

## 05.12. A380 und Auftrieb

### (Holz-) Wege des Rechnens

Im Kapitel 05.04. 'Auftrieb an Tragflächen' habe ich die Ursache des Auftriebs verbal beschrieben und mit einigen Berechnungen untermauert. Ich bat Fachleute um Prüfung dieser Überlegungen und Formeln. Das Kapitel wurde in zwei Monaten fast 3000 mal besucht und über 1000 mal herunter geladen. Aber ich bekam keine Fehlerhinweise. Nur mit einigen Lesern ergab sich eine kritische Diskussion. 'Natürlich' waren meine überschlägigen Berechnungen falsch und die Formeln viel zu umständlich. Im Folgenden stelle ich den verständlichen und einfachen Rechenweg und korrekte Ergebnisse dar.

Ein Physiker ging zwar nicht auf meine Berechnungen ein, gab mir aber Hinweise auf gängige Formeln und Ansichten. Nach der an seinem Institut (einer renommierten Universität) gelehrten Theorie ergibt sich das Anheben des Flugzeuges durch Absenken entsprechender Luftmassen. Er belegte seine Überzeugung anhand von Daten des neuen A380. Darum sind hier einige Kenngrößen dieses eindrucksvollen Fliegers aufgelistet (teilweise gerundet).

### Daten des A380

Achtzig Meter breit ist der Vogel, acht 100-m<sup>2</sup>-Wohnungen hätten auf seiner Tragfläche nebeneinander Platz, er wiegt so viel wie dreihundert stattliche Pkw, jedes Auto mit zwei oder drei Personen besetzt ergibt eine vergleichbare Anzahl Passagiere. Die Nutzlast ist relativ gering, nur ein Siebtel oder ein Viertel bei reiner Frachtversion. Diese Maschine ist in erster Linie ein fliegender Tanklastler, fast die Hälfte des Startgewichts ist Treibstoff.

Über 300.000 N Schub beschleunigen das Flugzeug, das an einem halben Tag ein Viertel des Globus mit rund 850 km/h abfliegt. Geschwindigkeit kostet seinen Preis, je Passagier etwa so viel wie ein Pkw auf 100 km verbraucht (der aber nur sieben mal langsamer voran kommt). Wer glaubt dass man in wenigen Stunden dringend auf fernen Kontinenten sein muss, nimmt auch den Lärm von 100 dB in Kauf.

05.12.01



Spannweite	80 m
Länge / Höhe	73 m / 24 m
Tragflügel-Fläche	850 m <sup>2</sup>
Startgewicht	560.000 - 590.000 kg
Nutzlast	83.000 - 152.000 kg
Treibstoff-Liter / - Gewicht	310.000 L / 270.000 kg
Reichweite	10.000 - 15.000 km
Passagiere	500 - 850
Frachtvolumen	1.000 m <sup>3</sup>
Reisegeschwindigkeit	0,85 Mach
Start- / Landegeschw.	270 km/h
Schubkraft (Start)	310 - 340 kN
Geräuschpegel	100 dB

Fliegen an sich ist eine tolle Sache, der A380 an sich ist ein technisches Meisterwerk - aber ich kann keinen Sinn darin erkennen. Offensichtlich jedoch sind 'normale' Leute nicht betroffen ob dieses Stresses und leiden nicht darunter, ihrer 'Seele davon zu fliegen', viele Tage brauchen um wieder 'bei Sinnen bzw. bei-sich' zu sein. Aber das ist hier nicht Thema, hier geht es um nackte physikalische Daten.

### **Klassische Berechnungen**

Obiger Fachmann ging von folgenden Daten aus: Masse  $m = 500 \text{ t}$  (also  $500.000 \text{ kg}$ ), Flügelfläche  $S = 850 \text{ m}^2$ , Geschwindigkeit  $v = 100 \text{ m/s}$  (also  $360 \text{ km/h}$ ), Luftdichte  $\rho = 1 \text{ kg/m}^3$ . Daraus ergibt sich eine erforderliche Auftriebskraft  $A = m \cdot g = 4.905.000 \text{ N}$ . Nach klassischer Formel für die Auftriebskraft einer Tragfläche mit  $A = 0,5 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_a$  ergibt sich als Auftriebsbeiwert  $C_a = 1,15$ . Über die Kenngrößen der Tragfläche lässt sich weiter ermitteln der erforderliche Anstellwinkel  $\alpha = 13,3 \text{ Grad}$  (bezogen auf die Anstellung, bei welcher die Tragfläche null Auftrieb erzeugen würde). Daraus wiederum errechnet sich der induzierte Widerstand  $W = 237.600 \text{ N}$ , dessen Überwindung bei obiger Geschwindigkeit rund  $32.300 \text{ PS}$  erfordert. So weit sind diese Daten fachmännisch korrekt ermittelt.

Der Fachmann vertritt nun die gängige Lehrmeinung, dass diese Leistung der Erzeugung des Abwindes dient und entsprechend dazu das Flugzeug angehoben wird (nach klassisch-mechanisch bewährtem Prinzip von  $\text{actio} = \text{reactio}$ ). Aus dem Anstellwinkel lässt sich leicht errechnen, dass die Tragfläche mit rund  $24 \text{ m/s}$  Luft nach unten drückt. Nur die Luft direkt an der Unterseite wird so schnell nach unten beschleunigt, die Luft in größerem Abstand zur Unterseite aber weniger schnell. Darum geht der Fachmann von einer durchschnittlichen Abwärts-Geschwindigkeit des Abwindes von nur rund  $12 \text{ m/s}$  aus.

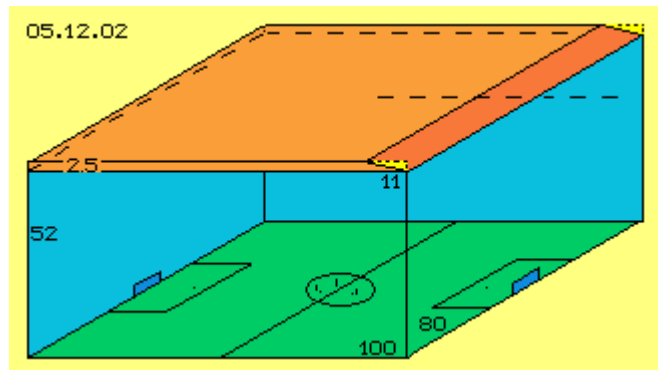
Nach dem Impulserhaltungssatz - das Flugzeug erfährt Auftriebs-Impuls durch entsprechenden Abwärts-Impuls auf die Luft - errechnet sich bei dieser Abwärts-geschwindigkeit die notwendige Bewegung einer Masse  $m = 415 \text{ t/s}$  (etwas weniger als das Gewicht des Flugzeugs, weil mit etwas mehr als  $g$  abwärts beschleunigt). Die Beschleunigung dieses Luftmassenstroms erfordert eine Leistung von rund  $39.400 \text{ PS}$  - und auch dieses ist nach allen Regeln der Physik fachmännisch korrekt ermittelt und allgemein akzeptiertes Ergebnis.

### **Nicht zu fassen**

Was ich bislang nur verbal ausführen konnte an verschiedener Stelle, ist mit diesen realen Daten belegt und ich bedanke mich für diesen Hilfsdienst. Mich wundert allerdings, dass man solche - rechnerisch offensichtlich stimmigen - Ergebnisse nicht gegen offenkundige Realität abgleicht. Nach obiger Berechnung muss Luft durch die Tragfläche nach unten beschleunigt werden im Umfang von  $415 \text{ t/s}$ . Das sind  $415.000 \text{ kg}$  und nach obiger Dichte  $\rho = 1 \text{ kg/m}^3$  bedeutet jedes Kilogramm einen Kubikmeter Luft. Es muss also ein Luftvolumen von  $415.000 \text{ m}^3$  nach unten beschleunigt werden um rund  $12 \text{ m/s}$ .

In Bild 05.12.02 ist schematisch dieses Volumen skizziert. Die A380 hat eine Spannweite von  $80 \text{ m}$  und in obigem Beispiel fliegt sie  $100 \text{ m/s}$ , überstreicht also ziemlich exakt ein Fußballfeld (grün) binnen einer Sekunde. Obiges Volumen ergibt sich, wenn über dem gesamten Feld ein 18-stöckiges Gebäude (blaue Wände) von  $52 \text{ m}$  Höhe errichtet wäre. Sowohl die Tore als auch die drei Strichmännchen im Mittelkreis sind maßstabgetreu gezeichnet.

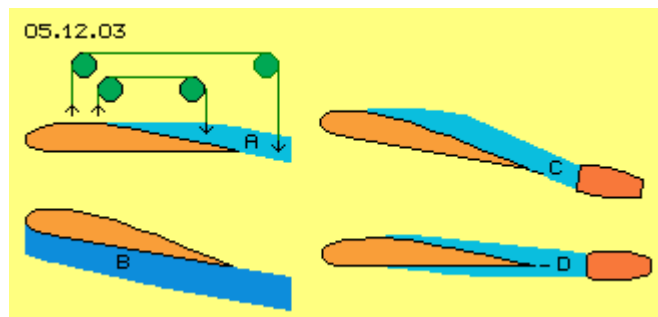
Oben rechts in diesem Bild ist ebenso maßstabsgerecht die Tragfläche (dunkelrot) mit ihren 850 m<sup>2</sup> eingezeichnet, also mit 80 m Spannweite und rund 11 m Länge. Die Tragfläche ist schräg gezeichnet entsprechend obigem Anstellwinkel (gelb), wobei die Tragfläche maximal eine Schicht Luft (hellrot) von 2,5 m Höhe erfassen kann. Das Flugzeug bewegt sich nach vorn um die Länge der Tragfläche binnen etwa einer Zehntelsekunde. Es wird dabei ein Volumen von  $2.5 \cdot 11 \cdot 80 = 2.200 \text{ m}^3$  Luft mit der erforderlichen Beschleunigung nach unten gedrückt. Es müsste aber auch die restlich darunter befindliche Luft von  $49.5 \cdot 11 \cdot 80 = 43.500 \text{ m}^3$  in dieser einen Zehntelsekunde um 2,5 m abgesenkt werden in komplettem Umfang (bzw. binnen einer Sekunde müsste das gesamte Volumen von 52 m Höhe über dem ganzen Fußballplatz um diese 2.5 m abgesenkt werden).



Das ist real eine absolute Unmöglichkeit. Die obigen Rechnungen sind korrekt - nur behandeln sie Luft als wäre sie ein Festkörper (ein Impuls auf eine (Teil-) Oberfläche wirkt augenblicklich auf die gesamte Masse). Luft aber lässt sich so nicht fassen, gibt Druck nicht mechanistisch weiter, ist kompressibel und weicht umgehend in Bereiche geringeren Drucks aus, mit Schallgeschwindigkeit, ohne (mechanistischen) Gegendruck (hier Auftrieb) entsprechend zurück zu geben. Die Tragfläche kommt schlicht und einfach nicht an genügend Luftmasse heran, um Abwind in dem Umfang zu produzieren, wie es aus Impuls-Erhaltungs-Sicht notwendig wäre.

### Kein Strohhalm greifbar

Diese mechanistische Betrachtungsweise ist weit verbreitet, inklusiv der Meinung, dass auch die Luft oberhalb der Tragfläche nach unten gezogen wird und hinter der Tragfläche noch tiefer – und damit das Flugzeug entsprechend hoch gezogen würde. In Bild 05.12.03 bei A habe ich das ebenso naiv skizziert: diesen Zusammenhang gibt es nicht, es hängen keine 'grüne Umlenk-Rollen' am Himmel.



Es kann unmöglich so viel Luft nach unten bewegt werden, wie Auftrieb erforderlich ist. Bestenfalls kann Luft komprimiert werden mit entsprechendem Energie-Einsatz und über dieses 'Luftkissen' B kann der Flieger nach oben geschoben werden, wiederum mit entsprechend mechanischem Kraftaufwand. Solange das Flugzeug am Boden rollt oder nahe zu diesem fliegt, ist Gegendruck gegeben. Der Abwärts- bzw. Kompressions-Druck breitet sich mit Schallgeschwindigkeit nach unten aus, aber der Gegendruck kommt nur mit halber Schallgeschwindigkeit zurück. Eine Zehntelsekunde etwa dauert das Überfliegen der Tragflächen-Länge von rund 11 m. Der Gegendruck kommt in dieser Zeitspanne 15 m voran, verpasst also die Tragfläche schon bei geringer Geschwindigkeit.

Im freien Luftraum und hoher Reisegeschwindigkeit kann die Tragfläche nur den Aufwärtsdruck erfahren, der sich aus der direkt erfassten Luftschicht ergibt, hier also

nur aus dieser 2,5 m hohe Schicht, einem Zwanzigstel der notwendigen Luftmasse. Zudem fließt natürlich dieser Druck nach unten und hinten ab, muss also fortwährend Energie eingesetzt werden, die kontinuierlich dem System verloren geht (so wie die Bugwelle eines Schiffes sich 'im Unendlichen verliert').

### **Zu wenig / zu viel Auftrieb**

Bei hoher bzw. Reise-Geschwindigkeit müssen Tragflächen relativ flache Profile aufweisen, um ausreichend Auftrieb für den Horizontalflug zu erreichen und zugleich möglichst geringen Widerstand zu bieten. Bei langsamer bzw. Start-Geschwindigkeit müssen Profile größere Krümmung aufweisen bzw. werden hinten zusätzliche Flächen ausgefahren. Dennoch reicht der 'natürliche' Auftrieb für das vollgetankte Flugzeug nicht aus. Das ganze Flugzeug wird nach dem Abheben steil angestellt, so dass sich voriges keilförmige Luftposter (B) hoher Dichte bildet. Das mechanische Hinauf-Schieben bzw. Hinauf-Drücken über diesen Keil ist kein originärer Auftrieb. Dieser kommt nur zustande durch erhöhte Geschwindigkeit an der Oberfläche.

Im späteren Kapitel 05.08. 'Flugzeug NT' wird ausgeführt, dass dazu die Triebwerke (dunkelrot) oberhalb der Tragfläche Luft absaugen müssten und nicht wie gängig (und bei obiger A380) unterhalb der Tragfläche zu montieren sind. Das Dilemma jedoch ist, dass dann bei hoher Geschwindigkeit zu viel Auftrieb gegeben wäre. Also müssten die Triebwerke hinter der Tragfläche montiert sein (bei C). Per Klappen wird bei Bedarf die Luft nur über die Oberseite angesaugt werden. Im normalen Flug und bei weniger Bedarf an Auftrieb kann Luft auch von unten angesaugt werden (bei D).

### **Künstlicher Wind**

Doch nun zurück zu den Daten der A380 und der Berechnung des 'natürlichen' Auftriebs, d.h. der Auftriebskraft aufgrund des Tragflächen-Profiles selbst, resultierend aus normaler molekularer Bewegungsenergie (plus etwas Antriebsenergie zur Überwindung des Widerstands). Ausgangsbasis sind obige Daten: Masse  $m = 500 \text{ t} = 500.000 \text{ kg}$  bzw.  $5.000.000 \text{ N}$ , Flügelfläche  $S = 850 \text{ m}^2$ , Geschwindigkeit  $v = 360 \text{ km/h} = 100 \text{ m/s}$  sowie Luftdichte  $\rho = 1 \text{ kg/m}^3$ . Je Quadratmeter wirksame Flügel-Fläche ist somit eine Auftriebskraft  $A = 5.000.000 / 850 = 5.882 \text{ N/m}^2$  erforderlich.

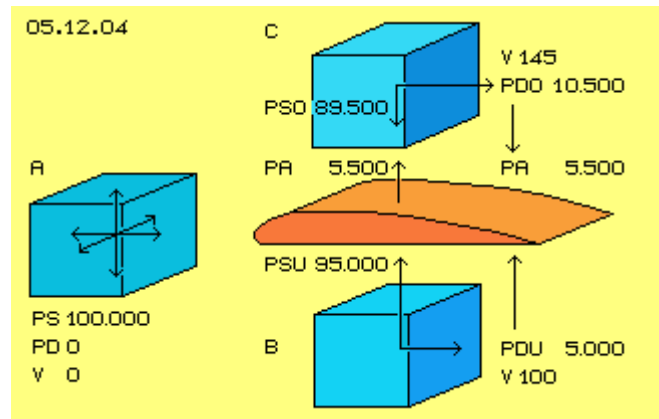
Im Kapitel 'Auftrieb an Tragflächen' habe ich aufgrund der Bewegungen von Luftpartikeln ermittelt, dass per Sogwirkung an der Oberseite eine Strömung von durchschnittlich 45 m/s relativ zur Tragfläche gegeben ist. Dieser Wert könnte auch etwas höher liegen, weil dort ohne optimale Anstellung von etwa 3 Grad gerechnet wurde (diese dient zum Ausgleich der über die Nase nach oben fließenden Luft). Außerdem wurde dort nur mit 300 m/s Schallgeschwindigkeit gerechnet.

Diese Geschwindigkeit des 'künstlichen Winds' wird in dieser Größenordnung ziemlich allgemein gültig sein, damit auch für die A380. Es wird hier also unterstellt, dass Luft an der Unterseite mit 100 m/s vorbei streicht, an der Oberseite dagegen mit 145 m/s.

### **Realer Auftrieb**

In Bild 05.12.04 ist nachfolgender Rechenweg graphisch dargestellt. Die blauen Würfel repräsentieren jeweils einen Kubikmeter Luft. Bei A ist die Luft ruhend ( $V = 0$ ), es herrscht normaler atmosphärischer Druck von 1 bar bzw. in alle Richtungen wirkt gleichförmig der statische Druck  $P_S = 100.000 \text{ N/m}^2$ . Dieser ruhende Kubikmeter Luft weist keinen (dynamischen) Strömungsdruck auf ( $P_D = 0$ ).

Unterhalb der Tragfläche (rot) ist bei B eine entsprechende Luftmasse dargestellt, die sich mit 100 m/s ( $V = 100$ ) relativ zur Tragfläche (nach rechts) bewegt. Diese Luft weist dynamischen Druck (Strömungsdruck, Staudruck) an der rechten Seite (dunkleres Blau) auf, welcher sich nach bekannter Formel  $PD = 0.5 * \rho * v^2$  ergibt. Der Strömungsdruck an der Unterseite ist hier also  $PDU = 0.5 * 1 * 100^2 = 5.000$



N/m<sup>2</sup>. Da die Summe aller Drücke konstant ist, liegt gegen die Unterseite der Tragfläche nur noch entsprechend reduzierter statischer Druck  $PSU = 100.000 - 5.000 = 95.000$  N/m<sup>2</sup> an (helleres Blau).

Analog dazu ist über an der Oberseite (bei C) mit der etwas höheren Relativgeschwindigkeit von 145 m/s ( $V = 145$ ) zu rechnen. Daraus ergibt sich der dynamische Druck  $PDO = 0.5 * 1 * 145^2 = 10.500$  N/m<sup>2</sup> und korrespondierend der statische Druck  $PSO = 100.000 - 10.500 = 89.500$  N/m<sup>2</sup>. Die Differenz der statischen Drücke ist die Auftriebskraft  $PA = 95.000 - 89.500 = 5.500$  N/m<sup>2</sup> (bzw. ergibt sich aufgrund der gegenseitigen Abhängigkeiten aller Drücke auch direkt aus der Differenz beider dynamischen Drücke). Diese Auftriebskraft von 5.500 N/m<sup>2</sup> kommt dem oben ermittelten, erforderlichen Auftrieb von 5.882 N/m<sup>2</sup> sehr nahe (zumal der 'künstliche Wind' mit 45 m/s etwas nach oben zu korrigieren ist. Bei 50 m/s ergibt sich schon eine Auftriebskraft von 6.325 N/m<sup>2</sup>, also mehr als für Horizontalflug erforderlich ist).

So einfach ist der Formalismus, wenn man nur von der unstrittigen Tatsache ausgeht, dass die Summe aller Drücke konstant ist. Abwind und mechanistisches actio=reactio spielen dabei überhaupt keine Rolle, nur die Differenz statischen Drucks hebt Flugzeuge an. Diese Formel hat durchaus auch Gültigkeit, wenn man nicht mit diesem 'natürlichen' Auftrieb zufrieden ist, sondern das Flugzeug durch steile Anstellung hinauf drückt. Dabei wird Luft an der Unterseite aufgestaut, d.h. wird mit dem Flugzeug vorwärts geschoben und verdichtet. Wenn die erhöhte Dichte und geringere Relativ-Geschwindigkeit in obiger Formel eingesetzt wird, ergibt sich erhöhte Auftriebskraft für den Steigflug.

Nebenbei: selbstverständlich kommt hinter der Tragfläche eine abwärts gerichtete Strömung auf, ausgelöst durch den Sogbereich hinten über der Tragfläche - als Folge-Erscheinung und niemals als Auftriebs-Ursache. Und andererseits: wenn die Anstellung zu steil ist, reißt die Strömung an der Oberseite ab. Sobald der dortige Sog nicht mehr gegeben ist, geht aller Auftrieb verloren. Das Abwärts-Drücken von Luft allein bringt also niemals ausreichenden Auftrieb. Der 'natürliche' Auftrieb kommt nur per Druckdifferenz zustande mit geringem Energie-Aufwand, während der 'künstliche' Auftrieb durch mechanisches Hinauf-Schieben hohen Energie-Einsatz erfordert und nur in Ergänzung zum profil-bedingten Auftrieb machbar ist.

### Korrekturen

Kritiker weisen darauf hin, dass diese 'Bernoulli-Regeln' nur für in-kompressibles Fluid Gültigkeit hätte, also für Luft nur bedingt anwendbar sei. Andererseits kann nach den 'Energie-Erhaltungs-Regeln' eine Partikelbewegung immer nur voll nach

vorn oder voll zur Seite oder anteilig mit senkrechter plus waagrechter Kraftkomponente wirken. Es ist also sehr wohl diese Druck-Konstanz gegeben.

Was gängige Formeln jedoch überhaupt nicht beachten ist der Fakt, dass eine durch Sog erzeugte Strömung sehr geordnet ist, Partikel nahe beieinander parallel fliegen, somit 'überhöhter' dynamischer Druck vorliegt, diese 'geordnete Dichte' aber keinen entsprechenden statischen Druck ausübt. Im Gegenteil, eine geordnete Strömung entlang einer Oberfläche schützt diese stärker gegen atmosphärischen Druck als eine per Druck erzeugte Strömung - was gängige Theorien nicht unterscheiden. Insofern ist das pauschale Rechnen mit Druck-Konstanz nicht fehlerhafter als die Nicht-Beachtung spezifischer Sog-Effekte.

In Kapitel 05.04. 'Auftrieb an Tragflächen' war als Beispiel ein Flugzeug mit folgenden Daten gewählt: Tragfläche 48 m<sup>2</sup>, Geschwindigkeit 150 m/s (halbe Schallgeschwindigkeit), zusätzliche Strömung an der Oberseite 45 m/s (womit Luft mit insgesamt 195 m/s an der Tragfläche vorbei streicht). Nach vorigem Rechenweg ergibt sich der dynamische Druck an der Unterseite mit  $PDU = 0.5 * 1 * 150^2 = 11.250 \text{ N/m}^2$  und an der Oberseite  $PDO = 0.5 * 1 * 195^2 = 19.012 \text{ N/m}^2$ . Die Differenz beträgt  $PA = 19.012 - 11.250 = 7.762 \text{ N/m}^2$ , der Auftrieb an der gesamten Tragfläche damit  $PA = 7.762 * 48 = 372.576 \text{ N}$ . Das reicht also für ein Flugzeug von rund 37 t (anstelle der dort mehr falsch als richtig ermittelten rund 20 t). In folgender Tabelle sind diese Daten in der ersten Zeile dargestellt, darunter sind weitere Fälle angeführt.

### A380 –Daten

In Zeile 2 der Tabelle ist der Auftrieb der A380 ermittelt, der sich bei einer Geschwindigkeit von  $VU = 100 \text{ m/s}$  kurz nach dem Start bzw. zu Beginn des Steigflugs ergibt (analog obigem Bild 05.12.04). An der Oberseite ist zusätzlicher

'Wind' von 45 m/s, somit  $VO = 145 \text{ m/s}$  unterstellt. Der dynamische Druck an der Unterseite ist  $PDU = 0.5 * 1 * 100^2 = 5.000 \text{ N/m}^2$  und an der Oberseite  $PDO = 0.5 * 1 * 145^2 = 10.500 \text{ N/m}^2$ . Die Differenz ist der Auftrieb  $PA = 5.500 \text{ N/m}^2$ . Oben wurden  $5.882 \text{ N/m}^2$  als erforderlich erkannt. Bei dieser Geschwindigkeit kann der Auftrieb also schon fast das Flugzeug auf dieser Höhe zu halten. Für den Anstieg auf größere Höhe mittels Hinauf-Schieben ist aber zusätzlicher Schub erforderlich.

In Zeile 3 ist die weitere Beschleunigung der A380 dargestellt, z.B. bei 200 m/s und an der Oberseite eine etwas angehobene zusätzliche Strömung von 50 m/s. Es ergibt sich deutlich erhöhter Auftrieb  $PA = 11.250 \text{ N/m}^2$ . Nach der ersten Steigphase und bei der nun erreichten Geschwindigkeit reicht der natürliche Auftrieb schon aus für den weiteren Anstieg. Es ist nun sehr viel weniger Energie-Einsatz erforderlich.

Die Reisegeschwindigkeit wird mit 0.85 Mach angegeben, bei 330 m/s Schallgeschwindigkeit wären das  $VU = 280 \text{ m/s}$  (Zeile 4). Schneller als Schall kann Sog an der Oberseite nicht wirken, darum ist  $VO = 330 \text{ m/s}$  eingesetzt. Diese

Situation	VU	VO	PDU	PDO	PA
1. Beispiel 05.04.	150	195	11.250	19.012	7.762
2. A380 Start	100	145	5.000	10.500	5.500
3. A380 Steigen	200	250	20.000	31.250	11.250
4. A380 Reise	280	330	39.200	54.450	15.250
5. A380 Power	300	330	45.000	54.450	9.450
6. A380 Limit	320	330	51.200	54.450	3.250

Geschwindigkeit ist bei vielen Flugzeugen am wirtschaftlichsten und darum vermute ich, dass diese restlichen 0.15 Mach bzw. rund 50 m/s die maximal erreichbare Geschwindigkeit ist, die zusätzlich als Strömung per Sog an Tragflächen-Oberseiten zu generieren ist. Die A380 erreicht an dieser Grenze maximalen Auftrieb  $PA = 15.250 \text{ N/m}^2$ . Das wäre für den Horizontal-Flug in niedriger Höhe viel zu viel. Dort oben jedoch ist das genau passend wegen der geringen Dichte  $\rho = 0.4 \text{ kg/m}^3$  in 10 km Höhe (der dortige Auftrieb ist also nurmehr  $15.250 * 0.4 = 6.100 \text{ N/m}^2$ ).

In Zeile 5 wird 'gepowert' mit  $VU = 300 \text{ m/s}$ , aber dieses Maximum  $VO = 330 \text{ m/s}$  lässt den Auftrieb  $PA = 9.450 \text{ N/m}^2$  dahin schmelzen (besonders wenn die oben geringere Dichte der Luft einbezogen wird). Die Flughöhe kann nur noch durch mechanisches Hoch-Schieben gehalten werden. Zeile 6 nähert sich dem Limit mit  $VU = 320 \text{ m/s}$  und der Auftrieb  $PA = 3.250 \text{ N/m}^2$  fällt zunehmend gegen null (darum bedingt Fliegen mit Überschall-Geschwindigkeit enormen Treibstoff-Verbrauch).

### Fazit

Anhand der Daten zur A380 kann somit zweifelsfrei nachgewiesen werden, dass die gängige Theorie 'Auftrieb der Flugzeugmasse durch Abtrieb von Luftmasse' den realen Prozessen niemals gerecht wird. Bestenfalls ist mechanisches 'Hinauf-Drücken über komprimiertem Luftpolster' möglich - aber auch dieses nur in Ergänzung zum 'originären' Auftrieb. Dieser kommt ausschließlich durch Sogwirkung an der Oberseite von Flächen zustande. Die dort generierte Strömung lastet mit reduzierten statischen Druck auf die Oberseite. An der Unterseite ist eine langsamere Relativbewegung der Luft gegeben. Mit entsprechend höherem statischen Druck wird das Flugzeug angehoben.

Diese originäre Auftrieb an Tragflächen erfordert relativ geringem Energie-Einsatz, der nur zur Überwindung eines geringen  $C_w$ -Widerstandes notwendig ist. Dagegen ist das mechanische Hinauf-Schieben äußerst verlustreich, so dass der Großteil des Treibstoffes in der kurzen Startphase verbraucht wird. Bei Überschall-Geschwindigkeit gibt es keinen Auftrieb mehr, dazu ist also dieses Hinauf-Schieben dauerhaft erforderlich und somit kontinuierlich hoher Treibstoffbedarf gegeben.

Wenn man abkommt von der ('unmöglichen') Vorstellung, Luft abwärts drücken zu müssen, sondern nur optimale Strömungen zu organisieren sind, ergeben sich vollkommen neue Konzeptionen. Alle gängigen Überlegungen sind meist auf Ausübung von Druck angelegt und verkennen vollkommen, dass das gewaltige Potential normaler molekularer Bewegung durchaus nutzbar ist, aber nur durch Anwendung von Sog frei zu setzen ist.

Die Wissenschaft muss sich endlich aus falsch verstandener Limitierung der Energie-Erhaltungssätze befreien und in der Strömungslehre müssen die spezifischen Differenzen von Fluid- und Festkörper-Mechanik stärker beachtet werden. Wenn die hier dargestellten Zusammenhänge integriert werden, sind reale Produkte sehr viel effektiver zu gestalten - und selbst das Fliegen kann dann umweltfreundlich vonstatten gehen.

Evert / 31.01.2007

Datei [www.evert.de/ap0512.pdf](http://www.evert.de/ap0512.pdf)