

Auftrieb in der Flug-Technik

Prof. (em-) Alfred Evert

Flugzeuge und Hubschrauber verursachen unerträglichen Lärm und verschmutzen die Atmosphäre. Bei der Klimakonferenz in Paris wurden diese Emissionen dennoch ausgeklammert, weil man ohnehin keine Chance für gravierende Veränderungen sieht. Das könnte sich rapid ändern durch einen revolutionären Umbruch: die neuen Helikopter und Flugzeuge fliegen ohne externe Rotoren und Triebwerke und deren Luftverwirbelung (Abbildung 1).

Diese Fluggeräte verbrauchen viel weniger Treibstoff und fliegen so leise wie ein Segelflugzeug. Möglich wird diese Entwicklung durch ein neues



Verständnis zum Auftrieb. Dazu sind zunächst die aktuellen Kraftwirkungen am Beispiel einer A320 zu betrachten (Abbildung 2).

Daten der A320

In drei Spalten sind die Phasen des Startens, des Steigens und des Reisefluges dargestellt, in Höhen von 0, 4000 und 8000 m, wo die Dichte 1.2, 0.8 und 0.5 kg/m³ beträgt. Die Geschwindigkeit sind 280, 560 und 840 km/h bzw. 78, 156 und 234 m/s. Es wird unterstellt, dass die Strömung entlang der Oberseite um 50 m/s schneller ist (Begründung beim nächsten Bild).

Der dynamische Strömungsdruck ist für die obere und untere Fläche berechnet (PDO und PDU). Die Differenz des dynamischen Drucks je Quadratmeter (PD-Differenz) multipliziert mit der Tragfläche von 122 m² ergibt den jeweiligen Auftrieb (P-Auftrieb).

Bei der Startgeschwindigkeit von 280 km/h ist mit 754 kN schon 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.

Die Masse $m = 70000$ kg wird mit $a = 1.5$ m/s² 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.

Auftrieb	PD = PDO-PDU	P=0.5*rho*v^2		
Höhe	m	0	4000	8000
Dichte rho	kg/m ³	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 ²	9.830	16.974	20.164
PDU	N/m ²	3.650	9.734	13.689
PD Differenz	N/m ²	6.180	7.240	6.475
Tragfläche	m ²	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	s	2000		
Fb = Wb / s	kN	106		
Luftwiderstand		F=0.5*A*rho*v^2*Cw		
Fläche A	m ²	40	25	25
Cw		0,3	0,2	0,2
Fw	kN	44	49	68
Fb + Fw	kN	150		
Schubkraft	kN	210	140	87

Abb. 2 Auf- und Vortriebskräfte einer A320

Zugleich ist der Luftwiderstand zu überwinden. Bei ausgefahrenen Nach-Flügeln könnte die Fläche $A = 40 \text{ m}^2$ 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 $A = 25 \text{ m}^2$ und $C_w = 0.2$. Bei geringerer Dichte, aber höherer Geschwindigkeit steigt der Luftwiderstand und erfordert stärkeren Schub (z.B. von 49 und 68 kN). Die Leistung der Triebwerke sinkt mit der Dichte (z.B. auf 140 und 87 kN), was die optimale Flughöhe und Reisegeschwindigkeit bestimmt.

Kräfte und Gegenkräfte

Nach vorherrschender Lehre geht man davon aus, dass die eingesetzte Energie das Flugzeug anhebt, indem entsprechende Luftmassen hinab gedrückt werden. Das wird tatsächlich praktiziert bei Hubschraubern – mit miserabilem Wirkungsgrad. Das Ergebnis voriger Berechnungen ist aber eindeutig: die verfügbare Energie wird letztlich aufgebraucht durch den Luftwiderstand bei Höchstgeschwindigkeit (genau so wie beim PKW). Die allgemein übliche Hypothese des mechanischen 'Hinauf-Drückens' ist nicht haltbar. Die Leistung der Triebwerke ist ausreichend für die Beschleunigung der Masse bis zur Reisegeschwindigkeit. Danach reicht die reduzierte Leistung nur noch zur Überwindung des Luftwiderstands.

Diese Arbeit wird per Rückstoß geleistet, also nach dem Gesetz von Kraft und Gegenkraft. Der Luftwiderstand ist hier etwa 44, 49 und 68 kN (Zeile Fw). Die Auftriebskräfte sind hier 754, 883 und 790 kN (Zeile P-Auftrieb), also 11 bis 18 mal stärker (und 3 bis 4 mal stärker als die maximale Triebwerksleistung). Es kann also keinen direkten, mechanischen Zusammenhang geben zwischen Auftrieb und eingesetzter Energie. Die Energie-Basis und die Gesetze zur Generierung der Auftriebskräfte müssen andersartig sein.

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^2 bzw. 10000 kg/m^2 bzw. 100000 N/m^2 . Durch relative Strömungen direkt an den Grenzflächen ergibt sich eine Differenz in der Größenordnung von etwa 6000 N/m^2 (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.

Die Auftriebskraft wird nach hydro-statischem Gesetz generiert, nur aufgrund der Druck-Differenz an der oberen und unteren Fläche. Hier in der Luft wird der statische Druck differenziert, indem die Luft unterschiedlich schnell an den Oberflächen entlang streicht. Hierbei verhalten sich dynamische und statische Kräfte nach den Gesetzen der Fluid-dynamik. Es wirken hier also durchaus Kräfte und Gegenkräfte. Deren Basis aber sind die omnipräsente Gravitation, in Form des atmosphärischen Drucks, sowie die Energie der molekularen Bewegung der Luft-Partikel.

Luft-Strömung und -Druck

In Abbildung 3 ist oben ein Tragflächen-Profil 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 kräfteneutral (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 Luft-Strömung (siehe Pfeil B) entlang der Unterseite mit der Geschwindigkeit des Flugzeuges. Die Luftpartikel treffen nicht lotrecht, sondern in einem flacheren Winkel auf die untere Fläche. Darum ist dort der statische Druck 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. Die ökonomisch beste Geschwindigkeit ist etwa 15 % unterhalb der Schallgrenze, was eine Differenz von etwa 50 m/s sind (anhand einer Beispiel-Tragfläche habe ich theoretische einen gewichteten Durchschnitt von 45 m/s abgeleitet).

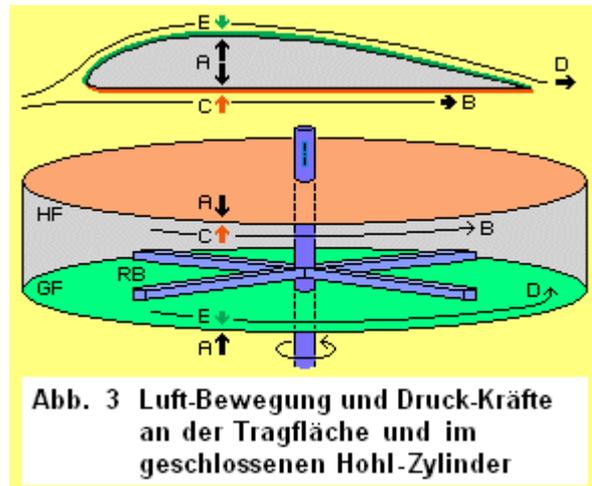


Abb. 3 Luft-Bewegung und Druck-Kräfte an der Tragfläche und im geschlossenen Hohl-Zylinder

Diese reale Luftbewegung von etwa 50 m/s addiert sich zur Geschwindigkeit des Flugzeugs. 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

Mit dem 'Luftdruck-Glockenmotor' werden diese Vorgänge im geschlossenen System eines runden Hohl-Zylinders nachgebildet, wie unten in Abbildung 3 skizziert ist. Auf allen Außen-Flächen dieses Behälters lastet der normale atmosphärische Druck (siehe Pfeile A), insgesamt kräfteneutral. 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 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.

Neue Helikopter Konzeption

Solche Module können in vielen Versionen eingesetzt werden und erlauben völlig neue Konzeptionen für Fluggeräte, z.B. den in Abbildung 4 skizzierten neuartigen Helikopter.

Mehrere Hohl-Zylinder können auf einer Welle übereinander installiert sein mit einem Elektromotor als Antrieb. Der Durchmesser kann z.B. 1 bis 4 m sein, wobei eine Ebene aber nur 10 bis 25 cm hoch ist.

Als Steuerelemente (S) sind hier z.B. zwei Einheiten je fünf Ebenen im Heck des Helikopters installiert

(die Zylinder sind rot, der Elektromotor grün markiert). Die Einheiten sind gegen einander gerichtet, so dass sich die Kräfte kompensieren. Wenn beide Einheiten seitlich geschwenkt werden, dreht der Helikopter um seine vertikale Achse. Wenn beide nach vorn / hinten gedreht werden, fliegt der Helikopter vor / zurück. Bei gleichbleibender Drehzahl ist damit eine feinfühligste Steuerung möglich.

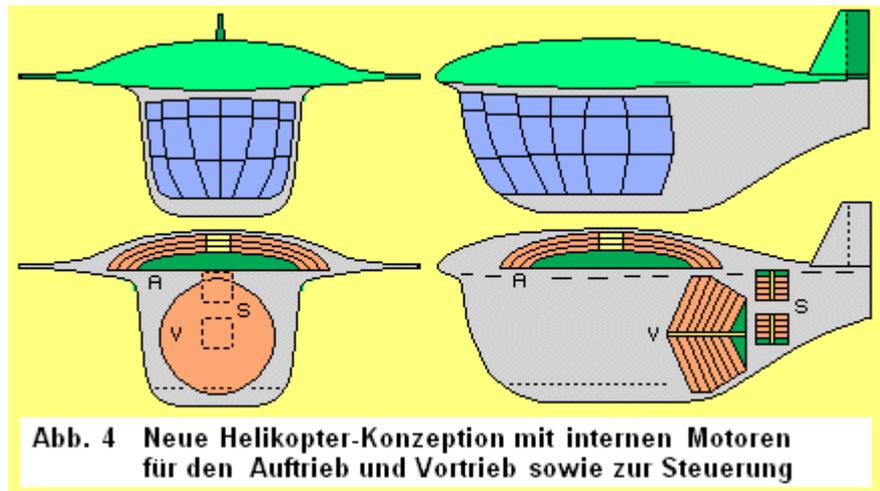


Abb. 4 Neue Helikopter-Konzeption mit internen Motoren für den Auftrieb und Vortrieb sowie zur Steuerung

Für den Vortrieb (V) ist hier ein Motor mit horizontaler Welle eingesetzt. Die Einheit besteht aus sieben Ebenen mit teilweise unterschiedlichen Radien (zur optimalen Nutzung des Raums). Hier sind die Behälter kegelförmig angestellt: die Rotorblätter ziehen die Luft widerstandsfrei entlang konvexer Flächen, so dass die Gleitflächen entlastet werden. Andererseits 'schrammt' die Luft entlang konkaver Haftflächen und übt entsprechend hohen statischen Druck aus.

Der Motor für den Auftrieb (A) ist in der Kuppel installiert, wobei drei glocken-förmige Behälter ineinander integriert sind (damit sind auch Einheiten mit großem Durchmesser sehr stabil zu bauen). In der Mitte ist freier Raum (zur Abstützung der Kuppel). Die Rotoren enden mittig mit einem Zahnkranz. Jeder Rotor kann über eine separate Welle mit separatem Antrieb gefahren werden, auch gegenläufig, mit Drehzahl nach Bedarf. Die Kuppel und Stummel-Flügel tragen im Horizontal-Flug zum Auftrieb bei. Die Steuerung erfolgt dann über normale Seiten- und Höhenleitwerke bzw. Klappen (siehe auch Abbildung 1).

Die komplexe Mechanik der üblichen verstellbaren Rotor-Blätter wird durch diese einfache Konstruktion ersetzt. Alle Einheiten sind im Rumpf integriert, es werden keine externe Luftbewegungen verursacht. Dieser Helikopter kann z.B. autonom in den Hangar schweben. Die Leistung der Motoren ist nahezu beliebig zu dimensionieren.

Hochleistungs-Glocken-Motor

Solche Motore sind auch ausreichend leistungsfähig für den Vortrieb von Verkehrsflugzeugen. Die Installation und Daten am Beispiel einer A320 sind in Abbildung 5 dargestellt.

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 in der einfachen, aber sehr vorteilhaften Kegelform dargestellt.

Der Radius des Rotors ist 0.65 m, der eine Fläche von 1.33 m² 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.

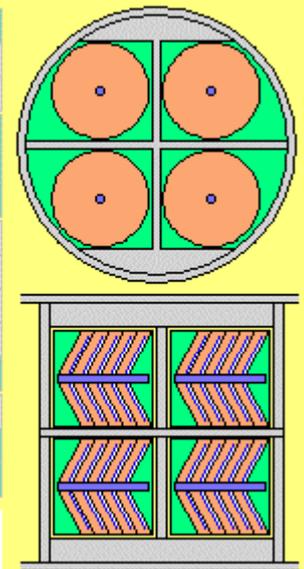
Die Differenz der Strömungsgeschwindigkeiten entlang der Gleit- und Haftflächen (GF und HF) ist nur empirisch zu ermitteln. Bei Tragflächen erreicht sie 60 % bis 25 %, hier werden nur 10 % unterstellt.

Die gewichtete Durchschnittsgeschwindigkeit ist 113 m/s und 102 m/s, welche eine Differenz des dynamischen Strömungsdrucks von 3642 N/m² ergeben. Das ist zugleich die Differenz des statischen Drucks (hier etwa die Hälfte des Auftriebsdrucks an den Tragflächen).

Multipliziert mit den wirksamen Flächen, ergibt sich für eine Einheit die Schubkraft von etwa 24 kN und rund 193 kN für die acht Motoren insgesamt (also der Größenordnung der aktuell eingesetzten Strahltriebwerke).

Radius	m	0,65
Fläche	m ²	1,33
U bei 0,45	m	2,83
Dichte rho	kg/m ³	3,00
U/min		2.400
V-Diff. GF/HF	%	10
V-GF	m/s	113
V-HF - 10 %	m/s	102
PD-GF	N/m ²	19.167
PD-HF	N/m ²	15.525
PD-Diff	N/m ²	3.642
P 1 Scheibe	N	4.831
P 5 Scheiben	N	24.157
P 2*4 Einheiten	N	193.253

Abb. 5
Vortriebs-Glockenmotor A 320



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. 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 Segler.

Das ist keine Science-Fiction und kein 'Perpetuum Mobile'. Es ist nur eine sinnvolle Nutzung des bekannten Verhaltens molekularer Bewegung der Luftpartikel. Synchron mit den Rotorblättern läuft in den Behältern ein Sturm im Kreis herum, aufrecht zu erhalten mit minimalem Energie-Einsatz. Dieser Sturm hat einen enormen dynamischen Druck – der ungenutzt ins 'Leere' weiter läuft. Als Neben-Effekt aber ist der seitliche statische Druck reduziert und differenziert aufgrund unterschiedlicher Geschwindigkeit an den Gleit- und Haftflächen. Nur dieser Neben-Effekt wird genutzt – ohne die Kraft des Sturm zu verbrauchen.

Das ist die neue Sicht auf die Erscheinung des Auftriebs an Tragflächen und der analogen Anwendung in Glocken-Motoren. Diese Erfindung wird nicht zum Patent angemeldet. Diese Überlegungen stehen als open-source frei zur Verfügung.

Autor

Prof. (em.) Alfred Evert ist Hobby-Physiker und bekannt z.B. durch seine Äther-Physik und –Philosophie mit der exakten Beschreibung dieses 'Etwas in Bewegung' als Hintergrund allen Seins. Er belegt die Existenz dieser materiellen Urschubstanz mit dem 'Tanzen der Satelliten'. Auch in der Fluid-Technologie hat er wichtige Beiträge erbracht, z.B. zur Drall-Strömung in Röhren, zum Forellen-Antrieb u.a. – und nunmehr mit dieser revolutionären Erfindung des Luftdruck-Glockenmotors. www.evert.de

