW [ ]	+0002	N_ZUSPD [ ]	+0000
SPZ_M_NASE	+30.0	n.b.	0	n.b.	0	ABST_ZUSPD [m]	+0.00
SIGMA_zul.Holm	+6.26E+09	n.b.	0	n.b.	0	PRZ_M_NUTZ [ ]	+0.00
Rho_Holm	+1.53E+04	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n_hlmt	+00005	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
E [N/m*m]	+100.E+09	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Rumpf		Zus.Solarfl.		Verschiedenes			
M_RMP [kg]	+00.0	M_ZU1 [kg]	+0.000	DELTA_CWO [ ]	0.000	DT_A_SCHD [m*m]	+0.000
SPZ_M_RMF/AFLgl	+1.150	SPZM_Z1 [kg/m*m]	+5.000	MULT_CWO [ ]	+0.000	qhzuz [ ]	+0.95
n.b.	0	M_zuz [kg]	+0.000	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	SPZM_Z2 [kg/m*m]	+5.000	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Widerstandsanteile:				Flugleistungen:			
1.442005E-02	Flgel-CWR	48.000000	Geographische Breite				
5.395110E-03	Hhenleitwerk-CWR	355	Tag des Jahres				
1.368249E-03	Seitenleitwerk (e) -CWR	15215.450000	erreichte AC-Design-Hoehe				
0.000000E+00	Zus.Solarfliche (n) 1-CWR	23275.460000	erforderliche Leistung				
9.538187E-03	Zus.Solarfliche (n) 2-CWR	20.824930	Fluggeschwindigkeit				
6.979996E-04	Rumpf (Rmpfe) -CWR	1.500000	CA-Wert-Flgl				
7.722866E-04	Triebwerk (e) -CWR	1.311499	CA-Wert-Hl				
0.000000E+00	Zus.Gondel (n) -CWR	1.432246	Gesamt CA-Wert				
3.219188E-02	Gesamt-CWR	-1.000000E-01	Stabilitaetsmasse				
2.100134E-02	Induzierter Widerstand Fluegel	6.761606	X-Neutralpunkt				
5.546390E-03	Induzierter Widerstand Hoehenleitwerk	6.420821	X-Schwerpunkt				
5.839084E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf AFLgl bezogen)	885717.100000	RB-Zahl				
4.281995E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Ages bezogen)	33360.000000	Kurzzeitig erreichbare Maximalh				
9.500000E-01	qh zu q	6.272233	[m] maximale Fluegeldurchbiegun				
		33.448110	cacw opt				
		1.500000	bei ca_opt				
		28.385180	cacw_des				
		1.500000	bei ca_des				
Massenanteile:							
2696.047000	Gesamtmasse						
634.992900	Fluegelmasse						
15.000000	Seiten-Leitwerksmasse						
114.064200	Hoehen-Leitwerksmasse						
49.500000	Rumpfmasse						
14.806900	H2-Masse						
117.566800	O2-Masse						
216.441000	Tank-Masse						
270.000000	Solarzellen-Masse						
139.652700	Masse-Brennstoffzelle						
299.922500	Masse-Elektrolyseur						
225.000000	Masse-Zusatzaeichen						
500.000000	Nutzlast						
99.100000	sonstige Massen						
41895.820000	[W] FC-Nennleistung						
74491.770000	[W] EC-Nennleistung						

SOLITAIR 1 Demonstrationsmodell:**Bild 9.1: Skizze des Demonstrationsmodells**

SALT-Ein- und Ausgabedaten für das SOLITAIR 1 Demonstrationsmodell mit Solarpanels und großen Seitenleitwerken:

Energie-Daten:				Konfigurations-Daten:			
Solarzellen		Brz./Elekt.		Hauptflgel		Hhenleitwerk	
+ETA_AM0 []	+0.0000	AutoKennl []	+0000	*A_FLGL[m*m]	+1.073	*A_HL[m*m]	+0.211
+ETA_AM15 []	+0.1157	ETA_BLK []	+0.00	*STRK_FLGL []	+25.12	*STRK_HL []	+10.6
ETATMP [1/K]	-0.005	ETA_BRZ []	+1.00	*SPAN_FLGL[m]	+5.191	*SPAN_HL[m]	+1.495
SPZ_M [kg/m*m]	+1.282	+M_BLK[kg]	+00.0	ZSPZ_FLGL []	+6943	ZSPZ_HL []	+1.00
PRZ_A_SOLZ []	+0.000	+SPZ_M_E [kg/w]	+0.00	PFFIL_FLGL [%]	+00.0	PFFIL_HL [%]	+00.0
PRZ_ASOLZ_HL []	+0.000	+M_BRZ[kg]	+0.598	XC_PFFIL_FLGL []	+0.50	XC_PFFIL_HL []	+0.33
PRZ_ASOLZ_SL []	+0.000	+SPZ_M_B [kg/w]	+1.50E-03	VERW_FLGL [%]	+0.000	VERW_HL [%]	+0.000
PRZ_ASOLZ_RMF []	+0.000	+M_LIQ[kg]	+3.94E-03	PROFIL [Name]	BPPL210	PROFIL [Name]	BPPL210
Fueflgrad_prz []	+0.913	n.B.	0	SIGMA []	-0.280	*ABST_HL[m]	+1.411
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	KONFIG [-1/0/1]	+0001
Motoren		Propeller		Seitenleitwerk		Zus.Solarfl.1	
ETA_MOT []	+0.800	ETA_PROP []	+0.000	*A_SL[m*m]	+0.119	*A_ZUSO1[m*m]	+0.181
N_MOT []	+0002	N_PROP []	+0002	*STRK_SL []	+1.78	*STRK_ZUSO1 []	+0.534
+M_MOT [kg]	+0.224	+M_PROP [kg]	+0.057	*SPAN_SL[m]	+0.46	*SPAN_ZUSO1 [m]	+0.311
+SPZ_M_M [kg/w]	+0.000	+SPZ_M_P [kg/w]	+0.000	ZSPZ_SL []	+613	TC_ZUSO1 []	+0.145
ETA_GRTR []	+0.95	D_PROP [m]	+0.375	PFFIL_SL [%]	+0.000	XC_TC_ZUSO1 []	+3.00
ETA_RBGL []	+0.98	Opt_Grad []	+0.80	XC_PFFIL_SL []	+1.00	ABST_ZUSO1 []	+0.040
+M_RBGL [kg]	+0.06	Propanordn. []	0	TC_SL []	+0.90	N_ZUSO1 []	+0002
+SPZ_M_R [kg/w]	+0.000	A_Propwash [m2]	0	XC_TC_SL []	+0.30	n.b.	0
n.b.	0	t_A_wash [m]	0	*N_SL []	+0002	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	*ABST_SL [m]	+1.45	n.b.	0
Sonstiges		Flugort		Zus.Solarfl.2		Rumpf	
M_NUTZ [kg]	+0.230	GEO_BR [%]	+48.0	*A_ZUSO2 [m*m]	+0.358	A_RMF [m*m]	+0.241
M_AVIO [kg]	+0.50	GEO_L [%]	+0.00	*STRK_ZUSO2 []	+2702	L_RMF [m]	+2.56
P_AVIO [w]	+0.00	FLGH [km]	+00.7	*SPAN_ZUSO2 [m]	+0.311	B_RMF [m]	+0.030
N_STMO []	+0008	N_TAG []	+0172	TC_ZUSO2 []	+00737	H_RMF [m]	+0.030
M_STMO [kg]	+0.031	d_Perf_stat []	+0.3	XC_TC_ZUSO2 []	+3.00	N_RMF [m]	+0002
P_STMO [w]	+0.000	d_Pvorh_stat []	+0.3	ABST_ZUSO2 []	+0.040	ABST_RMF [m]	+01.5
M_GEAR [kg]	+0.000	n.b.	0	N_ZUSO2 []	+0002	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Struktur-Daten:				TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
Hauptflgel		Leitwerk		A_TW [m*m]		A_ZUSPD [m*m]	
M_FLGL [kg]	+0.00	M_HL [kg]	+0.00	L_TW [m]	+0.210	L_ZUSPD [m]	+0.490
SPZM_P [kg/m*m]	+0.00	M_SL [kg]	+0.00	DURCH_TW [m]	+0.080	DURCH_ZUSPD [m]	+0.065
N-LaSt [g]	+0.00	SPZM_H [kg/m*m]	+0.90	MONT_TYPE_TW []	+0001	MONT_TP_ZPD []	+0001
SPZ_M_BRPL	+0.00	SPZM_S [kg/m*m]	+0.85	N_TW []	+0002	N_ZUSPD []	+0001
SPZ_M_BRSP	+0.00	n_hl_m_hl	+0000	n.b.	0	ABST_ZUSPD [m]	0
SPZ_M_NASE	+00.0	n.b.	0	n.b.	0	PRZ_M_NUTZ []	0
SIGMA_zul.Holm	+0.000	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Rho_Holm	+0.000	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n_hlmt1	+0000	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
E [N/m*m]	+0000	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Rumpf		Zus.Solarfl.		Verschiedenes			
M_RMF [kg]	+0.000	M_ZU1 [kg]	+0.000	DELTA_CWO []	+0.000		
SPZ_M_RMF/AFLgl	+0.976	SPZM_Z1 [kg/m*m]	+0.276	DT_A_SCHD [m*m]	+0.008		
n.b.	0	M_ZU2 [kg]	+0.000	MULT_CWO []	+0.10		
n.b.	0	SPZM_Z2 [kg/m*m]	+0.276	qh_zu_q []	+0.95		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0		
Widerstandsanteile:				Flugleistungen:			
2.221760E-02	Flgel-CWR	48.000000	Geographische Breite				
4.267751E-03	Hhenleitwerk-CWR	172	Tag des Jahres				
3.969434E-03	Seitenleitwerk (e) -CWR	700.000000	AC-Design-Hoehe				
3.926246E-03	Zus.Solarflche (n) 1-CWR	134.528900	erforderliche Leistung				
6.664341E-03	Zus.Solarflche (n) 2-CWR	10.453000	Fluggeschwindigkeit				
2.524484E-03	Rumpf (Rmpfe) -CWR	1.100000	CA-Wert-Flgl				
6.069384E-03	Triebwerk (e) -CWR	5.774196E-01	CA-Wert-Hl				
1.038090E-03	Zus.Gondel (n) -CWR	1.009380	Gesamt CA-Wert (bezogen auf Ges				
6.320079E-02	Gesamt-CWR	-2.800000E-01	Stabilitaetsmass				
1.469817E-02	Induzierter Widerstand Flgel	2.689568E-01	X-Neutralpunkt				
1.811670E-03	Induzierter Widerstand Hhenleitwerk	2.104674E-01	X-Schwerpunkt				
7.907044E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Aflgl bezogen)	139955.400000	RE-Zahl				
6.607678E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Ages bezogen)	12580.000000	Kurzzeitig erreichbare Maximalh				
9.500000E-01	qh zu q	6.272232	[m] maximale Fluegeldurchbiegun				
		15.275860	cacw_opt				
		1.100000	bei Ca_opt				
		15.275860	cacw_des				
		1.100000	bei Ca_des				
Massenanteile:							
8.267382	Gesamtmasse						
2.940020	Fluegelmasse						
2.023000E-01	Seiten-Leitwerksmasse						
1.899000E-01	Hohen-Leitwerksmasse						
1.047248	Rumpfmasse						
4.412094E-04	H2-Masse						
3.503203E-03	O2-Masse						
6.449407E-03	Tank-Masse						
1.381996	Solarzellen-Masse						
5.980000E-01	Masse-Brennstoffzelle						
0.000000E+00	Masse-Elektrolyseur						
2.975280E-01	Masse-Zusatzflaechen						
2.300000E-01	Nutzlast						
1.370000	sonstige Massen						
0.000000E+00	[W] FC-Nennleistung						
0.000000E+00	[W] EC-Nennleistung						

MiniLogger Meßschriebe des Demonstrationsmodells

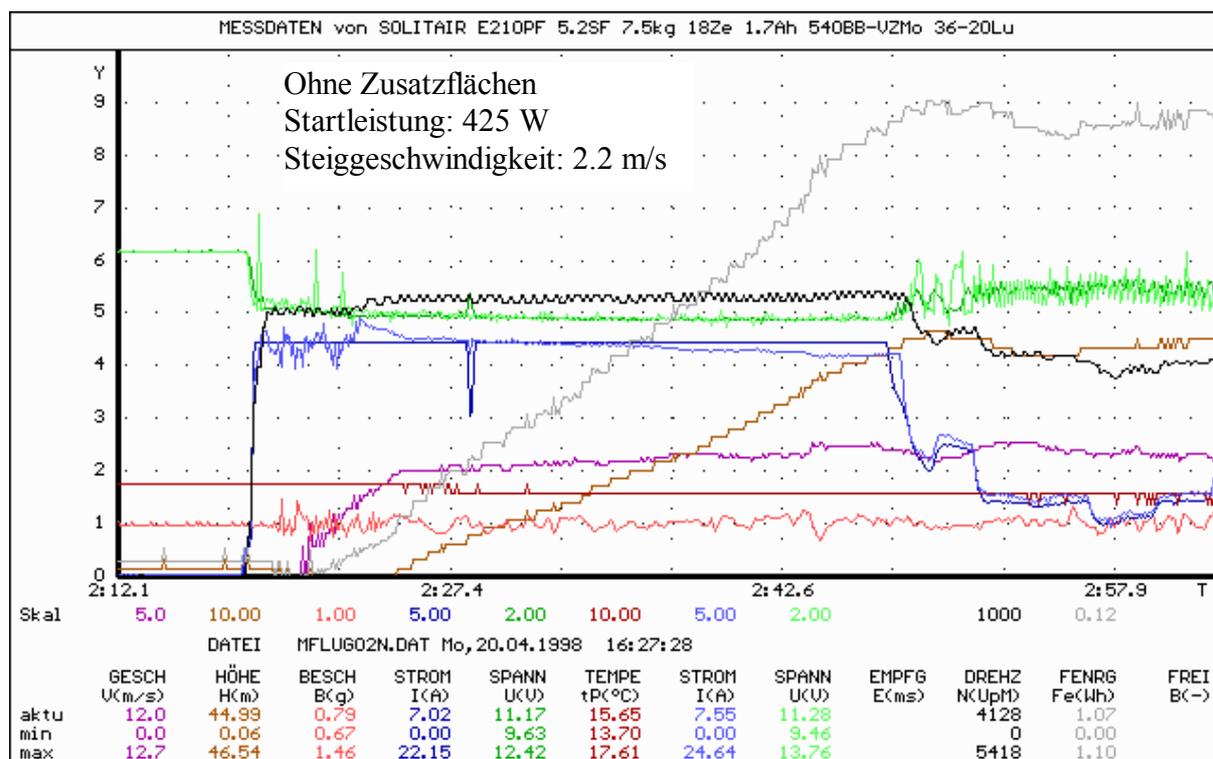


Bild 9.2: Telemetriedaten eines Starts des Demonstrationsmodells

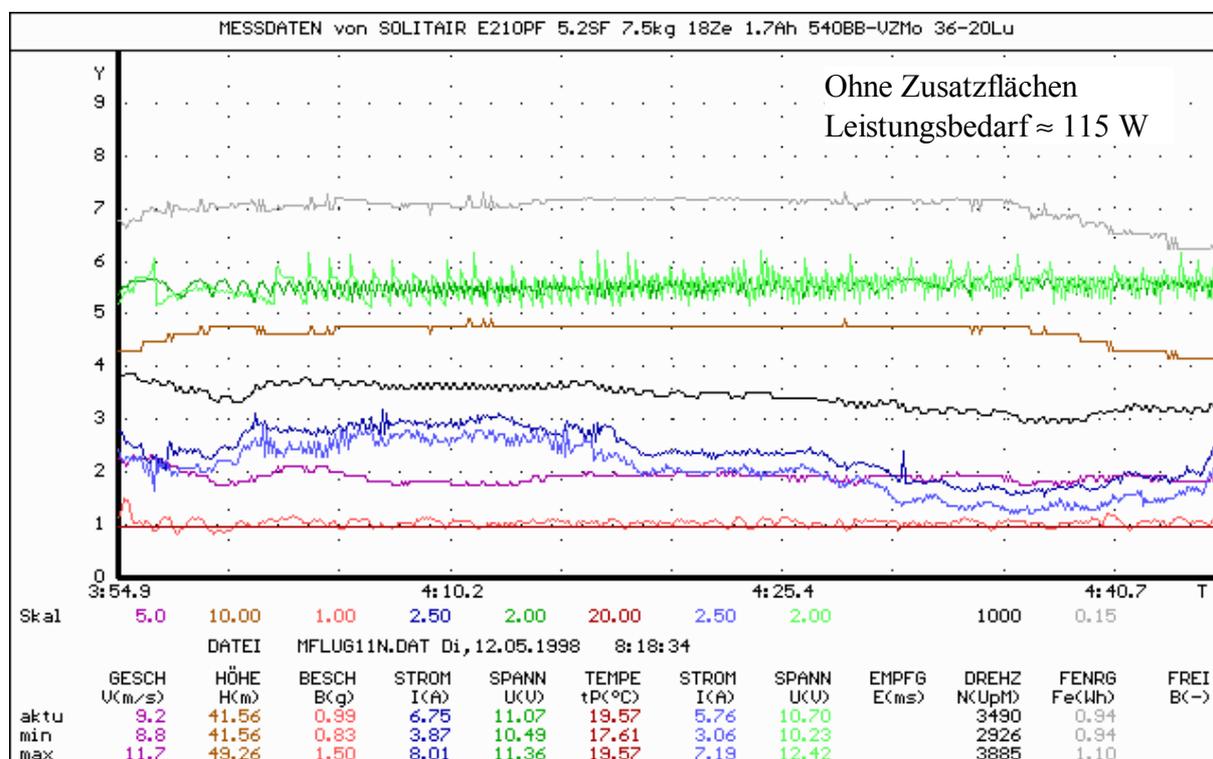
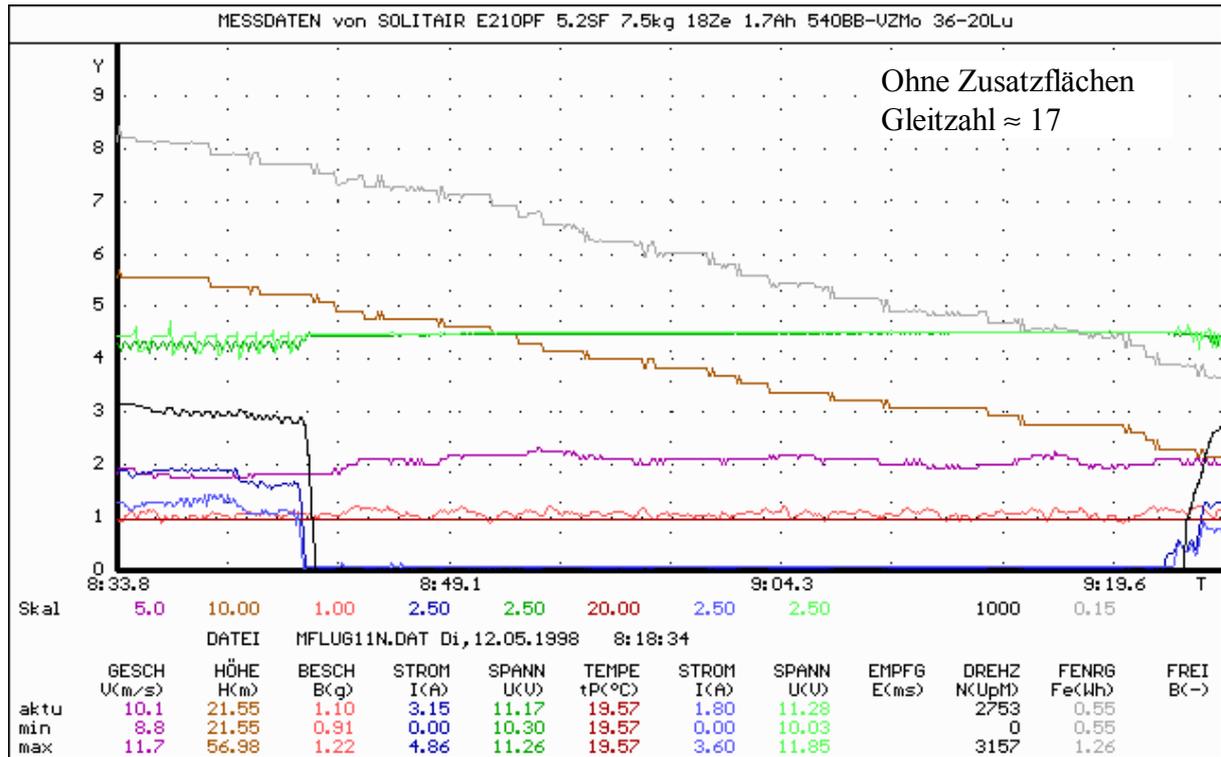


Bild 9.3: Telemetriedaten eines Horizontalfluges des Demonstrationsmodells



**Bild 9.4: Telemetriedaten eines Gleitfluges des Demonstrationsmodells**

SOLITAIR 2:

Energie-Daten:				Konfigurations-Daten:			
Solarzellen		Brz./Elekt.		Hauptflgel		Hhenleitwerk	
+ETA_AM0 []	+0.00	AutoKennl []	+0001	*A_FLGL[m*m]	+120.1	*A_HL[m*m]	+33.1
+ETA_AM15 []	+0.19	ETA_BLK []	+0.00	*STRK_FLGL []	+32.0	*STRK_HL []	+30.0
ETA_TMP [L/K]	-0.004	ETA_BRZ []	+0.00	*SPAN_FLGL [m]	+62.0	*SPAN_HL [m]	+31.5
SPZ_M [kg/m*m]	+0.60	+M_BLK [kg]	+0.00	ZSPZ_FLGL []	+0.40	ZSPZ_HL []	+0.50
PRZ_A_SOLZ []	+0.00	+SPZ_M_B [kg/W]	+0.00	PFBIL_FLGL [%]	+0.00	PFBIL_HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ_HL []	+0.00	+M_BRZ [kg]	+0.00	KC_PFBIL_FLGL []	+0.33	KC_PFBIL_HL []	+0.33
PRZ_ASOLZ_SL []	+0.00	+SPZ_M_B [kg/W]	+0.00	VERW_FLGL [%]	+0.00	VERW_HL [%]	+0.00
PRZ_ASOLZ_RMF []	+0.00	+M_LIQ [kg]	+0.00	PROFIL [Name]	PF25	PROFIL [Name]	PF25
FueIlgrad_prz []	+0.95	n.B.	0	SIGMA []	-0.10	*ABST_HL [m]	+16.8
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	KONFIG [-1/0/1]	+0001
Motoren		Propeller		Seitenleitwerk		Zus.Solarfl.1	
ETA_MOT []	+0.95	ETA_PROP []	+0.00	*A_SL [m*m]	+7.00	*A_ZUSO1 [m*m]	+0.00
N_MOT []	+0002	N_PROP []	+0002	*STRK_SL []	+3.57	*STRK_ZUSO1 []	+0.00
+M_MOT [kg]	+3.00	+M_PROP [kg]	+3.50	*SPAN_SL [m]	+5.00	*SPAN_ZUSO1 [m]	+0.00
+SPZ_M_M [kg/W]	+0.00	+SPZ_M_P [kg/W]	+0.00	ZSPZ_SL []	+0.65	TC_ZUSO1 []	+0.00
ETA_GBRP []	+0.975	D_PROP [m]	+5.00	PFBIL_SL [%]	+0.00	KC_TC_ZUSO1 []	+0.00
ETA_RRGL []	+0.98	Opt_Grad []	+0.90	KC_PFBIL_SL []	+1.00	ABST_ZUSO1 []	+0.00
+M_RRGL [kg]	+0.80	Propanordn. []	+0001	TC_SL []	+0.10	N_ZUSO1 []	+0000
+SPZ_M_R [kg/W]	+0.00	A_Propwash [m2]	+82.4	KC_TC_SL []	+0.30	n.b.	0
n.b.	0	t_A_wash [m]	+11.4	*N_SL []	+0002	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	*ABST_SL [m]	+15.0	n.b.	0
Sonstiges		Flugort		Zus.Solarfl.2		Rumpf	
M_NUTZ [kg]	+50.0	GRO_BR [%]	+48.0	*A_ZUSO2 [m*m]	+64.0	A_RMF [m*m]	+19.5
M_AVIO [kg]	+5.00	GRO_L [%]	+00.0	*STRK_ZUSO2 []	+0.316	L_RMF [m]	+25.0
P_AVIO [W]	+540.	FLGH [km]	+19.0	*SPAN_ZUSO2 [m]	+4.50	B_RMF [m]	+0.25
N_STMO []	+0012	N_TAG []	+0355	TC_ZUSO2 []	+0.01	H_RMF [m]	+0.25
M_STMO [kg]	+1.00	d_Perf_stat []	+0.02	KC_TC_ZUSO2 []	+0.30	N_RMF []	+0002
P_STMO [W]	+08.0	d_Pvorh_stat []	+0.02	ABST_ZUSO2 []	+0.40	ABST_RMF [m]	+25.0
M_GEAR [kg]	+4.50	n.b.	0	N_ZUSO2 []	+0002	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Struktur-Daten:				TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
Hauptflgel		Leitwerk		TW-Gondeln		Zus. Gondeln	
M_FLGL [kg]	+00.0	M_HL [kg]	+00.0	A_TW [m*m]	+9.30	A_ZUSPD [m*m]	+0.00
SPZM_F [kg/m*m]	+0.70	M_SL [kg]	+0.00	L_TW [m]	+5.00	L_ZUSPD [m]	+0.00
N-LaSt [g]	+5.25	SPZM_H [kg/m*m]	+5.00	DURCH_TW [m]	+0.60	DURCH_ZUSPD [m]	+0.00
SPZ_M_BBPL	+0.251	SPZM_S [kg/m*m]	+5.00	MONT_TYPE_TW []	+0001	MONT_TP_ZPD []	+0000
SPZ_M_BBSP	+0.016	n_hlm_hl	+0005	N_TW []	+0002	N_ZUSPD []	+0000
SPZ_M_NASB	+30.0	n.b.	0	n.b.	0	ABST_ZUSPD [m]	+0.00
SIGMA_zul.Holm	+626E+09	n.b.	0	n.b.	0	PRZ_M_NUTZ []	+0.00
Rho_Holm	+153E+04	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n_hlmtl	+00005	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
E [N/m*m]	+100.E+09	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Rumpf		Zus.Solarfl.		Verschiedenes			
M_RMF [kg]	+00.0	M_ZU1 [kg]	+0.00	DELTA_CWO []	0.000	DT_A_SCHD [m*m]	+0.00
SPZ_M_RMF/APLg []	+0.150	SPZM_Z1 [kg/m*m]	+0.400	MULT_CWO []	+0.00	ghzuq []	+0.95
n.b.	0	M_zuZ [kg]	+0.00	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	SPZM_Z2 [kg/m*m]	+0.400	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0	n.b.	0
Widerstandsanteile:				Flugleistungen:			
1.779024E-02	Flgel-CWR			48.000000	Geographische Breite		
5.226252E-03	Hhenleitwerk-CWR			355	Tag des Jahres		
2.131097E-03	Seitenleitwerk (e) -CWR			19735.720000	erreichte AC-Design-Hoehe		
0.000000E+00	Zus.Solarflche (n) 1-CWR			6636.606000	erforderliche Leistung		
8.726071E-03	Zus.Solarflche (n) 2-CWR			23.408320	Fluggeschwindigkeit		
1.544746E-03	Rumpf (Rmpfe) -CWR			1.500000	CA-Wert-Flgl		
1.115909E-03	Triebwerk (e) -CWR			1.323298	CA-Wert-Hl		
0.000000E+00	Zus.Gondel (n) -CWR			1.447527	Gesamt CA-Wert		
3.653431E-02	Gesamt-CWR			-1.000000E-01	Stabilitaetsmass		
2.100134E-02	Induzierter Widerstand Fluegel			4.222389	X-Neutralpunkt		
4.563717E-03	Induzierter Widerstand Hoehenleitwerk			4.016777	X-Schwerpunkt		
6.292927E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Aflgl bezogen)			295580.600000	RR-Zahl		
4.933293E-02	Flugzeug Gesamt-Widerstand (auf Ages bezogen)			36870.000000	Kurzzeitig erreichbare Maximalh		
9.500000E-01	gh zu q			3.239861	[m] maximale Fluegeldurchbiegun		
				29.342000	cacw opt		
				1.500000	bei Ca_opt		
				25.700090	cacw des		
				1.500000	bei Ca_des		
Massenanteile:							
577.766700	Gesamtmasse						
97.905780	Fluegelmasse						
7.000000	Seiten-Leitwerksmasse						
23.259230	Hoehen-Leitwerksmasse						
18.015000	Rumpfmasse						
4.186417	H2-Masse						
33.240150	O2-Masse						
61.195260	Tank-Masse						
76.800000	Solarzellen-Masse						
39.155980	Masse-Brennstoffzelle						
80.508830	Masse-Elektrolyseur						
51.200000	Masse-Zusatzflaechen						
50.000000	Nutzlast						
35.300000	sonstige Massen						
11614.060000	[W] FC-Nennleistung						
19995.980000	[W] EC-Nennleistung						

## Literaturverzeichnis

- [1] AER:  
AER Energy Resources Inc.. Homepage, Internet: <http://www.aern.com> [Stand Aug. 1999].
- [2] AEROSONDE NORTH AMERICA INC.:  
Aerosonde Robotic Aircraft. Homepage, Internet: <http://www.aerosonde.com> [Stand Nov. 1999].
- [3] ALTHAUS, D.:  
Profilpolaren für den Modellflug. Band 1, 2. Aufl., Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart, Villingen Schwenningen: Neckar 1980.
- [4] ALTMANN, H.:  
Aeroelastoflexible Eigenschaften, Stabilität und Dynamik von Hängegleitern. Dissertation, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 1997.
- [5] ALTMANN, M.:  
Entwicklungsaktivitäten für Wasserstofftechnologien in Verbindung mit regenerativen Energiesystemen. Bericht, Ludwig-Bölkow-Systemtechnik GmbH, 04.09.97. Internet: <http://www.hydrogen.org/Wissen/entwickl.htm> [Stand Apr. 1999].
- [6] ALVERMANN, K.:  
3DV User Manual – Version 2.1. Institut für Flugmechanik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Braunschweig, 10.11.97.
- [7] ANDERSON, E.:  
Fundamentals of Solar Energy Conversion. University of Nebraska-Lincoln, London: Addison-Wesley 1983.
- [8] ARELT, R.:  
Auslegung eines Brennstoffzellen-Systems mit Gasspeicher zur Integration in das Solarflugzeug Icaré 2. Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart und Institut für Technische Thermodynamik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Stuttgart, 1998.
- [9] ASE:  
Kennblatt für monokristalline Solarzellen, Typenreihe TZZE 0000 S / TZZE 5000 S. Angewandte Solarenergie – ASE GmbH, 1995.
- [10] BAEHR, H.:  
Thermodynamik. 7. Aufl., Berlin: Springer 1989.

- [11] BAER-RIEDHART, J.:  
Helios prototype flying wing soars aloft at NASA Dryden. NASA News – Release No. 99-32, Dryden Flight Research Center, 09.09.99.
- [12] BARON, F.; PHILIPPI, R.; TILLMETZ, W.:  
European regenerative fuel cell technology for space use. In: Proceedings of the European Space Power Conference, ESA SP-294, Vol. 1, Madrid, 02.-06.10.89, S. 221-226.
- [13] BAUSCH, H.; GREIF, A.:  
Reluktanzantriebe für E-Fahrzeuge. DGES Fachtagung "Elektrofahrzeuge: Entwicklungserfolge und Perspektiven", Karlsruhe, 1999, S. 13.1-13.13.
- [14] BAUSER, D.:  
Grundsatzuntersuchung zum Antriebsstrang eines eigenstartfähigen Solar/Motor/Segelflugzeuges. Studienarbeit, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 1992.
- [15] BERTERMANN, D.:  
Konstruktion von RC-Segelflugmodellen. Modell-Technik-Berater – MTB 4, Baden-Baden: Technik und Handwerk 1982.
- [16] BETTE, W.:  
Persönliche Mitteilungen. Siemens KWU-BSPT (PEM-Brennstoffzellenentwicklung). Erlangen, 06.04.99.
- [17] BILD DER WISSENSCHAFT:  
Luftschiffe statt Satelliten – Japan plant neue Wege der Kommunikation. Bild der Wissenschaft, Internet – News Ticker: <http://www.wissenschaft.de>, Meldung vom 24.03.98.
- [18] BILD DER WISSENSCHAFT:  
Neue Uhr läuft durch Körperwärme. Bild der Wissenschaft, Internet – News Ticker: <http://www.wissenschaft.de>, Meldung vom 14.12.98.
- [19] BILD DER WISSENSCHAFT:  
Weltrekord für Solarzellen aus Berlin. Bild der Wissenschaft, Internet – News Ticker: <http://www.wissenschaft.de>, Meldung vom 01.04.98.
- [20] BILLINGS, R.:  
Hydrogen fuel cell vehicles. International Academy of Science. Hydrogen Tech Papers, 89001, 1997. Bericht, Internet: <http://www.science.edu/science/tech/h89001.htm> [Stand Mai 1999].

- [21] BOBBIO PALLAVICINI, M.:  
Automatic guidance strategies for HALE solar airplanes with pivoting panels. Diplomarbeit, Politecnico di Milano, Facoltà di Ingegneria, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale und Institut für Flugmechanik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, IB 111-99/43, Braunschweig, 1999.
- [22] BOCK, J.:  
Parametrische Analyse der Antriebsleistungen bekannter Luftschiffe. Luftschiff-Kolloquium, DGLR - KDT, Tagungsunterlagen, 1993.
- [23] BOLWIN, K.:  
Application of regenerative fuel cells for space energy storage: a Comparison to Battery Systems. J. Power Sources 40, 1992, S. 307-321.
- [24] BOUCHER R. J.:  
Project Sunrise. Air Force Contractor Report F 33615-74-C-2053. Astro Flight 04.11.75.
- [25] BOUCHER, R. J.:  
Sunrise, the World's First Solar-Powered Airplane. Vol. 22, No. 10, Journal of Aircraft, Okt. 1985.
- [26] BROWN, S.:  
The Eternal Airplane - a solar electric wing takes off. Popular Science, Apr. 1994, S. 72-75, 100.
- [27] BRUSS, H.:  
Solarmodellflug - Grundlagen, Entwicklung, Praxis. 2. Aufl., Baden-Baden: VTH 1991.
- [28] BUNDESMINISTERIUM FÜR VERKEHR:  
Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge. NfL II – 14/96, 08.01.96.
- [29] CAUER, H.:  
Die Egrett nimmt Deutschland unter die Lupe. Fliegermagazin, Sep. 1997, S. 25.
- [30] CHEN, P.; WU, X.; LIN, J.; TAN, K. L.:  
High H<sub>2</sub> Uptake by Alkali-Doped Carbon Nanotubes Under Ambient Pressure and Moderate Temperatures. Science, Vol. 285, 02.06.99. Auch HyWeb: Speichervermögen von Graphit-Nanostrukturen übertrifft flüssigen Wasserstoff. Bericht, Internet: <http://www.hydrogen.org> [Stand Jul. 1999].
- [31] COMPOSITE AQUITAINE:  
A range of composite gas cylinders for the fire brigade. Produktinformation, Aerosalon Paris, Jun. 1999.

- [32] DAeC:  
Bestimmungen für zulassungspflichtige Flugmodelle (BeZuF). Modellflugkommission, Frankfurt am Main, 01.09.85.
- [33] DAIMLER/CHRYSLER:  
NECAR 4. Informationsbroschüre, DaimlerChrysler Kommunikation, Stuttgart, 1999.
- [34] DENECKE, U.:  
Konstruktion und Bau eines Flugmodells der Solardrohne SOLITAIR. Semesterarbeit, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München und Institut für Flugmechanik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, IB 111-96/28, Braunschweig, 1996.
- [35] DENNER, W.; BOLWIN, K.:  
Regenerative Stoffwirtschaft in der Raumfahrt. Systemstudie im Auftrag der DARA, erstellt durch Dornier GmbH und DLR-Institut für Technische Thermodynamik, 1992.
- [36] DIN-ISO 2533:  
Normatmosphäre. Berlin: Beuth 1979.
- [37] DOLCH, S.:  
Rippenflügel aus Faserverbundwerkstoffen. Baden-Baden: VTH 1996.
- [38] DORNHEIM, M.:  
Aero Vironment Pushes Limits of Solar Flight. Aviation Week & Space Technology, 04.05.98.
- [39] DRENCKHAHN, W.; HASSMANN, K.:  
Brennstoffzellen als Energiewandler. Sonderdruck aus Energiewirtschaftliche Tagesfragen, Heft 6, Siemens, Jun. 1993.
- [40] DREXLER, J.; GALLEITHNER, H.:  
Untersuchung der technischen Machbarkeit hochfliegender, dauerhaft stationierbarer Drohnen. Institut für Flugmechanik, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, IB 111-94/43, Braunschweig, 1994.
- [41] DUBBEL, H. (Begr.); BEITZ, W.; KÜTTNER, K.-H. (Hrsg.):  
Dubbel. Taschenbuch für den Maschinenbau. 17. Aufl. Berlin: Springer 1990.
- [42] EDIN, P.:  
HALE – Assessment Report. ESA – ESTEC. Noordwijk, Nov. 1996.
- [43] ELLISON, D. E.; MALTHAN, L. V.:  
USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM. Douglas Aircraft Company, Inc. 1965.

- [44] EPPLER, R.:  
Airfoil Design and Data. Berlin: Springer 1990.
- [45] FRANK, P.:  
Die Auslegung von Flugzeugen mit geringstem Antriebsleistungsbedarf. Dissertation, Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart, 1992.
- [46] FULGHUM, D.:  
Predator UAV produces high-quality images. Aviation week & space technology. Nov. 1994, S. 62.
- [47] FVV (Forschungsvereinigung Verbrennungskraftmaschinen e.V.):  
Ganzheitliche Systemuntersuchung zur Energiewandlung durch Brennstoffzellen. FVV, Vorhaben Nr. 686, Brennstoffzellenstudie – Abschlussbericht. Heft 657, Frankfurt am Main, 1998.
- [48] GALLEITHNER, H.:  
Nutzungs- und Anwendungsstudie für autonom stationierbare Solardrohnen. Institut für Flugmechanik, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, IB 111-97/27, Braunschweig, 1997.
- [49] GERSTEN, K.:  
Nichtlineare Tragflächentheorie für Rechteckflügel bei inkompressibler Strömung. Z. Flugwiss. 5, Heft 9, 1957.
- [50] GETOFF, N.:  
Wasserstoff als Energieträger, Herstellung-Lagerung-Transport. Wien: Springer 1977.
- [51] GOCHERMANN, H.:  
Panelwirkungsgrad eingebetteter Solarzellen. Gochermann Solar Technology. Persönliche Mitteilungen, 14.08.98.
- [52] GRAUPNER (Hrsg.):  
Modellbau Katalog. Aufl. 6/98 mit Neuheiten 99. Kirchheim-Teck, 1999.
- [53] GREIF, A.:  
Untersuchungen an Geschalteten Reluktanzantrieben für Elektrofahrzeuge. Dissertation, Institut für Elektrische Antriebstechnik, Universität der Bundeswehr, München-Neubiberg, 2000.
- [54] GRÖGER, E.:  
Fernschule für Aeronautik. Navigation – Sonnenaufgang, Sonnenuntergang, Dämmerung. Lehrbrief N 4.5. Unterföhring, 1990.

- [55] HALL, D.; FORTENBACH, C.; DIMICELI, E.; PARKS, R.:  
A Preliminary Study of Solar Powered Aircraft and Associated Power Trains. Lockheed Missiles and Space Company. NASA-Contractor Report-3699, Sunnyvale (California), 1983.
- [56] HAMILTON STANDARD, DIVISION OF UNITED AIRCRAFT (Hrsg.):  
Generalized Method of Propeller Performance Estimation. Windsor Locks (Connecticut), Jun. 1963.
- [57] HAMMERSCHMIDT, A.:  
PEM Fuel Cells – an Attractive Energy Source for Air Independent Propulsion Systems: Status and Future Trends. Siemens AG, KWU BSZ 2. UTD Europe 98, London, 23-25.06.98.
- [58] HAUFF, S.; BOLWIN, K.:  
System mass optimization of hydrogen/oxygen Base regenerative fuel cells for geosynchronous space missions. J. Power Sources 38, 1992, S. 303-315.
- [59] HEPERLE, M.:  
Propulsion by Propellers - Aerodynamic Characteristics of Propellers. Internet:  
<http://beadec1.ea.bs.dlr.de/Airfoils/propuls3.htm> [Stand Jul. 1999].
- [60] HILLER AVIATION MUSEUM:  
Hiller Aviation Museum – Where Inspiration Takes Flight. Museums Guide. San Carlos (California), 1999.
- [61] IQBAL, M.:  
An Introduction to Solar Radiation. Canada: Academic Press 1983.
- [62] ISE:  
Silicium-Solarzellen mit höchsten Wirkungsgraden. Fraunhofer Institut für solare Energiesysteme (ISE). Internet:  
[http://www.ise.fhg.de/Projects/Solcells98/kap53\\_german.html](http://www.ise.fhg.de/Projects/Solcells98/kap53_german.html) [Stand Jul. 1998].
- [63] ISE:  
The ISE PV-Charts. Fraunhofer Institut Solare Energiesysteme. Internet:  
<http://www.ise.fhg.de/kallab/Pvcharts.html> [Stand Dez. 1999].
- [64] ISO 5878, ADDENDUM 1:  
Reference atmospheres, ADDENDUM 1: Wind supplement. Berlin: Beuth 1983.
- [65] ISO 5878:  
Reference atmospheres for aerospace use. Berlin: Beuth 1982.
- [66] JAR-22:  
Sailplanes and Powered Sailplanes. Joint Airworthiness Requirements, Civil Aviation Authority, Cheltenham, 28.10.95.

- [67] KAEMPF, P.; WAGNER, O.:  
System Layout of an Unmanned High Altitude Aircraft for Certification and Flight in Civil Airspace. AGARD MSP Symposium on „System Design Considerations for Unmanned Tactical Aircraft (UTA)“. Athen, 07-09.10.97.
- [68] KEIDEL, B.:  
Abschlußbericht über die Flugversuche mit dem SOLITAIR Demonstrationsmodell. Institut für Flugmechanik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, IB 111-2000/01, Braunschweig, 2000.
- [69] KEIDEL, B.:  
Auslegung einer hochfliegenden Solardrohne mit unbegrenzter Reichweite. Diplomarbeit, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München und Institut für Flugmechanik, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, IB 111-95/28, Braunschweig, 1995.
- [70] KEIDEL, B.:  
Programm zur Auslegung von Solarflugzeugen (SALT, Version 10/97). Institut für Flugmechanik, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, IB 111-97/39, Braunschweig, 1997.
- [71] KEIDEL, B.:  
Theoretisch- experimentelle Untersuchung der Längsbewegung von Hängegleitern. Semesterarbeit, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 1993.
- [72] KIRSCHBAUM, W.:  
Forschungsluftschiffe. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt e.V., Köln 1987.
- [73] KLIMKE, M.:  
Systemanalytischer Entwurf eines Mondkraftwerks im Leistungsbereich zwischen 10 kW und 100 MW. Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme und Hauptabteilung Systemanalyse Raumfahrt, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt. Köln, Aug. 1993.
- [74] KNAUER, B.:  
Polymerverbunde – die Hauptwerkstoffgruppe bei modernen Luftschiffentwicklungen. Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau, Dresden e.V.. Luftschiff-Kolloquium, DGLR - KDT, Tagungsunterlagen 1993.
- [75] KNAUPP, W.:  
Analyse und Optimierung von Photovoltaik-Modulen. Dissertation, Universität Stuttgart und Berichte aus der Energietechnik, Aachen: Shaker 1997.

- [76] KÖLLER, M.:  
Höhenaufklärungsflugzeuge. BWB, Häusliche Prüfungsarbeit zum Baureferendar, 1995.
- [77] KUHN, G.:  
Technische Mechanik. Skriptum zur Vorlesung Technische Mechanik II (Elastostatik, Festigkeitslehre), Lehrstuhl für Technische Mechanik, Universität Erlangen-Nürnberg, 1990.
- [78] LAN, C.; ROSKAM, J.:  
Airplane Aerodynamics and Performance. Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1981.
- [79] LANDIS, G.; HEPP, A.:  
Thin-film photovoltaics: status and applications to space power. In: Proceedings of the European Space Power Conference, ESA SP-320, Vol. 2, Florence, 02.-06.09.91, S. 517-522.
- [80] LASCHKA, B.:  
Flugzeugaerodynamik. Umdruck zur Vorlesung Flugzeugaerodynamik, Lehrstuhl für Fluidmechanik, Technische Universität München, 1993.
- [81] LASCHKA, B.:  
Strömungsmechanik I. Umdruck zur Vorlesung Strömungsmechanik, Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Technische Universität München, 1991/92.
- [82] LBA:  
Behördliche Regelungen in der Deutschen Luftfahrt. Luftfahrt-Bundesamt, Braunschweig, 1994.
- [83] LEHMAN, P.; CHAMBERLIN, C.:  
Design and performance of a prototype fuel cell powered vehicle. Schatz Energy Research Center. Humboldt State University. Fuel Cell Seminar, Florida, Nov. 1996.
- [84] LEXEN, G.:  
Synthese und Weiterentwicklung eines Programmpakets zur Berechnung von Flug- und Missionsleistungen. Diplomarbeit, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München und Institut für Flugmechanik, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, IB 111-95/04, Braunschweig, 1995.
- [85] LIPPERT, T.:  
Auslegung des Antriebsstranges einer hochfliegenden Solardrohne. Diplomarbeit, Fachbereich 03, Fahrzeugtechnik/Luftfahrzeuge, FH-München und Institut für Flugmechanik, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, IB 111-98/38, Braunschweig, 1998.

- [86] LN 29 865:  
Einadrige Leitungen mit Kupferleiter – leichte Ausführung. Normstelle Luftfahrt im Deutschen Institut für Normung e.V.. Berlin: Beuth Okt. 1979.
- [87] MAC CREADY, P.:  
Sun-Powered Aircraft Designs. J. Aircraft, Vol. 20, No. 6, 1983, S. 487-493.
- [88] MADELUNG, G.:  
Luftfahrttechnik I. Umdruck zur Vorlesung Luftfahrttechnik I, Lehrstuhl für Luftfahrttechnik, Technische Universität München, 1991/92.
- [89] MAYINGER, F.; STRAUB, J.:  
Arbeitsunterlagen zu Vorlesung und Übung Wärme- und Stoffübertragung. Lehrstuhl A für Thermodynamik, Technische Universität München, 1988.
- [90] MEERKAMM, H.:  
Maschinenelemente. Skriptum zur Vorlesung. Universität Erlangen-Nürnberg, 1985.
- [91] MEINEL, A.; MEINEL, M.:  
Applied Solar Energy – An Introduction. Optical Sciences Center University of Arizona. 2. Aufl., 1977.
- [92] MEISSNER, D.:  
Solarzellen - Physikalische Grundlagen und Anwendungen in der Photovoltaik. Wiesbaden: Vieweg Jan. 1993.
- [93] MICROPILOT:  
Low Cost Autopilots. Micropilot Ltd., Internet: <http://www.micropilot.com/> [Stand Okt. 1999].
- [94] MIL-STD-1797A:  
Military standard - flying qualities of piloted aircraft. 30.01.90.
- [95] MITLITSKY, F.; COLELLA, N. J.; MYERS, B.:  
Unitized Regenerative Fuel Cells for Solar Rechargeable Aircraft and Zero Emission Vehicles. In: Fuel Cell Seminar, San Diego, 1994.
- [96] MITLITSKY, F.; COLELLA, N. J.; MYERS, B.; ANDERSON, C. J.:  
Regenerative Fuel Cells for High Altitude Long Endurance Solar Powered Aircraft. In: Intersociety Energy Conversion Engineering Conference. Atlanta (Georgia), 1993.
- [97] MITLITSKY, F.; MYERS, B. ; WEISENBERG, A.:  
Lightweight pressure vessels and unitized regenerative fuel cells. Lawrence Livermore National Laboratory. Fuel Cell Seminar, Florida, Nov. 1996.
- [98] MUNTWYLER, U.:  
Praxis mit Solarzellen. 5. Aufl., München: Franzis 1992.

- [99] MUTUEL, L.; DOUGLAS, R.:  
Controller design for low speed flight in turbulence. Mechanical and Aerospace Engineering Department. University of California, Los Angeles, 1997.
- [100] N. N.:  
Das Sonnenflugzeug. Flug Revue, Mär. 1981, S. 67-69.
- [101] N. N.:  
Skysat proposing microwave drone. Aviation week & space technology. Okt. 1993, S. 101.
- [102] NASA:  
NASA Dryden Flight Research Center. Photo Gallery, Internet:  
<http://www.dfrc.nasa.gov/gallery/photo> [Stand Nov. 1999].
- [103] NEUMANN, G.; BIRKE, P.:  
Lithium Akkumulatoren auf der Basis fester Ionenleiter. Fraunhofer-Institut für Siliziumtechnologie. Technische Fakultät der Christian-Albrechts-Universität zu Kiel. Persönlich übermittelte Unterlagen per e-mail am 13.01.99.
- [104] NICKEL, K.; WOHLFAHRT, M.:  
Schwanzlose Flugzeuge. Basel: Birkenhäuser 1990.
- [105] NICOLAI, L.:  
Fundamentals of Aircraft Design. University of Dayton, Ohio. Mets, San Jose (California), 1975.
- [106] NOAA/NASA/USAF:  
U.S. Standard Atmosphere. Washington D.C.: U.S. Government Printing Office 1976.
- [107] NORDWALL, B.:  
GPS applications focus on low cost. Aviation Week & Space Technology, 14.10.96.
- [108] PALOMBO, D.:  
AVEOX – brushless DC motors. Persönliche Mitteilungen vom 12.03.97. Siehe auch Internet: <http://www.aveox.com> [Stand Mär. 1997].
- [109] PERSEKE, F.:  
Das Segelflugmodell. Teil III. Villingen: Neckar 1984.
- [110] PFEFFERKORN, D.:  
Faserverbundwerkstoffe im Flugmodellbau. 2. Aufl., Villingen-Schwenningen: Neckar 1997.
- [111] PHILLIPS, E. H.:  
FAA Mulls Rulemaking On UAV Operations. Aviation Week & Space Technology, 08.06.98.

- [112] PLETTENBERG (Hrsg.):  
Technische Unterlagen über Plettenberg Elektromotoren. Kassel, 1995.
- [113] POLADIAN, D.; REINHARD, D.J.:  
High Altitude Reconnaissance Aircraft Design. AIAA-89-2109, Aug. 1989.
- [114] POW, R.; REINDL, M.; TILLMETZ, W.:  
High power density fuel cell stack development for automotive applications. Ballard Power Systems Inc., Dornier GmbH. Fuel Cell Seminar, Florida, Nov. 1996.
- [115] PSCHUNDER, W.:  
Informationen über technische Daten von Silicium Solarzellen. Persönliche Mitteilungen. DASA, Energie- und Anlagentechnik, Bereich Solar- und Verkehrsleittechnik. 18.03.97.
- [116] R&G:  
R&G Flüssigkunststoffe. Katalog 6. 3. Aufl., Waldenbuch, 1997.
- [117] RASCH, K.-D.:  
Pilotproduction of 70 $\mu$ m thin silicon solar cells. In: Proceedings of the European Space Power Conference, ESA SP-294, Vol. 2, Madrid, 02.-06.10.89, S. 669-673.
- [118] RAYMER, D.:  
Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA, Washington D.C., 1989.
- [119] REHMET, M.:  
Eine Methode zur Auslegung von Solarflugzeugen. Dissertation, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart, 1997.
- [120] REHMET, M.; KRÖPLIN, B.:  
Beschreibung der Ausrüstung und des Antriebssystems des Solarflugzeuges icaré 2. ISD-Bericht Nr. 96/2, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, Universität Stuttgart, Sep. 1996.
- [121] REISENAUER, A.:  
Effektive Präzisions-Antriebe für den Elektroflug. Sport und Technik Vertrieb Reisenauer. Produktbeschreibung, Okt. 1998.
- [122] REISSMANN, F.; BAUMGART, M.:  
Application of gallium arsenide solar cell arrays for long duration low earth orbit missions like Columbus. In: Proceedings of the European Space Power Conference, ESA SP-294, Vol. 2, Madrid, 02.-06.10.89, S. 545-548.
- [123] ROCHE, D.:  
Informationen über Bezugsquellen und technische Daten von Silicium Solarzellen. Persönliche e-mail. Photovoltaic Special Research Centre, Sydney, 27.03.97.

- [124] ROSKAM, J.:  
AIRPLANE DESIGN, PART VI. Second Printing. Lawrence, Kansas: University of Kansas 1990.
- [125] ROSKAM, J.:  
AIRPLANE FLIGHT DYNAMICS AND AUTOMATIC FLIGHT CONTROLS. PART I. Second Printing. Lawrence, Kansas: University of Kansas 1982.
- [126] SACHS, G.:  
Flugmechanik II. Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Umdruck zur Vorlesung Flugmechanik, Technische Universität München, 1992.
- [127] SANYO:  
Cadinca-Sealed Type Nickel-Cadmium Batteries-Engineering Handbook. SANYO Electric Co., Ltd., Japan 1997.
- [128] SCALED COMPOSITES:  
Scaled Composites Unveils Proteus, A New High-Altitude, Multi-Mission Aircraft. Internet: <http://www.scaled.com> [Stand Nov. 1999].
- [129] SCHÄFER, I.:  
Lotte. Aufwind, Nr. 5, 1997, S. 14-16.
- [130] SCHÄPER, W.:  
Neue Bestleistungen im Solarflug. FMT Okt. 1997.
- [131] SCHLICHTING, H.; TRUCKENBRODT; E.:  
Aerodynamik des Flugzeuges. Erster Band. Berlin: Springer 1959.
- [132] SCHLICHTING, H.; TRUCKENBRODT; E.:  
Aerodynamik des Flugzeuges. Zweiter Band. Berlin: Springer 1960.
- [133] SCHNURNBERGER, W.:  
Informationen zu Regenerativen Brennstoffzellen. Institut für Technische Thermodynamik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt. Persönliche Mitteilungen, 02.08.99.
- [134] SCHOLZ, N.:  
Beiträge zur Theorie der tragenden Fläche. Institut für Strömungsmechanik, Technische Hochschule Braunschweig, Ingenieur-Archiv, XVIII Band, 1950.
- [135] SCHOOR, M.; FLOTOW, A.:  
Aeroelastic Characteristics of a Highly Flexible Aircraft. Journal of Aircraft, Vol. 27, No. 10, Okt. 1990.

- [136] SCOTT, W.:  
Relay Aircraft Enable Cell `Network in the Sky`. Aviation Week & Space Technology, 29.06.98.
- [137] SEIVERT, B.:  
Untersuchung der statischen und dynamischen Stabilität des Demonstrationsmodells SOLITAIR in der Längs- und Seitenbewegung. Diplomarbeit, Fachbereich 03, Fahrzeugtechnik/Luftfahrzeuge, FH-München, Mär. 1998.
- [138] STADT ULM (Hrsg.):  
Fliegen mit Licht – Dokumentation über solares Fliegen und den Solarflugzeugwettbewerb Berblinger '96 der Stadt Ulm, 1997.
- [139] STEEB, H.; ABAOUD, H.:  
HYSOLAR: German-Saudi Joint Program on Solar Hydrogen Production and Utilization. Phase II, 1992-1995. Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Stuttgart; King Abdulaziz City for Science and Technology (KACST), Riyadh. Jun. 1996.
- [140] STEENBUCK, U.; BARON, C.:  
Moderner Tragflächenbau. Modell-Technik-Berater, MTB 14, 3. Aufl., Baden-Baden: Technik und Handwerk 1990.
- [141] STEMME:  
S15 Utility – Specifications. Internet: <http://www.stemme.com/page12.html> [Stand Feb. 1999].
- [142] STRASSER, K.:  
Brennstoffzellen für Elektrotraktion. Siemens AG. Erlangen. VDI Berichte Nr. 912, 1992.
- [143] STRASSER, K.:  
Die alkalische Siemens-Brennstoffzelle in Kompaktbauweise. Siemens AG. Sonderdruck aus VDI Buch Nr. 0996, Erlangen, 1990.
- [144] STRASSER, K.:  
PEM-Brennstoffzellen: Technischer Stand und Anwendungspotential. Siemens AG. Erlangen, 1993.
- [145] STÜHLER, W.:  
Fahrmotoren beziehen Energie aus Brennstoffzellen-Modulen. Maschinenmarkt, 104, Würzburg, 1998.
- [146] SUNPOWER:  
PEGASUS - Bifacial High-Efficiency One-Sun Silicon Solar Cell. Internet: <http://www.sunpowercorp.com> [Stand Okt. 1999].

- [147] TELEDYNE RYAN AERONAUTICAL:  
Global Hawk – High Altitude Endurance Unmanned Aerial Reconnaissance System.  
Productinformation, Jun. 1999.
- [148] TENNEKES, H.:  
The Simple Science of Flight – From Insects to Jumbo Jets. Massachusetts: MIT Press  
1997.
- [149] THE INSITU GROUP:  
Economical robotic aircraft over the world's oceans and remote areas. Internet:  
<http://www.insitugroup.com> [Stand Nov. 1999].
- [150] THIES, W.:  
Eppler-Profil. Modell-Technik-Berater, MTB 1, 8. Aufl. Baden-Baden: Technik und  
Handwerk 1980.
- [151] UNIVERSITÄT STUTTGART:  
Icarè 2 – Informationen. Institut für Flugzeugbau. Stuttgart, Jul. 1996.
- [152] USCAR (United States Council for Automotive Research):  
Technical Accomplishments – Energy Storage. Internet: <http://www.uscar.com> [Stand  
Jul. 1998].
- [153] VENKAYYA, V. B.; TISCHLER, V. A.:  
High Altitude long Endurance Aircraft Design Studies. AGARD-CP-547, 1993.
- [154] VERLINDEN, P.J.; CRANE, R.A.; SWANSON, R.M.; IWATA, T.; HANDA, K.;  
OGASA, H.; KING, D.L.:  
A 21.6% Efficient Photovoltaic Module with Backside-Contact Silicon Solar Cells.  
Proceedings 12th EC Photovoltaic Solar Energy Conference, Amsterdam, Apr. 1994, S.  
1304-1306.
- [155] WAGAMAN, R.; TIETZ, D.; ROBINSON, K.; ROBBINS, K.:  
NASA's ERAST Program Explores UAV Commercialization. Unmanned Systems Vol.  
16, No. 3, Washington, Summer 1998.
- [156] WINTER, C.; NITSCH, J.:  
Wasserstoff als Energieträger, Technik-Systeme-Wirtschaft. Berlin: Springer 1986.
- [157] WURSTER, R.:  
Wasserstoffspeicher und Brennstoffzellensysteme für dezentralen stationären und für  
mobilen Einsatz. Bericht, Ludwig-Bölkow-Systemtechnik GmbH, Ottobrunn, 1997,  
Internet: <http://www.hydrogen.org/Wissen/wasserst.htm> [Stand Apr. 1999].
- [158] ZERWECKH, S.H.; FLOTOW, A.H.; MURRAY, J.E.:  
Flight Testing a Highly Flexible Aircraft: Case Study on the MIT Light Eagle. Journal of  
Aircraft, Vol. 27, No. 4, Apr. 1990.