Solar-Verkehrsflugzeuge?

Abbildung 1: Solar Impulse
(Bild: DLR[1], CC-BY 3.0, Quelle: Solar Impulse/EPFL Claudio Leonardi)

Das Solarflugzeug Solar Impulse ist vielleicht das bekannteste, aber keineswegs das einzige Flugzeug, das mit Solarenergie betrieben wird. Das erste Solarflugzeug, Sunrise 1, flog bereits am 4. November 1974, war jedoch unbemannt. Das erste bemannte Solarflugzeug, der Gossamer Penguin, startete am 18. Mai 1980. Auf der Webseite solarflugzeuge.de[2] ist eine Liste von 11 unbemannten und 9 bemannten Solarflugzeugen (1974 bis 2009) zu finden. In seiner Dissertation[3] von 2008 listet André Noth für die Jahre 1974 bis 2007 sogar 91 Flugzeuge auf, wobei allerdings auch kleine und kleinste Modellflugzeuge dazu gehören.

Leider sind auf der Webseite von Solar Impulse[4] enttäuschend wenig konkrete technische Informationen zu finden. Dafür finden sich eine Menge schöner und hochtrabender Worte.

> *„Auf dem Weg zur Weltumrundung ohne Treibstoff und Schadstoffausstoss will Solar Impulse einen Beitrag zur Forschung und Innovation im Dienste der erneuerbaren Energien leisten. Es will aufzeigen, wie Cleantech (saubere Technologien) den Verbrauch der natürlichen Ressourcen und unsere Abhängigkeit von fossilen Energien verringern können.“*

[1] DLR: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt http://www.dlr.de
[2] http://www.solarflugzeuge.de
[3] http://www.sky-sailor.ethz.ch/docs/Conceptual_Design_of_Solar_Powered_Airplanes_for_continuous_flight.pdf
Siehe auch die sehr schöne Zusammenstellung:
http://www.asl.ethz.ch/research/asl/skysailor/History_of_Solar_Flight.pdf
[4] http://www.solarimpulse.com

> [...]
> *„Eine neue Utopie? Ein nettes Science-Fiction-Szenario? Nein, eine avantgardistische technologische Herausforderung! Ein Projekt, das verrückt genug ist, um unsere Gefühle anzusprechen und unsere Leidenschaft zu entfesseln: Eine saubere, erneuerbare Energie wird verfügbar gemacht und lässt sich uneingeschränkt, Tag und Nacht, für das Fliegen einsetzen. "*
> [...]
> *„Solar Impulse wandelt auf den Spuren der großen Premieren der Luftfahrt. Nach 12 Jahren Forschung und Entwicklung sowie zahlreichen Tests wagt Solar Impulse im Jahr 2015 die erste Weltumrundung in einem Solarflugzeug. Ganz ohne Treibstoff und nur mit der Kraft der Sonne und Technologien der Zukunft will Solar Impulse beweisen, dass Pioniergeist und Innovation die Welt nachhaltig verändern können."*

Diese Zeilen sind geeignet, technische Laien zu der Annahme zu verleiten, es sei nur noch eine Frage der Zeit, bis Verkehrsflugzeuge kein Kerosin mehr verbrennen müssen, sondern mit Solarenergie angetrieben werden.

Zwar wird irgendwo die vorsichtige Einschränkung

> *„Solar Impulse ist ein Symbol, da möglicherweise niemals 300 Passagiere mit einem Solarflugzeug transportiert werden können."*

gemacht, aber diese wird leicht übersehen, und zudem ist „möglicherweise niemals" eine Formulierung, die immer noch Hoffnungen zulässt.

In Wirklichkeit lässt sich mit elementaren physikalischen Gesetzen und ein paar einfachen Rechnungen zeigen, dass Solarflugzeuge, die 100 oder mehr Passagiere transportieren können, völlig unrealistisch sind.

Kräfte und Leistung

Die für den Antrieb eines Flugzeuges erforderliche Motorleistung lässt sich ganz einfach aus elementaren Beziehungen herleiten. Daraus ergibt sich dann sofort die erforderliche Fläche der Solarzellen und damit die Grösse der Tragflächen.

Wenn ein Flugzeug mit konstanter Geschwindigkeit fliegt, ist seine Beschleunigung gleich null, und somit wirkt nach dem (ersten) Newtonschen Gesetz keine resultierende Kraft auf das Flugzeug. Mit anderen Worten, die auf das Flugzeug wirkenden Kräfte addieren sich (vektoriell) zu null. Besonders einfach ist die Situation, wenn das Flugzeug mit konstanter Geschwindigkeit horizontal fliegt (Abbildung 2). Die senkrecht nach oben wirkende Auftriebskraft F_A muss gleich gross sein wie die senkrecht nach unten wirkende Gewichtskraft F_G. Die nach hinten wirkende Kraft F_W des Luftwiderstandes wird kompensiert durch die nach vorne wirkende Antriebskraft F_P [5] der Propeller oder der Strahltriebwerke. Es ist somit:

$$F_A = F_G \qquad \text{und} \qquad F_P = F_W \,. \tag{1}$$

[5] Da der Index A schon für den Auftrieb gebraucht wurde, wird hier statt dessen der Index P (für „Propulsion") verwendet.

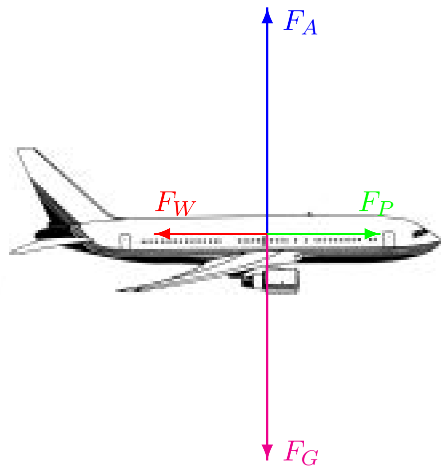

Abbildung 2: Kräfte an einem Flugzeug im Horizontalflug

Für die Kräfte F_A und F_W gelten die Beziehungen:

$$F_A = c_A \frac{\varrho\, v^2}{2} A \tag{2}$$

und

$$F_W = c_W \frac{\varrho\, v^2}{2} A \,. \tag{3}$$

c_A ist derAuftriebskoeffizient und c_W ist der Strömungswiderstandskoeffizient. ϱ ist die Dichte der Luft, v ist die Fluggeschwindigkeit und A ist die Fläche des Tragflügels. Üblicherweise wird bei angeströmten Körpern in der Beziehung (3) die Stirnfläche des Körpers für die Fläche A eingesetzt, bei Flugzeugen wird jedoch in der Gleichung für F_W genau so wie in der Gleichung für F_A die Tragflügelfläche als Referenzfläche A verwendet. Für das Verhältnis F_W/F_A folgt aus (2) und (3):

$$\frac{F_W}{F_A} = \frac{c_W}{c_A} \,. \tag{4}$$

Das Verhältnis F_W/F_A ist somit unabhängig von der Fluggeschwindigkeit. Hingegen ist das Verhältnis c_W/c_A abhängig vom Anstellwinkel. Der Anstellwinkel ist der Winkel zwischen der Anströmrichtung und der Profilsehne (siehe Abbildung 3).

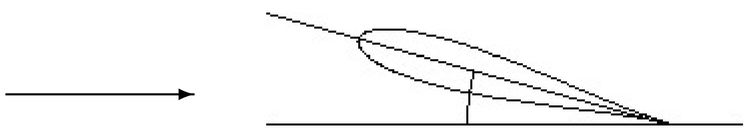

Abbildung 3: Anstellwinkel

Im Gleitflug wirkt auf das Flugzeug keine Antriebskraft (der Schub der im Leerlauf arbeitenden Strahltriebwerke kann vernachlässigt werden), dafür kompensiert die in der Richtung der Flugbahn wirkende Komponente der Gewichtskraft die Luftwiderstandskraft (Abbildung (4).

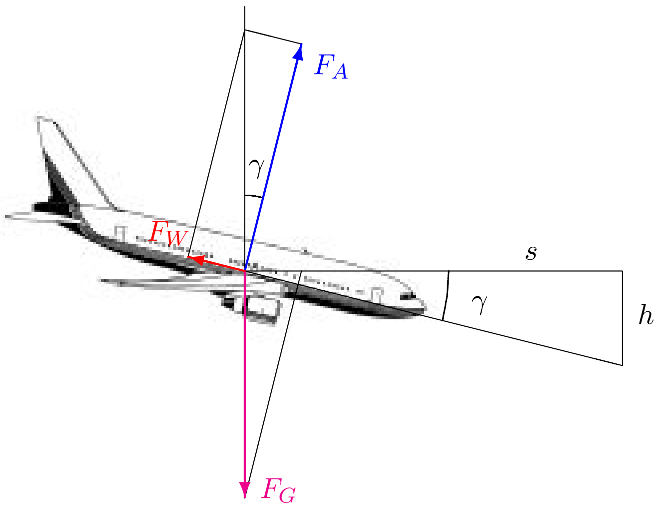

Abbildung 4: Kräfte an einem Flugzeug im Gleitflug

Die Gleitzahl ε ist das Verhältnis der im Gleitflug verlorenen Höhe h zu der dabei zurückgelegten horizontalen Strecke s [6]. Die beiden in der Abbildung eingezeichneten Dreiecke mit dem Winkel γ sind ähnlich. Daher gilt

$$\frac{F_W}{F_A} = \frac{h}{s} = \varepsilon\,. \tag{5}$$

Der Anstellwinkel, der im Gleitflug die beste Gleitzahl gibt, liefert im Horizontalflug auch die grösste Reichweite. Daher können die Verhältnisse F_W/F_A in (4) und (5) gleich gesetzt werden, und aus den Gleichungen (1) und (5) folgt:

$$F_P = \varepsilon\, F_G\,. \tag{6}$$

Die Gewichtskraft F_G ergibt sich aus der Masse m durch die Beziehung

$$F_G = m\, g\,. \tag{7}$$

$g = 9.81$ m/s^2 ist die Fallbeschleunigung der Erde.

Wenn eine Kraft F einen Körper mit der Geschwindigkeit v bewegt, so erbringt sie die Leistung

$$P = F\, v\,. \tag{8}$$

Aus den Gleichungen (6), (7) und (8) folgt somit, dass der Antrieb die Leistung

$$P = \varepsilon\, m\, g\, v \tag{9}$$

liefern muss.

[6] Gelegentlich wird auch der reziproke Wert $1/\varepsilon$ als Gleitzahl bezeichnet.

Die Antriebsleistung P ergibt sich aus der den Elektromotoren zugeführten elektrischen Leistung P_E durch

$$P = \eta_P \, \eta_G \, \eta_M \, P_E = \eta_A \, P_E \, . \tag{10}$$

η_M ist der Wirkungsgrad der Elektromotoren, η_G ist der Wirkungsgrad der Untersetzungsgetriebe und η_P ist der Wirkungsgrad der Propeller. Diese Wirkungsgrade können durch den Gesamtwirkungsgrad des Antirebes $\eta_A = \eta_P \cdot \eta_G \cdot \eta_M$ ausgedrückt werden. Die Motoren von Solar Impulse erreichen mitsamt dem Getriebe einen Wirkungsgrad von $\eta_G \cdot \eta_M$ = 94 %. Der Wirkungsgrad der Propeller liegt im Bereich von 80 %. Damit wird der Gesamtwirkungsgrad $\eta_A \approx 0.75$.

Die Masse m eines Solarflugzeuges setzt sich zusammen aus der Masse m_R des Rumpfes, der Masse M_T der Tragflächen, der Masse m_M der Motoren, der Masse m_A der Akkumulatoren und der Masse m_N der Nutzlast:

$$m = m_R + m_T + m_M + m_A + m_N \, . \tag{11}$$

Während ein konventionelles Flugzeug Treibstoff mitführen muss, braucht ein Solarflugzeug Akkumulatoren, wenn es bei bedecktem Himmel starten und über die Höhe der Wolken steigen soll oder wenn es gar nachts fliegen soll.

Die Masse der Tragfläche ergibt sich aus der Flächenmassendichte μ_T zu

$$m_T = \mu_T \, A \, . \tag{12}$$

Dabei ist A die Fläche der Tragflächen und μ_T hat die Einheit kg/m^2.

Die Masse der Motoren und die Masse der Akkumulatoren können durch die spezifische Leistung bzw. Energie ausgedrückt werden:

$$m_M = \frac{P_E}{p_M} \qquad \text{und} \qquad m_A = \frac{E}{w_A} \, . \tag{13}$$

p_M wird in W/kg und w_A wird in Wh/kg ausgedrückt [7]. $E = P_E \, t_A$ ist die in den Akkus gespeicherte Energie, mit der die Motoren mit der elektrischen Leistung P_E während der Akkulaufzeit t_A (in Stunden) betrieben werden können.

Für die totale Masse ergibt sich schliesslich durch Einsetzen der Beziehungen (10), (12) und (13):

$$m = m_R + \mu_T \, A + \frac{P}{\eta_A \, p_M} + \frac{P \, t_A}{\eta_A \, w_A} + m_N \, . \tag{14}$$

Wenn die Tragflächen vollständig mit Solarzellen bedeckt sind, ist die davon gelieferte elektrische Leistung

$$P_E = \eta_S \, S \, A \, , \tag{15}$$

[7] Korrekter wäre in SI-Einheiten J/kg, aber hier ist Wh/kg zweckmässiger.

wobei S die von der Sonne eingestrahlte Intensität in W/m^2 und η_S den Wirkungsgrad der Solarzellen bedeuten. Um die elektrische Leistung P_E zu liefern, müssen somit die Tragflächen die Fläche

$$A = \frac{P_E}{\eta_S\, S} = \frac{P}{\eta_A\, \eta_S\, S} \tag{16}$$

haben. Einsetzen in (9) gibt

$$P = \varepsilon(m_R + \mu_T\, \frac{P}{\eta_A\, \eta_S\, S} + \frac{P}{\eta_A\, p_M} + \frac{P\, t_A}{\eta_A\, w_A} + m_N)\, g\, v\,. \tag{17}$$

Durch Auflösen nach P ergibt sich die

Leistung und Tragflügelfläche für Horizontalflug:

$$\boxed{P = \frac{\varepsilon(m_R + m_N) g\, v}{1 - \varepsilon\left(\dfrac{\mu_T}{\eta_A\, \eta_S\, S} + \dfrac{1}{\eta_A\, p_M} + \dfrac{t_A}{\eta_A\, w_A}\right) g\, v}} \qquad \boxed{A = \frac{P}{\eta_A\, \eta_S\, S}\ .} \tag{18}$$

Für eine Grenzgeschwindigkeit v_G wird der Nenner der Beziehungen (18) gleich null, womit die erforderliche Motorleistung und die Tragflügelfläche gegen unendlich gehen würden. Diese

Grenzgeschwindigkeit für Horizontalflug

$$v_G = \frac{1}{\varepsilon\, g\left(\dfrac{\mu_T}{\eta_A\, \eta_S\, S} + \dfrac{1}{\eta_A\, p_M} + \dfrac{t_A}{\eta_A\, w_A}\right)} \tag{19}$$

kann somit nicht erreicht, geschweige denn überschritten werden.

Leider ist jedoch die Grenzgeschwindigkeit nicht die einzige Begrenzung der Geschwindigkeit. Aus den Gleichungen (1), (3) und (8) folgt für die Antriebsleistung:

$$P = c_W \frac{\varrho\, v^3}{2} A\,. \tag{20}$$

Die dafür benötigte elektrische Leistung ergibt sich aus (10) zu

$$P_E = \frac{P}{\eta_A}\,. \tag{21}$$

Andererseits liefern nach Gleichung (15) die Solarzellen die Leistung:

$$P_{ES} = \eta_S\, S\, A\,. \tag{22}$$

Tagsüber sollten die Solarzellen mehr elektrische Leistung liefern, als vom Antrieb benötigt wird, damit die Akkumlatoren nicht entladen werden, sondern im Gegenteil mit der überschüssigen Leistung aufgeladen werden können. Es muss also

$$P_E \leq P_{ES} \tag{23}$$

sein. Somit gilt

$$c_W \frac{\varrho\, v^3}{2} A \leq \eta_A\, \eta_S\, S\, A \tag{24}$$

und Auflösen nach v liefert:

$$\boxed{v \leq \sqrt[3]{\frac{2\,\eta_A\,\eta_S\,S}{c_W\,\varrho}}}. \tag{25}$$

Dimensionierung eines Solar-Verkehrsflugzeuges

Ein brauchbares Solar-Verkehrsflugzeug sollte ja nicht nur einen Piloten, sondern auch eine Anzahl Passagiere transportieren können. Zwar muss ein Solarflugzeug nicht unbedingt Platz für 300 oder gar 500 Passagiere bieten, aber die Passagierkapazität sollte doch wenigstens etwa 100 sein. Ein solches Flugzeug lässt sich mit einem konventionellen Mittelstreckenflugzeug wie zum Beispiel der Boeing 737-200 vergleichen. Die wichtigsten technischen Daten der Boeing 737-200 sind in der Tabelle 1 wiedergegeben [8].

Spannweite	28.35 m
Länge	30.53 m
Flügelfläche	102 m^2
Rumpfdurchmesser	3.76 m
Leermasse	27'306 kg
Reisegeschwindigkeit	780 km/h
Triebwerke	2 x PW JT8D
Masse der Triebwerke	2 x 2'048 kg
Maximale Zahl der Passagiere	130
Maximale Nutzlast	15'785 kg

Tabelle 1: Technische Daten der Boeing 737-200

Da in den Beziehungen (18) m_R eingesetzt werden muss, sollte die Masse des Rumpfes der B737-200 bekannt sein. Die Leermasse des Flugzeuges ohne die Triebwerke ergibt sich aus den in der Tabelle angegebenen Werten sofort zu 23'210 kg. Jedoch ist eine Information über die Verteilung dieser Leermasse auf Rumpf und Tragflächen in der öffentlich zugänglichen Literatur kaum zu finden. Eine grobe Abschätzung liefert die Annahme, dass die Massen ungefähr proportional zur Oberfläche der beiden Teile sind [9]. Damit ergibt sich für den Massenanteil des Rumpfes etwa 60 %, also rund 14'000 kg. Als Nutzlast werde (bescheiden) 10'000 kg angenommen.

Die Gleitzahlen konventioneller Verkehrsflugzeuge liegen zwischen etwa 1:16 und 1:24. Solar Impulse 1 hat eine Gleitzahl von 1:35. Tendenziell ist die Gleitzahl umso schlechter, je höher die Fluggeschwindigkeit ist, für die das Flugzeug ausgelegt wurde. Wenn nun für das Solar-Verkehrsflugzeug eine Gleitzahl von 1:30 angenommen wird, dürfte das eher etwas optimistisch sein.

[8] http://www.civil-aviation.net/flugzeuge/b737.phtml. Die Daten verschiedener Quellen weichen zum Teil etwas voneinander ab.

[9] Zu der Masse der Aussenhaut kommt beim Rumpf die Masse der Innenausstattung hinzu und bei den Flügeln die Masse der Tragwerkstruktur, was sich vielleicht in etwa ausgleicht.

Solar Impulse 1 hat eine Gesamtmasse von 1'600 kg, und die Akkumulatoren haben eine Masse von 400 kg. Wenn angenommen wird, dass Kabine, Rumpf, Leitwerk und Motoren zusammen eine Masse von 400 kg haben, ergibt sich für die Masse der 200 m^2 grossen Tragfläche 800 kg, und damit eine Flächenmassendichte μ_T von 4 kg/m^2, was vielleicht ein optimistisch tiefer Wert ist. Mit einem höheren Wert, wie z.B. $\mu_T = 5$ kg/m^2, würden die im Folgenden berechneten Parameter noch ungünstiger.

Sehr gute Elektromotoren haben eine spezifische Leistung p_M von 4'700 W/kg, und die besten Li-Ionen-Akkus erreichen eine spezifische Energiedichte w_A von 260 Wh/kg.

Als Akkulaufzeit t_A werde 10 Stunden eingesetzt.

Die Intensität der Sonneneinstrahlung auf eine horizontale Fläche hängt ab von der geographischen Breite und der Jahreszeit. Für einen Flug auf einem Grosskreis von London (51.5° N) nach New York bewegt sich das Flugzeug auf einem grossen Teil der Strecke auf einer geographischen Breite φ von mehr als 50° (siehe Abbildung 5).

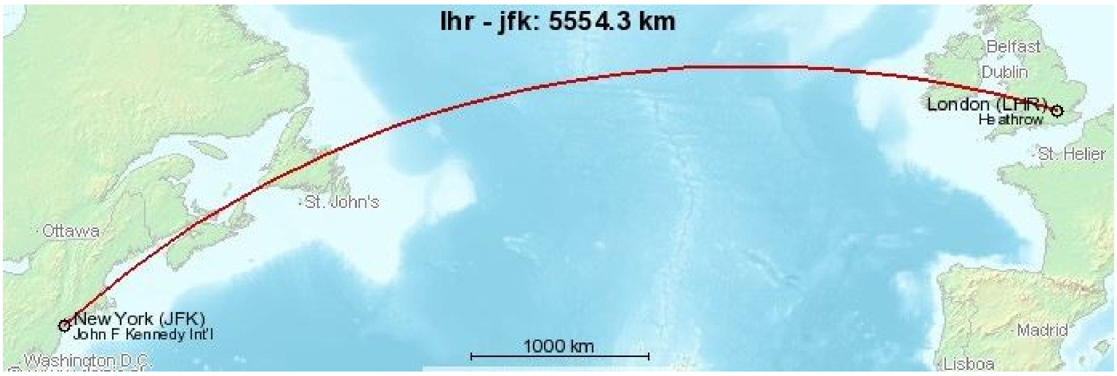

Abbildung 5: Flug auf einem Grosskreis von London nach New York

Der maximale Höhenwinkel (Elevation) α der Sonne ist

$$\alpha = 90^\circ - \varphi + \delta\,. \tag{26}$$

Dabei ist φ die geographische Breite, und δ ist die Deklination der Sonne. Diese ist zur Zeit der Sommersonnenwende (am 20., 21. oder 22. Juni) 23.43°. Somit erreicht in 50° nördlicher Breite die Sonne im Juni am Mittag eine maximale Höhe α von 63.5°.

Wenn S_0 die auf eine senkrecht zur Einstrahlungsrichtung orientierte Fläche eingestrahlte Intensität ist, ergibt sich für eine horizontale Fläche die Strahlungsintensität

$$S = S_0\,\sin\alpha\,. \tag{27}$$

Ausserhalb der Atmosphäre ist S_0 = 1'360 W/m^2. In einer Flughöhe von 7'000 bis 8'000 Meter dürfte $S_0 \approx$ 1'200 W/m^2 sein.

Somit ist Mitte Juni die Einstrahlungsintensität auf die horizontale Tragfläche des auf 50° nördlicher Breite in 7'000 bis 8'000 m Höhe fliegenden Solarflugzeuges gegeben durch

$$S = 1'200 \sin 63.5^\circ = 1'074\,. \tag{28}$$

Die Sonnenhöhe α variiert im Laufe des Tages von 0° bis 63.5°. Die dadurch bedingte Variation der Einstrahlungsintensität kann in guter Näherung durch eine Sinusfunktion dargestellt werden. Der Mittelwert von $\sin x$ im Intervall von $x = 0$ bis $x = \pi$ ist $2/\pi = 0.637$. Daher kann während der Sonnenscheindauer mit einer mittleren Einstrahlungsintensität von rund $\bar{S}$ = $0.637 \cdot S$ = 654 W/m^2 gerechnet werden.

Der Wirkungsgrad der Solarzellen von Solar Impulse 1 beträgt 22.5 %.

Werden die oben gewählten Werte in die Gleichung (19) eingesetzt, ergibt sich die Grenzgeschwindigkeit v_G = 125 km/h.

Wenn auf die Akkumulatoren und damit auf die Möglichkeit, auch nachts zu fliegen, verzichtet wird, erhöht sich die Grenzgeschwindigkeit auf 300 km/. Das ist jedoch nur von akademischem Interesse, denn durch die Beziehung (25) wird die Geschwindigkeit ohnehin sogar unter 125 km/h limitiert.

In 8'000 m Höhe ist die Luftdichte ϱ im Normalfall 0.53 kg/m^3. Für c_W wird (vielleicht etwas optimistisch) 0.02 eingesetzt. Damit und mit $\eta_A = 0.75$, $\eta_S = 0.225$, $S = 654$ W/m^2 ergibt sich aus (25):

$v = 27.5$ m/s = 99.0 km/h .

Mit der Geschwindigkeit v = 99 km/h ergibt sich aus den Gleichungen (18) eine Motorleistung von 1.03 MW und eine Solarzellen- bzw. Tragflügelfläche von 9'300 m^2. Die Tragflügel wären somit 11 mal grösser als die Tragflügel des Airbus A380-800, der mehr als 800 Passagiere über interkontinentale Distanzen transportieren kann. Bei einer Flügeltiefe von 15 m hätte das Flugzeug eine Spannweite von 620 m !

Alle hier berechneten Geschwindigkeiten sind die Geschwindigkeiten des Flugzeuges relativ zur Luft (airspeed). Um die Geschwindigkeit relativ zum Boden (groundspeed) zu erhalten, muss noch die Windgeschwindigkeit berücksichtigt werden. Wenn also das Flugzeug mit 99 km/h (airspeed) fliegen würde, während ein Westwind mit 80 km/h weht, würde es sich nur noch mit 19 km/h nach Westen bewegen. Damit würde der Flug von London nach New York über 12 Tage dauern, was offensichtlich völlig absurd ist. Man würde wesentlich schneller und viel bequemer (und bedeutend billiger!) mit dem Passagierschiff reisen.

Zur Zeit der Wintersommerwende ist die maximale Sonnenhöhe statt 63.5° nur noch 16.5° (auf 50° nördlicher Breite). Damit ist die maximale Einstrahlungsintensität nur noch 340 W/m^2 und der Mittelwert etwa 217 W/m^2. Die Grenzgeschwindgkeit reduziert sich auf 68 km/h. Für eine Fluggeschwindigkeit von 60 km/h ergibt sich eine Motorleistung von 1.06 MW und eine Flügelfläche von 28'900 m^2. Der Flug von London nach New York würde jedoch auch bei mässigem Westwind unmöglich werden. Bei 60 km/h airspeed und 80 km/h Westwind landet man statt in New York schliesslich in Moskau....

Die Gleichungen (18) gelten für den Horizontalflug. Im Steigflug kommt zu der nach hinten gerichteten Luftwiderstandskraft noch die nach hinten gerichtete Komponente der Gewichtskraft hinzu. Die Bedingungen für den Flug mit konstanter Geschwindigkeit lauten dann:

$$F_A = F_G \cos\beta \qquad \text{und} \qquad F_P = F_W + F_G \sin\beta\,. \tag{29}$$

Der Steigwinkel β ergibt sich aus der Beziehung

$$\sin\beta = \frac{h}{v\,t_F}\,. \tag{30}$$

Wenn die Höhe h in der Flugzeit t_F erreicht wird, ist h/t_F die Geschwindigkeit in vertikaler Richtung, während v die Geschwindigkeit längs der Flugbahn ist. Da β in der Regel sehr klein ist, kann in guter Näherung $\cos\beta = 1$ gesetzt werden. Eine zu der Herleitung auf den Seiten 3 bis 6 analoge Rechnung liefert die

Leistung und Tragflügelfläche für Steigflug:

$$\boxed{P = \frac{\left(\varepsilon + \dfrac{h}{v\,t_F}\right)(m_R + m_N)g\,v}{1 - \left(\varepsilon + \dfrac{h}{v\,t_F}\right)\left(\dfrac{\mu_T}{\eta_a\,\eta_S\,S} + \dfrac{1}{\eta_A\,p_M} + \dfrac{t_A}{\eta_A\,w_A}\right)g\,v}} \qquad \boxed{A = \frac{P}{\eta_A\,\eta_S\,S}\ .} \tag{31}$$

Damit der Nenner in den Gleichungen (31) nicht verschwindet, muss die Geschwindigkeit kleiner sein als die

Grenzgeschwindigkeit für Steigflug:

$$v_G = \frac{1}{\varepsilon\,g\left(\dfrac{\mu_T}{\eta_A\,\eta_S\,S} + \dfrac{1}{\eta_A\,p_M} + \dfrac{t_A}{\eta_A\,w_A}\right)} - \frac{h}{\varepsilon\,t_F}\,. \tag{32}$$

Wenn verlangt wird, dass das Flugzeug im Sommer in 4 Stunden die Flughöhe von 8'000 m erreicht, wird die Grenzgeschwindigkeit 65 km/h. Im Winter wäre selbst für eine Steigzeit von 10 Stunden die Grenzgeschwindigkeit nur noch 44 km/h. Die Frage stellt sich, ob das Flugzeug mit dieser niedrigen Geschwindigkeit überhaupt noch fliegen könnte. Wie bereits erläutert wurde, sind aber Flugzeuge mit so tiefen Fluggeschwindigkeiten ohnehin praktisch unbrauchbar, da sie bei den vorherrschenden Westwindlagen nicht in der Lage sind, nach Westen zu fliegen.

Skalierungsgesetze

Leider kann ein Solarflugzeug, das einen Piloten transportieren kann, nicht einfach geometrisch vergrössert werden, so dass es 100 Passagiere fassen kann. Der Grund dafür liegt in den so genannten Skalierungsgesetzen.

Wird ein physikalisches System vergrössert oder verkleinert, wobei es geometrisch ähnlich bleibt, ändert es seine Eigenschaften wesentlich. Das ist darauf zurückzuführen, dass bei einer Vergrösserung der Lineardimensionen um den Faktor k die Flächen sich um den Faktor k^2 vergrössern, das Volumen und damit die Masse dagegen um den Faktor k^3 zunehmen. Das kann am Beispiel eines Würfels leicht eingesehen werden. Ein Würfel mit der Kantenlänge a hat die Querschnittsfläche a^2 und das Volumen a^3. Wird die Kantenlänge verdoppelt auf $2a$, wird die Querschnittsfläche $(2a)^2 = 4a^2$ und das Volumen wird $(2a)^3 = 8a^3$. Der Querschnitt wird also 4 mal so gross, das Volumen dagegen 8 mal so gross. Die spezifische Auflagekraft auf der Bodenfläche hat sich somit verdoppelt. Das muss nicht unbedingt zu einem Problem führen. Es gibt aber Fälle, bei denen eine geometrisch ähnliche Vergrösserung unheilvolle Folgen hat.

Ein einfaches Beispiel ist ein Balken, der auf Biegung beansprucht wird. Ein Balken mit rechteckförmigem Querschnitt sei an den beiden Enden aufgelegt und nur durch sein Eigengewicht belastet. Für einen 1 Meter langen und 1 cm dicken Stahlstab ergibt sich eine Durchbiegung von 0.598 mm. Für einen Stab, der hundertmal grösser ist, also 100 m lang ist und eine Höhe von 1 m hat, ist die Durchbiegung *nicht* 59.8 mm, sondern 5.98 m. Die Durchbiegung ist also nicht einfach hundertmal grösser, sondern 10'000 mal grösser. Es stellt sich sogar die Frage, ob die Theorie für eine so extreme Biegung überhaupt noch gültig ist. Für einen 1'000 m langen und 10 m hohen Balken wäre die Durchbiegung 598 m. Dies ist nun offensichtlich unsinnig, und die Gültigkeitsgrenzen der Theorie sind weit überschritten. Der Balken würde durch sein Eigengewicht entzweibrechen.

Ein Elefant, der in allen linearen Abmessungen um einen Faktor 10 vergrössert würde, hätte ein 10^3 = 1'000 mal grösseres Gewicht, aber die Querschnitte seiner Knochen wären nur 10^2 = 100 mal grösser. Die Knochen dieses Superelefanten würden also 10 mal stärker beansprucht als diejenigen eines normalen Elefanten. Beim ersten unvorsichtigen Schritt würde der Superelefant (mindestens) ein Bein brechen.

Ohne auf das Verhältnis der Solarzellenleistung zur erforderlichen Antriebsleistung zu achten, kann einfach einmal eine geometrische Überlegung angestellt werden. Würde ein Solarflugzeug mit 200 m^2 Flügelfläche in allen Lineardimensionen um einen Faktor 5 vergrössert, so wäre sein Volumen zwar 5^3 = 125 mal grösser und es könnte daher mehr als 100 Passagiere transportieren. Seine Flügelfläche wäre 5^2 = 25 mal grösser, also 5'000 m^2. Da die Massen aller Teile 125 mal grösser, die Querschnitte aller Teile aber nur 25 mal grösser wären, würden alle Teile 5 mal stärker beansprucht. Das Flugzeug würde, wenn nicht sofort, dann bei der geringsten Mehrbelastung, z.B. durch Turbulenzen, auseinanderbrechen.

Fazit

Bis jetzt konnten Solarflugzeuge 0 Passagiere und 1 Pilot transportieren, wobei der Pilot bei einer Ozeanüberquerung mehrere Tage in einer äusserst engen Kabine unter unglaublich spartanischen Bedingungen zubringen muss.

Solar-Verkehrsflugzeuge, die zu jeder Jahreszeit und Tageszeit mit akzeptablen Passagierzahlen und vernünftigen Reisegeschwindigkeiten fliegen können, sind jedoch ein Ding der Unmöglichkeit. Daran änderen auch alle möglichen technischen Fortschritte nichts, da die Grenzen nicht durch die Technik, sondern durch die physikalischen Gesetze gegeben sind. Selbst wenn Solarzellen mit einem Wirkungsgrad von 100 % möglich würden, wäre die durch Gleichung (25) gegebene Geschwindigkeit für ein Solarflugzeug im Winter nur 113 km/h. Damit würde der Flug von London nach New York (bei Windstille!) nahezu 50 Stunden dauern, und das Flugzeug müsste eine Flügelfläche von über 6'900 m^2 haben.

Das Flugzeug Solar Impulse, dessen Entwicklung 150 Millionen Schweizer Franken verschlungen hat, mag ein „Symbol“ und ein Medienhype sein, aber es trägt rein gar nichts bei zur Lösung der Energieprobleme.

9.2.2015

A. Ruh