

# Evert Fluid – Technologie

## Teil 2 Aero - Technologie

Die Kapitel der alten Website wurden überarbeitet, reduziert auf relevante Inhalte und nach Sachgebieten neu geordnet.

**Pflicht-Lektüre zur Physik der Strömungen, besonders der Luft- und Raumfahrt.**

05.04.	<a href="#">Auftrieb an Tragflächen</a>	<b>Diese exakte Analyse und umfassende Theorie ersetzt die bisherigen (etwa zehn, teilweise groteske) Hypothesen zum Auftriebs-Effekt an Tragflächen.</b>	Seite 2
05.12.	<a href="#">A380 und Auftrieb</a>	<b>Die Daten der A380 werden mit der neuen Formel dieser neuen Auftriebs-Theorie ermittelt - und die Ergebnisse sind absolut stimmig!</b>	14
05.09.	<a href="#">Forellen-Motor</a>	<b>Seit Schauberger weiß man, dass Forellen regungslos in einer Strömung stehen können. Mit analoger Technik ist der Vortrieb von Flugzeugen zu organisieren - mit viel geringerem Treibstoff-Bedarf.</b>	21
05.08.	<a href="#">Flugzeug NT</a>	<b>Mit diesem - weitgehend autarkem - Vortrieb werden Flugzeuge neuer Technologie völlig anders zu bauen sein.</b>	33
05.15.	<a href="#">Propeller- und Düsen-Triebwerke</a>	<b>Alternative zum konventionellen Propeller-Vortrieb und neue Konzeption von Strahl-Triebwerken, wesentlich effektiver und leiser.</b>	42
05.16.	<a href="#">Luftdruck-Glockenmotor</a> <b>Eine epochale Erfindung</b>	<b>Hubschrauber ohne lärmende Rotoren. Flugzeuge ohne Düsentriebwerke. Fahrzeuge ohne Antrieb über Räder. Eine total neue Technologie nutzt die gegebene Energie der molekularen Bewegung der Luftpartikel. Für allen Bedarf an Auftrieb und Vortrieb ist nurmehr ein Bruchteil an Treibstoff erforderlich.</b>	48
05.17	<a href="#">Aero-Statik des Glockenmotors</a> <b>Der neue Ansatz</b>	<b>Noch einmal wird klar gestellt: der gravierende Unterschied zwischen mechanischer Hubarbeit nach dem Rückstoss-Prinzip und dem Auftrieb nach den Regeln der Hydro-Statik und Aero-Dynamik. Daten-Beispiele der A320 belegen die neuen Erkenntnisse und Möglichkeiten.</b>	61

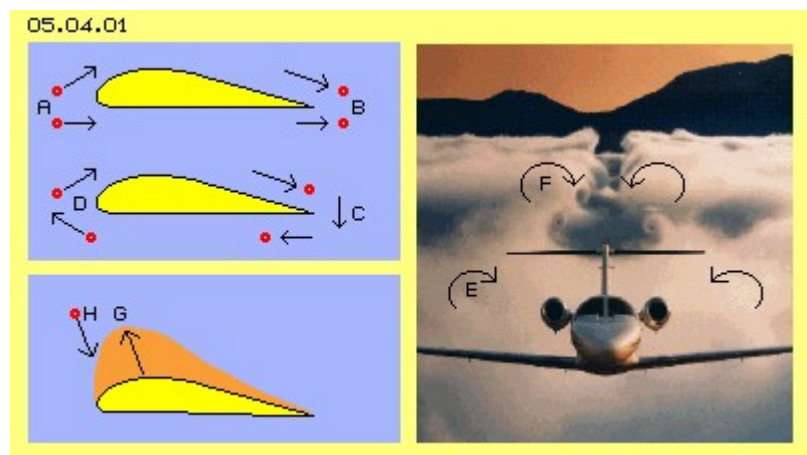
## 05.04. Auftrieb an Tragflächen

### Phänomenales Fliegen

Fliegen ist faszinierend und praktisch jeder kann sich heute diesen uralten Menschheitstraum erfüllen. Als die ersten Flugzeuge schon relativ dauerhaft oben blieben, bewies noch mancher Physiker, dass Maschinen schwerer als Luft niemals fliegen können. Wirklich phänomenal allerdings ist, dass man sich noch immer nicht auf eine Theorie einigen konnte, die Frage des Warum noch immer offen scheint.

Auf diese Frage antwortet spontan jeder (weil oftmals gehört) : 'weil der Weg oben herum länger ist als unten herum, strömt Luft oben schneller ...' - so wie in Bild 05.04.01 skizziert ist von A nach B. Aber auch der obere Weg von B nach A ist länger. Aber rückwärts fliegende Tragflächen ergeben keinen Auftrieb. Wohl aber produziert ein hauch-dünnes Segel (mit praktisch identischer Länge vorn wie hinten herum) zuverlässigen Vortrieb.

Wesentlich professioneller erscheint die (derzeit wohl bevorzugte) Zirkulations-Theorie: Luft umströmt die Tragfläche, hinten (C) abwärts, unten vorwärts, vorn (D) aufwärts und oben nach hinten zurück. Kontinuierlich aber kann eine Luftmasse derart kaum zirkulieren. Vor der Nase kann sie hoch steigen und hinten fließt sie sehr wohl abwärts - aber unten entlang garantiert nie mehr vorwärts.



Gestützt wird diese Theorie auf der unabdingbaren Ausbildung von Wirbeln hinter dem Flieger, wie klar erkennbar bei E und F. Diese Wirbel entstehen außen an den Flügeln und reichen weit achteraus. Es wird unterstellt, dass alle Wirbelfäden in sich geschlossen sein müssen, also müsste dieser Wirbel vom Ende des Flügels her um die ganze Tragfläche herum existieren, bis zum Rumpf reichen und am anderen Flügel entsprechend, also einen lang gestreckten Wirbelring darstellen. Wirbel müssen aber keinesfalls in sich geschlossen sein. Es wird hier eine (höchst unproduktive) Neben-Folge-Wirkung mit der Ursache des Auftriebs verwechselt.

### Wider formulierter Gesetze

Alle gängige Theorien können nicht wirklich das Phänomen erklären, dass die stärkste Auftriebskraft (G) ausgerechnet dort auftritt, wo auftreffende Partikel (H) den Flieger am härtesten nach unten drücken müssten, also mit exakt entgegengesetzten Vektoren. Das - meist nicht ausgesprochene - Kernproblem ist, dass dieser Auftrieb praktisch nichts kostet. Das Flugzeug braucht nur Energie zur Überwindung des Widerstands für die Vorwärtsbewegung, das Anheben gegen die Schwerkraft kostet keinen (oder nur minimalen) Energie-Einsatz (vollkommen entgegengesetzt zur Lehre von Energie-Konstanz).

Der alte Archimedes hat die Gesetzmäßigkeit des Auftriebs erkannt und auch sein Schiff schwimmt 'kostenlos' auf dem Wasser (aber eben nur solange leichter als das verdrängte Medium). Der alte Newton wird bemüht mit seinem Gesetz von Aktion und Reaktion - aber es zieht nicht, weil Luft keine Balken hat. Gesetze und Formeln vieler bekannter Physiker werden bemüht, die sehr wohl Teilaspekte der Strömungslehre zutreffend beschreiben. Der Auftrieb existiert aber nicht aufgrund von Formeln, sondern ergibt sich aus der realen Bewegung realer Teilchen. Darum kann die Ursache des Auftriebs nur durch Beschreibung realer Prozesse erkannt werden.

### Bewegung der Luft

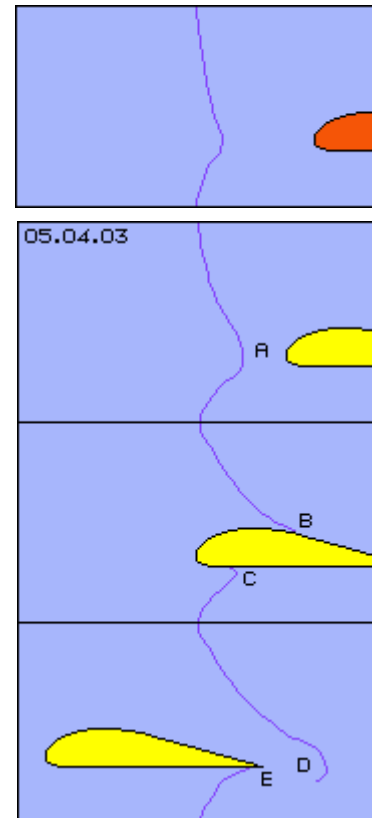
Diese Animation zeigt die Bewegung von Luftteilchen, die sich zu Beginn vertikal untereinander befinden, als blaue Linie markiert. Bild 05.04.03 zeigt drei Situationen aus

dieser Animation.

Noch vor Eintreffen der Tragfläche werden diese zur Nase hin 'gesaugt', sogar von unterhalb (A). Die Luftteilchen fliegen oben herum schneller (B). Am Ende treffen sie sich aber nicht mehr mit ihren vorigen Nachbarn, sondern sind viel weiter nach rückwärts (D) verlagert.

Die Luftteilchen an der Unterseite werden anfangs nach hinten beschleunigt (A), dann in einer schmalen Grenzschicht nach vorn mitgenommen (C), am Ende aber wieder nach hinten weg gesaugt (E). Es kommt hier kein sauberer Wirbel zustande (bestenfalls außen am Ende der Tragfläche) und schon gar keine Zirkulation.

Nachfolgend werde ich den Prozess des Auftriebs an Tragflächen noch einmal sehr detailliert beschreiben. Die durch die Luft sich vorwärts bewegende Tragfläche stellt eine 'Störung' dar mit Konsequenzen und Nebenwirkungen. Diese haben generelle Bedeutung überall dort, wo tragflächen-ähnliche Elemente eingesetzt werden (z.B. auch in Pumpen oder Turbinen). In einzelnen Schritten sind dazu nun jeweils die Ursache und die Wirkungen darzustellen.



### Auslösendes Element

In Bild 05.04.04 ist schematisch der Querschnitt durch eine Tragfläche (gelb) dargestellt. Von Interesse ist zunächst der hintere Teil, welcher im Prinzip ein Dreieck (A-B-C) darstellt. Als Höhe dieses Dreiecks sind 0.3 m ( $H = 0.3$ ) und als Länge 1.8 m ( $L = 1.8$ ) unterstellt. Das Verhältnis von Länge zu Höhe ist hier also 6:1. Während sich die Tragfläche um diese Länge (B-C) nach links im Raum bewegt, können Luftteilchen diese Höhendifferenz nach unten fallen. Das ist auslösendes Moment aller weiteren Prozesse.

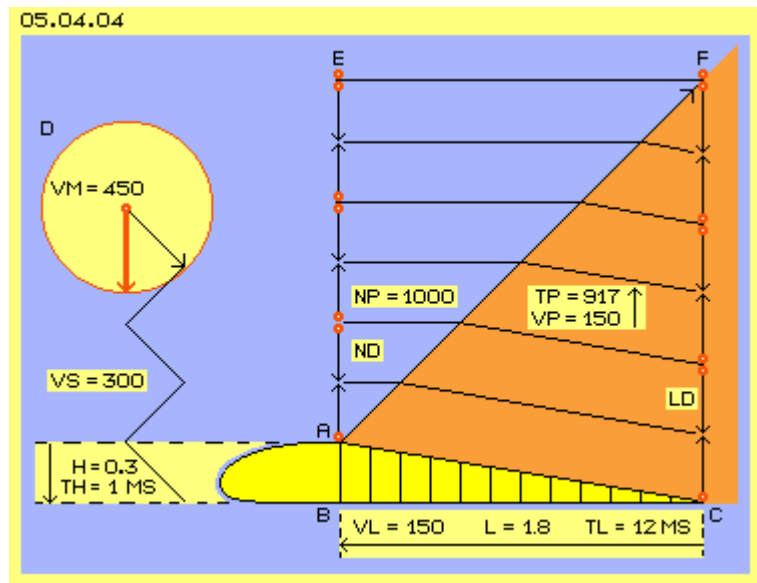
Andere Werte sind hier grob in der Weise angesetzt, dass sich einfache Berechnungen ergeben. Bei D ist beispielsweise der 'Aktionsradius' (roter Kreis) eines Luftteilchens (roter Punkt) skizziert (bzw. deren maximaler Weg binnen einer Sekunde). Die molekulare Geschwindigkeit dieser Teilchen ist rund 450 m/s ( $VM = 450$ ). Teilchen fliegen nicht nur gerade aus, sondern treffen sich im Durchschnitt

jeweils diagonal, z.B. wenn sie Schall transportieren. Darum ist zunächst als Vorwärts-Bewegung eine Zickzack-Linie und eine mittlere Bewegungsmöglichkeit mit Schallgeschwindigkeit von rund 300 m/s ( $VS = 300$ ) unterstellt. Die Höhe  $H$  von 0.3 m würde darum eine Millisekunde beanspruchen ( $TH = 1$  MS).

Die Geschwindigkeit der Tragfläche in Längsrichtung wird mit halber Schallgeschwindigkeit unterstellt, also rund 150 m/s ( $VL = 150$ ). Zur Überbrückung der Länge von 1.8 m sind somit 12 Millisekunden erforderlich ( $TL = 12$  MS).

### Ausdünnung vertikal

Über dem Scheitelpunkt der Tragfläche sind stellvertretend für alle Luftteilchen sechs Partikel (rote Punkte) eingezeichnet (von A bis E). Wenn sich die Tragfläche 12 Millisekunden weiter nach links bewegt, haben diese Partikel mehr Raum (von C bis F). Im Umfang von Höhe  $H$  können sie nach unten in Leere vordringen. Über A finden Kollisionen nach normaler Distanz (ND) statt, über C ist die Distanz zwischen Kollisionen länger (LD).



Über der Tragfläche entsteht damit ein Bereich geringerer Dichte. Gleiche Anzahl Partikel in größerem Volumen bedeutet zugleich weniger Druck. Anstelle eines 'normalen' atmosphärischen Drucks mit 1000 Millibar ( $NP = 1000$ ) ergäben sich hinten über der Tragfläche ein geringerer Druck, rechnerisch also 'Tiefdruck' von nur noch 917 Millibar ( $TP = 917$ ).

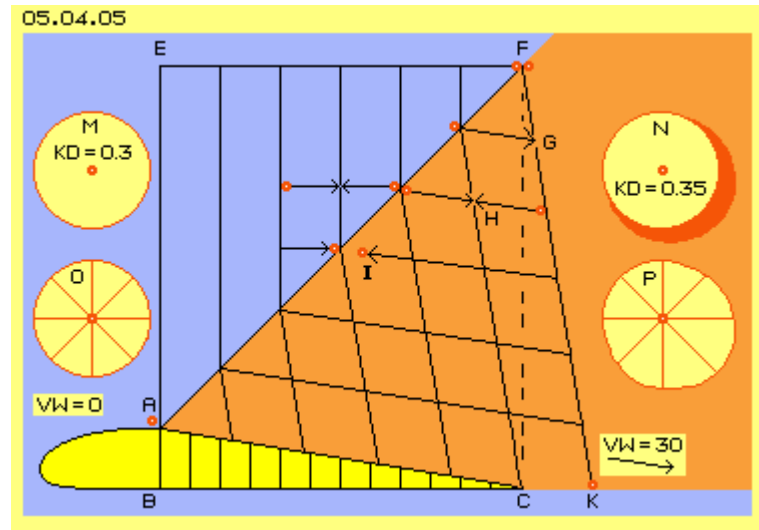
Im früheren Kapitel 05.02. 'Drei Mal Sog-Effekt' wurde bei Bild 05.02.02 dieser Prozess beschrieben, wobei dort Bewegung in horizontaler Richtung in eine relative Leere hinein betrachtet wurde (während hier der analoge Prozess in vertikaler Richtung abläuft). Im Prinzip fällt der erste Partikel in die Leere (hier an die nach unten ausweichende Tragflächen-Oberseite) und kommt verspätet zurück zur Kollision mit dem nächsten Partikel. Nach jeweils 'zwei Zügen' rückt ein Partikel nach, so dass sich der 'Sogbereich' nach oben ausweitet.

Diese Aufwärts- und Abwärtsbewegungen erfolgen nicht nur in der Senkrechten, sondern per Zickzack, also mit Schallgeschwindigkeit. Nach je zwei Bewegungen rückt die 'Information' (mehr Leere) nach oben, d.h. mit halber Schallgeschwindigkeit wandert die Ausdünnung der Dichte bzw. der geringere Druck nach oben ( $VP = 150$ ). Da hier auch die Flug-Geschwindigkeit ( $VL$ ) mit halber Schallgeschwindigkeit bzw. 150 m/s unterstellt ist, wandert die Grenze der Ausdünnung diagonal nach hinten-oben. Dieser Bereich geringerer Dichte ist hier rot hervor gehoben.

## Wind horizontal

In diesem Bereich relativer Leere erfolgen aber nicht nur vertikale Bewegungen mit längerer Distanz zwischen Kollisionen, auch die horizontale Bewegungsmöglichkeiten ändern sich, wie in Bild 05.04.05 schematisch dargestellt ist.

Wenn ein Partikel an der Grenze zum ausgedünnten Bereich zufällig nach rechts gestoßen wird, kann er gleichfalls länger fliegen bis zur nächsten Kollision (z.B. bei G), entsprechend um ein Sechstel weiter. Solche Partikel kehren verspätet zur erneuten Kollision (z.B. bei H) zurück, so dass alle Orte von Kollisionen (z.B. bei I) entsprechend nach rechts verlagert werden.



Ein Partikel bei A hat bis zum Ende der Tragfläche die meisten Kollisionen im ausgedünnten Bereich. Dieser Partikel landet nicht nur bei C aufgrund seines vertikalen Fallens, sondern wird - aufgrund Verlagerung seiner Kollisions-Orte - zugleich in horizontaler Richtung nach K wandern.

In der Moment-Aufnahme dieses Bildes wird bei A die Verdünnung ausgelöst, die im weiteren Verlauf aber mit dem Flugzeug nach links wandert, so dass der aktuell bei A befindliche Partikel ab sofort tatsächlich in die achterliche Leere hinein fallen wird.

Horizontale Bewegungen laufen unter gleichen Bedingungen ab wie vorige vertikale Bewegungen. Hier ist darum die Linie F-K gegenüber der Senkrechten gleich angewinkelt wie die Tragflächen-Oberseite zur Waagerechten (Winkel A-C-B ist gleich Winkel K-F-C). Dieses vertikale Dreieck ist um ein Sechstel (um  $H = 0.3$ ) länger, so dass die Distanz C-K auch etwas länger als die Höhe der Tragfläche ist.

Um diese 0.35 m wandert der Partikel bei A nach rechts binnen dieser 12 Millisekunden. Die Geschwindigkeit dieser Bewegung ist etwa 0.03 m je Millisekunde bzw. 30 m/s ( $VW = 30$ ). Aufgrund 'Sogwirkung' ergibt sich also direkt über dem abfallenden Teil der Tragfläche ein Wind von rund 100 km/h. Selbst wenn bei Punkt A kein Wind gegeben ist (dortiges  $VW = 0$ ), entsteht eine Strömung gegen die Bewegung der Tragfläche, der bei ihrem Ende einem beachtlichen Sturm entspricht.

In diesem Bild ist bei M der 'Aktionsradius' eines 'ruhenden' Partikels skizziert (z.B. weit vor der Tragfläche), welcher bis zur nächsten Kollision eine Distanz von 0.3 Längeneinheiten aufweist ( $KD = 0.3$ , entsprechend dem hier dargestellten Raster). Bei N ist der entsprechende Aktionsradius eines Partikel im ausgedünnten Bereich dargestellt, welche nach unten und hinten (rote Sichel) ausgeweitet ist, indem dorthin die Distanz bis zur nächsten Kollision 0.35 Einheiten entspricht ( $KD = 0.35$ ).

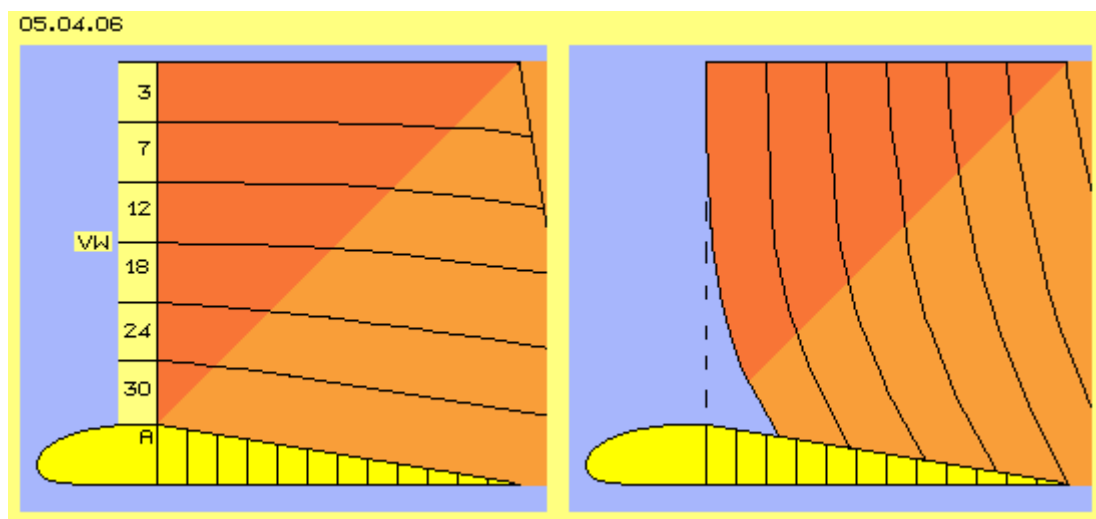
Diese Darstellung ist vergleichbar zu den früher eingeführten 'Bewegungsmuster bzw. -typen' für ruhende Partikel und für Partikel in unterschiedlich schnellen

Strömungen. Analog dazu wäre der Partikel in normaler Umgebung als Bewegungstyp O zu kennzeichnen (nach Kollision befindet er sich irgendwo auf einer Position des runden Kreises). Ein Partikel hinten über der Tragfläche wäre als Typ P zu kennzeichnen (nach Kollision befindet er sich irgendwo auf dieser Kurve, die nach rechts-unten ein Sechstel weiter reicht).

### Tatsächlich Wind

An der diagonalen Grenzlinie des ausgedünnten Bereichs müssten also Partikel augenblicklich von 0 auf 100 km/h beschleunigen. Das ist kein Problem, weil alle Partikel bei frontaler Kollision von 0 auf über Schallgeschwindigkeit 'beschleunigen' (z.B. bei normaler molekularer Bewegung von 470 m/s \* 3600 s auf 1692 km/h). Dieser Wind setzt aber nicht augenblicklich erst an der Grenzlinie ein, weil jeder nach achtern davon fliegender Partikel relative Leere hinterlässt (in welche nachfolgende Partikel wiederum fallen können). Diese horizontale Bewegung ergibt also eine fortschreitende Ausdünnung bis weit vor die Nase der Tragfläche voraus.

In Bild 05.04.06 links ist diese sekundäre Ausdünnung bis zu einer Linie senkrecht über dem Scheitelpunkt der Tragfläche (A) dunkelrot markiert. Für sechs Luftschichten sind hier Geschwindigkeiten des jeweiligen Windes (VW) eingezeichnet, wobei sie als einfacher Durchschnitt ihres Weges vor und nach der Grenzlinie grob ermittelt sind. Es ergeben sich damit von oben nach unten zunehmend schnellere Strömungen von z.B. 3, 7, 12, 18, 24 bzw. 30 m/s.



Vorige vertikale Ausdünnung ergaben sehr wohl eine Wanderbewegung von Teilchen, indem diese insgesamt nach unten versetzt wurden. Das kann aber nicht als Wind bezeichnet werden, weil jedes Teilchen unerbittlich an der Oberfläche reflektiert wird - und keines (aufgrund dieser Bewegungen) aus diesem lokalen Bereich (in den Flügel hinein) verschwindet.

Die horizontale Bewegung stellt dagegen einen echten Wind dar, indem die Teilchen nach hinten auswandern. Sie werden nicht an einem bestimmten Punkt (wie voriger Oberfläche) reflektiert, sondern kollidieren möglicherweise erst viel später. Möglicherweise verschwinden einzelne Partikel auch ganz aus ihrem Herkunftsbereich, weil weit achteraus noch immer relative Leere gegeben ist bzw. dieser Wind noch lange weiter läuft. Es sei auch daran erinnert, dass nicht nur

einzelne Partikel, sondern ganze Pulks in unabdingbar gegebene 'leere Blasen' fallen (siehe oben genanntes Kapitel).

Diese horizontale Strömungskomponente endet also keinesfalls über der Hinterkante des Flügels und sie setzt vorn auch nicht erst an obiger Grenzlinie ein. Die Ausdünnung nach vorn wird bei diesem 'echten Wind' auch nicht nur mit halber Schallgeschwindigkeit (wie bei der vertikalen Ausdünnung) statt finden. Diese 'Information' (Kollisionspartner wandern achteraus) ist vielmehr augenblicklich gegeben für jeden zufällig nach hinten gestoßenen Partikel, d.h. wandert mit Schallgeschwindigkeit nach vorn.

Im vorigen Bild 05.04.06 rechts sind die Geschwindigkeiten der Luftschichten als Wanderungsbewegung von Partikeln dargestellt, welche ursprünglich senkrecht übereinander benachbart waren. Diese Darstellung entspricht also der schwarzen Linie bzw. Kurven obiger Animation bzw. in Bild 05.04.03. Von oben nach unten ist der Wind schneller und die Partikel wandern über der sich nach links bewegenden Tragfläche achteraus, in den unteren Bereichen wesentlich schneller als in oberen Schichten.

### **Sog schneller Bewegung**

Zwischen benachbarten Strömungen unterschiedlicher Geschwindigkeit existiert Sogwirkung, wie ausführlich im erwähnten Kapitel 05.02. ausgeführt wurde. Zwischen den dort beteiligten Bewegungstypen (wie auch oben beim 'Aktions-Radius' bzw. -Typ P in vorigem Bild 05.04.05) finden vorwiegend Begegnungen in Form von 'Auffahr-Kollisionen' statt. Einerseits wird damit die jeweils schnellere Strömung zusammen gedrückt (bzw. gebeugt), andererseits fallen Partikel zufällig in schnellere Strömung hinein und werden widerstandslos aufgenommen, erhöhen deren Dichte und auch Geschwindigkeit. Diese Vorgänge finden nicht nur hinsichtlich einzelner Partikel statt, sondern aufgrund der allgemeinen Leere und ungleichen Verteilung in Gasen auch in ganzen Paketen.

Dieser Effekt tritt überall im gesamten Volumen dieser Strömungen auf, also auch in diesem Bereich oberhalb der Tragfläche. Vorige Rechnereien hinsichtlich Druck und Geschwindigkeit mögen formal richtig sein, können aber niemals die realen Vorgänge exakt widerspiegeln. Durch den bekannten und höchst wirkungsvollen 'Sog-Effekt schneller Strömungen' (siehe Hurrikan usw.) wird die Strömung entlang der Oberfläche wesentlich schneller und auch die Dichteverteilung wird sehr viel ausgeprägter sein.

### **Wirbel-Schleppe**

An der Hinterkante der Tragfläche existiert also eine sturm-ähnliche Strömung rückwärts-abwärts. Sie trifft dort auf Luft der Tragflächen-Unterseite, die 'ruhend' ist bzw. etwas turbulent aufgrund ihrer Haftung am Flügel. Die Strömung von oben prallt auf die untere Luftmassen und komprimiert diese. Dieser Prozess erfolgt auf beiden Seiten des Rumpfes, so dass der erhöhte Druck unten nur seitlich-auswärts entspannen kann.

Umgekehrt 'zieht' diese Abwärtsbewegung weiterhin Luft von oben nach, wobei allerdings zugleich vorige Ausdünnung nach oben weiter wandert. Zufluss kann also nur aus relativ ruhender Luft seitlich-einwärts erfolgen, wobei alle Strömungen

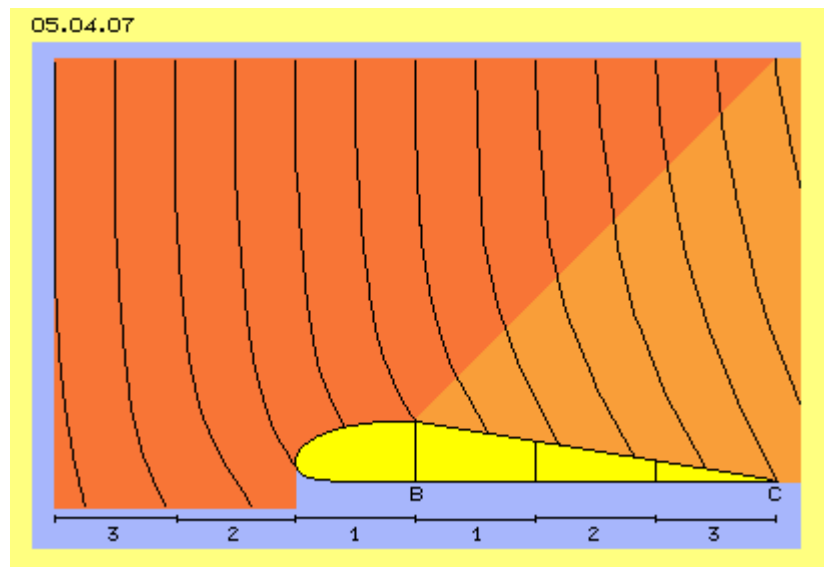
zugleich immer nach rückwärts fließen. Damit werden beidseitig diese Wirbelwalzen gebildet, die eindrucksvoll in obigem Bild 05.04.01 bei E und F zu sehen sind.

Auch diese Wirbel grenzen rundum an langsamere Bewegung, womit auch dort wieder die Sogwirkung der jeweils schnelleren Strömung auftritt. Diese Wirbelschleppen bilden praktisch zwei gegenläufige Tornados inklusiv deren Selbstbeschleunigung. Ein großes Flugzeug verwirbelt damit den Luftraum für Minuten - aber dieser Nebeneffekt ist nachfolgende, hinderliche Erscheinung und keinesfalls dem Auftrieb vorausgehende Ursache.

Auftrieb entsteht tatsächlich an diesem hinteren Teil der Tragfläche, indem unten nahezu normaler atmosphärischer Druck anliegt, während oben Wind über die Oberfläche schräg abwärts streicht. Dessen statischer Druck ist sehr viel geringer und die Druckdifferenz wirkt als aufwärts gerichtete Kraft. Allerdings erfolgt der Auftrieb in wesentlichem Umfang am vorderen Teil der Tragfläche, so dass die dortigen Prozesse nun zu diskutieren sind.

### Voraussetzende Information

In Bild 05.04.07 ist wiederum die gelbe Tragfläche eingezeichnet und darüber die primäre (vertikale) Ausdünnung hinten-oben hellrot markiert. Das Profil der Tragfläche ist (im Prinzip) nach hinten ein Dreieck, das etwa drei Viertel (B-C) der Gesamtlänge einnimmt, während die vordere Rundung etwa ein Viertel des Querschnitts lang ist. Der Bereich sekundärer (horizontaler) Ausdünnung ist wiederum dunkelrot markiert, nun allerdings weiter nach vorn ausgeführt.



Es wurde oben zurecht unterstellt, dass die Ausbreitung der Ausdünnung (bzw. oben auch in übertragenem

Sinn als 'Information' bezeichnet) nach vorn mit Schallgeschwindigkeit erfolgt. Als eindeutiger Beweis dafür kann geltend gemacht werden, dass Auftrieb bei Flugzeugen mit Überschallgeschwindigkeit nicht mehr auftritt. Jedes Tragflächen-Profil hat eine spezielle Kennlinie hinsichtlich Geschwindigkeit und Auftriebskraft. Steigende Geschwindigkeit bedeutet erhöhte Auftriebskraft, welche aber bei jeweils überhöhter Geschwindigkeit reduziert ist bzw. vollkommen verschwindet.

Ausgangspunkt der Überlegungen war, dass die primäre Auslösung des Auftriebs beim Scheitel der Tragfläche (B) beginnt und gegen Ende der Tragfläche (C) deren Wirksamkeit voll ausgebildet ist. In diesem Beispiel wurde unterstellt, dass dieses Flugzeug mit halber Schallgeschwindigkeit fliegt. Da obige 'Information' mit Schallgeschwindigkeit durch den Raum vorwärts läuft, eilt sie mit halber Schallgeschwindigkeit dem Flieger voran. Hier wird nun unterstellt, dass sie vom primären Auslösepunkt (B) mindestens drei dieser Viertel weit nach vorn wirksam ist.



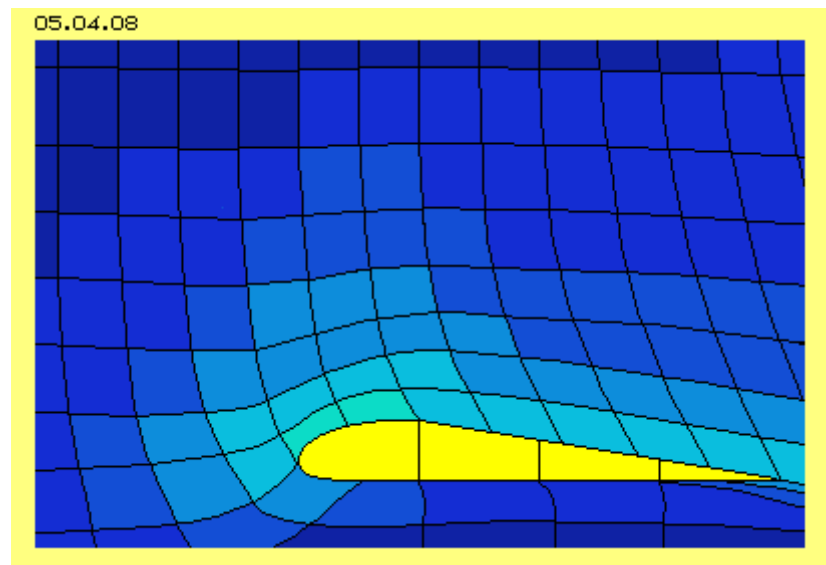
Aus vorigem Bild 05.04.06 wurden die Linien rechts hier noch einmal eingezeichnet. Sie stellen die 'Verzerrung' senkrechter Nachbarn durch den ausgelösten Wind dar. Diese Kurven wurden nach vorn 'extrapoliert', d.h. die jeweilige Differenz zur Senkrechten hin gemittelt. Allerdings ist zu beachten, dass stärkerer Wind auch stärkeren 'Sog' (durch Verlagerung seiner Kollisions-Orte) bedeutet und damit stärkere Auswirkung für Partikel weiter vorn hat. Je größer die Ordnung und Geschwindigkeit einer Strömung ist, desto weniger negative Kollisionen treten auf und desto widerstandsloser werden nachfolgende Partikel folgen können.

### **Sog durch Leere und schnelle Strömung**

Der ausgedünnte Raum bzw. korrespondierend dazu die jeweiligen Windgeschwindigkeiten greifen also nicht linear voraus in den Raum, vielmehr wirkt intensive Bewegung entsprechend stärker in den Raum vor der Tragfläche hinein. Die maximale Geschwindigkeit ist direkt entlang der Tragflächen-Oberseite gegeben, darum greift ihr 'Sog' auch vor die Nase nach unten-vorwärts. Dieser Wind 'zieht' noch immer keine Partikel nach sich her, vielmehr bietet er immer nur nachfolgenden Partikeln den Freiraum, in welchen diese rein zufällig hinein gestoßen werden - hier eben auch von vorn-unten über die Nase aufwärts.

In Bild 05.04.08 sind wiederum die 'vertikale Wind-Kurven' eingezeichnet, zur Orientierung nun zusätzlich auch die Luftschichten durch 'horizontale Kurven' verdeutlicht. Je nach Windgeschwindigkeit sind die Teilbereiche farblich abgestuft, von ruhender Luft (dunkelblau) zur schnellsten Strömung (hellblau).

Wie bei den unterschiedlich schnellen Strömungen im hinteren Bereich der Tragfläche wirkt die starke Strömung entlang des vorderen Teils wiederum als starker 'Sog' hinsichtlich benachbarter Strömung. Zudem weist dort die Oberfläche eine Krümmung auf und entlang dieser ist der Sog-Effekt besonders wirksam.



Stromfäden sind immer gekrümmt hin zur schnelleren Strömung und auch diese wird gekrümmt - und kann nun entsprechend widerstandslos um diese Kurve herum fliegen (wie im Kapitel 05.02 'Sog' bei Bild 05.02.05 detailliert beschrieben). Aus Sicht der von unten kommenden Strömung tritt diese Oberfläche ständig weiter zurück (analog bzw. bis hinter dem Scheitelpunkt) und es entsteht somit zusätzlich relative Leere mit entsprechender Sogwirkung. Die Krümmung des Profils in diesem Bereich ist kritisch hinsichtlich des Auftriebs und muss darum auf die gewünschte Flug-Geschwindigkeit abgestimmt sein.

### **Ordnungsfaktor Wand**

Wiederholt habe ich auf die Funktion der Wände bei Strömungen hingewiesen. Das abfallende Ende der Tragfläche stellt relative Leere dar und wurde oben als auslösendes Moment für vertikale Ausdünnung beschrieben. Für die horizontale Bewegung ist eine entsprechende Wand nach rückwärts nicht gegeben, so dass sich wirklicher Wind mit Wanderbewegung von Partikeln ergeben kann.

Im freien Raum können alle lokalen Bereiche relativer Leere von allen Seiten her aufgefüllt werden. Wie im grundlegenden Kapitel 05.02. bei Bild 05.02.05 bereits ausführlich beschrieben wurde, kann aber eine Leere entlang einer Wand nur von außen oder entlang der Wand aufgefüllt werden. Das trifft hier entlang der gesamten Oberfläche zu: hinter dem Scheitelpunkt tritt relative Leere auf, die sich fortpflanzt als starker Wind weiter nach vorn. Für jeden nachfolgenden Partikel stellt dessen schnelles Vorauseilen ebenfalls relative Leere dar - und eben diese kann niemals von der Wand her aufgefüllt werden, bleibt also fortwährend erhalten.

### **Minimaler und maximaler statischer Druck**

Weil vorn an und über der Nase der 'Sog' nur von vorn-unten aufgefüllt werden kann und die gebeugte Strömung widerstandslos um die gekrümmte Oberfläche fließen kann, tritt also gerade über diesem Teil der Tragflächen-Oberseite maximale Geschwindigkeit auf. Nicht nur direkt an der Oberfläche, sondern auch in Luftschichten oberhalb ist dort jeweils deren schnellste Bewegung gegeben.

In diesem hellen Bereich vorn-aufwärts ist in allen Schichten darum auch jeweils der geringste Druck quer zur Strömung gegeben. Dort also liegt an der Oberfläche der geringste statische Druck an. Die Luft weicht der vorwärts fliegenden Tragfläche tatsächlich nach oben aus bzw. diese fliegt gegen geringsten Druck an.

Auf der Unterseite drückt im Prinzip der gesamte atmosphärische Druck. Allerdings ist auch dort die Luft nicht vollkommen ruhig, sondern wird etwas angesaugt, dann mitgerissen durch Haftung und hinten hinaus wieder etwas beschleunigt. Es ist also auch von unten nicht der komplette atmosphärische Druck durchgängig wirksam. Die Differenz des statischen Drucks zwischen Ober- und Unterseite der Tragfläche ergibt die Auftriebskraft.

### **Berechnung des Auftriebs**

Zur Berechnung dieser Kraft werden vielfältige Formeln verwendet. In der Zirkulationstheorie tritt z.B. 'Zirkulation' als Faktor auf (aus der achterlichen Wirbelschleppung abgeleitet bzw. praktisch der Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Ober- und Unterseite entsprechend). Andere Berechnungen unterstellen, dass Auftriebskraft entsprechend zur abwärts gedrückten Luftmasse sei (eine rein mechanische Vorstellung, welche die Wirkung von Sog völlig unbeachtet lässt). Meist werden  $C_w$ - und  $C_a$ -Werte als Faktoren eingesetzt (die aber für jedes Profil und jeden Anstellwinkel empirisch zu ermitteln sind). Meist tritt Dichte des Mediums als Faktor auf (wo vermutlich eher Druck maßgeblich ist). Geschwindigkeit wird stets im Quadrat angesetzt (möglicherweise eine zu starke Vereinfachung). Unstrittig dürfte nur die wirksame Fläche als Faktor des Gesamtauftriebs sein.

Alle übliche Formeln werden aber der Tatsache nicht gerecht, dass an der Grenze zur Schallgeschwindigkeit keinerlei Auftrieb mehr gegeben ist. Ich möchte darum

einen Ansatz für Berechnungen anbieten, welche aus den Ursachen des Auftriebs abgeleitet ist (mit Bezug auf obige Bildern 05.04.04 und 05.04.05).

Hinter dem Scheitelpunkt (A) des Profils kann Luft nach unten fallen auf einer Strecke H während der Zeit TL (bis die Tragfläche den Weg L nach vorn gewandert ist). Der waagrechte Wind entspricht dieser Abwärtsgeschwindigkeit plus einem Zuschlag in Relation H / L (obiges Sechstel), so dass sich in diesem Beispiel ein Wind von 30 m/s im Raum ergibt.

Dieser Wind füllt die hinten kontinuierlich auftretende Leere (teilweise) auf über die Distanz L hinweg. Per Sog wird von vorn die entsprechende Masse Luft angesaugt, was allerdings über die wesentlich kürzere Distanz vor dem Scheitelpunkt erfolgen muss. Der Vorderteil des Profils wurde hier mit einem Drittel des hinteren Teils L angenommen, also wird vorn ein Wind dreifacher Stärke herrschen, hier also von 90 m/s bzw. rund 300 km/h. Für die Oberfläche insgesamt ergäbe sich damit eine Durchschnittsgeschwindigkeit von 45 m/s.

Nun kann (mit Bernoulli) der dynamische Druck errechnet werden, an der Unterseite mit der Flug-Geschwindigkeit von 150 m/s und an der Oberseite zuzüglich dieses Windes, also mit 195 m/s. Anstatt dieses Faktors von  $195 / 150 = 1.3$  wird Geschwindigkeit im Quadrat gerechnet, also ergäbe sich ein Faktor von  $38.025 / 22.500 = 1.7$  für den dynamischen Druck. Umgekehrt dazu verhält sich der verbleibende statische Druck, also mit Faktor von etwa  $1 / 1.7 = 0.6$  bzw. einer Differenz von 0.4 zugunsten der Oberseite.

Bei atmosphärischem Druck von einer Tonne je Quadratmeter würde sich eine Auftriebskraft von rund 400 kg/qm Tragfläche ergeben. Obige Tragfläche ist 2.4 m lang und hätte bei z.B. 20 m Spannweite eine Fläche von 48 qm, somit Auftrieb von 19.600 kg - was zu überprüfen wäre (durch andere, weil mir Rechnen keinen Spaß macht). Es wäre z.B. interessant diese Überlegungen zu prüfen auch hinsichtlich des Ca-Wertes bei unterschiedlichem Anstellwinkel: der Scheitelpunkt wandert dabei nach vorn, somit die Relation von vorderem zu hinterem Teil des Profils sowie die Relation von H zu L.

### **Schallgrenze**

Bei diesem Beispiel wurde vorn ein Wind von 90 m/s pauschal ermittelt. Der vordere Teil ist 0.3 m hoch und 0.6 m lang, das Flugzeug fliegt 150 m/s schnell, so dass die Luft schon durchschnittlich mit 75 m/s nach oben ausweichen muss. Nur wenn tatsächlich solch hohe Windgeschwindigkeiten an der Nase zustande kommen, können die minimalen Cw-Wert von Tragflächen auftreten (ein Rohr von 3 cm Durchmesser bzw.  $7 \text{ cm}^2$  weist mehr Widerstand auf als dieses 2.4 mal 0.3 m große Profil mit etwa  $3.200 \text{ cm}^2$ ).

Wenn dieses Flugzeug schneller fliegen soll, müsste die Relation von Höhe zu Länge reduziert sein, d.h. ein flacheres Profil eingesetzt werden. Die an der Nase erforderliche Geschwindigkeit muss aber schon weiter vorn aufgebaut werden. Die 'Information' des Windes bzw. seiner Sogwirkung eilt aber nur mit Schallgeschwindigkeit durch den Raum. Spätestens wenn das Flugzeug selbst mit dieser Geschwindigkeit fliegt, kann kein ausweichender Wind mehr aufgebaut werden.

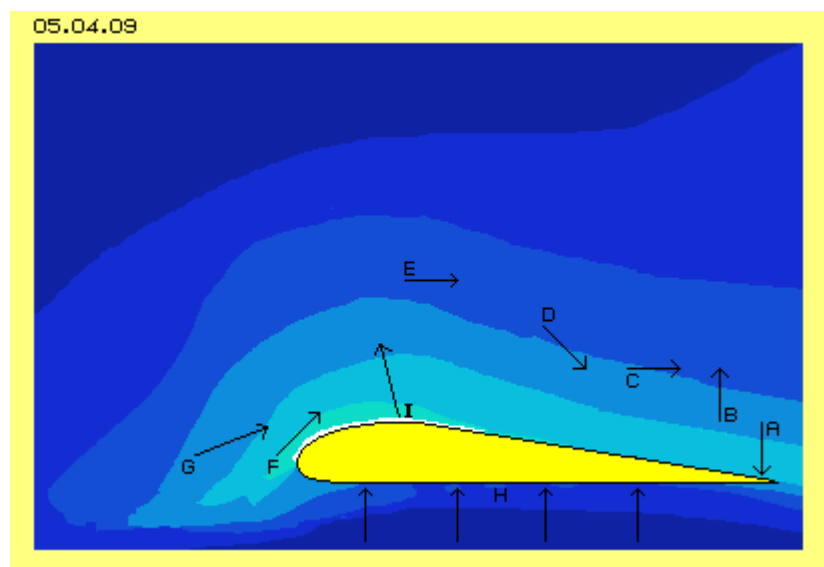
Das Flugzeug schiebt dann plötzlich eine 'Bugwelle' dichter Luft vor sich her, d.h. beschleunigt umgebende Luft nach vorn. Natürlich löst sich dieser Bereich hoher Dichte wieder auf, wobei die vorwärts gestoßene Luft wieder etwas langsamer wird. Es kommen Turbulenz auf. Es kann sich keine geordnete Windströmung entlang der Oberfläche mehr ausbilden, so dass die Voraussetzung für Auftrieb nicht mehr gegeben ist.

### Neue Theorie des Auftriebs

In Bild 05.04.09 sind vorige Wind- bzw. Druckbereiche noch einmal dargestellt, nun aber sind die farblichen Abstufungen geglättet. Die Bewegungsabläufe und Effekte sind mit Pfeilen markiert. Diese neue Theorie des Auftriebs soll hier noch einmal kurz zusammen gefasst werden, in verschiedenen Schritten von der Ursache bis zur letzten Wirkung.

Vorweg ist anzumerken, dass 'Sog' niemals 'ziehend oder anziehend' wirkt, sondern zufällig dorthin gestoßenen Partikeln lediglich die Möglichkeit bietet, längere Distanz bis zur nächsten Kollision zu fliegen. Darüber hinaus können Partikel dorthin dichter beisammen und in besser geordneter Struktur strömen. In diesem Sinne ist nachfolgend der Begriff 'Sog' zu verstehen.

A. Auslösende Ursache des Auftriebs ist die nach hinten abfallende Oberfläche der Tragfläche, welche während ihrer Vorwärtsbewegung fortwährend einen leeren Raum erzeugt. In diesen fallen Partikel in vertikaler Richtung hinunter. Sie werden an der Oberfläche reflektiert, kehren aber erst verspätet nach oben zurück.



B. Umgekehrt wird damit der Raum über dieser originären Leere ausgedünnt, indem sich die Orte aller Kollisionen nach unten verlagern, wobei die Wege zwischen Kollisionen länger werden. Der Bereich geringerer Dichte weitet sich nach oben mit halber Schallgeschwindigkeit aus.

C. In diesen ausgedünnten Bereich fallen Partikel auch in horizontaler Richtung, wobei die Wege zwischen Kollisionen entsprechend länger werden. Diese Bewegung nach hinten wird durch keine Oberfläche begrenzt, so dass Wanderbewegung eintritt, d.h. echte Strömung entsteht. Da die Ausdünnung von unten nach oben wächst, kann unten dieser Wind früher einsetzen und sich stärker entwickeln als in den Luftschichten oberhalb davon.

D. In benachbarten Strömungen unterschiedlicher Geschwindigkeit wirken jeweils schnellere Strömungen wie Sog auf benachbarte, so dass Partikel aus langsameren Strömungen widerstandslos in die schnellere Strömung aufgenommen werden. Die unteren Strömungen werden damit beschleunigt und dichter.

E. Diese achterlich auswandernden Winde stellen nach vorn ebenfalls Sog dar bzw. hinterlassen relative Leere, welche sich mit Schallgeschwindigkeit nach vorn ausbreitet. Diese Leere kann entlang der Oberfläche nur von oben und besonders von vorn aufgefüllt werden. Obwohl Wind auch weit über der Tragfläche herrscht, ist die Strömung entlang der Oberfläche sehr viel stärker ausgeprägt.

F. Die sehr starke Strömung entlang der vorderen Oberseite erzeugt entsprechend starke Sogwirkung bis unterhalb der Nase. Die zur Auffüllung der achterlichen Leere nach hinten-unten abfließende Luftmasse muss vorn auf viel kürzerer Distanz aufwärts 'gesaugt' werden.

G. Bereiche weiter vorn weisen zunächst geringere Geschwindigkeiten auf, die wiederum beugend, verdichtend und beschleunigend auf die schnelle Strömung an der Oberfläche wirken. Entlang der Krümmung über und hinter der Nase kann die gebeugte Strömung widerstandslos fließen.

H. An der Unterseite verbleibt die Luft nicht vollkommen ruhend, im wesentlichen drückt sie aber mit atmosphärischem Druck gegen die Unterseite.

I. An der Oberseite ist entsprechend zur Strömung der statische Druck auf die Oberfläche reduziert. Die Differenz beider statischen Drucke entspricht der Auftriebskraft, welche insgesamt aufwärts und etwas nach vorn gerichtet ist. Die 'Produktion' dieses Auftriebs kostet keinen entsprechenden Energie-Einsatz, weil die 'Abschirmung' der Oberseite gegen atmosphärischen Druck ausschließlich auf Sog basiert, der dortige Wind automatisch entsteht, indem Partikel rein zufällig in die jeweilige relative Leere fallen.

Der Leser möge beurteilen, ob meine Theorie des Auftriebs logische und verständliche Erklärung liefert für Ursache und Wirkungen dieses 'Phänomens' - und darf sie dazu gern vergleichen mit anderen Theorien. Hinsichtlich der Berechnungen ergab sich kurze Zeit später die Möglichkeit der Evaluierung anhand gesicherter Daten, siehe folgendes Kapitel 05.12. 'A380 und Auftrieb'.

Evert / 15.11.2006

## 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 Tanklast, 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.

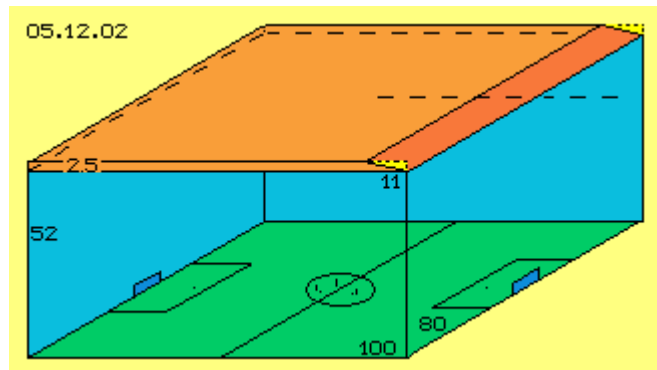
Nach dem Impulserhaltungssatz - das Flugzeug erfährt Auftriebs-Impuls durch entsprechenden Abwärts-Impuls auf die Luft - errechnet sich bei dieser Abwärts-geschwindigkeit die notwendige Bewegung einer Masse  $m = 415 \text{ t/s}$  (etwas weniger als das Gewicht des Flugzeugs, weil mit etwas mehr als  $g$  abwärts beschleunigt). Die Beschleunigung dieses Luftmassetstroms 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.

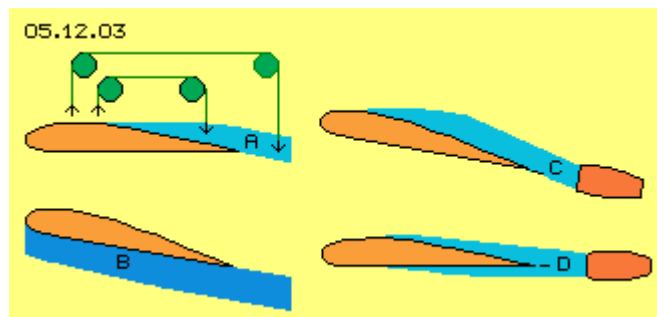
Oben rechts in diesem Bild ist ebenso maßstabsgerecht die Tragfläche (dunkelrot) mit ihren 850 m<sup>2</sup> eingezeichnet, also mit 80 m Spannweite und rund 11 m Länge. Die Tragfläche ist schräg gezeichnet entsprechend obigem Anstellwinkel (gelb), wobei die Tragfläche maximal eine Schicht Luft (hellrot) 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  $2.5 * 11 * 80 = 2.200 \text{ m}^3$  Luft mit der erforderlichen Beschleunigung nach unten gedrückt. Es müsste aber auch die restlich darunter befindliche Luft von  $49.5 * 11 * 80 = 43.500 \text{ m}^3$  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.

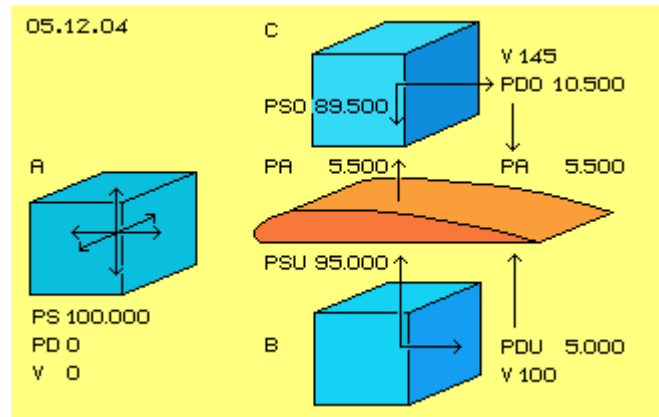
Im Kapitel 'Auftrieb an Tragflächen' habe ich aufgrund der Bewegungen von Luftpartikeln ermittelt, dass per Sogwirkung an der Oberseite eine Strömung von durchschnittlich 45 m/s relativ zur Tragfläche gegeben ist. Dieser Wert könnte auch etwas höher liegen, weil dort ohne optimale Anstellung von etwa 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  $PD = 0.5 \cdot \rho \cdot v^2$  ergibt. Der Strömungsdruck an der Unterseite ist hier also  $PDU = 0.5 \cdot 1 \cdot 100^2 = 5.000$



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  $PDO = 0.5 \cdot 1 \cdot 145^2 = 10.500$  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.

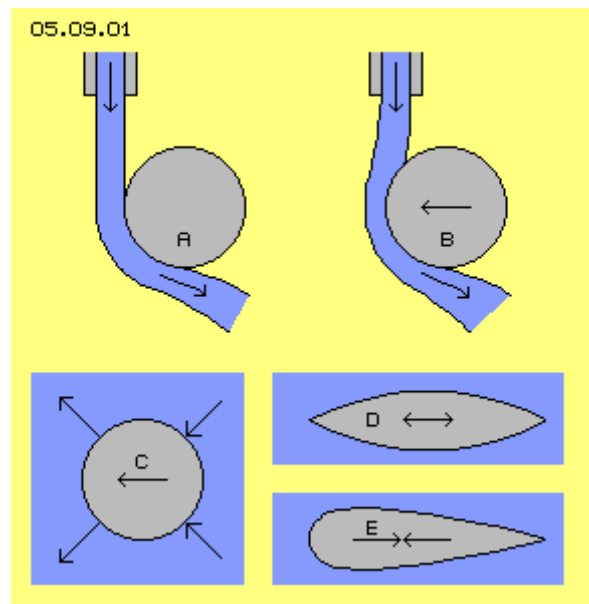
Evert / 31.01.2007

## 05.09. Forellen - Vortrieb

### Unmöglich

Gegenstand dieses Kapitels ist der widerstandslose Vortrieb von Körpern in einem Fluid, so dass z.B. ein Flugzeug praktisch ohne motorischen Antrieb vorwärts fliegt. Nach allen Regeln der Physik scheint das völlig unmöglich - aber weder Hummeln noch Forellen haben Physik studiert. Und viele andere physikalische Erscheinungen scheinen zunächst auch völlig unmöglich zu sein.

In Bild 05.09.01 bei A ist beispielsweise der 'Coanda-Effekt' skizziert: aus einer Leitung fließt Wasser (blau) und trifft seitlich auf eine gerundete Fläche (grau) und wird umgelenkt entlang dieser Fläche - aus der Richtung seiner Gewichtskraft und bisherigen Trägheit heraus. Dieses 'Unglaubliche' können Physiker gut erklären anhand gültiger Formeln (z.B. betreffende 'Zirkulation'), während ich diesen Effekt in vorigen Kapiteln auf Basis der normalen Molekularbewegung beschrieben habe. Eine meiner provokanten Aussagen wird hier bestätigt: Strömung hat keine zwingende Trägheit, ihre Partikel bewegen sich immer dort hin, wo Wege zwischen Kollisionen am längsten sind - auch rechtwinklig zur bisherigen Richtung einer Strömung.



In diesem Bild bei B ist der 'Magnus-Effekt' skizziert: es wird nicht nur der Wasserstrahl unterhalb der gekrümmten Fläche abgelenkt (hier nach rechts), sondern der runde Körper in den Strahl hinein gezogen (nach links), sogar so weit dass der Wasserstrahl zuerst nach links umgelenkt wird. Die höchst erstaunliche Kraft ist leicht festzustellen, indem ein Löffel unter den Wasserhahn gehalten wird. Der atmosphärische Druck ist ein Kilogramm auf jeden Quadratzentimeter - und hier wird diese Kraft links durch den Wasserstrahl vom Löffel abgehalten (genauso wie der Wasserstrahl selbst wieder durch einen begleitenden Luftstrom geschützt wird).

### Paradox

In diesem Bild bei C ist schematisch das Paradoxon d'Alembert skizziert: ein Körper bewegt sich durch Fluid und übt damit Druck nach vorn aus. Da sich Druck umgehend in alle Richtungen gleichförmig ausbreitet, wirkt der Druck letztlich auch auf die Rückseite des Körpers mit genau gleicher Stärke (als fortgesetzter Prozess, wenn der Körper sich kontinuierlich vorwärts bewegt). Also müsste die Bewegung widerstandslos sein und der Körper verlustfrei weiter wandern, nicht nur Kugeln sondern auch strömungsgünstige Körper wie bei D skizziert. Egal ob dieses Profil sich nach links oder rechts bewegt, die Kräfte sind symmetrisch - aber 'paradoxe'weise weist auch dieser Körper noch Widerstand auf.

Als Ursache dieses 'Fehlverhaltens' wird genannt, dass reale Fluide keine 'ideale' Gase sind, d.h. letztlich doch kompressibel sind, Kollisionen nicht vollkommen elastisch erfolgen, also Druck nicht verlustfrei weiter gegeben wird. Das gilt für feste

Körper in Wasser oder Luft ganz gewiss - aber warum bewegen sich dann alle Atome oder Moleküle eines Gases offensichtlich verlustfrei? Als Antworten kommen nur in Frage: 1. weil sich diese Teilchen widerstandslos durch reines Nichts hindurch bewegen - wobei paradox für mich bleibt, wie irgendein Etwas an seiner äußeren Grenze sich nicht augenblicklich 'in Nichts hinein auflösen' sollte. 2. weil 'materielle Teilchen' sich in einem wirklich idealen Gas bewegen - und null-Kompression und null-Energie-Verlust nur gegeben sein kann in einem absolut lückenlosen Medium – wie ausführlich argumentiert in meiner Äther-Physik und -Philosophie.

Hier jedoch geht es nur um Bewegung in der Welt der Teilchen, z.B. eines strömungsgünstigen Körpers (E in vorigem Bild), der sich durch ein teilchenhaftes Medium bewegt und aller Erfahrung nach Widerstand erfährt, also nur mittels Einsatz von Kraft sich fortgesetzt

vorwärts bewegen kann. Paradox dazu scheinen einige 'Körper' jedoch ohne erkennbaren Widerstand sich relativ zum Fluid bewegen zu können.

**Unglaublich**  
Vielleicht war der eine oder andere auch schon erstaunt, dass hoch



oben in Gebirgsbächen noch immer Fische vorhanden sind. Bachforellen stehen total ruhig in rascher Strömung und fliehen bei Gefahr blitzschnell - stromaufwärts (wie jeder leicht beobachten kann). Diese Fische kommen dort oben zur Welt, aber manche Arten (wie z.B. Lachse) wandern bis ins Meer - und wieder zurück, selbst über meterhohe Wasserfälle. Sie 'robben' dabei nicht irgendwie um den Wasserfall herum oder 'fliegen' durch die Luft darüber hinweg, nein, sie 'schwimmen' durch den schnellen satten Strahl hindurch und hinauf (wie oftmals im Fernsehen zu sehen ist).

Diese Fähigkeiten sind bekannt seit es 'Jäger und Angler' gibt und jeder kann dieses 'Phänomen' kennen seit einem dreiviertel Jahrhundert, als Viktor Schaubberger diesen Sachverhalt exakt beschrieb und einen 'Forellen-Motor' entwickelte (aber wohl nicht ganz zum Laufen brachte). Für mich ist wirklich phänomenal, wie gelassen Physiker (hier besonders der Bionik) diese paradoxe Erscheinung außer Acht lässt, anstatt zum Kern ihrer Forschungen zu machen, mit allen verfügbaren Ressourcen. Also werde ich hier mit primitiven 'Bordmitteln' einige Lösungsansätze aufzuzeigen.

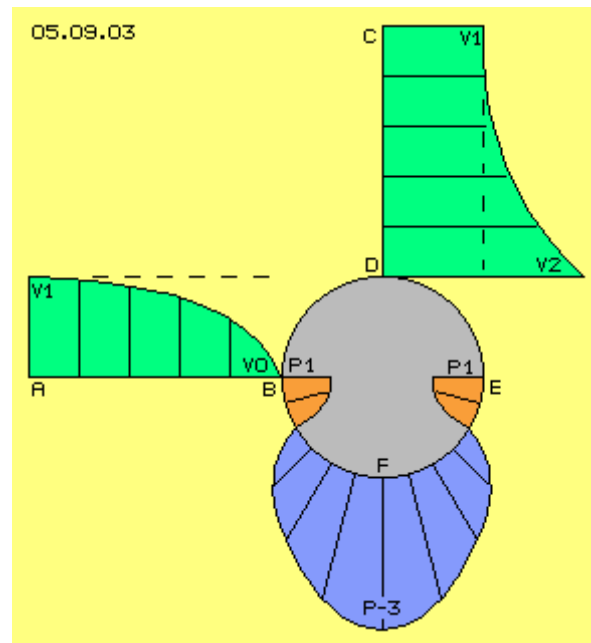
### **Geschwindigkeit, Druck und Sog**

Bild 05.09.03 zeigt eine Darstellung aus Lehrbüchern zur Beschreibung des obigen Paradoxon-d´Alembert. Ein runder Zylinder (grau) befindet sich in einer Strömung.

Weit vor dem Zylinder, links bei A, weist die Strömung die Geschwindigkeit  $V_1$  auf (senkrechte Linie). Zum vordersten Punkt B des Zylinders wird die Strömung gestaut, womit theoretisch an diesem 'Staupunkt' keine Bewegung gegeben ist ( $V_0$ ).

Seitlich vom Zylinder sind ebenfalls Geschwindigkeiten markiert, wobei weit außen bei C wiederum die Grund-Geschwindigkeit  $V_1$  gegeben ist (waagerechte Linie). Zum Zylinder hin ist die Strömung beschleunigt und erreicht direkt an dessen Oberfläche D eine 'Über-Geschwindigkeit'  $V_2$ , etwa doppelt so schnell wie die Grund-Geschwindigkeit.

Abhängig von der jeweiligen Geschwindigkeit lastet Druck auf der Oberfläche des Zylinders. Vorn am Staupunkt B existiert der Staudruck  $P_1$  (rot), im Quadrat korrelierend zur Grund-Geschwindigkeit. Weiter zur Seite weist das Wasser zunehmende Strömung auf, der statische Druck nimmt also nach außen hin ab. Die schnellste Geschwindigkeit herrscht seitlich am Zylinder, so dass dort Sogwirkung (blau) auftritt, jeweils radial zum Mittelpunkt des Zylinders, z.B. bei Punkt F in der Größenordnung  $P-3$ .



Bei 'unter-kritischer' Geschwindigkeit sind der Strömungsverlauf und damit auch die Druckverhältnisse symmetrisch (wie hier skizziert), so dass z.B. auch hinten bei E wieder entsprechender Staudruck gegeben ist. Theoretisch würde dieser Zylinder fast (und eine Kugel vollkommen) widerstandsfrei in der Strömung stehen können. Sobald jedoch die Strömung kritische Geschwindigkeit erreicht, fließt Wasser hinten nicht mehr schnell genug zusammen, kann sich also nicht mehr aufstauen, der achterliche Vorwärts-Druck schlägt um in Rückwärts-Sog.

### Motorische Umleitung

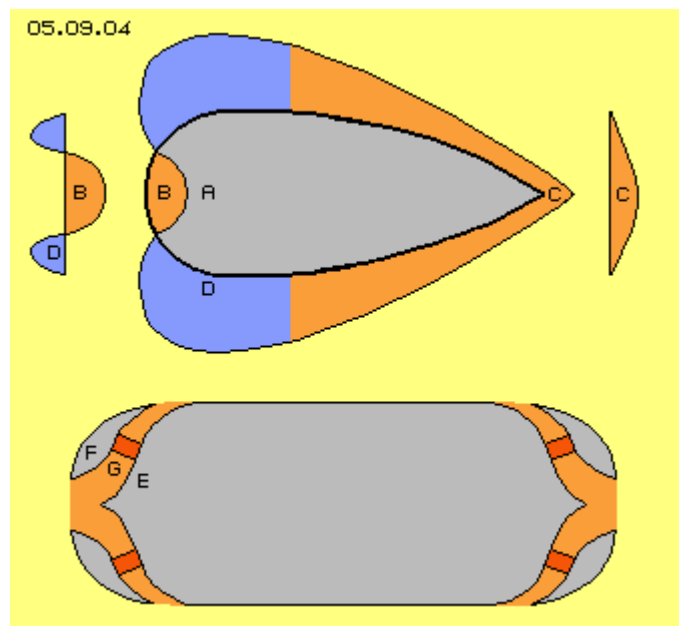
Die Druck- und Sog-Kräfte im vorderen Bereich aller gerundeten Körper gelten als ausgeglichen hinsichtlich ihres Widerstands in Strömungsrichtung, aber am achterliche Bereich ergibt sich Sog. Um dieses achterliche 'Fest-Saugen' zu reduzieren, müssen die Flanken eines Körpers weiter nach hinten gezogen sein, womit der Körper 'strömungsgünstige' Form erhält.

In Bild 05.09.04 ist ein solch strömungsgünstiger Körper A (grau) schematisch dargestellt, z.B. der Rumpf eines Flugzeugs. Er bewegt sich durch ruhende Luft nach links, so dass Staudruck B (rot) an seiner Frontseite entsteht. Seitlich davon herrscht beschleunigte Strömung und damit geringerer statischer Druck bzw. dieser Sog D, bis hin zum Ende C. Nach links weisender Sog ist blau, nach rechts (gegen die Bewegung) gerichteter Sog ist rot markiert.

Die Sogkräfte wirken jeweils senkrecht auf die Oberfläche, d.h. ihre nach vorwärts bzw. rückwärts gerichteten Komponenten sind meist nur Bruchteile davon. Die Kräfte des vorderen Bereichs sind links dargestellt, rot der gegen die Bewegungsrichtung

gerichtete Staudruck und blau die in Bewegungsrichtung weisenden Komponenten des Sogs. In etwa sind diese Kräfte des Bug-Bereichs ausgeglichen - oder könnten positiv gestaltet werden.

Unvermeidlich dagegen sind die nach rückwärts gerichteten Sogkräfte (rot), welche rechts mit ihren Komponenten gegen die Bewegungsrichtung dargestellt sind. Egal wie lang der Rumpf nach hinten gestreckt wird, das 'Festsaugen' kann nicht auf null reduziert werden. Der eigentliche Widerstand eines strömungsgünstigen Körpers ergibt sich also nicht primär aus dem Staudruck am Bug, sondern durch Sog am Heck.

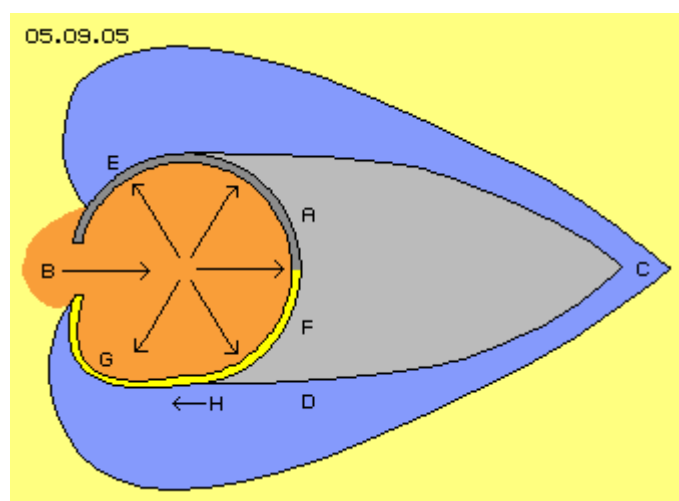


Aus meinen frühen Arbeiten zur Fluid-Technologie ist in diesem Bild 05.09.04 unten der Querschnitt eines Schiffsrumpfes E (grau) skizziert. Der Staudruck am Bug F sollte abgebaut werden, indem Wasser (rot) durch Kanäle G nach außen gefördert wird mittels Propeller (dunkelrot). Auch am Heck könnten entsprechende Kanäle installiert sein, um das achterliche Festsaugen zu eliminieren. Dieses Schiff würde sehr gut zu manövrieren sein - aber diese Technik wäre nur einsetzbar unter 'ruhigen Bedingungen', z.B. auf Binnengewässern.

Analog dazu habe ich z.B. vorgeschlagen, die Luft am Bug von Flugzeugen abzusaugen in den Einlass der Triebwerke und deren Auslass über den Tragflächen zu installieren. Gewiss würden diese Maßnahme den Widerstand reduzieren, aber die wirkliche Lösung muss eine andere sein - weil Forellen den Strömungswiderstand offensichtlich ohne motorische Leistung auf Null bringen bzw. sogar Vortrieb relativ zur Strömung erreichen.

### Mechanischer Zug

In Bild 05.09.05 ist der Körper A der Forelle schematisch als 'strömungsgünstiges' Profil skizziert. Die Forelle steht mit offenem Maul in der Strömung, so dass der Staudruck B (rot) auch innerhalb des Körpers anliegt. Blau markiert sind auch wieder die Bereiche des seitlichen Sogs D, welche bis zur Heckflosse C reichen.



Innerhalb des Maul-Bereichs markieren die Pfeile, dass sich dieser Staudruck nach allen Seiten hin gleichförmig auswirkt. Dieser erhöhte Druck wirkt somit auch auf die obere Wand (dunkelgrau markiert), die in etwa der Innenseite einer Halbkugel entsprechen könnte. Hinten vom Körper A her ist normaler Gegendruck gegeben,



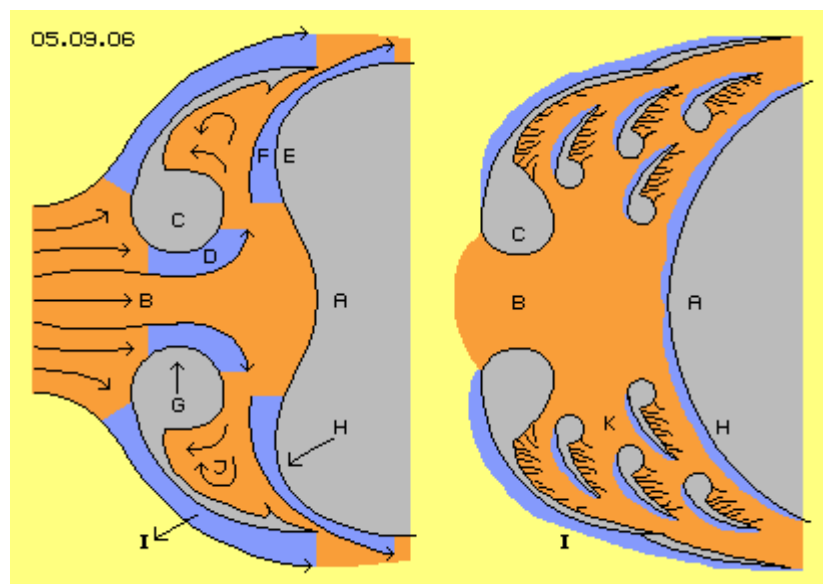
vorn an diesem Viertel E einer Kugeloberfläche liegt außen aber der viel geringere Druck des Sogbereichs an. Wenn damit diese Staudruck-Innenkugel nach vorn gedrückt würde, ergäbe sich eine elegante Lösung des Paradoxons. 'Gar zu elegant?' - diese Frage überbebe ich gern an Fachleute.

Alternativ dazu soll die untere Hälfte dieser Hohlkugel (gelb) aus elastischem Material bestehen. Von hinten bei F drückt auf diesen 'Ballon' wiederum normaler Körperdruck, nach seitlich-vorn G jedoch würde diese elastische Wand zum Sog hin ausgebeult (wie z.B. die Plane bei Lastwagen). Diese Dehnung bewirkt Zug an den Befestigungspunkten, hier also beim Maul quer zur Strömung und an der Seite H in Vorwärtsrichtung. Stehen darum Forellen so 'elegant' in der Strömung? Und die ergänzende Frage an Fachleute: wirken diese Zugkräfte nicht auch analog beim stabilen Material der oberen Hälfte?

### Coanda plus Magnus

Staudruck ist insofern positiv, als damit eine Kraft in Erscheinung tritt. Mit vorigem Lösungsansatz wird diese Kraft aber nur statisch verwertet, was den besonderen Eigenschaften der Fluide nicht gerecht wird. Erstaunliche und höchst wirksame Effekte kommen nur aus Strömungen zustande, wie z.B. oben erwähnter Coanda- sowie Magnus-Effekt.

In Bild 05.09.06 ist nur der vordere Teil des Körpers A dargestellt. Rot sind Bereiche des Staudrucks (bzw. langsamer Strömung) und blau sind Bereiche des Sogs (bzw. schnellerer Strömung) markiert. Zuerst soll die Darstellung links im Bild diskutiert werden.



Der Staudruck B dringt durch das Maul in den Körper ein. Der Rand des Mauls C ist gerundet, so dass (gemäß Coanda) die Strömung D zur Seite hin umgelenkt wird. Diese Querströmung fließt anschließend entlang einer wiederum gerundeten Oberfläche E, so dass die Strömung F nach außen-hinten umgelenkt wird. Diese mündet durch Schlitze in die Strömung entlang der Außenseite bzw. wird sogar nach außen gesaugt.

Zugleich mit der Umlenkung wird die Oberfläche zur jeweiligen Strömung hin gedrückt (gemäß Magnus). Am Maul C treten damit Kräfte G in zentripetale Richtung auf, also neutraler Art. An der zweiten Krümmung jedoch wird die Oberfläche H nach vorn gezogen. Durch diese doppelte Umlenkung wird also statischer Staudruck in dynamische Vortriebskraft umgesetzt. Hinter der Rundung des Mauls ergibt sich turbulente Strömung J, welche von innen höheren Druck auf die 'Backe' I ausübt, während außen in diesem Sogbereich geringer statischer Druck anliegt.

Der Staudruck wirkt im Innern damit nicht mehr nur als 'ruhendes' Wasser. Aus diesem Bereich hoher Dichte wird vielmehr Strömung produziert, welche unterstützt wird durch den Sog am Auslass dieses 'Kanals'. Durch geschickte Führung werden Strömungen unterschiedlicher Geschwindigkeit organisiert und aus diesen Differenzen wird Kraft in Vorwärtsrichtung generiert.

### **Multiplikation wirksamer Fläche**

In diesem Bild rechts ist schematisch nun die Grund-Konstruktion des 'Forellen-Vortriebs-Motors' skizziert. Es sind wiederum nur der vordere Teil des Körpers A dargestellt und die anderen Elemente entsprechend gekennzeichnet. Als zusätzliches 'Bau-Element' sind hier Kiemen K schematisch eingezeichnet.

Fische haben Kiemen seitlich innen im Kopf, durch welche sie den im Wasser gelösten Sauerstoff aufnehmen (und anschließend dieses Wasser seitlich durch Schlitze abfließt). Generell müssen Kiemen (analog zu Lungen) große Oberfläche aufweisen (z.B. durch baumartige Verzweigungen). Ich hab noch nie einem lebendigen Fisch ins Maul geschaut, bin aber ziemlich sicher, dass die spezielle Fähigkeit der Bachforellen und Lachse auf einer speziellen Form ihrer Kiemen basiert (wie auch Viktor Schauberger vermutete).

Im Prinzip werden diese Kiemen-Bäume und -Äste an ihrer vorderen Seite jeweils relativ glatte Oberfläche aufweisen, während nach hinten eine unebene Oberfläche gegeben ist, z.B. wie hier durch kleine Äste oder 'Haare' skizziert ist. Entlang der glatten Vorderseite herrscht schnelle Strömung, während jeweils an der Hinterseite vielfache Turbulenz mit entsprechend hohem statischen Druck existiert. Aus Druck-Differenz resultiert 'Sog' in Vorwärtsrichtung (hier jeweils blau markiert). Vermutlich sind Kiemen dieser Grund-Struktur fraktal aufgebaut, so dass im gegebenen Raum diese Sog-Komponenten an sehr großer Gesamtfläche wirksam werden.

Lebewesen sind aus Material nahezu beliebiger Elastizität aufgebaut und darum sind erfolgreiche Prinzipien der Natur oft nur schwer zu erkennen und nur selten durch völlig identische Technik zu imitieren. Das Grundprinzip der Forellen zur Egalisierung des Strömungswiderstands und zur Generierung von Vortrieb scheint mir eindeutig: Multiplikation der einer Strömung ausgesetzten Fläche und Organisation interner Strömungen dergestalt, dass jeweils an Vorderseiten höhere Geschwindigkeit als an Hinterseiten existiert – was im Prinzip technisch nachzubilden sein müsste.

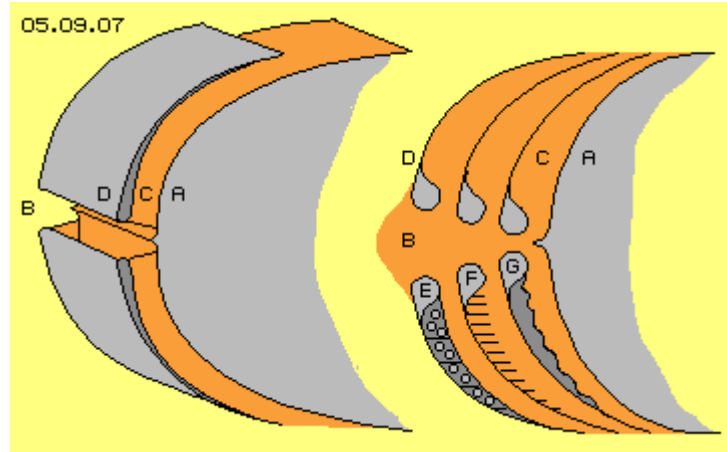
### **Prinzipien technischer Umsetzung**

Als Beispiel soll nun ein Flugzeug-Rumpf dienen, der sich nach links in ruhender Luft bewegt. Das Grundprinzip technischer Umsetzung ist in Bild 05.09.07 schematisch dargestellt. Der vor dem Rumpf A existierende Staudruck B muss durch eine Öffnung in einen Bereich innerhalb des Körpers eindringen können. Die Strömung in einem Kanal C zwischen Rumpf A und vorderem Körperteil D muss an gekrümmten Flächen umgelenkt werden und seitlich am Körper abfließen. Einerseits wird also Luft per Staudruck in die Kanäle gedrückt, andererseits wird diese Luft aus den Kanälen abgesaugt durch die Strömung entlang der Außenseite des Rumpfes.

Für diesen 'Staudruck-Motor' wäre eine breite Form von Rümpfen vorteilhaft (wie im folgenden Kapitel dargestellt). Aber auch vorn an einem runden Rumpf wäre diese 'Vortriebs-Komponente' machbar.

In diesem Bild rechts-oben ist die Umlenkung an zwei gekrümmten Flächen aus vorigem Bild nochmals wiederholt, hier jedoch die Oberflächen durch drei Kanäle C vergrößert. Das allein wird nicht ausreichen, weil zu geringe Geschwindigkeitsdifferenzen an den jeweiligen Rück- und Vorderseiten auftreten. Als 'Rückseite' wird hier die zum Heck weisende Oberfläche, als 'Vorderseite' die zum Bug schauende Oberfläche bezeichnet. In diesem Bild rechts-unten sind drei Möglichkeiten zur Verzögerung der Strömung an den Rückseiten skizziert.

Bei E sind Bleche an der Rückseite installiert, waagrecht und senkrecht, versehen mit Löchern, so dass Luft entlang der Oberfläche nicht ungehindert fließen kann. Durch die langsame Strömung bzw. Turbulenzen lastet relativ hoher Druck auf dieser Oberfläche (und schiebt damit das Flugzeug nach vorn). Diese Technik verlangt vermutlich großen Abstand zur nächsten Vorderseite, so dass sie hier nicht optimal sein dürfte.



Bei F ist eine Konstruktion dargestellt, die vorigen 'Kiemen-Haaren' nahe kommt: die gesamte Rückseite ist wie ein 'Nagelbrett' gestaltet, d.h. viele runde Stifte ragen aus der Oberfläche heraus, so dass Luft sich dort sehr wohl bewegen kann, jedoch nur langsam und turbulent. Vermutlich wären elastische Elemente (wie langhaarig rauher Pelz oder Gefieder) sehr geeignet, um hohen statischen Druck an den Rückseiten der Kanäle zu erreichen.

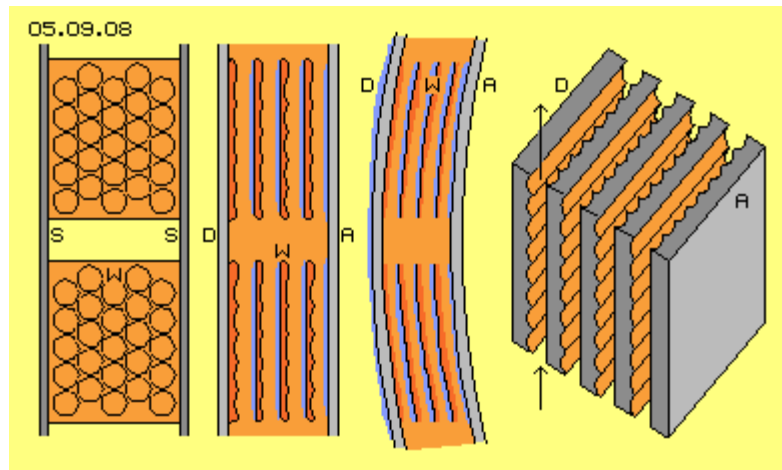
Bei G ist eine technisch einfache Konstruktion skizziert, indem diese Rückseite wellenförmig gestaltet ist. Darüber hinweg streichende Luft kommt nicht in gleichförmig laminare Strömung, sondern wird immer wieder Turbulenz aufweisen. In jedem Fall also müssen die Vorderseiten der Kanäle möglichst glatte Oberflächen aufweisen, während die Rückseiten strömungs-hemmend beschaffen sein müssen.

### **Dellen und glatte Flächen**

Vorige Bilder sind rein schematische Darstellungen und zu 'makroskopisch'. Gewiss braucht Fluid immer genügend Spielraum, beispielsweise müssen Rohre bzw. hier die Kanäle ausreichend dimensionierte Durchmesser aufweisen. Sonst wird das System selbstsperrend und Strömung verhindert. Andererseits zeigen gerade diese Kiemen, dass der Effekt nur erreicht wird durch enorme Vergrößerung der Oberflächen - von mikroskopisch kleiner Strukturen. Hier ist vorteilhaft, dass Strömung einerseits durch Druck und andererseits durch Sog zustande kommen kann, also müsste auch eine Lösung durch relativ enge Kanäle machbar sein.

In Bild 05.09.08 ist vorige 'Rückwand mit Wellen' etwas detaillierter dargestellt, wobei die Wellen hier durch kleine Dellen ersetzt sind. Links im Bild ist die Sicht auf eine Rückseite W dargestellt, die zwischen zwei Spanten S gehalten wird. Die Kreise darin repräsentieren runde Dellen bzw. auch ein Wabenmuster wäre geeignet. Die Luft strömt von unten nach oben an diesen Vertiefungen entlang und es wird nur turbulente Bewegung zustande kommen.

Rechts daneben ist ein Querschnitt dargestellt und es sind vier Wände W zwischen der Rumpf-Vorderseite D und der Rumpf-Innenwand A eingezeichnet. Jede Rückseite weist dieses Dellen-Muster auf (auch die rechte Seite der Rumpf-Außenwand D). Jede Vorderseite ist möglichst glatt (auch die linke Seite der Rumpf-Innenwand A). Die Strömungen fließen ungehindert entlang der glatten Oberflächen, so dass sich jeweils Sog ergibt (blau markiert) bzw. die Differenz statischen Drucks das Flugzeug nach vorn schiebt.



Rechts davon ist dieser Querschnitt noch einmal skizziert, wobei das gesamte 'Sandwich' dieser Wände gekrümmt ist entsprechend zur Kontur der Rumpf-Außenseite. Durch die einzelnen Kanäle sollen Strömungen fließen, die an beiden Oberflächen vollkommen unterschiedlichen Charakter hat. Die laminare Strömung an den Vorderseiten kann aber nicht unbegrenzt erhalten bleiben, sondern wird nach einer Distanz von etwa zehn- bis fünfzehn mal der Breite des Kanals ebenfalls turbulent werden. Darum ist hier die Länge der 'Sandwich-Blöcke' begrenzt und vor dem nächsten Block ein freier Zwischenraum eingezeichnet.

### Rillen längs und quer

In Bild 05.09.08 ganz rechts ist in diagonaler Sicht ein Sandwich-Block skizziert, der einerseits einfach zu fertigen und andererseits sehr vorteilhaft sein dürfte. Die Luft strömt wieder von unten nach oben durch die Kanäle, jede Rückseite ist mit Rillen quer zur Strömung versehen, jeder Vorderseite mit Rillen in Strömungsrichtung, jede Zwischenwand weist also einerseits Quer- und andererseits Längsrillen auf.

An den Rückseiten herrscht turbulente Strömung, weil die Querrillen keine kontinuierliche Bewegung zulassen. An den Vorderseiten dagegen wird die Strömung besonders gut fließen, weil die Längsrillen gegen seitliche Störung schützen (wie man auch an Tragflächen mit kleinen Längsrillen feststellen konnte). Allerdings sollten auch diese Kanalblöcke nur begrenzte Länge und Abstand zum folgenden Block aufweisen, so dass sich das günstige Strömungsmuster immer wieder neu bilden kann. Prinzipiell wird laminare Strömung an gekrümmten Oberflächen länger anliegen, so dass gekrümmte Sandwich-Blöcke etwas länger sein können (wobei natürlich die Krümmung immer aus der Strömungsrichtung zurück weichen muss).

### Anordnungs-Beispiel

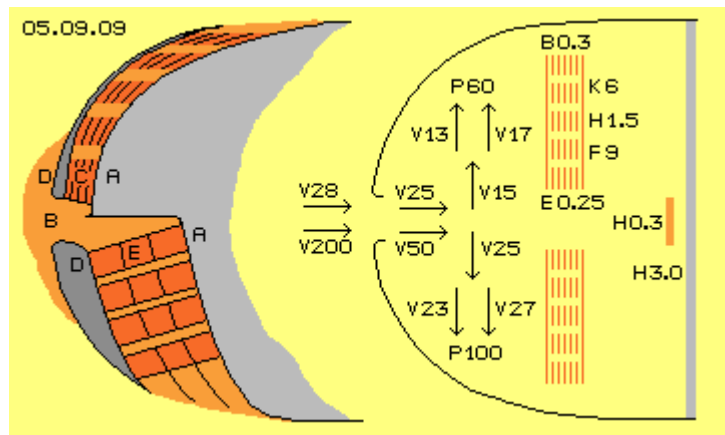
In Bild 05.09.09 links ist wiederum der Bug eines Rumpfes A dargestellt inklusiv des davor angeordneten Körperteils D, dazwischen die Kanäle C. Am Bug liegt Staudruck B an, so dass Luft durch die Kanäle gedrückt wird (bzw. auch seitlich abgesaugt wird). Oben in dieser Darstellung sind vorige Sandwich-Blöcke (dunkelrot, jeweils mit Abstand dazwischen) entlang der Krümmung des Bugs angeordnet.

Unten in dieser Darstellung ist skizziert, dass der Staudruck auch weiter in den Rumpf hinein zu führen ist, so dass Kanäle bzw. Sandwich-Blöcke E auch seitlich nebeneinander anzuordnen sind. In jedem Fall herrscht in diesem Einlassbereich erhöhter Druck bzw. relativ hohe Dichte, aus welcher Luft zur Seite hin in die Kanäle gedrückt wird. Der Einlass der Kanäle ist gestaffelt angeordnet. An jeder vorspringenden Fläche lastet aber nicht der volle Staudruck, weil er auch dort schon durch diese Querströmung reduziert ist.

Zur Vergrößerung der wirksamen Fläche sind diverse Möglichkeiten geboten. Theoretisch müsste diese Technik auch mit Rillentiefe und Wandabständen in Mikrometern funktionieren. Andererseits wird auch Luft unter Druck relativ 'dickflüssig' und Schmutzpartikel in der Luft könnten die Kanäle verstopfen. Eine praktikable Größenordnung wird bei einigen Millimeter bis Zentimeter liegen.

### Daten-Beispiel

In Bild 05.09.09 rechts sind einige Daten beispielhaft eingezeichnet, oben für die Start- und unten für die Flugphase. In der Startphase ist das Flugzeug z.B. nur 100 km/h schnell, bewegt sich also mit rund 28 m/s (V 28) relativ zur ruhenden Luft bzw. mit dieser Geschwindigkeit kommt Luft zum Einlass. In diesem Bereich wird die Strömung verzögert, z.B. auf 25 m/s (V 25). In die relativ engen Kanäle fließt (hier nach oben) die Luft nochmals langsamer hinein, z.B. mit 15 m/s (V 15).



Es wird unterstellt, dass an den quer-gerippten Rückseiten eine Geschwindigkeit von nur 13 m/s anliegt, an den längs-gerippten Vorderseiten dagegen 17 m/s (V 13 bzw. V 17). Die Differenz der kinetischen Energie beider 'Teilströme' ergibt rund 60 Pa bzw. 60 kg/ms<sup>2</sup> bzw. 60 N/m<sup>2</sup> (P 60). Entsprechend dazu verhalten sich die statischen Drücke bzw. deren Differenz an Rück- und Vorderwand.

Es sind hier sechs Kanäle (K 6, rote Linien) angelegt, wobei eine Wand etwa 1 cm und der Abstand zwischen den Wänden etwa 4 cm breit sind. Der Einlass in die Kanäle insgesamt ist damit rund 25 cm (E 0.25) und das Bauelement insgesamt etwa 30 cm (B 0.3) breit. Der Rumpf soll etwa 3 m hoch sein (H 3.0, grau), die effektiv nutzbare Höhe der Sandwich-Blöcke aber nur 1.5 m (H 1.5). Ein Segment von 1 m Breite ergibt somit  $6 * 1.5 = 9 \text{ m}^2$  effektive Fläche (F 9). Auf diese Gesamtfläche wirken obige  $60 \text{ N/m}^2 * 9 \text{ m}^2 = 540 \text{ N}$  als Vortriebskraft.

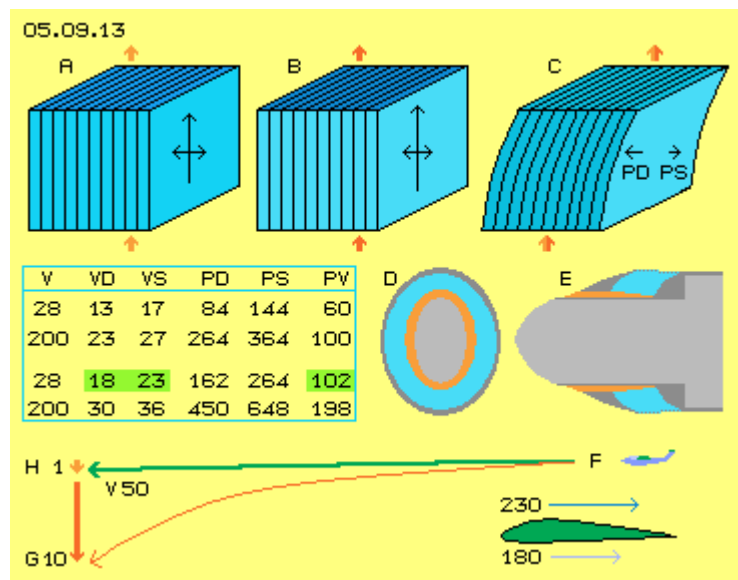
In der unteren Hälfte dieser Darstellung sind Daten der Flugphase angeführt. Die Reisegeschwindigkeit ist 720 km/h bzw. 200 m/s (V 200). Von der angestauten Luft sollen nur Teilmengen mit etwa 50 m/s (V 50) in den Einlassbereich eindringen. In den Kanälen selbst wird mit noch geringerer Geschwindigkeit von nur 25 m/s (V 25) gerechnet. Wenn wiederum die Strömungen an Rück- und Vorderseite der Kanäle nur um +/- 2 m/s differieren, also 23 m/s bzw. 27 m/s (V 23 und V 27) aufweisen, ergibt sich eine Druckdifferenz von 100 N/m<sup>2</sup> (P 100). Bezogen auf obige  $9 \text{ m}^2$  Gesamtfläche ergibt sich Beschleunigungskraft von rund 900 N.

## Vorschub nach Bedarf

Diese Schubkraft von 900 N ist natürlich sehr bescheiden z.B. im Vergleich zur A380, die mit mehr als 300 kN gestartet wird. Im vorigen Kapitel wurden zum Auftrieb an Tragflächen die Geschwindigkeiten und Drücke je Kubikmeter Luft diskutiert. In Bild 05.09.13 sind analoge Daten dargestellt, nun zum Forellen-Vortrieb.

Bei A ist ein 'Kanal' von 1 m Länge und 1 m<sup>2</sup> quadratischem Querschnitt skizziert. Wenn darin keine Strömung gegeben ist, lastet der normale atmosphärische Druck auf allen Seitenflächen gleichförmig. Wenn durch diesen Kanal die Luft hindurch fließt (hier von unten nach oben), ergibt sich oben ein erhöhter dynamischer Druck und auf die Seitenflächen ein entsprechend geringerer statischer Druck. Bei stärkerer Strömung ist der dynamische Druck nochmals stärker und der statische Druck nochmals geringer (siehe Pfeile bei A und B). Wenn dieser große Kanal in zehn engere Kanäle von jeweils 10 cm Breite unterteilt wird, lastet der statische Druck auf der zehnfach größeren Fläche der Zwischenwände.

Wichtig ist nun, dass die Kanäle gekrümmt sind, wie bei C skizziert ist. Schon dadurch ergibt sich eine Differenz der Fließgeschwindigkeiten: die Strömung prallt auf die konkaven (Druck-) Flächen, es ergibt sich Reibung und reduzierte Strömung. Entlang der konvexen (Sog-) Flächen kann die Luft fortwährend in relative Leere fallen, womit eine geordnete und beschleunigte Strömung erreicht wird. Zusätzlich sollten die Flächen einerseits rau und andererseits möglichst glatt sein. Dann ergibt sich ein erhöhter Druck an den (Druck-) Hinterseiten und reduzierter Druck an den (Sog-) Vorderseiten (siehe Pfeile PD und PS bei C).



In der Tabelle ist der dynamische Druck wieder nach Formel  $P=0.5 \cdot m \cdot \rho \cdot v^2$  ermittelt, je nach Geschwindigkeit an den Druck- und Sog-Seiten (VD und VS). Aus der Druck-Differenz zwischen Druck- und Sogseite (PD und PS) ergibt sich der Vorschubs-Druck (PV), in den oberen Zeilen mit obigen 60 N/m<sup>2</sup> und 100 N/m<sup>2</sup>.

Diese Kanäle sind nun mit rund 10 cm ausreichend breit, um erhöhten Durchsatz zu erlauben. Zugleich könnte damit die Differenz der Geschwindigkeiten größer sein, z.B. beim Start schon mit 18 und 23 m/s (siehe dritte Zeile). Dann ergibt sich dort schon ein Schub von 102 N/m<sup>2</sup>. Bei hoher Reisegeschwindigkeit (vierte Zeile) könnte Luft mit 30 und 36 m/s fließen und eine Schubkraft mit 198 N/m<sup>2</sup> ergeben.

Der insgesamt verfügbare Schub ergibt sich aus der verfügbaren Gesamt-Fläche. Bei der A380 ist der Rumpf-Querschnitt etwa 80 m<sup>2</sup>, davon könnten z.B. 50 m<sup>2</sup> für den Forellen-Vortrieb genutzt werden. In Bild 09.05.13 ist mittig rechts schematisch ein Querschnitt (D) und ein Längsschnitt (E) skizziert. Das Cockpit (hellgrau) könnte mittig installiert sein, der ringförmige Einlass für den Staudruck ist rot markiert. Die

Vortriebsfläche (blau) bildet einen Ring von etwa  $50 \text{ m}^2$ , der Abfluss erfolgt außen durch 'Kiemenschlitze' am Rumpf (dunkelgrau).

Auf einer Länge von z.B. 3 m könnte man 25 Kanäle installieren, womit sich eine wirksame Fläche von  $50 * 25 = 1250 \text{ m}^2$  ergibt (weit mehr als die Fläche der Tragflügel). Bei rund  $100 \text{ N/m}^2$  ergäbe sich ein Schub von insgesamt 125 kN – oder auch bei  $200 \text{ N/m}^2$  das Doppelte mit 250 kN. In großer Höhe bei geringer Dichte sind das aber wiederum nur etwa 100 kN. Damit kann das Flugzeug völlig autonom über den Atlantik fliegen. Die Triebwerke sind nur noch zur Beschleunigung beim Start erforderlich. Das Startgewicht ist weit geringer, weil nur noch halb so viel Treibstoff zu tanken ist. Ganz nebenbei fliegt dieser Flieger erstaunlich leise.

### Ein Zehntel für den Vortrieb

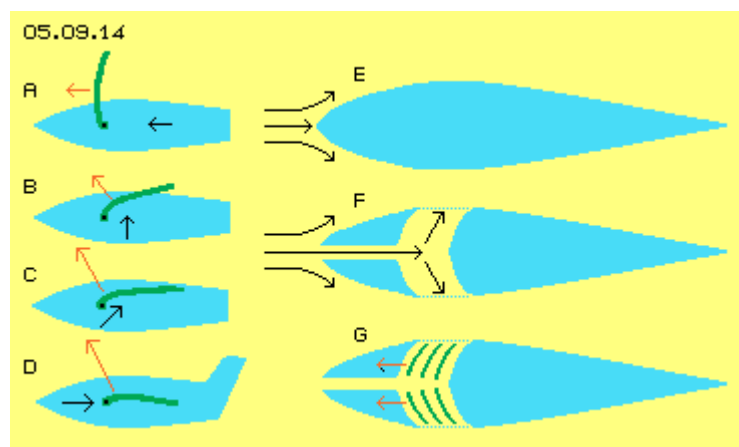
In diesem Bild 09.05.13 ist unten ein Segelflugzeug F skizziert, das sich mit 50 m/s nach links bewegt. Ohne die Kraft des Auftriebs würde es abstürzen aufgrund der Gravitationsbeschleunigung von rund  $10 \text{ m/s}^2$  (rote Kurve von F nach G). Dieser Segler ist sehr strömungsgünstig gebaut, dennoch wird er durch den Luft-Widerstand abgebremst, wird langsamer mit entsprechend geringerem Auftrieb. Um den Luftwiderstand zu egalisieren muss sich der Flieger auf einer 'schiefen Ebene' abwärts fallen lassen (siehe Linie von F nach H), z.B. einen Meter Höhe verlieren auf 50 m Distanz (Gleitzahl 1:50). Ein Zehntel der Erdbeschleunigung, hier  $1 \text{ m/s}^2$ , sind in diesem Fall erforderlich, um die Fluggeschwindigkeit konstant zu halten.

Rechts unten ist die Tragfläche skizziert. Unten entlang streicht die Luft mit vorigen  $50 \text{ m/s} = 180 \text{ km/h}$  an der Tragfläche vorbei. An der Oberseite wird ein 'künstlicher Wind' von etwa  $50 \text{ km/h}$  generiert. Die Luft streicht also mit etwa  $230 \text{ km/h}$  über die Tragfläche. Bei sehr überschlägiger Betrachtung müsste in den Vortriebskanälen eine Relation von 18 zu 23 m/s erreicht werden (grün markiert in der Tabelle). Diese etwa  $100 \text{ N/m}^2$  wären ausreichender Vortrieb, sofern er an einer großen Fläche wirken kann, mindestens entsprechend zu den Tragflügeln.

### Segeln gegen den Wind

In Bild 05.09.14 sind links Segelschiffe skizziert und bekannte Sachverhalte dargestellt. Bei A weht der Wind (schwarzer Pfeil) von achtern, das Segel (grün) steht querab, der Vortrieb (roter Pfeil) schiebt das Schiff gegen den Widerstand im Wasser vorwärts, etwas langsamer als der Wind bläst. Bei B weht der 'wahre Wind' von der Seite.

Zusammen mit dem Fahrtwind ergibt sich ein 'scheinbarer Wind' von schräg-vorn. Dessen schnellere Luftströmung erzeugt am Segel eine größere Kraft. Die anteilige, vorwärts gerichtete Komponente treibt das Schiff schneller voran. Bei 'vorlichem Wind' (bei C) werden am Segel noch stärkere Kräfte wirksam. Das Schiff 'krängt' aufgrund des seitlichen Drucks, läuft aber vorwärts mit viel höherer Geschwindigkeit als der des originären wahren Winds.



Die Oberseite einer Tragfläche (bei D) wirkt wie ein Segel, bei dem der Fahrtwind direkt von vorn anliegt. Der Auftrieb (etwas nach vorn-aufwärts gerichtet) kommt ausschließlich zustande aufgrund der beschleunigten Luftströmung über der Fläche. Motorische Kraft ist nur erforderlich zur Generierung des Fahrtwindes.

Im Bild rechts ist bei E ein Querschnitt durch die strömungs-günstige Form eines Flugzeug-Rumpfes skizziert. Wenn dieser Körper durch 'ruhende' Luft geschoben wird, ergibt sich ein Staudruck am Bug. Letztlich aber fließt alle Luft seitlich entlang des Rumpfes nach hinten. Es ergibt sich kein wesentlich größerer Widerstand, wenn man den Staudruck ins Rumpf-Innere eindringen lässt und die Luft erst dann in seitlichen Kanälen nach außen abfließen lässt (wie bei F skizziert ist).

Wenn in diesen schräg nach hinten weisenden Kanälen nun 'Segel gesetzt' werden, ergibt sich nach vorwärts gerichteter Auftrieb, d.h. Vortrieb für diesen Rumpf (wie bei G angezeigt ist). Es müssen Wände aus geeignetem Material und zweckdienlicher Form mit möglichst großer Oberfläche installiert werden. Dann wird dieser Rumpf direkt gegen den Wind 'segeln' und (zumindest teilweise bis weitgehend) den erforderlichen Fahrtwind autonom erzeugen.

Das klingt natürlich unglaublich - aber genauso macht es die Forelle: sie steht bewegungslos in der Strömung, um bei Gefahr blitzartig gegen die Strömung ins Versteck zu flüchten. Oder sie beschleunigt im Gumpen unter einem Wasserfall und 'fliegt' meterhoch hinauf. Nur Forellen und Lachse sind offensichtlich fähig, den Strömungsdruck in Vortrieb (relativ zur Strömung) umzusetzen. Fachleuten der Strömungstechnik und besonders der Luft- und Raumfahrt sollten diese Herausforderung angehen und werden fähig sein, dieses Prinzip technisch zu realisieren.



Einigen Studenten und Mitarbeitern des Fachbereichs der Luft- und Raumfahrt an der Universität Stuttgart ist Ähnliches schon gelungen: auf einem simplen Fahrzeug wurde ein Propeller (bzw. 'Windrad') montiert, das autonom Vortrieb aus dem Fahrtwind generierte. Das Gerät erfordert nur beim Start einen manuellen Anschub und bewegt sich dann fortwährend weiter (lat. 'perpetuum mobile'). Das ist nach gängiger Lehre unmöglich (und darum ist die Dokumentation dieses gelungenen Experiments kaum mehr zu finden in der Literatur).

Diese Prozesse verletzen aber keinesfalls die Energie-Konstanz: nur zeitweilig wird die Energie molekularer Bewegung so organisiert, dass sich ein brauchbarer Neben-Effekt ergibt. Genau das bewirkt das Prinzip des Forellen-Motors, auf direkte Weise, ohne bewegliche Teile, nur aufgrund der Formgebung von Wänden und der Organisation zweckdienlicher Strömungen.

Evert / 2006-12-21 sowie 30.11.2015



## 05.08. Flugzeug NT

### Zielsetzung

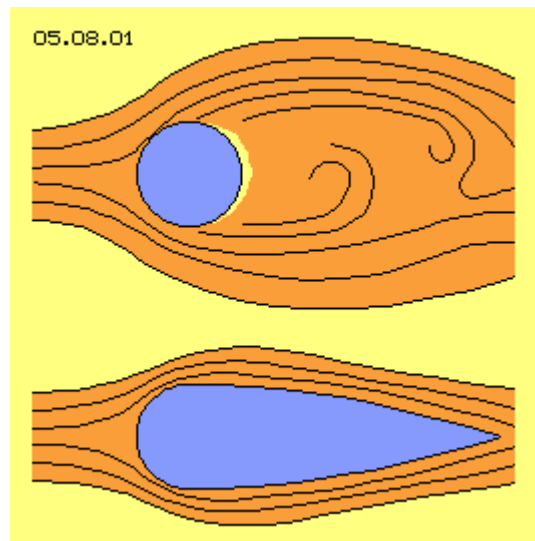
Im vorigen Kapitel wurde dargestellt, wie der Staudruck am Bug eines Flugzeuges in Vorschub umzuwandeln ist. Am Beispiel der A380 wurde aufgezeigt, wie die erforderlichen Druck- und Sog-Flächen im Rumpf unterzubringen sind. Bislang war man bemüht, den Luftwiderstand des Rumpfes möglichst gering zu halten, was mit relativ dünnen und langen 'Röhren' am besten erreicht wird. Basis des Forellen-Vortriebs ist aber der Staudruck am Bug – und dieser ist stärker gegeben bei einem relativ stumpfen Bug. Diese neue Vortriebstechnik wird also auch zu einem neuen Design der Flugzeuge führen.

Ein zweiter problematischer Aspekt ist unterschiedliche Bedarf an Auftrieb. Beim Start bringen die Tragflächen zu wenig Auftrieb, so dass die Maschine im Steigflug mit viel Energie-Einsatz hinauf zu drücken ist. Andererseits ist beim Horizontalflug mit Reisegeschwindigkeit eher zu viel Auftrieb gegeben. Eine generelle Lösung dieses Problems erfordert grundlegend neue Konzeptionen.

Zum Dritten ist das Fliegen eine ungeheure Umweltbelastung: in großer Höhe stellen die Verbrennungsrückstände eine Verschmutzung empfindlicher Luftschichten dar. Besonders im Bereich der Flughäfen sind die Abgase und Rußpartikel eine enorme Belastung. Und vollkommen unerträglich ist die Lärmbelästigung im weiten Umfeld. Für diese Problembereiche werden in diesem Kapitel nun Lösungen diskutiert.

### Wirbelstrasse

Flugzeuge zu bauen gilt als eine der großen Leistungen heutiger Technik, die über viele Jahre mit großem Aufwand auf hohen Stand gebracht wurde. Die Erfolge waren so groß, dass nun jedermann jederzeit an jeden Ort fliegen kann. Im Ergebnis aber stellt der heutige Flugverkehr nichts weniger als gigantische Verschwendung von Ressourcen und ebensolche Umweltverschmutzung dar. Könnte es sein, dass grundlegend anders zu verfahren, eine neue Technologie notwendig - und möglich ist? Vorweg dazu ein paar einfache Sachverhalte:

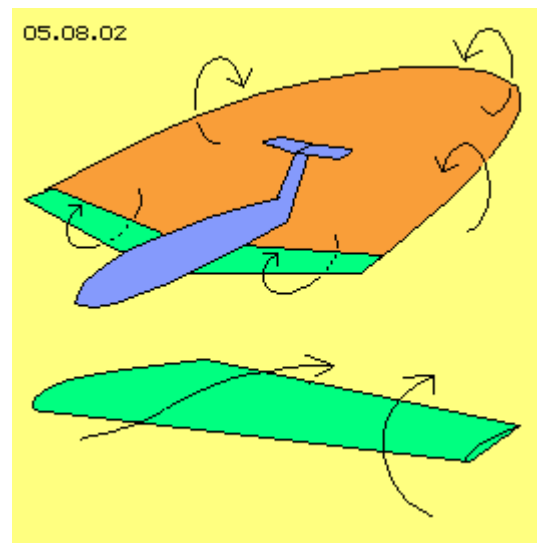


In Bild 05.08.01 oben ist ein runder Querschnitt (blau) z.B. eines dünnen Drahts dargestellt, der ruhend in einer Strömung (rot) ist bzw. durch ruhende Luft nach links bewegt wird. Hinter dem Draht ergibt sich die bekannte Wirbelstrasse, d.h. Turbulenz und damit sehr hoher Widerstand. Der auftretende Widerstand hat aber überhaupt nichts mit diesen Wirbeln achteraus zu tun - wie fälschlicherweise immer wieder unterstellt wird.

Ausschlaggebend für den Widerstand ist allein der Druck unmittelbar an der Oberfläche dieses Körpers: ganz vorn ist Staudruck gegeben, weiter zur Seite hin relativ geringer statischer Druck (aufgrund der dortigen schnellen Strömung), aber zur Hinterseite kann die Luft nicht schnell genug hin fließen (sofern die Geschwindigkeit nicht sehr gering ist), so dass sich dort relative Leere ergibt (gelber

Bereich). Nur die Druckdifferenzen unmittelbar an der Oberfläche des Körpers ergeben den Widerstand - hier praktisch 'negativen Vortrieb' - während die Wirbel nur sekundäre Nebenerscheinung sind.

In diesem Bild unten ist die bekannte Lösung zur wesentlichen Reduzierung dieses Widerstands schematisch dargestellt. Durch die seitlich nach hinten nur langsam zurückweichenden Wände muss Luft nicht mehr rasch nach innen fließen und es existiert kein Bereich geringer Dichte mehr. Dieser 'strömungsgünstige' Körper weist nur einen Bruchteil an Widerstand auf. Allerdings ist dieser nicht null, z.B. weil dem Staudruck vorn kein entsprechender Andruck von hinten entgegen steht.



### Wirbelschleppe

Die derzeit favorisierte Theorie zum Auftrieb ist noch immer die 'Zirkulations-Theorie' (so lang nicht abgelöst durch meine im Kapitel 05.05. 'Auftrieb' dargestellte Theorie). Es wird 'Zirkulation' von Luft um die Tragfläche unterstellt (unten vorwärts, oben rückwärts) und zudem wird unterstellt, dass diese Wirbel jeweils außen an den Tragflächen nach hinten abbiegen und achteraus einen lang gezogenen, geschlossenen 'Wirbelring' bilden, wie in Bild 05.08.02 oben schematisch dargestellt.

Aus der 'Mächtigkeit' dieses Ring-Wirbel-Systems wird zurück geschlossen auf die Stärke des Auftriebs. Das ist analog zur fälschlichen Anschauung, obige Wirbelstrasse wäre ursächlich für den Widerstand. Andererseits hält man Wirbel und Turbulenz schädlich für die Vorwärtsbewegung und versucht z.B. diesen Randwirbel außen am Flügel durch 'Winglets' zu unterbinden.

Das ist vollkommen witzlos, weil der 'Schaden' nicht an der Hinterkante der Tragfläche entsteht, sondern viel weiter vorn. In diesem Bild unten ist schematisch eine Tragfläche dargestellt. Aufgrund des Sogbereichs oben-hinten wird Luft beschleunigt (siehe Pfeil links) über die Oberfläche gezogen. Andererseits fließt in diesen Bereich relativer Leere auch Luft von vorn-außen (siehe Pfeil rechts). Dieser Zustrom ist tatsächlich schädlich, weil die relative Leere damit zusätzlich aufgefüllt wird. Wirksame Abhilfe dagegen bietet nur ein 'gepfeilter' Flügel, weil der seitliche Zufluss von Luft damit 'zu spät kommt' für weiter zum Rumpf hin befindliche Teile des Flügels.

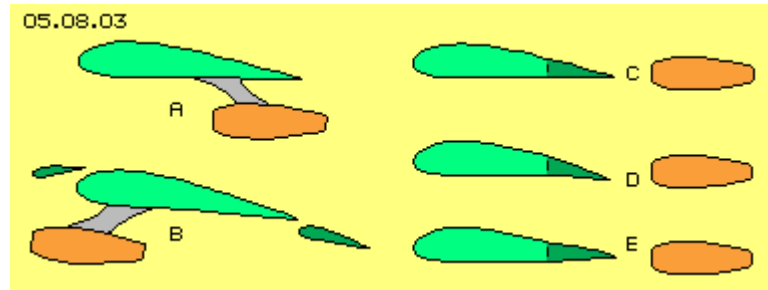
Wenn die Tragfläche Auftrieb erzeugen soll ist unabdingbar, dass achteraus Turbulenz bzw. diese Wirbelschleppe entsteht. Es macht keinen Sinn, diese nach geordnete Nebenwirkung (siehe oben erwähntes Kapitel) beseitigen zu wollen. Selbstverständlich jedoch sind im übrigen alle Ursachen von Verwirbelung zu beseitigen, die ohne entsprechenden Nutzen sind.

### Zu viel Auftrieb

Der Auftrieb wächst (angeblich) im Quadrat zur Geschwindigkeit. Beim Start und damit langsamer Geschwindigkeit ist entsprechend (zu) wenig Auftrieb vorhanden, wenn aber die Reisegeschwindigkeit erreicht ist, gibt es einen Überschuss an

Auftrieb. Wie sonst ist zu erklären, dass die Triebwerke auf der falschen Seite der Tragfläche hängen, nämlich meist unterhalb, wie in Bild 05.08.03 bei A schematisch dargestellt ist (grün die Tragfläche, rot das Triebwerk). Eigentlich müsste die Luft oben beschleunigt werden und nicht an der Unterseite, wie gelegentlich sogar mit vorn angeordneten Triebwerken (wie bei B skizziert ist).

Um den notwendigen Auftrieb in der Startphase zu erreichen, wird die wirksame Fläche vergrößert, z.B. indem 'Vor-Flügel' oder 'achterliche Klappen' ausgefahren werden, wie ebenfalls bei B schematisch dargestellt ist.



Wie die komplexe Mechanik dieser Einrichtung deutlich aufzeigt, können das nur 'Behelfs-Maßnahmen' sein, die nicht das Kernproblem auf unmittelbare Weise lösen.

Rechts in Bild 05.08.03 ist schematisch dargestellt, wie prinzipiell eine Tragfläche und ein Triebwerk zueinander angeordnet sein müssten: das Triebwerk direkt in gerader Achse hinter dem Flügel (C). Mehr Auftrieb resultiert, wenn die Luft über der Fläche schneller fließt, also müsste eine Klappe (D) am Ende der Tragfläche nach unten schwenken. Das Triebwerk saugt dann Luft nur von der Oberseite ab, während unten zusätzlicher Staudruck entsteht.

Umgekehrt, wenn die Tragfläche eigentlich nur ein neutraler, strömungsgünstiger Körper sein soll, kann diese Klappe (E) etwas nach oben angehoben werden. Um die Tragfläche herrscht dann beidseits schnelle Strömung, so dass Luft an ihrer Nase abgesaugt wird, d.h. verminderter Widerstand gegeben ist.

Auftrieb ergibt sich nur aus Differenz statischer Drücke und diese wiederum korrelieren mit der Geschwindigkeit von Strömung. Triebwerke produzieren schnelle Strömung achteraus, aber sie saugen genauso viel Luft vorn ein. Also ist zweckdienlich, die Funktion beider Bauelemente durch geeignete Anordnung zu koordinieren. Je nach Bedarf an Auftriebskraft muss zudem das Profil variabel sein, allerdings müsste das technisch viel einfacher zu lösen sein als heute üblich.

### **Staudruck-Motor**

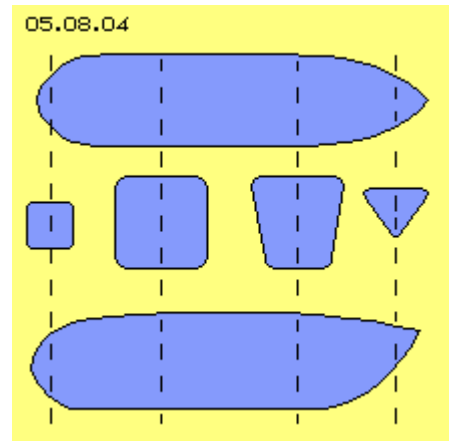
Der Widerstand gegen Vorwärtsbewegung ist abhängig von der Form des Körpers, d.h. der Relation von Höhe zur Länge sowie der Kontur seiner Oberflächen. Der Widerstand wächst im Quadrat zur Geschwindigkeit und natürlich wächst der Widerstand mit zunehmender projizierter Fläche, einfach weil mit größerem Querschnitt entsprechend mehr Luft umzulenken ist. Daraus ergeben sich Bauformen, die mehr oder weniger 'strömungsgünstig' sind, weil natürlich bei jeder Anwendung auch andere Gesichtspunkte zu beachten sind.

Nachfolgend werden nun Rümpfe vorgeschlagen, die nach heutigem Stand völlig untauglich wären, weil sie viel zu viel Angriffsfläche bieten. Diese 'plumpe' Formen sind jedoch höchst effektiv, wenn der 'Forellen-Motor' des vorigen Kapitels eingesetzt wird, um aus Staudruck eine Vortriebs-Kraft zu generieren.

## Eckiger Kasten

In Bild 05.08.04 ist als Ausgangsbasis ein kastenförmiger Rumpf dargestellt, oben eine Sicht von oben auf den Rumpf, unten eine Seitenansicht, dazwischen Querschnitte jeweils im Bereich der gestrichelten Linien.

Im Prinzip hat dieser Rumpf einen viereckigen Querschnitt, lediglich die Ecken sind etwas gerundet. Nach hinten bleibt die Oberseite möglichst breit, nur die Unterseite wird schmaler, so dass der Rumpf nach hinten-oben V-förmig ausläuft.



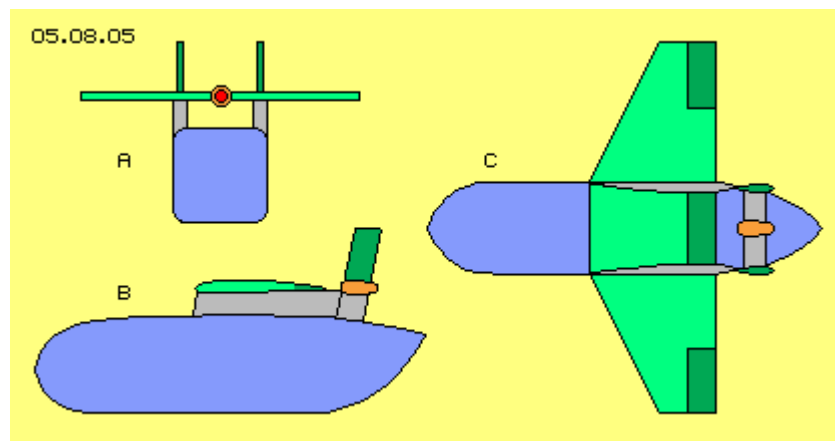
Gegenüber heutiger Form von Rümpfen ist dieser fürwahr sehr plump. Wie aber oben angesprochen, ist der damit verbundene hohe Widerstand zunächst außer Acht zu lassen. Dafür ergibt sich der Vorteil, dass der 'rechteckige' Innenraum dieses Rumpfes natürlich sehr viel besser nutzbar ist als die engen und langen 'Röhren' konventioneller Flugzeuge.

## Aufgesetzte Tragfläche

In Bild 05.08.05 ist nun schematisch die Anordnung der anderen Bauelemente des Flugzeugs skizziert, bei A als Schnitt quer durch die Längsachse, bei B als senkrechter Schnitt entlang der Längsachse und bei C eine Sicht von oben auf dieses Flugzeug. Wesentliche Merkmale dieser neuen Technologie sind, dass die Tragfläche oberhalb des Rumpfes und das Triebwerk hinter der Tragfläche angeordnet sind (hier beispielsweise einer ein-motorigen Maschine).

Voriger kastenförmige Rumpf (blau) ist hier noch einmal skizziert. An seinen oberen Kanten sind 'Pfeiler' installiert, lang gestreckt und strömungsgünstig geformt, welche 'Längs-Säulen' (grau) genannt werden. Quer auf diesen Längssäulen ist die durchgehende Tragfläche (grün) montiert. Ein mittlerer Teil befindet sich also über der relativ breiten und flachen Rumpfoberseite, links und rechts ragen seitliche Teile nur relativ kurz hinaus. Die Vorderkanten der äußeren Flügelteile sind gepfeilt zur Vermeidung schädlichen Zustroms (wie oben diskutiert). Hinten-außen an diesen Tragflächen sind normale Höhenruder (dunkelgrün) installiert.

Die beiden Längssäulen reichen weiter nach hinten (über das Ende der Tragfläche hinaus) und bilden dort nach oben jeweils ein Seitenleitwerk (dunkelgrün). Quer zu den Längssäulen verlaufen Streben, welche das Triebwerk (rot) tragen. Der Einlass dieses Triebwerks befindet sich auf Höhe der Tragfläche. Durch eine Klappe (dunkelgrün) hinten an der Tragfläche wird reguliert, in welchem Umfang Luft über oder unter der Tragfläche angesaugt wird.



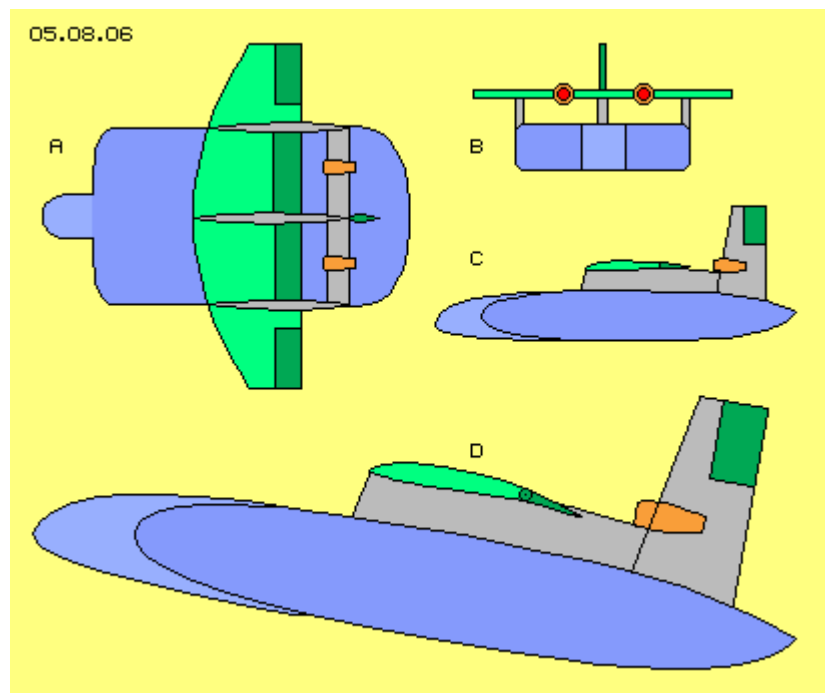
Aus der Seitenansicht (B) wird hier schon deutlich, dass nicht nur Auftrieb an der Oberseite der Tragfläche produziert wird. Tragfläche und Rumpf bilden praktisch eine Düse, so dass auch auf der Rumpf-Oberfläche schnelle Strömung anliegt. Durch die seitliche Begrenzung der Längssäulen kann keine Luft zufließen, so dass die Sogwirkung aus diesem geschlossenen Kanal weit nach vorn auf die Rumpf-Oberseite reichen wird. Der Rumpf selbst trägt damit zum Auftrieb ganz wesentlich bei, so dass die seitlichen Flügel viel weniger Spannweite aufweisen müssen als konventionell üblich.

### Breiter Rumpf

‘Länge läuft’ ist eine Grundregel der Strömungslehre: wenn an der Frontseite erst einmal das Fluid zur Seite geschoben wurde, kann dahinter ein Körper beliebiger Länge ohne zusätzlichen Aufwand folgen, egal ob bei Zügen, bei Booten und Schiffen oder auch bei Flugzeug-Rümpfen. ‘Breite zieht’ dagegen ist eine Grundregel der neuen Technologie und Breite trägt bei dieser Konzeption auch wesentlich zum Auftrieb bei. Analog zum vorigen Bild ist in Bild 05.08.06 eine zweimotorige Maschinen mit sehr viel breiterem Rumpf skizziert, bei A die Sicht von oben, bei B ein Querschnitt und bei C ein Längsschnitt.

Aus der Sicht von oben (A) stellt sich der Rumpf (dunkelblau) nun als fast rechteckige Fläche dar. Die Hinterkante ist etwas gerundet, während die Vorderkante quer zur Längsachse verläuft und nur ganz außen etwas gerundet ist. Aus dem Cockpit sollte Sicht auch zur Seite hin möglich sein, darum ist diese mittige ‘Nase’ (hellblau) nach vorn gezogen.

Im Querschnitt (B) bildet der Rumpf (dunkelblau) inklusive mittlerer Cockpit-Nase (hellblau) nun ein flaches Rechteck, nur die Ecken sind etwas gerundet. Auf den Kanten oben-außen sind wiederum zwei Längssäulen (grau) installiert, zusätzlich nun auch mittig eine Längssäule (grau). Nur diese mittige Längssäule geht hinten in ein Seitenleitwerk (dunkelgrün) über. Zwischen den achterlichen Teilen der Längssäulen sind wiederum Querstreben (grau) installiert, welche nun zwei Triebwerke (rot) tragen.



Im Längsschnitt (C) ist zu erkennen, dass der Rumpf (dunkelblau) wie auch die Cockpit-Nase (hellblau) nun strömungsgünstige Kontur aufweisen, der nahezu symmetrisch ist, d.h. insofern neutral hinsichtlich Auftrieb. Dieser Körper bietet damit insgesamt relativ wenig Widerstand, praktisch wie ein normaler röhren-förmiger

Rumpf. Nur ist dieser Rumpf in Querrichtung gedehnt und die Flächen der Ober- und Unterseite sind flach, ebenso sind auch die Seitenflächen nur wenig gekrümmt.

In diesem Bild 05.08.06 ist unten bei D der Längsschnitt etwas größer dargestellt, wobei das Flugzeug in seiner Position während des Steigflugs skizziert ist. Hervorgehoben ist dabei eine Klappe (dunkelgrün) hinten an der Tragfläche und direkt vor dem Triebwerk-Einlass. Diese Klappe weist nach unten, so dass die Luft zum Triebwerk nur über die Tragfläche angesaugt wird.

Zugleich aber wird damit der Querschnitt zwischen Klappe und Rumpf-Oberseite verringert, also eine Düse gebildet. Solche Düsen bilden keinen Widerstand, sondern wirken nur beschleunigend auf Strömung in der Düse. Die Luft fließt nach hinten beschleunigt ab - aber diese Beschleunigung wirkt saugend in der Strömung zurück, d.h. wirkt als Sog auch über dem vorderen Teil der Rumpf-Oberfläche. Wiederum wird also nicht nur an der Tragflächen-Oberseite, sondern über der gesamten Rumpf-Oberfläche Auftrieb produziert.

In diesen Phasen des Steigflugs wird unter normalen Flügeln ein 'Luftkissen' aufgestaut, über welches die Motoren das Flugzeug aufwärts schieben - mit ganz erheblichem Treibstoff-Einsatz. Hier bildet die breite Rumpf-Unterseite natürlich ein entsprechend breiten Bereich relativ hoher Dichte. Weil diese Unterseite nun eine vollkommen glatte Fläche darstellt, ist der Abfluss aus diesem Bereich gleichförmig und ergibt viel weniger achterliche Turbulenz als bei gewöhnlichen Rümpfen.

Entscheidend aber ist, dass hier das Flugzeug nicht über dieses Luftkissen hoch geschoben wird, sondern nun Rumpf plus Flügel eine große Fläche mit angestelltem Winkel bilden. Über den jeweils vorderen Rundungen wird damit maximaler Auftrieb generiert. Dieses Flugzeug wird damit hoch-gezogen wird (anstelle des üblichen motorischen Hoch-drückens). Weil die Triebwerke ihre Luft über den Oberflächen abzieht, besteht auch an den langen Flächen keine Gefahr von Strömungsabriss.

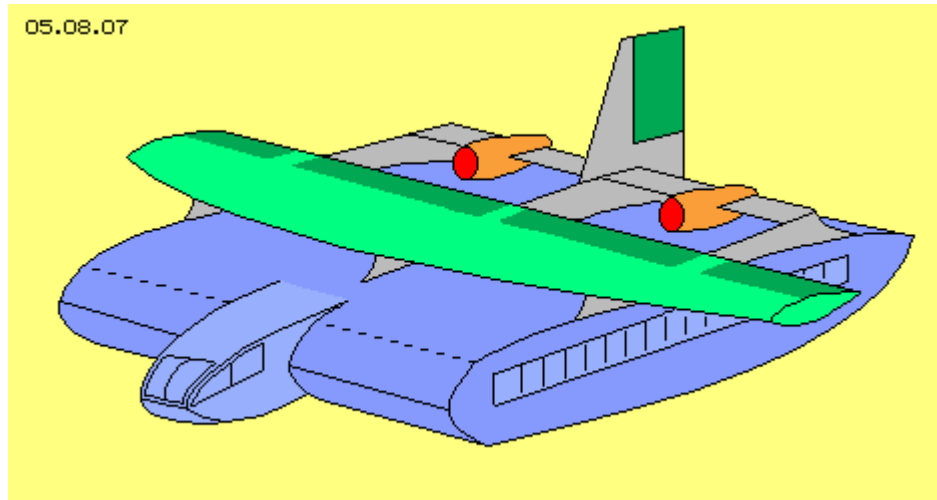
### **Neues Erscheinungsbild**

In den Anfängen der Fliegerei gab es Maschinen höchst seltsamer Art und auch heute noch gibt es Flugzeuge unterschiedlicher Konzeption. Dennoch haben sich Grundprinzipien ergeben, welche diverse Bedürfnisse abdecken und die Produktion ganzer Baureihen erleichtern. Eine bevorzugte Maßnahme dazu ist, gleiche Technik in Rümpfe unterschiedlicher Länge einzubauen. Anstatt variabler Länge bietet sich hier nun an, in unterschiedlicher Breite zu bauen.

In Bild 05.08.07 ist obiges Flugzeug aus diagonalen Sicht skizziert, das dieses gewöhnungsbedürftige, aber zukünftig dominante Erscheinungsbild von Flugzeugen besser aufzeigt. Auffällig ist zunächst die nach vorn heraus ragende Nase des Cockpits für gute Sicht der Piloten nach vorn und zur Seite (wobei diese Nase durchaus etwas runder gestaltet sein kann).

Auffällig ist auch die breite Front, quer zur Flugrichtung, welche eine große projizierte Fläche darstellt, nur leicht gerundet - was vorteilhaft ist für die Installation des Forellen-Vortriebs. Ansonsten ist der Rumpf durch glatte Oberflächen gekennzeichnet, welche nahezu symmetrisch nach hinten auslaufen. Im Innern ergibt sich damit ein völlig neues 'Raumgefühl' und alle erforderlichen Einbauten sind viel besser vorzunehmen als in 'engen Röhren' heutiger Flugzeuge.

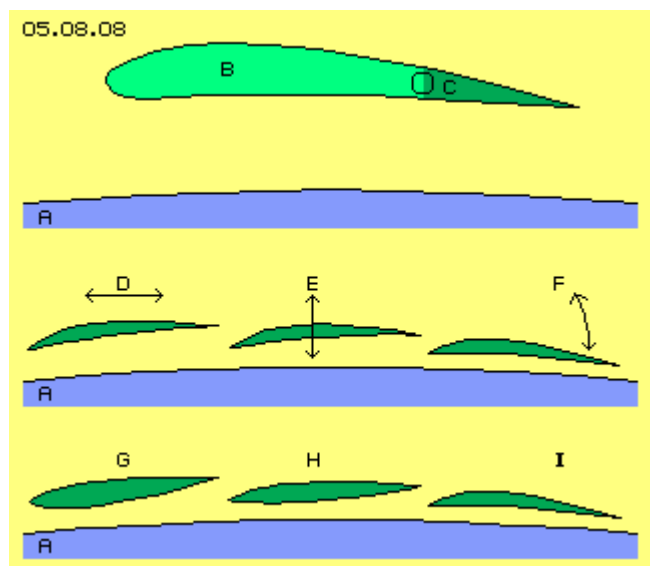
Die durchgehende Tragfläche ist mehrfach abgestützt und darum mit sehr viel geringerem Aufwand zu bauen. Sie wird relativ 'dünn' und leicht sein und muss nur wenig nach außen reichen, weil als zusätzliche



Auftriebsfläche praktisch die gesamte Rumpf-Oberfläche nun gegeben ist. Die Triebwerke (und damit die Lärmquelle) sind über dem Rumpf angeordnet, von dort aus gut zugänglich zur Prüfung und Wartung. Entscheidend ist nun, dass die Triebwerke nicht nur isoliert für Vortrieb sorgen, sondern zugleich die Strömung über den Tragflächen steuern. Deren zusätzlicher Sog ist entscheidend in der Startphase, wenn das Flugzeug selbst noch nicht genügend Geschwindigkeit aufweist.

### Neue Steuer-Technik

Die in obigem Bild 05.08.06 bei D skizzierte Tragfläche plus Klappe ist in Bild 05.08.08 oben als vergrößerter Ausschnitt noch einmal dargestellt. Über dem Rumpf (A) befindet sich in einem Abstand dieser mittlere Teil der Tragfläche (B), an deren Ende die bewegliche Klappe (C) montiert ist. Diese Bauelemente sind konventionell, sollten jedoch abgelöst werden durch sehr viel funktionsgerechtere Elemente.



Generell werden diese Elemente zwischen jeweils zwei Längssäulen geführt, so dass die gesamte Technik zu ihrer Verstellung in den Längssäulen zu installieren ist. Diese Elemente sind also relativ dünn und leicht zu bauen, während zugleich sehr viel mehr Möglichkeiten ihrer Steuerung geboten sind.

Im zweiten, mittigen Abschnitt dieses Bildes ist vorige Tragfläche ersetzt z.B. durch drei Segmente (D, E und F), wobei jedes in horizontaler und/oder vertikale Richtung verschieblich und/oder drehbar sein kann (siehe Pfeile). Im dritten, unteren Abschnitt dieses Bildes ist dargestellt, dass diese Segmente (G, H und I) durchaus unterschiedliches Profil aufweisen sollten. Generell sollten diese Elemente viel weniger Abstand zur Rumpf-Oberseite aufweisen als schematisch in vorigen Bildern dargestellt wurde.

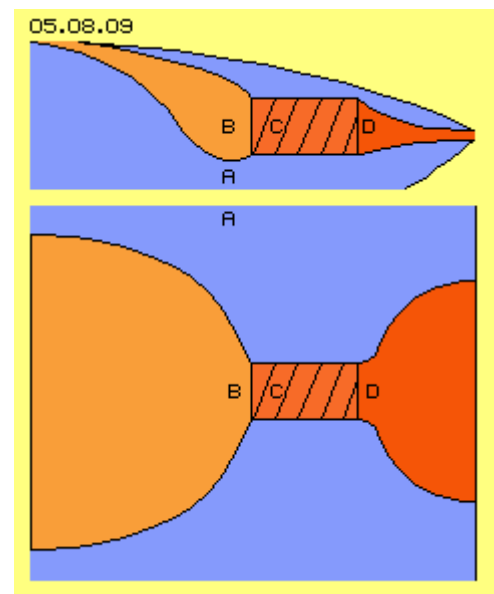
Diese Segmente müssen nicht mehr die Funktion einer Tragfläche erfüllen - sondern nurmehr schnelle und eng anliegende Strömung auf der Rumpf-Oberseite bewirken, d.h. Sog über dem gesamten Rumpf produzieren. Durch die hier skizzierte 'lamellenartige' Anordnung wird einerseits Luft oberhalb der Segmente beschleunigt, andererseits von der Rumpf-Oberseite abgezogen und dort entsprechende Leere, d.h. maximaler Auftrieb produziert. Andererseits könnten diese Segmente hoch gefahren werden und zusammen geschoben werden, d.h. nur noch einen strömungsgünstigen Körper bilden ohne wesentlichen Auftrieb.

Je nach Stellung der Segmente wird also mehr oder weniger 'Düsen-Effekt' erzielt, d.h. die Kraft des Auftriebs widerstandslos reguliert, aber auch der Schwerpunkt des Auftriebs wird damit steuerbar. Zumindest ein Segment könnte so weit hoch zu drehen sein, dass es die Funktion von Landeklappen übernimmt. Mit dieser neuen Technologie sind also wesentlich mehr Möglichkeiten zur Balance dieses Flugzeugs in den diversen Flugphasen gegeben als bei konventioneller Konzeption.

### Neue Triebwerks-Technik

Auch die Anordnung der Triebwerke in obigen Bildern war noch viel zu sehr in konventionellem Denken verhaftet. Man muss sich z.B. lösen von der fixen Vorstellung, Triebwerke müssten immer rund und symmetrisch sein. Es wird bislang nur darauf geachtet, einen konzentrierten Rückstoß am Turbinen-Auslass zu erreichen, wie er für den maximalen Schub beim Start erforderlich ist. Wenn nun auch schon in dieser Phase der Auftrieb an gekrümmten Flächen eingesetzt wird, müsste die Sogwirkung am Turbinen-Einlass anders organisiert werden.

In Bild 05.08.09 ist schematisch eine zweckdienliche Anordnung als Ausschnitt dargestellt, oben in vertikalem Schnitt, unten in horizontalem Schnitt. Der Rumpf (A) ist blau markiert, der generelle Weg der Luft (B, C und D) ist durch unterschiedliches Rot markiert. Das Triebwerk ist dabei voll integriert in den Rumpf.



Prinzipiell sollte die Luft am Einlass der Pumpe schon mit Drall zugeführt werden, beispielsweise durch eine Schnecke. Solange Luft entlang gekrümmter Flächen geführt wird, kann sie per Sog auch von sehr weit her geholt werden. Hier ist der Einlass-Bereich (B) weit nach oben vorn geführt. Durch einen breiten flachen Schlitz wird die Luft beim hinteren der vorigen 'Steuer-Segmente' abgesaugt. Genau dort sollte Luft von der Rumpf-Oberseite 'verschwinden', um Sog bzw. schnelle Strömung über der gesamten Oberseite der 'Rumpf-Tragfläche' zu bewirken. Besonders in der Startphase wird das mit maximaler Leistung arbeitende Triebwerk damit zugleich die Auftriebskraft wesentlich verstärken.

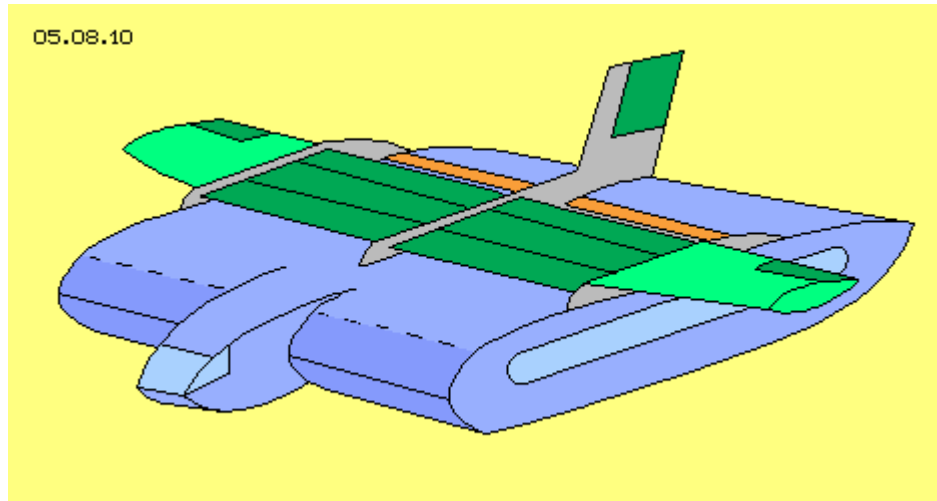
In diesem Bild ist auch der Auslass (D) des Triebwerks schematisch dargestellt. Auch der Abgas-Strahl sollte flach am Heck des Rumpfes austreten, so dass die Luft oberhalb wie auch unterhalb des Rumpfes in einer geordneten Strömung abfließen. Details zu solch neuen Triebwerken werden im nächsten Kapitel diskutiert. In jedem Fall aber wird mit dieser Anordnung der Lärmpegel wesentlich reduziert.



### Neue Vortriebs-Technik

Bild 05.08.10 zeigt nun nochmals eine diagonale Sicht auf dieses Flugzeug, das nun 'aufgeräumt' und somit auch weitgehend turbulenzfrei ist. Der mittige Teil der Tragfläche ist nun ersetzt durch hier z.B. zwei mal drei 'Düsen-Segmente' (dunkelgrün), die zwischen den Längssäulen (grau) beweglich installiert sind. Durch Verstellung dieser Segmente werden Geschwindigkeit und Sog an der Rumpfoberseite gesteuert, die damit zur wesentlichen 'Trag-Fläche' wird - mit variabler Auftriebskraft.

Dahinter sind die Einlass-Schlitze (rot) zu den Triebwerken angedeutet. Die Triebwerke selbst sind nicht mehr sichtbar, womit das ganze Flugzeug praktisch nurmehr glatte, aber meist gekrümmte Oberflächen aufweist.



Analog zu diesem Beispiel können ein-motorige Flugzeuge gebaut werden, für größere Maschinen bieten sich aber mehrere kleine Triebwerke an. Nur in der Startphase werden alle Triebwerke arbeiten und damit zugleich maximalen Auftrieb erzeugen. In der normalen Flugphase muss nur ein Triebwerk den zusätzlichen Vortrieb produzieren – weil dieser weitgehend durch das Forellen-Triebwerk produziert wird. Sichtbar ist in diesem Bild davon nur der schlitzförmige Einlass am Bug des Rumpfes und (gestrichelt) dessen Auslass vorn oben auf dem Rumpf.

Der Treibstoff-Verbrauch wird maximal ein Drittel gegenüber vergleichbaren konventionellen Flugzeugen sein, eben weil das beim Start maximale Gewicht nicht mehr motorisch anzuheben ist, sondern weitgehend durch Auftrieb bzw. atmosphärischen Druck angehoben wird. In der Flugphase wird noch weniger Treibstoff verbraucht - weil ein großer Anteil des Vortriebs durch den Staudruck-Motor geleistet wird, völlig kostenlos.

Mit dieser Darstellung wurden die wesentlichen Prinzipien einer neuen Technologie im Flugzeugbau beschrieben. Mögen die Fachleute ernsthaft bedenken, welche Möglichkeiten und Vorteile diese neue Konzeption bietet. Es wird wohl einige Arbeit im Windkanal anstehen, um aus obigen Ansätzen jeweils das Optimale zu entwickeln. Ich begnüge mich damit, nun anschließend die Prinzipien neuartiger Propeller- und Strahltriebwerke darzustellen.

Evert / 15.12.2006

## 05.15. Propeller- und Düsentriebwerk

### Problematik

Im Flugzeugbau besteht eine gewisse Diskrepanz: beim Design des Rumpfes und der Tragflächen wird sehr darauf geachtet, einen möglichst geringen Widerstand eines möglichst strömungs-günstigen Körpers zu erreichen. Im Gegensatz dazu gibt es bei den Triebwerken recht ungünstige Strömungen und Bewegungsprozesse.

Bei Propeller-Triebwerken wird z.B. die Luft im Kreis herum gewirbelt und bildet lange Wirbelzöpfen achteraus. Jedes Propeller-Blatt erzeugen per Sog eine spiralförmige Luftbewegung, in welche das nächste Blatt hinein schlägt. Dabei erfährt es kaum Widerstand und kann damit kaum Vortrieb erzeugen. Es wird also Energie eingesetzt für die Rotation von Luft - die völlig wirkungslos ist. Es wird Luft per Sog beschleunigt - deren kinetische Energie vollkommen verpufft.

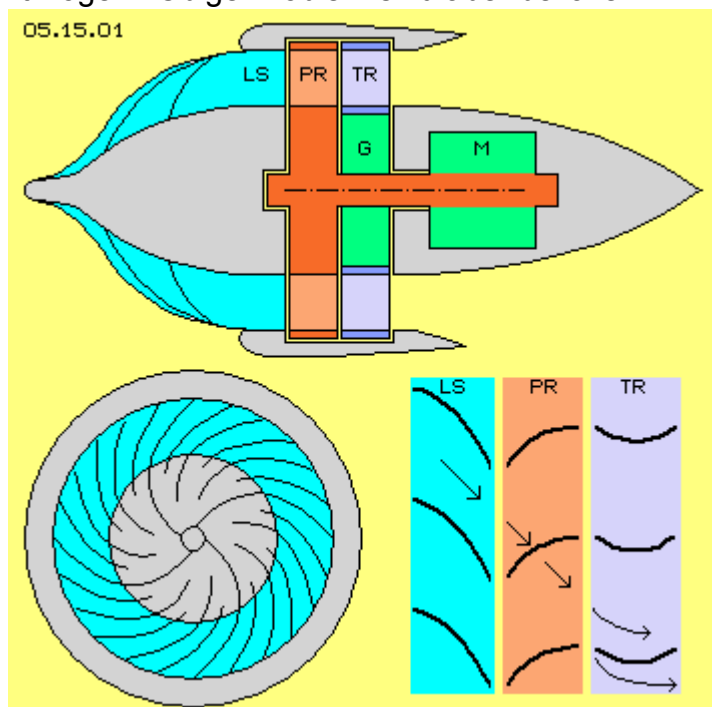
Bei Turbinen-Triebwerken wird die Luft zwischen Rotor- und Stator-Rädern hin und her geschlagen, woraus sich keine saubere Strömung ergeben kann. Es wird vorwiegend Druck erzeugt, wobei der zwangsläufig auftretende Gegendruck viel Energie-Einsatz erfordert. Die Prozesse sind zu stark orientiert an den Abläufen bei Verbrennungsmotoren - mit deren bekannt geringem Wirkungsgrad. Hier 'verpufft' noch mehr Energie per (nur bedingt wirksamem) Rückstoß.

Die Flugzeug-Triebwerke sind zweifellos 'high-tec'-Produkte, deren Herstellung und Wartung nur von Spezialisten gewährleistet ist. Dennoch mögen die Überlegungen eines Laien durchaus Ansätze für ein generelles Überdenken bieten.

### Neues Propeller-Triebwerk

Aufgrund ihrer relativ einfachen Bauweise werden Propeller vorwiegend bei kleinen Maschinen eingesetzt. Aber auch komplexe Turbo-Props oder -Fans sind durchaus zweckdienliche und wirtschaftliche Triebwerke bei großen Maschinen. Sie sind z.B. weniger gefährdet bei Kollisionen mit Vögeln. Obige Probleme sind aber bei allen Bauarten gegeben, die nur durch prinzipiell anderen Ansatz zu vermeiden sind.

In Bild 05.15.01 sind die Bauelemente einer neuen Konzeption skizziert: der Triebwerks-Körper (dunkelgrau) hat einen Vorbau, an dem Leitschaufeln (LS, hellgrau) montiert sind. Das Propellerrad (PR, rot) hat viele Schaufeln (hellrot). Es wird über die Welle (rot) durch einen Motor (M, grün) angetrieben. Ein Turbinenrad (TR, blau) hat viele Schaufeln (hellblau). Durch eine Getriebe (G, grün) dreht es etwas langsamer als die Welle.



Das Bild zeigt unten links eine Sicht von vorn auf den Vorbau. Unten rechts sind Ausschnitte zu den Leit-, Propeller- und Turbinen-Schaufeln dargestellt.

Der Vorbau könnte durchaus länger sein als hier dargestellt. Die Luft wird entlang seiner Oberfläche nach außen gelenkt. Durch die spiralig gekrümmten Leitschaufeln wird die Luft in (hier von vorn gesehen) rechts-drehende Bewegung versetzt. Das ergibt sich einerseits per Druck an den konkaven Flächen, zum vorwiegenden Teil aber per Sog entlang der konvexen Flächen der Leitschaufeln. Dieser Wirbel saugt auch Luft von außerhalb an.

Die Luft kommt also bereits drehend in einer geordneten Struktur zum Einlass des Propellerrads. Durch die vielen Schaufeln wird die Rotation der Luft verstärkt. Dabei werden die Luftpartikel an der Vorderseite der Schaufeln per Druck beschleunigt, etwa zu gleichen Teilen im Drehsinn und nach hinten gerichtet. Andererseits stellen die Rückseiten der Schaufeln eine 'zurück-weichende Wand' dar. Die Luftpartikel folgen dieser 'von sich aus', in einer geordneten Strömung, bis zur Schallgeschwindigkeit (siehe hierzu die Pfeile unten rechts). Die eingesetzte Energie wird also transformiert in kinetischen Strömungsdruck (in diagonaler Richtung, einerseits rotierend um die Längsachse und zugleich nach achtern). Dabei wird aber die Hälfte der Luftmasse und Geschwindigkeit der Strömung per Sog generiert, d.h. ohne entsprechenden Energie-Einsatz.

An den üblichen Propellern ergibt sich als Vortrieb nur der Gegendruck, der an der Druckseite des Propellers für die Beschleunigung der Luft in achterliche Richtung wirksam wird. Der restliche, weitaus größere Anteil kinetische Energie verpufft wirkungslos. Zur Verwertung des gesamten Strömungsdrucks muss nun eine Umlenkung vollkommen nach hinten erfolgen. Zusätzlich muss die Rotation umgelenkt werden in einen Abfluss vollkommen parallel zur Längsachse.

### **Zusatz-Kraft**

Diese Umlenkung erfolgt am Turbinenrad. Durch Druck an der konkaven Seite ergibt sich wieder eine Vortriebs-Kraft. Es ist zu beachten, dass Luft auch an der Rückseite solcher Schaufeln umgelenkt wird (siehe Pfeil unten rechts). Es findet also ein Richtungswechsel statt, wobei die Strömungsenergie an einer ortsfesten Schaufel wirkungslos verpufft. An dieser konvexen Seite wird die Strömung per Sog sogar beschleunigt. Die Druckdifferenz an beiden Seiten dieser Schaufeln ist also erhöht. Es ergibt sich 'Auftrieb' wie an einer Tragfläche - der aber erst nutzbar wird, wenn er als Drehmoment an einem Rad wirken kann.

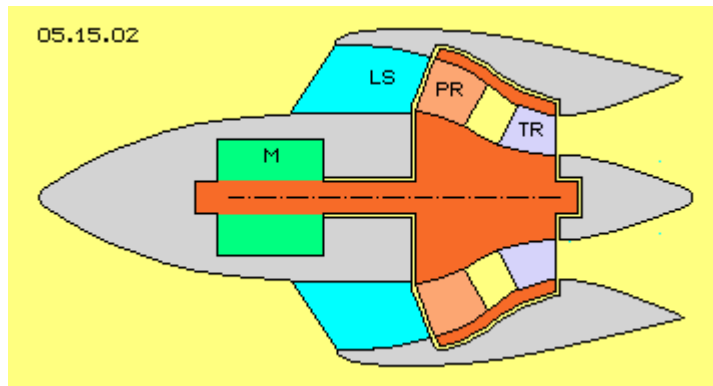
Allerdings sollte dieses Turbinenrad etwas langsamer drehen als das Propellerrad. Wenn beide Räder über ein Getriebe gekoppelt sind, ist ein optimaler Durchsatz an Luft gewährleistet, bei jeder Drehzahl mit gleichen Profilen.

Es mag nun unsinnig erscheinen, eine Pumpe und eine Turbine auf gleicher Welle zu installieren. Die Turbine kann nur einen Teil der eingesetzten Energie zurück gewinnen (bzw. den erforderlichen Energie-Einsatz reduzieren). Gegenüber herkömmlichen Propellern wird hier jedoch tatsächlich ein Mehr-Nutzen erreicht: es wird die ansonsten ungenutzte Energie der Rotation verwertet und es wird der beachtliche Anteil der per Sog generierten Strömung in Vortrieb umgesetzt. Und nebenbei ergibt sich auch noch eine Reduzierung des erforderlichen Energie-Einsatzes.

### Simple Konzeption - hoher Wirkungsgrad

In Bild 05.15.02 ist eine Variante dargestellt, die besonders geeignet ist für die Installation hinter den Tragflächen oder seitlich / über dem Heck eines Fliegers. Es sind wieder obige Elemente eingesetzt, nur etwas anders angeordnet.

Der Motor (M, grün) ist vorn im Triebwerks-Körper (grau) installiert. Auf der Welle (rot) sind nun das Propellerrad (PR, rot) und das Turbinenrad (TR, blau) installiert. Es sind wieder Leitschaufeln (LS, hellgrau) spiralförmig angeordnet vor dem Einlass zum Propeller. Die Propellerschaufeln (hellrot) drücken / saugen nun die Luft etwas näher zur Achse. Über einen Kanal (gelb) fließt die Luft (rotierend) weiter zu den Turbinenschaufeln (hellblau). Am kürzeren Radius bewegen sich diese langsamer im Raum, so dass nun kein Getriebe mehr erforderlich ist. Die Propeller- und Turbinen-Schaufeln sind sogar gemeinsam als ein Rotor-Bauteil zu installieren. Die Geometrie beider Schaufeln ist relativ einfach aufeinander abzustimmen. Sie arbeiten gleichwertig zusammen bei jeder Drehzahl.



Konventionelle Propeller produzieren so viel unproduktive Verwirbelung in der Luft, dass meist nur zwei Blätter eingesetzt werden. Der mittige Teil dieser Propeller ist relativ wirkungslos. Hier werden an längerem Radius viele Schaufeln eingesetzt, die eine stets gleichförmige Strömung ergeben. Die gesamte eingesetzte Energie wird in Vorschub übertragen - plus der Energie aus der nebenbei per Sog anfallenden Strömungsenergie. Diese neue Konzeption eines Propeller-Triebwerks ist weit effektiver und wirtschaftlicher zu betreiben als die alten Anlagen (inklusive der Turbo-Versionen).

### Problematik der Düsen-Triebwerke

Der Vortrieb für Transportfahrzeuge wird zum größten Teil durch taktweise arbeitende Verbrennungsmotore erzeugt - mit dem Ergebnis, dass zwei Drittel der eingesetzten Energie wirkungslos verpufft und die Umwelt verschmutzt wird. Die Düsen-Triebwerke arbeiten mit kontinuierlicher Erzeugung von Druck und Verbrennung, was eigentlich wirtschaftlicher sein sollte. Rein theoretisch wäre aber die eingesetzte Energie erst dann komplett in Vortrieb umgesetzt, wenn hinter dem Flugzeug die Luft (bzw. die Abgase) so ruhig und kalt wäre wie zuvor. Statt dessen hinterlassen die Düsentriebwerke einen 'glühend heißen' Strahl. Wenn vier Fünftel der Energie wirkungslos verpufft, ist das wirklich keine optimale Lösung.

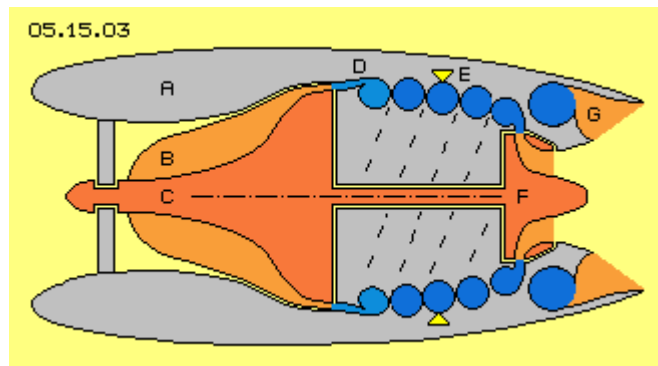
Man könnte die Abgas-Temperatur absenken, z.B. durch Einspritzen von Wasser. Umweltfreundlich würde die Verbrennung wenn es gelingt, H<sub>2</sub>O aufzuspalten 'on-board' und 'on-demand', direkt in der Einspritz-Düse inklusive sofortiger Zündung. Generell jedoch ist die Produktion von Druck unsinnig, weil der Gegendruck im Quadrat ansteigt. Auch die Produktion von Hitze an sich ist untauglich, weil dabei die Partikel nur noch chaotischer im Raum herum schwirren.

Moderne Düsen-Triebwerke sind wahre Meisterwerke. Aber sie sind Ausdruck des Denkens, dass Luft nach hinten zu fördern ist, damit das Flugzeug vorwärts fliegt und je mehr Druck und Hitze erzeugt wird, desto mehr Vorschub wird erreicht. Zur Erklärung des Rückstoss-Prinzips wird oft Newton zitiert mit seinen 'actio = reactio'. Die Praxis ist allerdings weit entfernt von dieser 1:1-Relation. Der doppelte Vorschub erfordert z.B. den vierfachen Treibstoff-Verbrauch. Nur bei einer exakten Drehzahl wird die Luft optimal durchgesetzt, eine Abweichung von nur fünf Prozent lässt die Leistung drastisch abfallen. Düsentriebwerke sind heute praktisch in allen Passagier- und Transport-Flugzeugen eingesetzt - aber eben nur als suboptimale Lösung.

Folgender Ansatz könnte eine Alternative sein: Wirkungsvoller Vortrieb kommt nur zustande, wenn die kinetische Energie einer geordneten Strömung an möglichst großer Fläche umgelenkt wird. Primäre Zielsetzung muss also die Generierung zweckdienlicher Bewegung sein. Dabei sollte möglichst wenig Druck angewandt werden. Allein per Sog kann eine Strömung bis zur Schallgeschwindigkeit generiert werden. Die Luft sollte immer nur im gleichen Drehsinn beschleunigt werden. Es ist eine Drallströmung zu erzeugen in runden Rohren. Die Verbrennung des Treibstoffs soll diese Strömung nochmals beschleunigen. Erst am Auslass sollte die Umlenkung parallel zur Längsachse erfolgen.

### Strömungs-konforme Konzeption

In Bild 05.15.03 ist diese neue Konzeption grob skizziert. Im Gehäuse (A, grau) dreht ein kegelförmiger Rotor (C, rot). An seiner Oberfläche sind spiralgig diverse Leitschaufeln (B, hellrot) montiert. Sie saugen und drücken die Luft in schmale Kanäle. In diesem flachen Ring rotiert die Luft diagonal nach hinten. Sie wird tangential in Rohre (D, blau) eingeleitet. Es können vier (oder mehr) Rohre installiert sein, die spiralgig um die Längsachse weiter nach hinten verlaufen. Mit diesen Rohren rotiert die Luft also um die Systemachse und zusätzlich um die Längsachse der Rohre. Es existiert also eine intensive Drallströmung.



Diese wirkt wie ein 'Rückschlag-Ventil' für die nachfolgende Verbrennung. Dazu wird Kraftstoff zugeführt und gezündet, hier angezeigt durch gelbe Dreiecke E. Die Entwicklung von Druck und Hitze ist so zu organisieren, dass die Drallströmung beschleunigt wird. Zur Kühlung muss Luft aus anderen Kanälen beigemischt werden, wieder mit beschleunigendem Effekt. Entscheidend ist also, dass eine möglichst schnelle und geordnete Strömung erzeugt wird. Diese läuft in der kompakten und stabilen Form eines Potentialwirbels durch die Rohre.

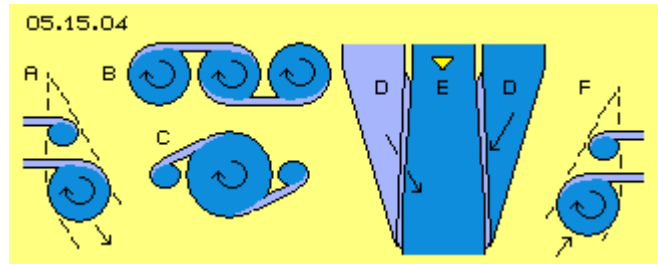
Der Rotor erfordert nur geringen Antrieb (im Vergleich zum Kompressor herkömmlicher Triebwerke). Es muss nur ein geringer Teil der Strömung an den Schaufeln (hellrot) eines Turbinenrads (F, rot) in Drehmoment umgewandelt werden. Die restliche Vorwärts- und Drall-Strömung muss als flächiger Strahl (G, hellrot) umgelenkt werden parallel zur Längsachse. Erst durch diese Umlenkung ergibt sich die Vortriebskraft, sowohl aus der in der Pumpe eingesetzten mechanischen Energie

sowie der erzeugten Wärme-Energie, aber auch aus der Selbst-Beschleunigung per Sog und des Potential-Wirbels in den Rohren.

### Fortwährend gleichsinnig Drehung

In den Grundlagen dieser Fluid-Technologie (siehe erster Teil) wurden die Bewegungsprozesse und Effekte der Potentialwirbel dargestellt (z.B. der Wirbelstürme). Es wurden dort auch eine 'Potential-Segment-Rohr' vorgestellt, in welchem mittig die Strömung reibungsfrei fließt. In Bild 05.15.04 ist wiederum grob skizziert, wie diese Effekte hier wirkungsvoll einzusetzen sind.

Bei A wird die Luft von der Pumpe in einem ringförmigen flachen Kanal (hellblau) diagonal nach hinten gedrückt. Diese Luft muss tangential in eine 'Schnecke' eingebracht werden, von der Spitze eines engen Rohres bis zu dessen maximalem



Durchmesser (danach folgt im Drehsinn das nächste Rohr). Die Reibung der Strömung an den Wänden wirkt beschleunigend auf die mittig, schnell drehende Strömung (siehe Kapitel 'Potential-Segment-Rohre').

Es sollten mindestens vier Rohre eingesetzt sein, deren Strömungen später zusammen geführt werden. Bei B wird die Luft aus zwei Rohren jeweils tangential über geleitet in das mittige Rohr. Die beiden abgebenden Rohre enden spitz, das aufnehmende Rohr muss entsprechend größeren Durchmesser aufweisen (siehe C).

Diese Technik ist anzuwenden zur 'Kühlung' der Verbrennung (wie rechts daneben skizziert ist). Im mittigen Rohr wird Treibstoff zugeführt und gezündet (E, gelb markiert). Der Querschnitt muss anschließend erweitert werden. Zugleich wird hier von links und rechts kühle Luft aus den Rohren D zugeführt (wiederum tangential), die sich als flache Schicht entlang der Wand integriert. Auch hierbei ergibt sich wieder der Tornado-Effekt: die kühle Luft ist langsamer und weist einen stärkeren statischen Druck auf. Sie komprimiert und beschleunigt die mittig rotierende Strömung.

Wie bekannt ist (und in den Grundlagen dargelegt wurde) beugt sich die langsame Strömung zur schnelleren hin. Oder anders ausgedrückt: die schnellere Strömung wirkt wie ein Sog, indem sie Partikel in sich widerstandslos aufnimmt. Normalerweise ergibt die Erzeugung von Hitze ein größeres Chaos der molekularen Bewegungen. Mit diesen Maßnahmen aber ergibt sich eine konzentrierte und geordnete Strömung - und damit hohe kinetische Energie.

In diesem Bild rechts bei F ist noch einmal angezeigt, dass am Auslass des Triebwerks die Strömung tangential aus den Rohren auszuleiten ist. Wie das Holz aus einem Bleistift-Spitzer wird hier die Drallströmung 'abgeschält'. Dieser flächige Strahl muss komplett umgelenkt werden, so dass die Abgase letztlich parallel zur Längsachse abfließen. Egal welcher Druck, welche Vorwärts- und Drall-Geschwindigkeit die Strömung im Rohr aufweist, mit dieser Technik wird immer der optimale Vortrieb erreicht.

## **Anregung**

Es ist natürlich total vermessen, wenn ein Laie hier den Fachleuten erzählt, wie man Düsen-Triebwerke zu bauen hat. Diese neue Konzeption wird niemals die Leistung üblicher Turbinen bringen (weil bewusst auf die Erzeugung hoher Drücke verzichtet wird). Sie könnte nur für begrenzte Flug-Geschwindigkeiten eingesetzt werden (weil bewusst die Beschränkung der (Selbst-) Beschleunigung unterhalb der Schallgeschwindigkeit eingehalten wird). Andererseits ist die Konstruktion viel einfacher und viel leichter zu bauen. Diese Maschine ist wirklich fluid-konform: Bewegung immer entlang gekrümmter Oberflächen, immer rotierend, auch überlagert, aber immer im gleichen Drehsinn. Sogar die notwendige Kühlung um die Brennkammer ist strömungs-optimal gelöst.

Nur durch solche geordneten Strömungen sind hohe Dichte und Geschwindigkeit wirtschaftlich zu erreichen und damit sehr viel bessere Effekte als aus dem Bewegungschaos konventioneller Triebwerke. Nur durch die letztlich scharfe Umlenkung in axiale Richtung kann die Umsetzung der kinetischen Energie in Vortriebskraft komplett erfolgen. Fachleute mögen bedenken, ob diese Maschine eine ökonomische Alternative zum derzeitigen Stand der Technik sein könnte.

Evert / 31.12.2015

## 05.16. Luftdruck-Glockenmotor

### Problematik und Lösungsansatz

Der Vortrieb durch Propeller ist problematisch, weil vorwiegend eine Drallströmung erzeugt wird. Es wird auch Luftbewegung per Sog erzeugt, aber beide Komponenten werden nicht in Vorschub umgesetzt. Die Propeller-Triebwerke konventioneller Hubschrauber sind noch weniger effektiv. Mit viel Lärm produzieren sie stürmische Winde und verbrauchen viel Treibstoff. Ihre Reichweite ist relativ gering. Schon in Höhenlagen des Gebirges kommen sie an ihre Leistungsgrenze.

Anstatt Luft gewaltsam nach unten drücken zu wollen, sollte der Auftrieb per atmosphärischem Druck genutzt werden. An normalen Tragflächen streicht die Luft beschleunigt über die obere Fläche, im Mittel etwa 50 km/h schneller als entlang der unteren Fläche. Aus der Differenz der Luftströmungen ergibt sich eine Differenz der statischen Drücke und damit die Auftriebskraft.

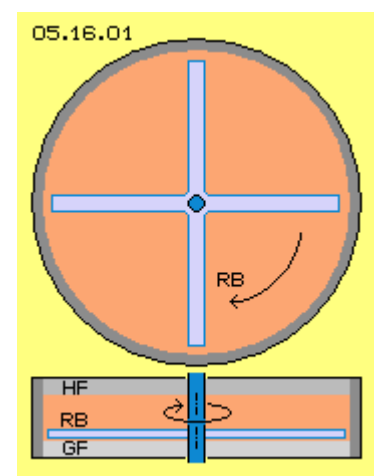
Man kann Luftbewegung auch in einem geschlossenen Behälter erzeugen. Beispielsweise kann man die Luft innerhalb eines runden und flachen Zylinders in kontinuierliche Drehung bringen. An den oberen und unteren Innen-Flächen kann die Geschwindigkeit differenziert sein. Unabhängig von externen Luftbewegungen ergibt sich damit ein autarkes System zur Generierung von Auftrieb. Die Kräfte werden ausreichend sein für einen Helikopter (und den Vortrieb anderer Fahrzeuge).

Auf jedem Quadratmeter Fläche lastet die Luft mit mehr als  $100000 \text{ N/m}^2$ . Wenn dieser Druck nur um ein Hundertstel reduziert wird, ergibt sich eine Differenz von  $1000 \text{ N/m}^2$  (tatsächlich erreichen normale Tragflächen ein Vielfaches). Um einen Helikopter von z.B. 3.5 Tonnen anzuheben, müsste diese Kraft auf  $35 \text{ m}^2$  wirksam werden (einer Kreisfläche mit etwa 3 m Radius, exakte Berechnungen siehe unten). Anstelle des Rotors eines konventionellen Hubschraubers muss also eine entsprechend große, runde und flache Box installiert werden. Alternativ (bzw. bevorzugt) werden diverse kleinere Einheiten übereinander gestapelt.

Nachfolgend werden wesentliche Merkmale meiner Erfindung dargestellt. Diese Erfindung wird nicht zum Patent angemeldet. Diese Überlegungen können von jedermann frei genutzt werden. Damit werden fundamentale Fortschritte in der Aero-Technik möglich.

### Bauelemente und Luftbewegungen

In Bild 05.16.01 sind prinzipielle Bauelemente skizziert, oben im Querschnitt und unten im Längsschnitt durch die Systemachse. Ein hermetisch geschlossener Behälter (grau) hat einen runden Querschnitt und ist sehr viel breiter als hoch. Im Zentrum rotiert eine Welle (dunkelblau, hier rechtsdrehend), an welcher diverse (hier vier) Rotorblätter (RB, hellblau) montiert sind. Alle Luft (hellrot) in diesem Hohl-Zylinder wird damit in Rotation um die Systemachse versetzt.



Die Rotorblätter bewegen sich mit geringem Abstand über die untere Innenfläche. Diese wird hier als 'Gleitfläche' (GF, hellgrau) bezeichnet. Diese Oberfläche ist



möglichst glatt, so dass die Luft mit geringem Widerstand darüber hinweg gleiten kann.

Die obere Innenfläche wird als 'Haftfläche' (HF, grau) bezeichnet. Diese Oberfläche ist rau gestaltet, so dass die Luft verzögert wird bzw. nur langsam darüber hinweg streichen kann.

In folgendem Bild 05.16.02 sind Ausschnitte dargestellt der Bereiche zwischen der Haft- und Gleitfläche (HF und GF). Über der Gleitfläche rotieren die Rotorblätter (RB, hellblau) und bewegen sich hier von rechts nach links. Das Profil dieser Blätter ist oben und unten flach, links und rechts durch konkave Flächen begrenzt.

Dieser Behälter ist hermetisch geschlossen. Auf alle Außenseiten wirkt der normale atmosphärische Druck (siehe Pfeile bei A). Er ist damit kräftegleichgewichtig hinsichtlich dieser Einheit. Im Innern soll nun erreicht werden, dass der statische Druck auf die Haftfläche stärker ist als auf die Gleitfläche (siehe Pfeile bei B).

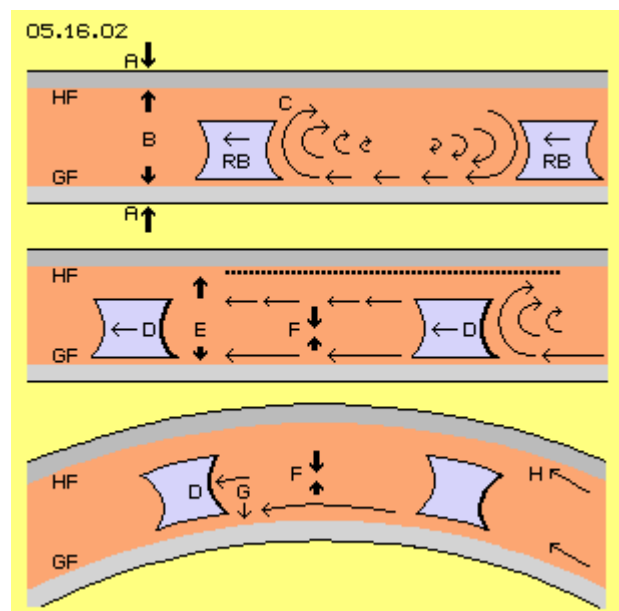
Das wird erreicht, wenn die Luft an beiden Flächen mit unterschiedlicher Geschwindigkeit entlang fließt. Hier gleitet die Luft mit geringem Widerstand entlang der Gleitfläche. Aufgrund der relativ hohen Geschwindigkeit weist sie starken dynamischen Druck in Strömungsrichtung auf (kinetischer Strömungsdruck) und einen entsprechend reduzierten statischen Druck (seitlich zur Strömungsrichtung).

Auch die Luft entlang der Haftfläche strömt in gleiche Richtung. Ihre Vorwärtsbewegung wird aber an der rauen Oberfläche behindert. Aufgrund ihrer relativ geringen Geschwindigkeit weist sie dort geringeren Strömungsdruck auf und entsprechend höheren statischen Druck in seitliche Richtung auf die Haftfläche.

### Luft-Umwälzung

Hier schiebt das rechte Rotorblatt (RB, hellblau) die Luft nach links. Es ist dazu kaum Druck auszuüben, weil die Luft dem linken Rotorblatt 'von sich aus' folgt. Jede zurück-weichende Wand hinterlässt relative Leere, in welche die Luftpartikel hinein fallen, bis zur Schallgeschwindigkeit.

Eine Haftreibung ergibt sich hinten-obenhalb eines Rotorblatts, hier als Bereich C markiert. Die 'ruhende' Luft an der Haftfläche hält die schnellere Strömung auf. Es werden Luftpartikel an der Rückseite des Rotors 'heraus gerissen'. Dort ergibt sich also wieder relative Leere. In diese strömt Luft von unten nach. Dieser Sog wirkt weit zurück. Entlang der Gleitfläche fließt Luft nach vorn (schneller als der Rotor darüber streicht). Vor dem rechten Rotorblatt wird Luft nach unten gesaugt. Zwischen den beiden Rotorblättern ergibt sich ein Umwälzung von Luft, wie im Bild oben rechts durch Pfeile angezeigt ist.



Dieser Bewegungsprozess ist vergleichbar mit einem Auto-Rad. Ein Punkt am Reifen ruht einen Moment lang auf der Strasse, wird hoch gerissen und beschleunigt auf die doppelte Geschwindigkeit des Autos, um dann wieder auf die Strasse hinunter zu fallen. Bei einem Kettenfahrzeug ruht ein Kettenglied etwas länger am Boden. Es wird hoch gerissen und fliegt dann mit hoher Geschwindigkeit eine lange Strecke, bis es vorn am Fahrzeug wieder auf die Strasse abgelegt wird. Hier übernimmt die Haft-Fläche die Funktion des rauen Asphalts, während die beschleunigte Bewegung entlang der Gleit-Fläche statt findet.

### **Sog und Druck**

Die Luftbewegung innerhalb des Zylinders wird also vorrangig durch den Sog an den Hinterseiten der Rotorblätter ausgelöst. Diese Sogseiten D sind in der mittleren Zeile dieses Bildes nochmal hervor gehoben. Eine Reihe von Punkten repräsentiert die nahezu ortsfeste Luft direkt an der Haftfläche. Unterhalb davon ist die Luft in Vorwärtsbewegung, aber langsamer als die Strömung direkt über der Gleitfläche (siehe horizontale Pfeile unterschiedlicher Länge). Beide Strömungen haben unterschiedlichen Strömungsdruck. Daraus resultiert die Differenz statischen Drucks auf die Haft- und Gleitfläche (siehe vertikale Pfeile bei E) und somit die gewünschte Auftriebskraft.

Der verbleibende statische Druck wirkt auf beide Flächen. Die unterschiedlichen Drücke wirken aber auch zwischen beiden Strömungen, wie durch die Pfeile bei F angezeigt ist. Daraus resultiert die bekannte Beugung von Stromlinien immer zur schnelleren Strömung hin. Daraus resultiert wiederum, dass Luft besonders widerstandsfrei um runde Flächen fließt. Dieser Effekt ist in der unteren Zeile dieses Bildes dargestellt.

Die Haft- und Gleitflächen sind hier gekrümmt. Die Druck-Differenz F drückt die schnelle Strömung 'um die Kurve' herum. An dieser glatten Oberfläche kann also kontinuierlich eine laminare Strömung anliegen. Es existiert einerseits die relative Leere an der Sogseite D des Rotorblatts. Die konvexe Krümmung der Gleitfläche stellt ebenfalls eine zurück-weichende Wand zur tangentialen Bewegungsrichtung dar. Das bewirkt zusätzlichen Sog (siehe Pfeile bei G), durch welchen die Luftpartikel widerstandsfrei (von-sich-aus beschleunigt) um die Krümmung fliegen. Von außen nach innen strömt die Luft schneller vorwärts, bildet also einen Potentialwirbel. Im Spalt zwischen der Gleitfläche und dem Rotorblatt wird die Luft sogar schneller rotieren als der Rotor.

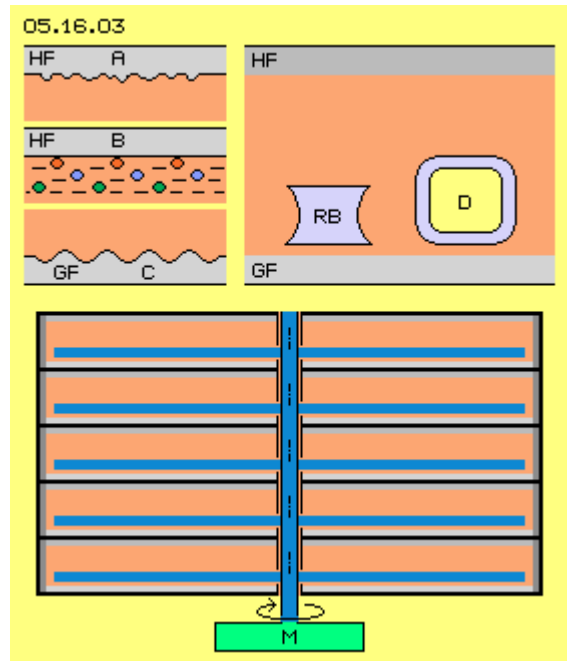
Rechts unten bei H ist ein weiterer Vorteil der Krümmung skizziert: wenn die Luftbewegung generell in tangentialer Richtung weist, fliegen die Luftpartikel der Innenkurve weg nach außen und entlasten die Gleitfläche. Umgekehrt fliegen die Luftpartikel auf der Außenkurve gegen die Wand und bewirken erhöhten Druck auf die Haftfläche.

### **Konstruktive Merkmale**

In Bild 05.16.03 sind einige Details skizziert. Die Haftfläche (HF) sollte eine möglichst raue Oberfläche aufweisen, z.B. wie ein Schleifpapier (siehe A). Ein Draht weist relativ hohen Luftwiderstand aus. Die Oberfläche könnte mit einem Gitter dünner Drähte belegt sein, auch versetzt in mehreren Lagen (siehe B). Es sind Testreihen zu fahren, um geeignete Oberflächen einfacher Herstellung zu finden. Die Gleitfläche

(GF) muss eine möglichst glatte Oberfläche aufweisen. Zur größeren Stabilität könnten bei Bedarf konzentrisch angelegte Rillen beitragen (siehe C).

Im Bild oben rechts ist noch einmal voriges Profil eines Rotorblattes (RB, hellblau) dargestellt. Die größte Relativ-Geschwindigkeit weist die Strömung gegenüber der ortsfesten Gleitfläche (GF, hellgrau) auf. Andererseits bewegt sich die Luft relativ zum Rotorblatt nur geringfügig schneller oder langsamer. Dafür könnte auch ein einfaches (und stabiles) Profil ausreichend sein, z.B. ein runder Vierkant wie bei D skizziert.



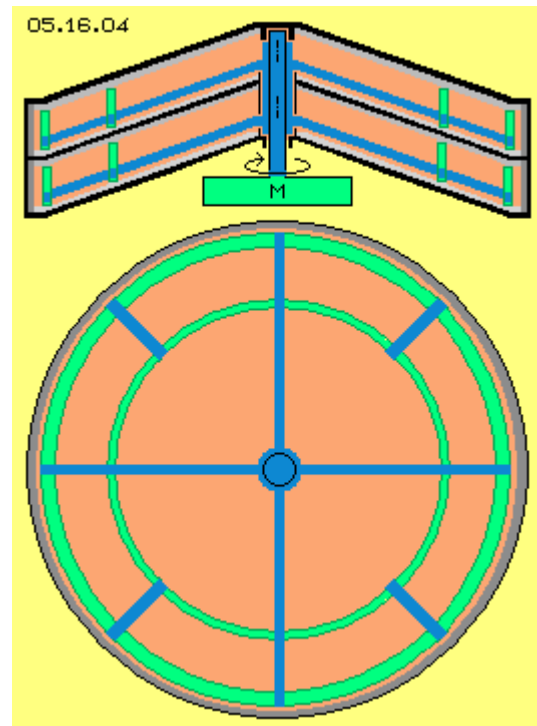
Diese Abmessungen könnten tauglich sein: der Spalt zwischen der Gleitfläche und dem Rotorblatt mit 1 cm bis 2 cm, das Rotorblatt mit 2 cm bis 4 cm Höhe, der Abstand oberhalb bis zur Haftfläche 6 cm bis 12 cm. Der ganze Hohlzylinder wird damit nur etwa 10 cm bis 20 cm hoch sein (auch bei unterschiedlichem Radius).

Unten in diesem Bild sind flache Zylinder übereinander gestapelt, wobei die Rotoren auf einer gemeinsamen Welle montiert sind. In dieser einfachen Form kann eine Rotor-Einheit relativ leicht gebaut werden. Die Masse bewegter Luft ist weniger als ein Kilogramm. Dieses System kann schnell beschleunigt werden (wozu ein 'Wischermotor' ausreichend ist). Solche kleine Einheiten eignen sich z.B. zur Steuerung eines Hubschraubers.

### Kegel-Motor

Alle Auftriebskräfte drücken die planen Haftflächen nach oben, die entsprechend steif zu bauen sind. Wesentlich steifer sind Flächen in Form eines Kegel-Stumpfes. Es wäre also vorteilhaft, die Behälter kegelförmig anzuordnen, wie in Bild 05.16.04 oben im Längsschnitt durch die Systemachse skizziert ist. Auch in dieser Version können mehrere Ebenen aufeinander geschachtelt und alle Rotoren auf einer Welle montiert sein, die von einem Motor (M, grün) angetrieben wird.

Um die Fliehkräften abzufangen, sollten die Rotorblätter durch umlaufende Ringe (grün) verbunden sein. Diese Ringe können auf Gleitlagern an den Haft- und Gleitflächen geführt werden (wie hier nur grob angedeutet ist).



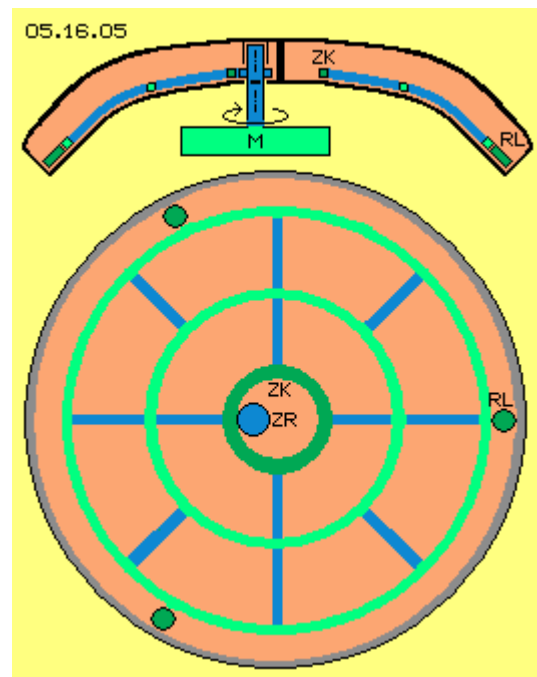
Unten zeigt das Bild eine Sicht von oben. Zwischen den Ringen können außen auch zusätzliche Rotorblätter installiert werden, so dass die Luft gleichmäßig in Bewegung gehalten wird.

Bei dieser Kegel-Variante schieben die Rotorblätter die Luftmasse nicht nur auf einer horizontalen Ebene im Kreis herum. Hier saugen die Rotorblätter die Luft um die gekrümmte Fläche des Kegelmantels herum. Damit ergibt sich der Sog-Effekt, welche oben in Bild 05.16.02 bei G dargestellt und erläutert wurde. Widerstandslos folgt die Strömung der Krümmung. Es kommt sogar ein Potentialwirbel auf mit (selbst-) beschleunigender Wirkung.

Nur bei kleinen Systemen ist obige flache Bauweise geeignet. Bei größeren Systemen müssen die Flächen kegelförmig angestellt sein und es müssen auch diese Ringe installiert werden. Damit ergeben sich steife Flächen und ein ebenso steifer 'Rotor-Käfig', der selbst mit den relativ dünnen Profilen ausreichend stabil ist, auch für ausreichend hohe Drehzahl. Solche (mehrstufige) Einheiten sind z.B. geeignet für den Vortrieb eines Hubschraubers (oder auch anderer Fahrzeuge).

### Glocken-Motor

In den zentralen Bereichen sind die Luftströmungen langsam, so dass nur wenig Auftrieb zustande kommt. Die Geschwindigkeit steigt linear mit zunehmendem Radius, die Strömungsdrücke mit dem Quadrat dazu. Ebenfalls im Quadrat zum Radius ergibt sich die Fläche, so dass der wesentliche Anteil des Auftriebs in den äußeren Bereichen zustande kommt. Mittig könnte also der Kegel relativ flach, außen jedoch steiler angestellt sein. Eine glocken-förmige Bauweise erfüllt diese Anforderungen. In Bild 05.16.05 ist dieses Prinzip skizziert, oben mit einem Querschnitt durch die Systemachse, unten mit einer Sicht von oben.



Um eine möglichst leichte und dennoch stabile Konstruktion zu erreichen, sollte auf eine zentrale Welle verzichtet werden. Die schalenförmigen Haft- und Gleit-Flächen können dann durchgängig ausgeführt werden. Der Rotor reicht dann nicht mehr bis zur Systemachse, sondern endet mittig in einem Zahnkranz (ZK, dunkelgrün). An einer (nun stabil gelagerten) Welle ist ein Zahnrad (ZR, dunkelblau) montiert, welches den Rotor per Zahn-Eingriff antreibt.

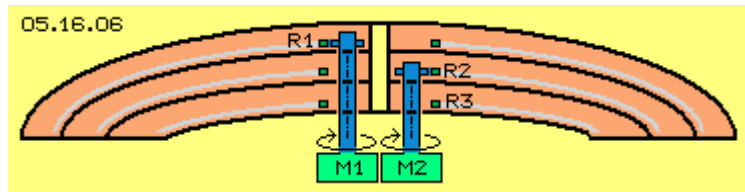
Aufgrund der gekrümmten Profile (blau) und den umlaufenden Ringen (grün) ist der Rotor-Käfig leicht und stabil zu bauen. Allerdings muss er außen in Roll-Lagern (RL, dunkelgrün, vorzugsweise drei) abgestützt werden. Auch der mittige Zahnkranz muss (durch Gleit- oder Roll-Lager) in seiner Position geführt werden.

Diese Bauweise des Glocken-Motors ist bei großen Systemen einzusetzen, z.B. um die Hubarbeit bei Helikoptern zu leisten. Es könnten auch mehrere Schalen

übereinander installiert werden. Andererseits ergeben ineinander geschachtelte Schalen besondere Vorteile.

### Mehrfach-Glocke

Diese Variante ist in Bild 05.16.06 mit einem Querschnitt schematisch dargestellt. Es sind hier drei Rotor-Ebenen (R1, R2 und R3)



mit unterschiedlichen Radien zusammen montiert. Die Haft- und Gleitflächen der mittleren Glocke grenzt unmittelbar an die Flächen der oberen und unteren Ebene. Alle Behälter sind unten-außen miteinander verbunden. Auch in der Mitte sind alle Flächen mit einem Rohr (gelb) fest verbunden. Die runden und gewölbten Flächen bilden einen stabilen Baukörper.

Es sind drei Rotor-Käfige (hellblau) installiert, die jeweils mittig einen Zahnkranz (dunkelgrün) aufweisen. Jeder Rotor wird angetrieben über ein Zahnrad auf einer separaten Welle (dunkelblau) mit eigenem Motor (hier nur angezeigt für R1-M1 und R2-M2. Versetzt angeordnet ist R3-M3). Damit kann jeder Rotor mit einer Drehzahl nach Bedarf gefahren werden.

Der große Rotor R1 könnte z.B. für die Grundlast ausgelegt sein. Der mittlere Rotor R2 könnte für die aktuelle Nutzlast dienen. Der kleine Rotor R3 kann rasch beschleunigt werden zum Abheben und Aufsteigen nach Bedarf. Die Kapazitäten sollten so ausgelegt sein, dass auch bei Ausfall eines Teilsystems genügend Reserve vorhanden ist. Vorzugsweise sollten dazu Elektro-Motoren eingesetzt werden. Handelsübliche Notstrom-Aggregate (wiederum zwei mal redundant) werden ausreichend Leistung liefern. Hoher Bedarf ist nur zum Starten und Beschleunigen erforderlich (wobei die Teilsysteme getrennt noch gefahren werden). Im laufenden Betrieb sind praktisch nur Reibungsverluste zu überwinden.

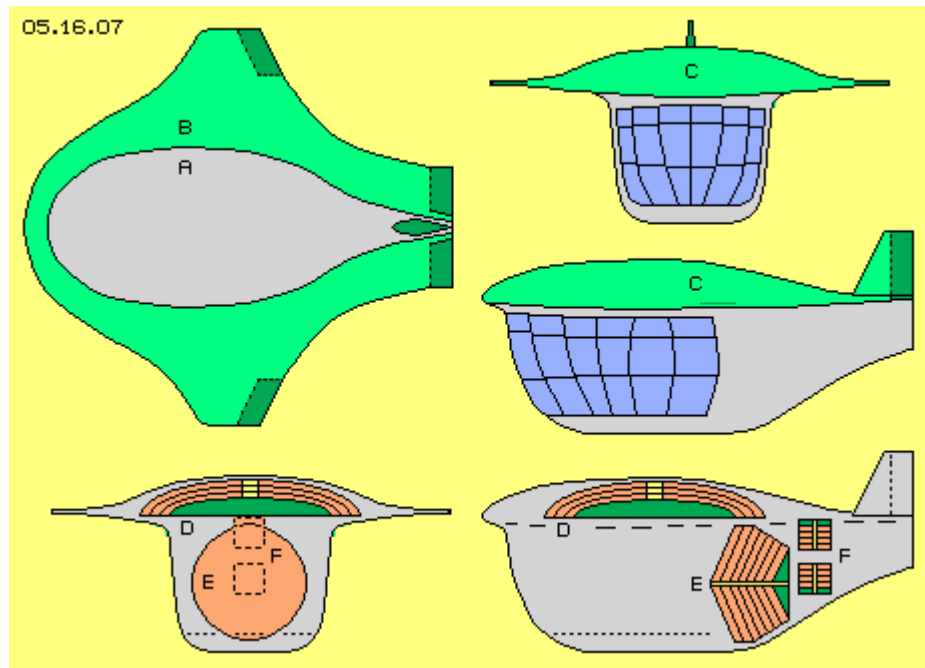
### Neues Hubschrauber-Design

Die obigen Luftdruck-Maschinen in Scheiben-, Kegel- und Glocken-Form können in vielfältiger Form kombiniert werden. Dabei wird das Design von Fluggeräten andere Merkmale aufweisen. In Bild 05.16.07 ist beispielhaft die neuartige Konzeption eines Helikopters skizziert, oben links in einer Sicht von oben, rechts die Sicht von vorn und eine Seitenansicht.

Die Kontur der Kabine (A, grau) hat einen runden Bug und ist nach hinten auslaufend. Die Kontur (B, grün) des Helikopters weist über die Kabine hinaus, sowohl vorn über den Bug, seitlich flach auslaufend und auch nach hinten in eine breite 'Flosse'. Damit wird eine breite, gerundete Kuppel C gebildet.

Vorn entspricht die Kuppel der Nase einer Tragfläche. Seitlich geht die Kuppel über in kurze Tragflächen, an denen außen-hinten Steuerklappen (dunkelgrün) montiert sind. Ganz hinten sind Höhen- und Seiten-Leitwerke (dunkelgrün) installiert. Die flache Kuppel mit ihrem Tragflächen-Profil wird im Horizontal-Flug zum Auftrieb beitragen. Diese Form weist also Merkmale eines (relativ kompakten) Flugzeugs aus.

Unter dieser 'Kuppel-Tragfläche' hängt eine relative hohe Kabine. Die Sicht von vorn zeigt die maximale Breite. Die Kabine hat vorn einen runden Bug und ist nach hinten schmal auslaufend. Der große Nutzraum ist damit relativ strömungsgünstig gebaut.



In der unteren Zeile des Bildes ist die Position der Triebwerke dargestellt. In der Kuppel befindet sich der Auftriebs-Motor (D, rot), hier z.B. mit drei ineinander geschachtelten Glocken. Der Bereich für den Antrieb der Rotoren ist grün markiert.

Anstelle der verstellbaren Rotoren konventioneller Hubschrauber erfolgt hier der Vortrieb durch einen Motor mit horizontaler Welle, hier in Form eines Kegel-Motors (E, rot). Zur optimalen Nutzung des Raums sind die Radien unterschiedlich lang.

Anstelle des konventionellen Hilfsrotors sind auch die zur Steuerung erforderlichen Komponenten in den Rumpf integriert. Eingezeichnet sind hier zwei Einheiten (F, rot). Es sind einfache Scheiben mit relativ kurzen Radien eingesetzt, so dass die Rotoren rasch zu beschleunigen sind. Die Einheiten sind dreh- und schwenkbar gelagert. Beim Start sind beide gegeneinander gerichtet, so dass sich die Schubkräfte neutralisieren. Wenn beide nach hinten geschwenkt werden, ergibt sich Vortrieb. Wenn beide nach vorn geschwenkt werden, fliegt der Helikopter rückwärts. Wenn beide seitlich gedreht werden, dreht der Helikopter um seine vertikale Achse.

Der hier konzipierte Helikopter könnte folgende Abmessungen aufweisen: insgesamt etwa 8 m lang und breit, etwa 4 m hoch. Der frei nutzbare Raum der Kabine ist etwa 3 m lang, breit und hoch (im Doppel-Boden ist Raum für Tanks, Stromaggregate und Starterbatterien). Der Hub-Rotor (D) hat einen Durchmesser von rund 4 m, der Vortriebs-Rotor (E) knapp 3 m, die Steuer-Rotoren F und G) etwa 1 m. Damit bleibt die Frage, welche Kräfte diese Aggregate bei welcher Drehzahl bewirken können.

### Berechnung wirksamer Kräfte

Bei den folgenden Berechnungen wurden diese generellen Gesichtspunkte beachtet: hier wird vorwiegend mit Sog gearbeitet, der nur bis zur Schallgeschwindigkeit wirken kann. Wichtig sind möglichst klare Strömungsverhältnisse, darum wird hier maximal nur halbe Schallgeschwindigkeit gefahren (bis etwa 150 m/s), in aller Regel noch langsamer. Es wird unterstellt, dass die Luftströmung nur so schnell ist wie der Rotor dreht. Die Effekte obiger Luft-Umwälzung und der Selbst-Beschleunigung von Potentialwirbeln sind nicht einbezogen.

Es wird unterstellt, dass die Strömungen an den Haftflächen etwa 10 % langsamer sind als entlang der Gleitflächen. Brauchbare Werte ergeben sich aber auch schon bei einer Differenz von nur 5 %.

Die Differenz aus dem dynamischen Strömungsdrücken ergibt zugleich die Differenz der statischen Drücke. Diese lasten hier auf Kreisflächen. Mit zunehmendem Radius wächst die Fläche im Quadrat. Die Geschwindigkeit wächst linear, hinsichtlich der Kräfte wirkt sie aber ebenfalls im Quadrat. Der wesentliche Anteil des Drucks wird also in den äußeren Bereichen erzeugt. Exakte Daten müssten per Integral ermittelt werden.

Eine überschlägige Rechnung ergibt durchaus brauchbare Werte, wenn die Druckverhältnisse am Rand der Scheibe auf zwei Drittel der Kreisfläche angewandt werden. Es kann auch vereinfachend unterstellt werden, dass die Geschwindigkeits-Differenz obiger 5 % eine entsprechende Druck-Differenz ergibt (zumal diese Werte nur empirische zu ermitteln sind).

### Kraft an den Steuerelementen

In Bild 05.16.08 zeigt eine Tabelle die Daten für die Steuerelemente, die in obigem Helikopter eingesetzt sind (in Bild 05.16.07 bei F). Der Rotor-Radius ist 0.4 m, es sind zwei Einheiten mit jeweils vier Scheiben vorhanden, d.h. insgesamt acht wirksame Flächenpaare. In der Tabelle sind die Ergebnisse bei 1800 bis 3600 U/min dargestellt (also mit maximal etwa 75 m/s bis 150 m/s). Es sind brauchbare

05.16.08				
Steuer-Einheit	Radius m	Fläche m <sup>2</sup>	Umfang m	$\rho$ kg/m <sup>3</sup>
	0,4	0,50	2,50	1,25
U/min	1800	2400	3000	3600
Vmax m/s	75	100	125	150
P N/m <sup>2</sup>	3549	6310	9860	14198
P je Fläche	1783	3170	4953	7133
P auf 2/3 Fläche	1189	2113	3302	4755
P 10 %	119	211	330	476
P 5 %	59	106	165	238
P 10 % * 8	951	1691	2642	3804
P 5 % * 8	476	845	1321	1902

Schub-Kräfte schon bei der 5%-Differenz gegeben (grün unterlegt). Bei doppelter Drehzahl sind sie vierfach stärker und gewiss ausreichend für diesen Helikopter.

In der normalen Flugphase wird der Helikopter mit den Leitwerken gesteuert. Die interne Steuerung ist nur erforderlich im Schwebeflug und bei der Landung, wenn eine Position exakt anzusteuern ist. Im Normalfall weisen beide Einheiten gegen einander. Beim Schwenken bzw. Drehen stehen obige Schubkräfte spontan zur Verfügung. Solche Luft-Druck-gesteuerte Flieger erzeugen keine äußere Luftbewegung, sie starten und schweben und landen völlig ruhig. Aus eigener Kraft können sie sogar in den Hangar schweben.

### Vortriebs-Schub-Kräfte

Bei obiger Konzeption wurde eine kegelförmige Vortriebs-Einheit vorgesehen (in Bild 05.16.07 bei E). In der Tabelle 05.16.09 sind die Daten dargestellt. Es sind sieben Rotor-Ebenen mit teilweise unterschiedlichen Radien (von 0.9 m bis 1.4 m) auf einer Welle montiert. Bei der Berechnung wird wiederum der Druck am äußeren Rand auf 2/3 der Fläche bezogen und eine Geschwindigkeits-Differenz von 5 % zwischen den Gleit- und Haftflächen unterstellt. Bei 600 bis 900 Umdrehungen je Minute ergeben sich Schubkräfte von etwa 4000 bis 9000 N (grün unterlegt).

Unten ist der Luftwiderstand bei unterschiedlichen Geschwindigkeiten ermittelt nach der bekannten Formel  $F = 0.5 \cdot A \cdot \rho \cdot v^2 \cdot C_w$ . Als Fläche A werden hier 12 m<sup>2</sup> eingesetzt, die

Dichte rho mit 1.25 kg/m<sup>3</sup> und der Widerstandsbeiwert Cw mit 0.4 (das ist ein hoher Ansatz, weil z.B. etwa 0.15 bei Segelflugzeugen erreicht wird). Der obige Vorschub von etwa 9000 N wäre tauglich für eine Geschwindigkeit des Helikopters von rund 200 km/h (grün unterlegt).

05.16.09								
Vortriebs-Motor								
Scheibe	1	2	3	4	5	6	7	Summe
Radius m	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,4	
Fläche m <sup>2</sup>	2,5	3,1	3,8	4,5	5,3	6,2	6,2	31,6
U/min	600							
Vmax m/s	57	63	69	75	82	88	88	
P 5% N	170	259	380	538	741	996	996	4.079
U/min	900							
Vmax m/s	85	94	104	113	122	132	132	
P 5% N	383	583	854	1.210	1.666	2.241	2.241	9.178
Luftwiderstand		Cw = 0.4		A= 12 m <sup>2</sup>				
V	km/h	50	100	150	200	300	400	800
V	m/s	14	28	42	56	83	111	222
P	N	579	2.315	5.208	9.259	20.833	37.037	148.148

In der Tabelle ist auch ausgewiesen, dass bei Verdopplung der Geschwindigkeit (auf 400 km/h und 800 km/h, unten rechts) der Luftwiderstand im Quadrat ansteigt (4-fach und 16-fach). Aus diesem Grunde fliegen Verkehrsflugzeuge oben in dünner Luft (Dichte etwa 0.4 kg/m<sup>3</sup>), wo der Luftwiderstand nurmehr ein Drittel ist. Allerdings ist dort oben die Leistung konventioneller Vortriebs-Maschinen entsprechend gering.

Im Gegensatz dazu ist hier in den hermetisch geschlossenen Behältern der Luftdruck konstant und damit auch die Leistung unabhängig von äußeren Bedingungen. Es kann sogar mit höherer Dichte gefahren werden, z.B. mit rho = 2 kg/m<sup>3</sup>. Der Vorschub wird um die Hälfte stärker, hier z.B. auf etwa 13500 N ansteigen.

Bei diesen Kegel-Motoren wird die Luft um eine gekrümmte Fläche gezogen. Wie oben ausgeführt, wird die konvexe Gleitfläche entlastet, während die Strömung an der konkaven Haftfläche entlang 'schrammt'. Hier wurde eine Differenz von nur 5 % unterstellt, z.B. bei 132 km/h eine Verzögerung auf 125 km/h. Durchaus realistisch könnte die Strömung an der Haftfläche nur 119 km/h oder eventuell nur 112 km/h 'langsam' sein. Damit wird der Vorschub doppelt oder dreifach stärker, hier also 18000 N oder auch 27000 N aufweisen. Somit wird dieser Luft-Druck-Kegel-Motor mehr als genug Vorschub für diesen Helikopter liefern.

### Hub-Kräfte

Bei obiger Konzeption wurde für die Hubarbeit ein Glocken-Motor vorgesehen (in Bild 05.16.07 bei D). In der Tabelle 05.16.10 sind die Daten dargestellt. Drei Rotor-Ebenen sind dort ineinander geschachtelt mit Radien von 1.4 m, 1.7 m und 2.0 m. Sie sind nicht an einer gemeinsamen zentralen Welle montiert, vielmehr endet jeder Rotor mittig mit einem Zahnkranz. Der Antrieb erfolgt jeweils über eine separate Welle mit separatem Motor. Damit sind die Rotoren unabhängig voneinander mit unterschiedlicher Drehzahl zu fahren, auch gegenläufig.



In der Tabelle wurden die Hubkräfte ermittelt bei einer Drehgeschwindigkeit von jeweils 94 m/s und nochmals bei ein Drittel höherer Geschwindigkeit (123 m/s, 128 m/s und 126 m/s). Es ergeben sich Hubkräfte von etwa 5000 N bis 9000 N (grün unterlegt). Damit könnte ein Helikopter von fünf Tonnen Gewicht in der Schwebelage gehalten werden. Sogar bei Ausfall des großen Rotors wären dazu die beiden kleineren Rotoren ausreichend.

05.16.10				
Hub - Motor				
Scheibe	1	2	3	Summe
Radius m	1,4	1,7	2,0	
Fläche m <sup>2</sup>	6,2	9,1	12,6	27,8
U/min	640	530	450	
V <sub>max</sub> m/s	94	94	94	
P 5% N	1.133	1.690	2.334	5.157
U/min	840	720	600	
V <sub>max</sub> m/s	123	128	126	
P 5% N	1.952	3.118	4.149	9.219

Dieser Motor könnte auch etwas kleiner gebaut werden oder sehr viel mehr Hubkraft erzeugen, wie oben schon erwähnt. Anstatt mit normalem Luftdruck könnte er mit 'dicker' Luft gefahren werden (z.B. mit  $\rho=2$ , etwa Faktor 1.5). Bei dieser optimalen Glocken-Form wird die Verzögerung an den Haftflächen nicht nur die 5 % (wie hier gerechnet), sondern auch 10 % und mehr betragen (Faktor 2 bis 3). Es ergeben sich Kräften bis zu 40 kN - was völlig neue Möglichkeiten eröffnet.

### Woher kommt die Energie

Natürlich kommt hier die Frage auf, aus welcher Energie-Quelle diese Kräfte zustande kommen sollten. Die Technik konventioneller Hubschrauber ist selbst-verständlich: die chemische Energie des Treibstoffs wird in Bewegung mechanischer Teile transformiert und über die Rotorblätter in die Abwärtsbewegung von Luft umgesetzt. Wenn der Rotor eines Hubschraubers 6 m lang ist, bestreicht er eine Fläche von 113 m<sup>2</sup>. Das Gewicht von 3500 kg entspricht ein Luft-Volumen von 2800 m<sup>3</sup>, einer Luftsäule von 25 m über der Rotorfläche. Permanent muss diese Luftmasse abwärts beschleunigt und mit der Geschwindigkeit eines Orkans hinab gedrückt werden. Allerdings weicht die Luft jedem Druck aus, so dass hier die Effizienz noch einmal geringer ist als bei üblicher Energie-Umwandlung.

Bei oben beschriebener neuer Helikopter-Konstruktion ist das Volumen aller Radial-, Kegel- und Glocken-Behälter insgesamt nur 12 m<sup>3</sup>. Jeder Partikel dieser Luftmasse von etwa 10 kg ist in ständiger molekularer Bewegung mit etwa 500 m/s. Nach bekannter Formel  $E=0.5 \cdot m \cdot v^2$  entspricht das der enormen Energie von 1.250.000 J. Gegen eine Wand treffen die Partikel nicht immer rechtwinkelig, sondern im Mittel in einem Winkel von 45 Grad, also mit 0.7 der lotrechten Kraft. Der statische Druck auf eine Wand ist (bei  $\rho=1.25 \text{ kg/m}^3$  und  $v=500 \text{ m/s}$ ) nach bekannter Formel  $P=0.5 \cdot \rho \cdot v^2$  also 156250 N/m<sup>2</sup>. Davon etwa 0.7 ergeben den 'normalen' atmosphärischen Druck von rund 100000 N/m<sup>2</sup>. Nur ein Hundertstel davon, diese 1000 N/m<sup>2</sup>, würden ausreichend Hub- und Schubkräfte ergeben.

In den scheibenförmigen Behältern rotiert die Luft. Die Partikel schrammen in flacherem Winkel an den Wänden entlang. Der lotrechte Druck auf die Wände wird damit reduziert. Es gilt das strenge Gesetz der Energie-Konstanz: wenn ein Partikel vermehrt Druck nach vorn ausübt, kann er nur entsprechend geringeren Druck zur Seite hin ausüben. Die kinetische Energie der Strömung wird nicht genutzt, sie läuft ungehindert ins Leere, immer nur im Kreis herum. Tatsächlich wird hier nur der 'Neben'-Effekt genutzt: die schnellere Strömung bewirkt geringeren statischen Druck auf die seitliche Wand als die langsamere Strömung.

Beim Starten des Systems wird die eingeschlossene Luftmasse in Rotation versetzt. Bei langsamem Start wird aber keine 'Wärme' zugeführt, die molekulare Geschwindigkeit der Partikel nicht beschleunigt. Die Partikel folgen dem Sog der Rotorblättern von sich aus. Die Energie der Luftmasse bleibt nahezu konstant. Es wird dabei nur die originär chaotische Bewegung der Partikel ein klein wenig geordnet. Aber selbst bei Strömungen von 100 m/s

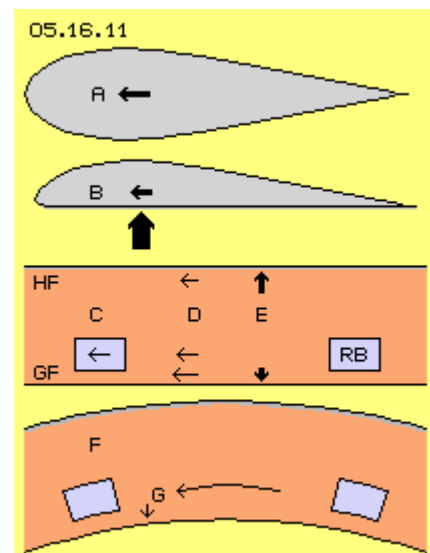
fliegen die Partikel noch immer mit 500 m/s umher, nur eben etwas bevorzugt in eine Richtung, bevorzugt entlang der gekrümmten Flächen im Kreis herum.

Es ist Energie-Input erforderlich beim Starten (und Beschleunigen) der Systeme, im laufenden Betrieb aber nur für Reibungsverluste. Der Energie-Input ist nur der Auslöser (und nicht die Energie-Quelle) der generierten Kräfte. Nur die Nebenwirkung, nur der (reduzierte!) statische Druck an den Haft- und Gleitflächen wird genutzt. Die wirksamen Kräfte korrelieren also nicht mit dem Energie-Input. Im laufenden Betrieb dreht der Rotor praktisch synchron mit der Luft seiner direkten Umgebung. Obwohl die Maschine volle Leistung bringt, ist der Energie-Input minimal – zumindest im Vergleich zur üblichen Technik bei Luftfahrzeugen.

Diese Effekte treten an jeder Tragfläche zweifelsfrei auf. Hier werden diese Bewegungsprozesse – invers - in einem geschlossenen System umgesetzt. Mit einfacher und bekannter Technik ist dieses Prinzip in vielfältiger Weise zweckdienlich zu nutzen. Es ist ein klares Beispiel für die Nutzung und den Gebrauch gegebener und frei verfügbarer Energie (ohne diese zu reduzieren oder zu 'verbrauchen').

### Grundlegendes Prinzip

Für alle Skeptiker sei das grundlegende Prinzip noch einmal klar zum Ausdruck gebracht. Wenn das in Bild 05.16.11 skizzierte Profil A durch die Luft bewegt wird, bedarf es einer Vortriebskraft entsprechend seines Luftwiderstandes. Das Profil B weist nur halb so große Fläche auf, der Luftwiderstand ist geringer und damit auch der erforderliche Vortrieb. Durch die Asymmetrie treten nun einseitige Kräfte auf. Durch die Differenz statischer Drücke ergibt sich eine Auftriebskraft. Diese ist mehrfach stärker als der erforderliche Vortrieb. Bei optimalen Bedingungen beträgt der Luftwiderstand (auch bei 180 km/h) nur ein Zehntel des Gewichtes eines Segelflugzeuges.



Der motorische Vortrieb bei Flugzeugen ist nur zur Überwindung des Luftwiderstandes erforderlich. Die resultierende Auftriebskraft basiert ausschließlich auf dem atmosphärischen Luftdruck bzw. dessen Manipulation an der oberen und unteren Seite der Tragfläche. Durch Sogwirkung hinten-oben fallen die Luftpartikel nach hinten-unten und erzeugen eine Strömung. Der Sog breitet sich aus nach vorn, jedoch nur bis zur Schallgeschwindigkeit. Durch die Differenz der Strömungsgeschwindigkeiten über alle Oberflächen ergibt sich die Differenz statischen Drucks und damit der Auftrieb.

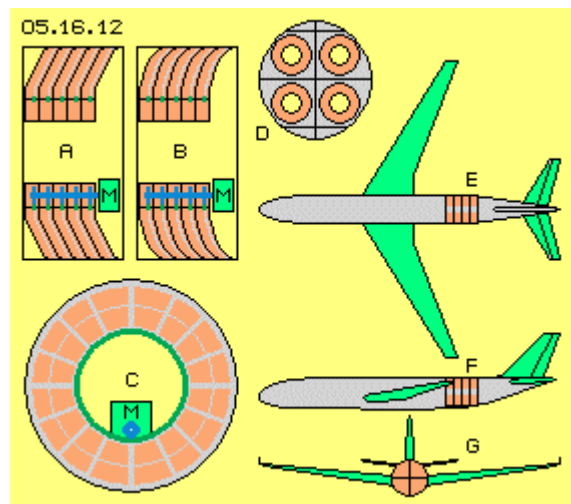
Dieses theoretisch und praktisch belegte Faktum wird bei diesen Druckluft-Glockenmotoren in einem geschlossenen Behälter (C) abgebildet. Zwischen zwei Flächen, oben der Haft- und unten der Gleitfläche (HF und GF bei C), wird ein 'künstlicher Wind' durch die Rotorblätter (RB, blau) erzeugt. Es ist dazu nochmals geringerer Antrieb erforderlich, weil nur ein relativ geringes Luftvolumen permanent in Rotation zu halten ist. Der Rotor und die Luft bewegen sich fast gleich schnell, entlang der Gleitfläche etwas schneller, entlang der Haftfläche etwas langsamer (siehe Pfeile bei D). Daraus resultieren unterschiedliche seitlich wirkende Kräfte, welche die Schubkraft nach oben ergeben (siehe Pfeile bei E).

Die Differenz der Geschwindigkeiten kommt zustande, wenn der Abstand der Rotorblätter zur Haftfläche größer ist als zur Gleitseite hin. Dazu trägt wesentlich bei, wenn die Haftflächen möglichst raue Struktur aufweisen, die Gleitflächen aber möglichst glatt sind. Ganz wesentlich verstärkt wird der unterschiedliche Andruck bei den kegel- und glockenförmigen Motoren (bei F). Die Rotorblätter saugen die Luft widerstandsfrei um konvex gekrümmte Gleitflächen (G), wogegen die Strömung stark verzögert wird an den konkaven Haftflächen.

Diese Effekte treten an jeder Tragfläche (und generell an gekrümmten Oberflächen) zweifelsfrei auf. Hier werden die Bewegungsprozesse in einem geschlossenen System umgesetzt. Mit einfacher und bekannter Technik ist dieses Prinzip in vielfältiger Weise zweckdienlich zu nutzen.

### Hochleistungs-Schub-Motor

In Bild 05.16.12 sind relativ große Motoren skizziert, bei A und B im Längsschnitt durch die Systemachse, bei C mit einer Sicht auf den Rotor-Käfig. Bei D und G ist angezeigt, wie z.B. vier Einheiten nebeneinander im Rumpf eines Verkehrsflugzeugs einzufügen sind. Bei E und F ist angezeigt, wie z.B. vier Einheiten hintereinander im Heck anzuordnen sind.



Der zentrale Bereich dieser Motoren trägt aufgrund langsamer Strömungen auf kleinen Flächen nur geringfügig zur Leistung bei. Dieser Bereich ist besser genutzt, wenn dort die ortsfesten Behälter stabil zusammen gebaut sind. Auch die Welle (blau, außermittig) ist darin gut zu lagern. Die nun ringförmigen Scheiben können in Form eines Kegelstumpfes (bei A) oder glockenförmig (bei B) angelegt sein.

Der Rotorkäfig (grau, siehe C) ist nun ebenfalls ringförmig. Die radialen 'Rotor-Blätter' sind außen und innen in einem Ring zusammen gefasst (eventuell auch mittig noch einmal verbunden). Die Ringe sind jeweils durch drei Roll-Lager konzentrisch zu führen. Innen weist jeder Rotor-Käfig einen Zahnkranz auf. Der Antrieb erfolgt jeweils über ein Zahnrad (blau) auf einer gemeinsamen Welle und einem Motor (M, grün). Es können mehrere Rotoren (hier z.B. fünf) zusammen eine Einheit bilden. Zur Wartung kann jede autonome Vortriebs-Einheit komplett ausgetauscht werden ('plug-in' bzw. wie Gepäck-Container, siehe D).

In der Tabelle 05.16.13 sind Daten aufgelistet. Links in einer kleinen Version ist der Innen-Radius 0.5 m und der Außen-Radius 1.0 m. Rechts bei einer größeren Version sind die Radien 1.0 m und 2.0 m. Die ringförmige wirksame Flächen sind  $2.4 \text{ m}^2$  bzw.  $9.4 \text{ m}^2$ . Die kleine Version wird mit 1200 Umdrehungen je Minute gefahren, die große mit nur 450 U/min. Die maximale Geschwindigkeit am äußeren Rand sind dann (durchaus machbare) 126 m/s bzw. 94 m/s. Der gewichteter Mittelwert wird bei  $2/3$  der Radien angenommen, also mit einer mittleren Geschwindigkeit von 105 m/s und 79 m/s gerechnet.

Die Geschwindigkeits-Differenz der Strömungen entlang der Haft- und Gleitflächen wurde bei vorigen Berechnungen mit 5 % unterstellt, so auch hier bei der kleinen

Version. Bei diesen Kegel- oder Glocken-Formen kann die Differenz realistisch mit 10 % unterstellt werden, wie hier bei der größeren Version. Der kinetische Druck der Strömungen wird also mit 105 zu 99 m/s bzw. mit 79 zu 71 m/s gerechnet.

In großer Höhe müssen die Behälter ohnehin hermetisch geschlossen sein, so dass die Maschine auch mit größerer Dichte zu fahren ist. Hier ist z.B.  $\rho = 2.0 \text{ kg/m}^3$  angesetzt. Für beide Versionen ist hier der kinetische Strömungsdruck ausgewiesen für die schnelle und die reduzierte Geschwindigkeit. Die Differenz des kinetischen Strömungsdrucks ist bei der kleinen Version  $1068 \text{ N/m}^2$  und bei der großen Version  $1171 \text{ N/m}^2$ . Diese Differenz von rund  $1000 \text{ N/m}^2$  ist zugleich die Differenz des statischen Drucks auf die Haft- und Gleitflächen.

05.16.13			
Hochleistungs - Motor			
Radius innen	m	0,5	1,0
aussen	m	1,0	2,0
Ring-Fläche	$\text{m}^2$	2,4	9,4
U/min		1.200	450
V max innen	m/s	63	47
V max aussen	m/s	126	94
V gleit bei 2/3	m/s	105	79
V Differenz	%	5	10
V haft bei 2/3	m/s	99	71
F gleit $\rho=2.0$	$\text{N/m}^2$	10.955	6.162
F haft	$\text{N/m}^2$	9.887	4.991
F Differenz	$\text{N/m}^2$	1.068	1.171
P Ringfläche	N	2.515	11.029
P 5 Rotorscheiben	N	12.577	55.146
P 4 Einheiten	N	50.309	220.584

Eingangs wurde dieses eine Hundertstel des atmosphärischen Drucks als Ziel genannt ( $1 \text{ kN/m}^2$  von  $100 \text{ kN/m}^2$ ). Das ist mit diesen beiden Versionen erreicht und ist realistisch machbar mit vielen Varianten. Um gewünschte Schubkräfte zu erreichen, müssen entsprechend große wirksame Flächen eingesetzt werden. Hier hat die kleine Version  $2.4 \text{ m}^2$  Fläche, es sind 5 Rotorebenen vorgesehen und bei 4 solcher Einheiten ergeben sich rund  $50 \text{ kN}$  Schub. Bei der großen Version mit  $9.4 \text{ m}^2$  Fläche ergeben sich hier  $220 \text{ kN}$  - also die Größenordnung z.B. einer A320.

### Konsequenzen

Diese Luftdruck-Glockenmotore erfordern in etwa einen Antrieb, wie sie bei solchen Fliegern für sonstige Hilfsfunktionen anfallen. Es sind kleinere Treibstoff-Tanks ausreichend. Es müssen nicht mehr komplexe externe Triebwerke gebaut und gewartet werden. Die neuen Maschinen sind viel einfacher und leichter zu bauen. Sie verhalten sich wie (sehr große) Segelflugzeuge mit entsprechend geringer Lärmbelästigung und Luftverwirbelung. Die Konsequenzen für Flughäfen - und sonstige Gesichtspunkte - mag jeder selbst bedenken.

Analog zur oben diskutierten Konzeption eines Helikopters sind viele Varianten machbar. Wie bei den Autos wird es für unterschiedliche Zwecke alle Arten von Helikoptern geben. Moderne Fahrzeuge haben viele Assistenz-Systeme, manche bewegen sich schon autonom auf den Strassen. Analog dazu könnte das Heli-Fliegen zur alltäglichen Realität werden - mit diversen (positiven und möglicherweise negativen) Konsequenzen. Es gibt auch Verkehr auf Strassen und Schienen, auf dem Wasser und im luftleeren Raum - und überall wäre autonomer Vortrieb von Vorteil.

Das ist keine Science-Fiction. Es ist nur eine sinnvolle Nutzung von Neben-Effekten des bekannten Verhaltens molekularer Bewegung der Luftpartikel. Es ist jedermann überlassen, sinnvolle Konsequenzen daraus zu ziehen. Diese Erfindung wird nicht zum Patent angemeldet, diese Überlegungen stehen als open-source frei zur Verfügung.

Evert / 31.12.2015

## 05.17. Aero-Statik des Glockenmotors

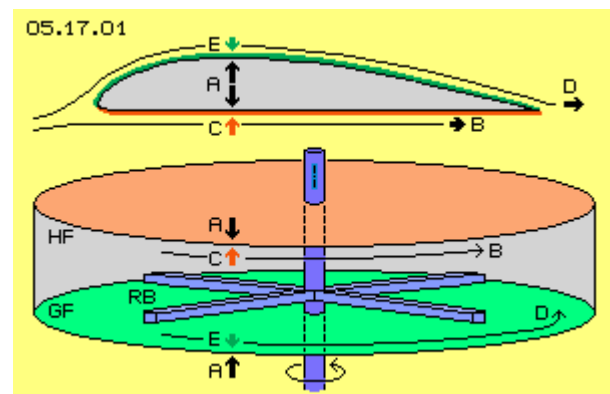
### Grundlagen des Prinzips

Im vorigen Kapitel 'Luftdruck-Glockenmotor' wurden die Bewegungsprozesse und Kraftwirkungen an Tragflächen übertragen in ein geschlossenes System. Die Basis dieses Prinzips ist der bekannte Auftriebseffekt, wie er bei jedem Flugzeug genutzt wird. Allerdings ist die Ursache dieser Erscheinung durchaus strittig und es gibt etwa zehn Hypothesen dazu. Meine Überlegungen hierzu sind in Kapitel '05.01. Auftrieb an Tragflächen' detailliert beschrieben. In Bild 05.17.01 sind oben die Luftbewegungen und Kraftwirkungen noch einmal skizziert.

Innerhalb des Profils (grau) ist keine Luftbewegung gegeben, es herrscht also 'normaler' atmosphärischer Druck. Dieser wirkt von innen auf die obere und untere Fläche, ist also kräftegleich (siehe Pfeile bei A). Die Luft an der Unterseite (rot) ist ruhend, nur die Tragfläche bewegt sich relativ zur stationären Luft. Das ist gleichbedeutend mit einer Luftströmung (siehe Pfeil B) entlang der Unterseite mit der Geschwindigkeit des Flugzeuges. Die Luftpartikel treffen nicht lotrecht auf die Unterseite, sondern in einem flacheren Winkel. Darum ist der statische Druck gegen die Unterseite reduziert (siehe Pfeil C).

Entlang der Oberseite (grün) ist eine reale Luft-Strömung gegeben, weil die Luftpartikel in die relative Leere hinten-oben fallen. Dieser Sog breitet sich auch nach vorn aus, besonders ausgeprägt direkt über und entlang der Oberfläche. Darum startet dieser 'künstliche Wind' schon weit vor und unter der Nase der Tragfläche. Eine Sogwirkung breitet sich mit Schallgeschwindigkeit aus, d.h. dieser Wind relativ zur Tragfläche existiert nur bei Unterschall-Flug. Diese reale Luftbewegung von etwa 50 m/s addiert sich zur Geschwindigkeit des Flugzeuges. Gegenüber der Unterseite ist die relative 'Strömung' also schneller (siehe Pfeil D). Sie hat erhöhten dynamischen Strömungsdruck und kann nur entsprechend reduzierten statischen Druck auf die Oberfläche ausüben (siehe Pfeil E).

Die Differenz A-C drückt die untere Fläche nach unten. Die Differenz A-E drückt die obere Fläche nach oben. Einfacher ausgedrückt: die ganze Konstruktion der Tragfläche wird mit der Differenz C-E nach oben gedrückt. Diese resultierende Auftriebskraft entspricht der Differenz dynamischen Strömungsdrucks der beiden ungleich schnellen Luftbewegungen.



### Nachbildung im geschlossenen System

Im Luftdruck-Glockenmotor werden diese Vorgänge im geschlossenen System eines runden Hohl-Zylinders nachgebildet, wie unten im Bild 05.17.01 skizziert ist. Auf allen Außenflächen dieses Behälters lastet der normale atmosphärische Druck (siehe Pfeile A), insgesamt kräftegleich. Der 'künstliche Wind' wird durch einen Rotor (blau) erzeugt und aufrecht erhalten. Seine Rotor-'Blätter' (RB) haben ein Vierkant-Profil, sie arbeiten nicht wie herkömmliche Propeller. Sie bewirken nur die fortwährende Rotation der eingeschlossenen Luft. Die Rotorblätter bewegen sich in geringem Abstand über der unteren Innen-Fläche. Diese ist möglichst glatt und wird hier 'Gleitfläche' (GF, grün) genannt. Der Abstand zur oberen Innen-Fläche ist größer. Sie ist möglichst rau gestaltet und wird hier 'Haftfläche' (HF, rot) genannt.

Durch die unterschiedlichen Abstände und die unterschiedliche Oberflächen-Qualität sind die Strömungen entlang beider Flächen unterschiedlich schnell (siehe Pfeile B und D, oben langsamer, unten schneller). Sie weisen unterschiedlichen dynamischen Strömungsdruck auf

und korrespondierend dazu unterschiedlichen statischen Druck auf die beiden Innen-Flächen (siehe Pfeile C und E, nach oben stärker, nach unten schwächer). Analog zu den Kräften an obiger Tragfläche ergibt sich hier durch die Differenzen A-C und A-E bzw. direkt durch C-E die Auftriebskraft.

Diese wirkt von innen auf die Innenflächen GF und HF, insgesamt nach oben gerichtet. Der Behälter ist fest verbunden mit dem Rumpf des Flugkörpers und damit wirkt diese Auftriebskraft auf das gesamte Fluggerät. Alle Teile sind ortsfeste Bestandteile des Systems, nur der Rotor ist ein drehendes Teil. Die Rotorblätter drehen nur in horizontaler Ebene und bewirken ebenso nur Luftbewegung in der Horizontalen.

### Kraft ohne Gegenkraft

Jeder 'normale' Mensch kann nicht verstehen, warum das sollte funktionieren können. Der Fachmann bringt es auf den Punkt: diese Vorstellungen widersprechen dem Gesetz von actio=reactio, also keine Kraft-ohne-Gegenkraft. Das ist seit langem eine fundamentale Erkenntnis, abgeleitet schon aus einfachen mechanischen Prozesse. Das ist vollkommen richtig - aber Fluide sind keine Festkörper und es gelten andere Gesetzmäßigkeiten.

Obiges Modell des Glockenmotors ist eins-zu-eins übertragen aus den Bewegungsprozessen und Kraftwirkungen an einer Tragfläche. Also betrifft diese Kritik gleichermaßen auch die Hypothesen zum Auftrieb an Tragflächen im Allgemeinen. Es ist allgemein anerkannt, dass die unterschiedlichen Strömungsgeschwindigkeiten der Auslöser zum Auftrieb sind. Allerdings ist man sich nicht einige darüber, wie diese zustande kommen. Eine naive Vorstellung wird z.B. noch immer unterrichtet: weil der Weg oben rüber länger ist als unten entlang (Kommentar erübrigt sich, die wahre Ursache ist in oben genanntem Kapitel 'Auftrieb an Tragflächen' detailliert beschrieben).

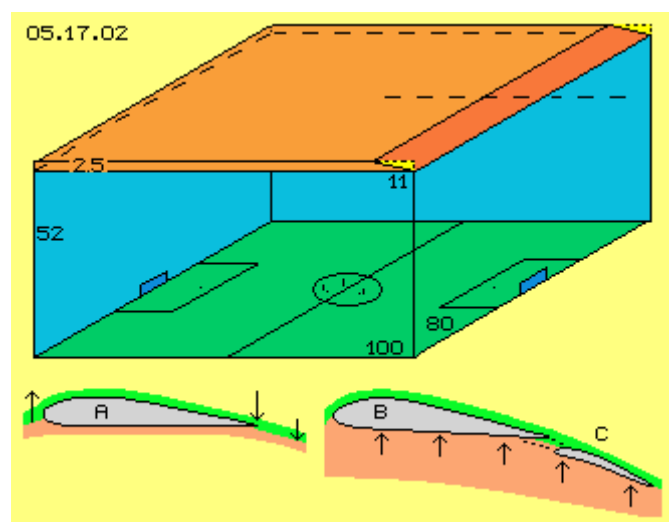
In der Strömungslehre sind auch unbestritten die Formeln zu den dynamischen und statischen Druckverhältnissen. Ihre konsequente Anwendung führt zu obigen klaren Ergebnissen. Nur genügen dieses eben nicht der mechanischen Gesetzmäßigkeit von Aktion=Reaktion. Danach müsste so viel Luftmasse so schnell nach unten beschleunigt werden wie der notwendigen Hubarbeit entspricht - so wie es bei Hubschraubern praktiziert wird.

### Luft-abwärts – Flugzeug-aufwärts

Genau das wird auch als vorherrschende Hypothese für die Wirkung der Tragflächen unterstellt. In Kapitel '05.12. A380 und Auftrieb' habe ich Berechnungen eines Fachmanns (eines renommierten Lehrstuhls der Luft- und Raumfahrt an einer deutschen Universität) wiedergegeben. Anhand der Daten einer A380 ergibt sich als Ergebnis (Details siehe dort):

Nach dem Impulserhaltungssatz - das Flugzeug erfährt Auftriebs-Impuls durch entsprechenden Abwärts-Impuls auf die Luft - muss eine Masse von 415 t mit 12 m/s abwärts beschleunigt werden. Die Beschleunigung dieses Luftmassenstroms erfordert eine Leistung von rund 39.400 PS - nach den Regeln der Physik fachmännisch korrekt ermittelt und allgemein akzeptiertes Ergebnis.

Für mich ist verwunderlich, dass man solche (mathematisch stimmige) Ergebnisse nicht gegen offensichtliche



Realität abgleicht. Bei der unterstellten Dichte  $\rho = 1 \text{ kg/m}^3$  entspricht die Luftmasse einem Volumen von  $415.000 \text{ m}^3$ , das in Bild 05.17.02 oben skizziert ist. Die A380 hat eine Spannweite von 80 m und bei der unterstellten Geschwindigkeit von 100 m/s überstreicht sie ein Fußballfeld (grün) binnen einer Sekunde. Ein 18-stöckiges Gebäude (blaue Wände) von 52 m Höhe weist ein vergleichbares Volumen auf. Oben rechts ist die Tragfläche (dunkelrot) mit ihren  $850 \text{ m}^2$  eingezeichnet, 80 m breit und 11 m lang, mit extremem Anstellwinkel (gelb).

### **Real unmöglich**

Die Tragfläche kann maximal eine Schicht Luft (hellrot) von 2,5 m Höhe erfassen, während dieser einen Sekunde nur  $2.5 \cdot 80 \cdot 100 = 20000 \text{ m}^3$ , keine 5 % des Gesamt-Volumens. Es besteht überhaupt keine Chance, die restlichen 95 % Volumen bzw. Massen mit 12 m/s nach unten zu drücken.

Das ist real eine absolute Unmöglichkeit. Die obigen Rechnungen sind korrekt. Der Luft werden dabei jedoch die Eigenschaften eines Festkörpers unterstellt: ein Impuls auf eine (Teil-) Oberfläche wirkt augenblicklich auf die gesamte Masse. Luft aber lässt sich so nicht fassen, sie gibt Druck nicht mechanistisch weiter, sie ist kompressibel und weicht umgehend in Bereiche geringer Dichte 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 Sicht der Impuls-Erhaltung bzw. Kraft=Gegenkraft notwendig wäre.

Diese mechanistische Betrachtungsweise ist weit verbreitet, inklusiv der Meinung, dass auch die Luft oberhalb der Tragfläche nach unten gezogen wird und nach der Tragfläche noch tiefer - und damit das Flugzeug entsprechend hoch gezogen würde. In Bild 05.17.02 ist bei A nochmals obiges Profil eingezeichnet: die Luft wird vorn angehoben, bevor sie hinten absinkt (siehe Pfeile). Wenn sie danach noch weiter nach unten fällt, ist das hinsichtlich Auftrieb ohne Bedeutung (es gibt dort oben keinen mechanischen Hebel).

### **Staudruck - Hubarbeit**

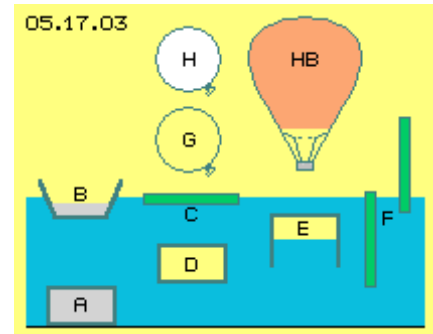
Im Bild unten rechts ist eine Situation dargestellt, wo tatsächlich die Luft abwärts gedrückt wird: wenn der Flügel (B) stark angestellt ist und die Nach-Flügel (C) ausgefahren sind. Aber wiederum ist dabei die Abwärts-Bewegung der Luft ohne Bedeutung. Vielmehr wird hier ein 'Luft-Kissen' aufgestaut, die Luft wird komprimiert, und aufgrund des Gegen-Drucks die Fläche nach oben gedrückt (siehe Pfeile). Das funktioniert jedoch nur solange das Flugzeug am Boden rollt oder nahe darüber fliegt. Die Abwärts-Druckwelle läuft mit Schallgeschwindigkeit nach unten, aber der Gegendruck kommt nur halb so schnell zurück. Das Überfliegen der 11 m langen Tragflächen dauert etwa eine Zehntel Sekunde. Der Gegendruck kommt in dabei nur 15 m zurück, verpasst also die Tragfläche schon bei geringer Geschwindigkeit.

Dieses 'Hinauf-Schieben' über die schiefe Ebene eines Luftkissens kostet enorm viel Schubkraft (und darum werden die Nach-Flügel kurz nach dem Abheben eingefahren). Diese Hubarbeit durch Hinauf-Drücken der Flugzeug-Masse erfolgt nach mechanischen Gesetzen. Dagegen streng zu unterscheiden ist der 'natürliche' Auftrieb an Tragflächen - weil dieser nach den völlig anderen Gesetzmäßigkeiten des hydro-statischen Auftriebs erfolgt.

### **Auftrieb in Wasser und Luft**

Diese allgemein bekannten Prozesse sind in Bild 05.17.03 skizziert. Im Wasser (blau) sinken alle spezifisch schwerere Körper (A) auf den Grund. Ein Körper (B und C) schwimmt an der Oberfläche, wenn seine Masse insgesamt leichter ist als das verdrängte Wasser. Wenn beide gleich sind, schwebt ein Körper (D) im Wasser. Wenn ein Behälter (E) unten offen ist, wird die eingeschlossene Luft komprimiert, bis der Druck an der unteren Grenzfläche gleich stark ist. Wenn der Innendruck größer ist als der Wasserdruck an der oberen Behälter-Fläche, steigt dieser Körper nach oben.

Entscheidend für diesen Auftrieb ist immer die Differenz des Wasserdrucks auf die untere und obere Flächen. Mit jedem Meter Tiefe steigt der Wasserdruck um eine Tonne, d.h.  $10000 \text{ N/m}^2$ . Das wird z.B. augenscheinlich, wenn ein Holzstab (F) senkrecht im Wasser gehalten und dann frei gegeben wird: wie ein Geschoss wird er aus dem Wasser hinaus katapultiert.



Wir sind ständig dem atmosphärischen Druck ausgeliefert, sind uns aber selten bewusst, dass dieser mit rund  $100000 \text{ N/m}^2$  einer zehn Meter hohen Wassersäule entspricht. Die Luft erscheint uns leicht, aber Auftrieb ergibt sich darin wie im Wasser. Ein mit Luft gefüllter Ballon (G) ist fast gleich schwer wie die verdrängte Luft und schwebt darin herum. Ein mit spezifisch leichterem Gas gefüllter Ballon (H) steigt auf.

### Erhöhte molekulare Geschwindigkeit

Eine interessante Erscheinung ist der Heißluftballon (HB): innen wie außen ist die gleiche Luft gegeben. Der Ballon ist unten offen, sodass auch der Luftdruck innen wie außen ausgeglichen ist. Unterschiedlich ist jedoch die molekulare Geschwindigkeit der Luftpartikel, die innen durch das Aufheizen etwas beschleunigt ist. Einige 'schnelle' Partikel steigen im Ballon tatsächlich nach oben. Bei jeder Kollision werden aber Richtung und Geschwindigkeit ausgetauscht, wobei die schnellere Geschwindigkeit von Partikel zu Partikel weiter gereicht wird. Das heiße Gas beansprucht mehr Raum, ist also 'leichter' und steigt nach oben.

Oben an der Hülle lastet von außen der normale atmosphärische Druck, indem die Partikel mit ihrer normalen molekularen Geschwindigkeit gegen die Hülle fliegen. Aufgrund ihrer erhöhten Geschwindigkeit treffen die Partikel innen etwas heftiger auf die Hülle. Daraus ergibt sich eine Differenz des statischen Drucks.

Der Luftdruck ergibt sich aus Formel  $P=0.5 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot 0.7 = 109375 \text{ N/m}^2$  (Dichte  $\rho=1.25 \text{ kg/m}^3$ , molekulare Geschwindigkeit  $500 \text{ m/s}$ , Faktor  $0.7$  weil die Partikel im Durchschnitt mit einem Winkel von  $45^\circ$  auftreffen). Wenn die zugeführte Wärme die molekulare Geschwindigkeit im Durchschnitt nur um  $3 \text{ m/s}$  beschleunigt, ergibt sich eine Differenz von mehr als  $100 \text{ N/m}^2$ . Ein Ballon mit  $8 \text{ m}$  Radius hat eine wirksame Fläche von  $200 \text{ m}^2$ . Die obige minimale Differenz statischen Drucks hält dann ein Bruttogewicht von  $2000 \text{ kg}$  in der Schwebelage. Jedes weitere Aufheizen lässt den Ballon aufsteigen. Der Ballon wird fortgesetzt aufsteigen. Ein zusätzliches Aufheizen ist nur gelegentlich erforderlich, nur zum Ausgleich des Wärmeverlustes.

### Hydrostatischer und Aerostatischer Auftrieb

Das ist der gravierende Unterschied zur vorigen mechanischen Hubarbeit: das Hinauf-Schieben der Flugzeugmasse über die schiefe Ebene des Luftpolsters erfordert fortgesetzten Energie-Einsatz. Hier dagegen sind nur Wärme- und Reibungsverluste zu kompensieren.

Hier ist die Auftriebskraft ausschließlich verursacht durch die Differenz statischen Drucks auf den wirksamen Flächen, z.B. aufgrund unterschiedlichen Wasserdrucks bei unterschiedlicher Tiefe. Diese Differenz kann auch 'künstlich' erhöht werden, z.B. bei diesem Heißluftballon durch Beschleunigung der molekularen Geschwindigkeit durch Wärmezufuhr. Entscheidend sind dabei immer nur die Druckverhältnisse direkt an den Grenzflächen, hier unmittelbar innen und außen an der Hülle.

Die Differenz ergibt sich natürlich auch bei Luftströmungen, z.B. wenn ein Sturm über das Flachdach eines Gebäudes rast. Der Wind weist starken dynamischen Druck auf und drückt entsprechend schwächer auf das Dach. Der normale (aber nun relativ stärkere) statische Luftdruck im Gebäude katapultiert das Dach nach oben weg.



Andererseits kann dieser Wind auch 'künstlich' erzeugt werden, z.B. durch Sogwirkung über einer Tragfläche. Die zwangsweise resultierende Differenz statischen Drucks, direkt an den Grenzflächen über und unter der Tragfläche, ergibt die 'statische' Auftriebskraft.

Energie-Einsatz ist dabei ausschließlich für die Vorwärtsbewegung des Flugzeuges erforderlich, also nur für die Überwindung des Luftwiderstandes. Die Auftriebskraft resultiert ausschließlich aus der Differenz statischen Drucks, nach den Gesetzen der Hydro-Statik bzw. der Fluid-Dynamik (und nicht nach den Gesetzen der Festkörper-Mechanik). Und genau entsprechend zu den Prozessen an den Tragflächen werden die Effekte nachgebildet im geschlossenen System eines Glockenmotors.

### Daten der A320

Obige Feststellungen werden untermauert durch Daten zur A320, wie in Tabelle 05.17.04 dargestellt ist. In drei Spalten sind die Phasen des Startens, des Steigens und des Reisefluges dargestellt: in Höhen von 0 m, 4000 m und 8000 m, wo die Dichte 1.2 kg/m<sup>3</sup>, 0.8 kg/m<sup>3</sup> und 0.5 kg/m<sup>3</sup> beträgt. Die Geschwindigkeit sind 280 km/h, 560 km/h und 840 km/h bzw. 78 m/s, 156 m/s und 234 m/s.

Bei der Ermittlung des Auftriebs wird unterstellt, dass die Strömung entlang der Oberseite um 50 m/s schneller ist. Der dynamische Strömungsdruck ist für die obere und untere Fläche berechnet (PDO und PDU). Die PD-Differenz bezogen auf die Trag-Fläche von 122 m<sup>2</sup> ergibt den jeweiligen Auftrieb (P-Auftrieb).

Bei der Startgeschwindigkeit von 280 km/h ist mit 754 kN genügend Auftrieb gegeben, um die A320 mit einer Start-Masse von 70 t (700 kN) anzuheben.

Im Steigflug wird die Masse allein durch den Auftrieb auf größere Höhe gehoben (z.B. bei 560 km/h mit 883 kN). Auch bei Reisegeschwindigkeit in 'dünner' Luft ist mit 790 kN mehr Auftrieb als erforderlich vorhanden (bei der Beispiel-Tragfläche in Kapitel '05.01. Auftrieb an Tragflächen' wurde theoretisch die zusätzliche Strömung mit nur 45 m/s ermittelt, was hier noch stimmigere Ergebnisse bringt).

Die Masse  $m = 70000$  kg wird mit  $a = 1.5$  m/s<sup>2</sup> auf einer Rollbahn  $s = 2000$  m beschleunigt und erreicht nach  $t = 52$  s die Geschwindigkeit  $v = 78$  m/s. Dazu ist ein Schub von 106 kN erforderlich.

Zugleich ist der Luftwiderstand zu überwinden. Bei ausgefahrenen Nach-Flügeln könnte die Fläche  $A = 40$  m<sup>2</sup> und  $C_w = 0.3$  sein, was etwa 44 kN Schub erfordert. Am Ende der Startbahn sind insgesamt rund 150 kN Schubkraft erforderlich, wozu die installierte Schubleistung von rund 210 kN mehr als ausreichend ist.

Wenn die Nach-Flügel eingefahren sind, ist die Fläche  $A = 25$  m<sup>2</sup> und  $C_w = 0.2$ . Bei geringerer Dichte, aber höherer Geschwindigkeit steigt der Luftwiderstand und erfordert stärkeren Schub (z.B. von 49 kN und 68 kN). Die Leistung der Triebwerke sinkt etwa linear

05.17.04				
Auftrieb		PD = PDO-PDU	P=0.5*rho*v^2	
Höhe	m	0	4000	8000
Dichte rho	kg/m <sup>3</sup>	1,2	0,8	0,5
V	km/h	280	560	840
VU	m/s	78	156	234
VO=VU+50	m/s	128	206	284
PDO	N/m <sup>2</sup>	9.830	16.974	20.164
PDU	N/m <sup>2</sup>	3.650	9.734	13.689
PD Differenz	N/m <sup>2</sup>	6.180	7.240	6.475
Tragfläche	m <sup>2</sup>	122	122	122
P Auftrieb	kN	754	883	790
Start-Beschleunigung				
Masse m	kN	700		
Wb=0.5*m*v^2	kNm	212.940		
Weg	m	2000		
Fb = Wb / s	kN	106		
Luftwiderstand		F=0.5*A*rho*v^2*Cw		
Fläche A	m <sup>2</sup>	40	25	25
Cw		0,3	0,2	0,2
Fw	kN	44	49	68
Fb + Fw	kN	150		
Schubkraft	kN	210	140	87

mit der Dichte (z.B. auf 140 kN und 87 kN). Daraus resultiert letztlich die optimale Flughöhe und Reisegeschwindigkeit.

### Kraft und Gegenkraft

Diese Daten belegen, dass Energie eingesetzt wird zur Beschleunigung beim Start und bis zum Erreichen der Reisegeschwindigkeit. Zusätzlicher Energie-Einsatz ist erforderlich nur noch zur Überwindung des Luftwiderstandes, nicht aber für den Auftrieb. Die oben gestellte kritische Frage nach Aktion=Reaktion ist eindeutig zu beantworten:

Die Tragfläche schwebt nicht im luftleeren Raum. Sie ist von oben und unten 'eingespannt' durch den atmosphärischen Druck in einer Größenordnung von 10 t/m<sup>2</sup> bzw. 10000 kg/m<sup>2</sup> bzw. 100000 N/m<sup>2</sup>. Durch relative Strömungen direkt an den Grenzflächen ergibt sich eine Differenz in der Größenordnung von etwa 6000 N/m<sup>2</sup> (Zeile PD-Differenz). Der Druck differiert also nur um 6/100 zwischen der oberen und unteren Fläche - und bewirkt den Auftrieb, ausreichend für tonnen-schwere Flugzeuge.

Man beachte den gravierenden Unterschied: der Luftwiderstand wird in den Strahltriebwerken per Rückstoss (Kraft = Gegenkraft) egalisiert (siehe Zeile Fw mit 44 kN, 49 kN und 68 kN). In großer Höhe und geringer Dichte ist die Leistung der Triebwerke stark reduziert. Sie können den (aufgrund hoher Geschwindigkeit) großen Luftwiderstand gerade noch kompensieren. Im Gegensatz dazu wird die Auftriebskraft nach (hydro-) statischer Gesetzmäßigkeit generiert (siehe Zeile P-Auftrieb mit 754 kN, 883 kN und 790 kN).

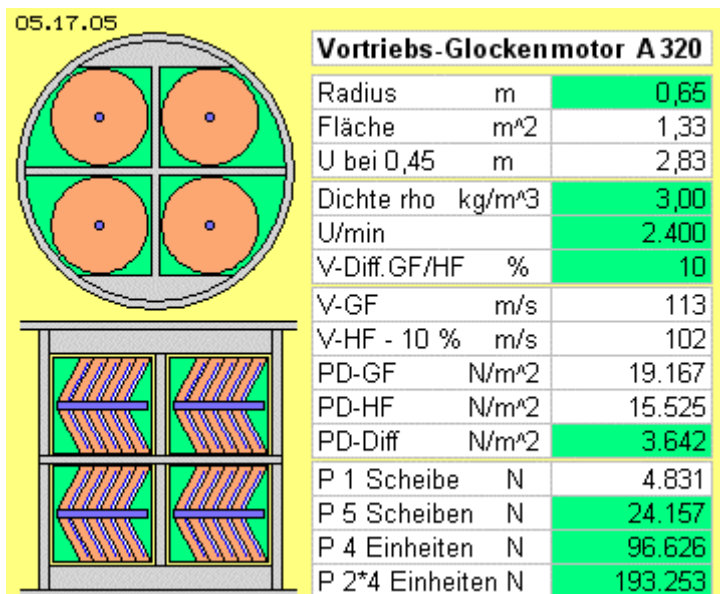
Es ist deutlich zu erkennen: der Vortrieb ist nur erforderlich für die Beschleunigung des Flugzeuges und dessen Vorwärtsbewegung. Diese ist nur der Auslöser für die Generierung der Auftriebskraft. Es ist zu erkennen: die Auftriebskraft (Zeile P-Auftrieb) ist um den Faktor 11 bis 18 stärker als die eingesetzte Vortriebskraft (Zeile Fw).

Manche verwechseln das mit einem 'Perpetuum Mobile', real aber ist es nur die geschickte Nutzung gegebener Kräfte in einem offenen System. Alle hier genutzten Druck-Kräfte basieren letztlich auf der omnipräsenten Gravitation.

### Horizontal wie Vertikal

Dieser Prozess und die Effekte aus Druckdifferenzen können auch in einem geschlossenen System abgebildet werden. Die Tragfläche bewirkt Auftrieb in der Vertikalen, in einem geschlossenen System ergibt sich der gleiche Effekt auch in horizontaler Ausrichtung. Ein Glockenmotor kann darum auch für den Vorschub eingesetzt werden, z.B. wie in Bild 05.17.05 skizziert und mit Daten für die A320 belegt ist.

Dieser Rumpf hat einen Durchmesser von vier Meter. Hinten im Rumpf ist der Bereich der Motoren ebenfalls vier Meter lang. In zwei Ebenen sind jeweils vier Einheiten installiert. Jede Einheit besteht aus fünf Hohl-Zylindern auf einer Welle und einem Antrieb. Die Behälter sind hier in Kegelform dargestellt, weil der Rotor dann die Luft widerstandsfrei entlang konvexer Gleitflächen zieht und zugleich die Luft verstärkt auf die konkave Haftflächen drückt.



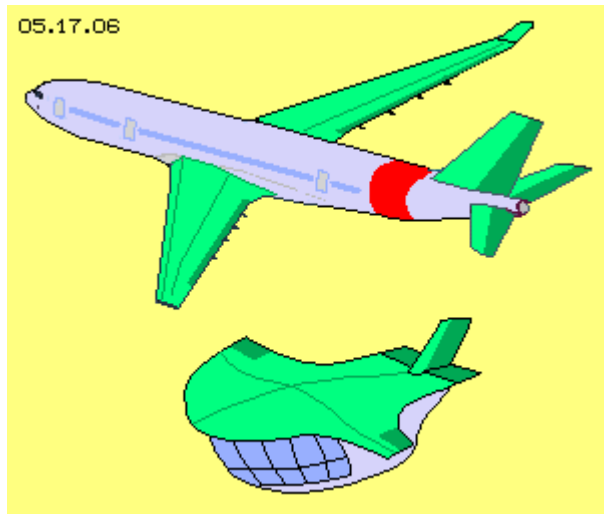
Der Radius des Rotors ist 0.65 m, der eine Fläche von 1.33 m<sup>2</sup> bestreicht. Gewichtete Durchschnittswerte sind bei einem Radius von 0.45 m gegeben, bzw. einem Umfang von 2.83 m. Die Leistung kann reguliert werden über die Dichte, wobei das System z.B. mit  $\rho = 3 \text{ kg/m}^3$  zu fahren ist. Die Leistung ist auch zu regulieren über die Drehzahl, die hier z.B. mit 2400 U/min angesetzt ist. Die Differenz der Strömungsgeschwindigkeiten entlang der Gleit- und Haftflächen (GF und HF) ist nur empirisch zu ermitteln. Bei Tragflächen erreicht sie 60 % bis 25 %, hier werden nur 10 % unterstellt.

Die gewichtete Geschwindigkeit ist 113 m/s und 102 m/s, die Differenz dynamischen Strömungsdrucks ist 3642 N/m<sup>2</sup>. Das ist zugleich die Differenz des statischen Drucks (hier etwa die Hälfte des Auftriebsdrucks an den Tragflächen). Multipliziert mit den wirksamen Flächen, ergibt sich eine Schubkraft von etwa 24 kN für eine Einheit und rund 193 kN für die acht Motoren (also eine Größenordnung entsprechend zu den aktuell eingesetzten Strahltriebwerken).

### Vorteile des Aero-statischen Vortriebs

Wenn der Vortrieb durch das übliche Rückstoß-Prinzip erfolgt, müssen fortgesetzt viele Tonnen heißer Gase auf bis zu 300 m/s beschleunigt werden. Das Gewicht des erforderlichen Treibstoffs ist mindestens ein Viertel des Startgewichtes.

In diesem Glockenmotor wird der Vortrieb durch das viel effektivere hydro- bzw. aero-statische Prinzip erreicht. Der vorige Motor enthält nur etwa 10 kg Luft, die auf rund 100 m/s beschleunigt und fortwährend in Rotation gehalten wird. Dazu wird nur ein Bruchteil (vermutlich weniger als ein Zehntel) an Treibstoff verbraucht. Das Startgewicht wird wesentlich geringer, so dass die Beschleunigung weniger Schub erfordert.



Der intern installierte Glockenmotor ersetzt die externen Triebwerke, so dass der Luftwiderstand geringer ist (siehe Bild 05.17.06). Die Leistung des Glockenmotors bleibt auf allen Höhen konstant. Der neue Motor ist viel einfacher und leichter zu bauen mit entsprechenden Kostenvorteilen bei der Produktion und der Wartung. Nicht zuletzt sind diese Flugzeuge so leise wie ein (sehr großes) Segelflugzeug.

Diese Vorteile gelten auch für die neue Konzeption von Helikoptern, wie im vorigen Kapitel beschrieben ist. Dort wird mittels Glockenmotoren nicht nur der Vortrieb, sondern auch die Hubarbeit und die Steuerung betrieben. Alle Einheiten sind im Rumpf integriert, es wird extern keine Luftbewegung verursacht (Details siehe dort).

Das ist keine Science-Fiction. Es ist nur eine sinnvolle Nutzung von Neben-Effekten des bekannten Verhaltens molekularer Bewegung der Luftpartikel. Der Luftdruck-Glockenmotor arbeitet so effektiv, weil er nach den Regeln des hydro- bzw. aero-statischen Auftriebs arbeitet, dessen Basis die enorme Energie des gegebenen atmosphärischen Drucks ist. Diese Erfindung wird nicht zum Patent angemeldet, diese Überlegungen stehen als open-source frei zur Verfügung.