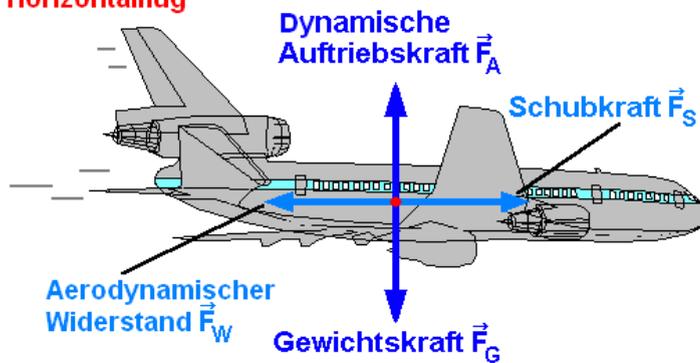


# Wolkenschnüffler



## Flugmeteorologie

Kräftegleichgewicht im beschleunigungsfreien  
Horizontallflug



## Meteorologische Grundlagen des Fliegens und der Flugplanung/-durchführung in der zivilen Verkehrsluftfahrt

Michael F. H. Krutina



# Inhaltsverzeichnis

	Seitenzahl
1. Grundlagen des Fliegens	1
1.1 Einwirkende Kräfte während des Fluges	1
1.1.1 Dynamische Auftriebskraft $\bar{F}_A$	2
1.1.1.1 Wölbung der Tragfläche	2
1.1.1.2 Gleichung der dynamischen Auftriebskraft $F_A$	4
1.1.1.2.1 Auftriebsbeiwert $c_A$	5
1.1.1.2.2 Luftdichte $\rho_L$	6
1.1.1.2.3 Geschwindigkeit $v$ der anströmenden Luft	6
1.1.1.2.4 Grundfläche $A$ des Tragflügels	7
1.1.2 Aerodynamische Widerstandskräfte	8
1.1.2.1 Profilwiderstand $F_w$	10
1.1.2.2 Gleitzahl $\epsilon$	11
1.1.3 Schubkraft $F_S$	12
1.1.4 Gewichtskraft $F_G$	14
1.1.5 Änderungen des Kräftegleichgewichtes	15
1.2 Fluggeschwindigkeiten	16
1.2.1 Staudruckmessung	16
1.2.1.1 Luftdichte $\rho_d$ und Staudruckmessung	17
1.2.1.2 Anströmgeschwindigkeit der Luft	17
1.2.1.3 Fehler der Staudruckmessung	18
1.2.1.3.1 Instrumentenfehler	18
1.2.1.3.2 Messfehler des statischen Druckes	18
1.2.1.3.3 Kompressibilitätsfehler	18
1.2.1.3.4 Dichtefehler	19
1.2.2 Angezeigte Fluggeschwindigkeiten	19
1.2.2.1 Indicated Airspeed (IAS)	19
1.2.2.2 CAS und EAS	19
1.2.2.3 True Airspeed (TAS)	20
1.2.2.4 Groundspeed (GS oder $v_G$ )	22
2. Flugplanung und -durchführung (Boeing 747)	22
2.1 Flugplanung	22
2.1.1 Flugleistung	23

2.1.2	Faktoren, die das Startgewicht bestimmen	24
2.1.2.1	Lufttemperatur	27
2.1.2.2	Bodenwind	27
2.1.2.3	Luftdruck	28
2.1.2.4	Density Altitude (Dichtehöhe)	29
2.1.2.5	Runwayzustand	30
2.2	Flugdurchführung	31
2.2.1	Flugphase Start und -flugweg	31
2.2.1.1	Start der B 747	31
2.2.1.2	Startflugweg (Takeoff Flight Path)	31
2.2.1.1.1	Beginn des Starts	31
2.2.1.1.2	15 Sekunden nach dem Start	32
2.2.1.1.3	30 Sekunden nach dem Start	32
2.2.1.1.4	Takeoff Decision Speed ( $v_1$ )	33
2.2.1.1.5	Rotation Speed ( $v_R$ )	33
2.2.1.1.6	Abhebegeschwindigkeit ( $v_{LOF}$ )	34
2.2.2	Flugphase Steigflug bis zur Reiseflughöhe	36
2.2.3	Flugphase Reiseflug	37
2.2.4	Flugphase Sinkflug und Landung	40
2.2.4.1	Sinkflug	40
2.2.4.2	Landung	40
2.2.4.3	Einfluss der Wetterelemente	41
2.3	Meteorologische Informationen für die Luftfahrt	43
3.	Register	50
4.	Literaturverzeichnis	54

### **Verwendete Abkürzungen für Abbildungen, Formeln und Tabellen**

- Abb. : Abbildung
- Form. : Formel
- Tab. : Tabelle

# 1. Grundlagen des Fliegens

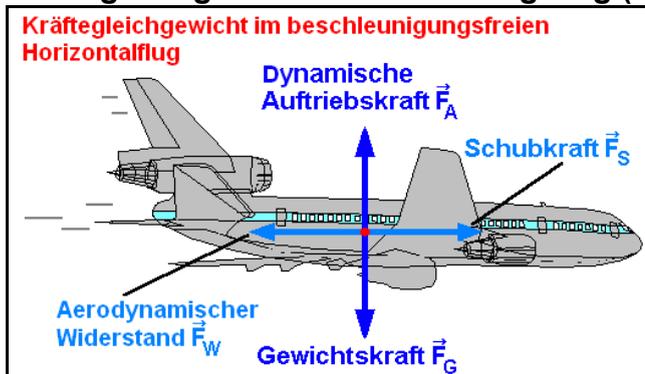
## 1.1 Einwirkende Kräfte während des Fluges

Betrachten wir den unbeschleunigten Horizontalflug eines Motorflugzeuges, so wird der Flugzustand von vier Kräften bestimmt - die vereinfacht angenommen - im Schwerpunkt des Luftfahrzeuges angreifen sollen (s. Tab. 1, Abb. 1).

**Flugbeeinflussende Kräfte (Tab. 1)**

Art	Ursache
Dynamischer Auftrieb $F_A$	ein speziell geformter Tragflügel wird mit einer Mindestgeschwindigkeit umströmt
Gewichtskraft $F_G$	Schwerkraft der Erde
Luftwiderstand $F_W$	Aerodynamische Widerstandskraft des Flugzeuges
Schub $F_S$	Antriebskraft durch Propeller, Turbine

**Kräftegleichgewicht an einem Flugzeug (Abb. 1)**



Bewegt sich ein Starrflügler im beschleunigungsfreien Horizontalflug, d.h. fliegt er in einer konstanten Höhe mit gleicher Fluggeschwindigkeit, befinden sich die vier am Luftfahrzeug angreifenden Kräfte miteinander im Gleichgewicht. Der dynamische Auftrieb  $F_A$  gleicht die Gewichtskraft  $F_G$  aus und der Schub  $F_S$  kompensiert den aerodynamischen Widerstand  $F_W$ . Will ein Pilot, dass das Flugzeug steigt oder sinkt, Fahrt aufnimmt oder verliert, so muss er  $F_A$  und/oder  $F_S$  verändern. Im Text werden der Einfachheit halber für die Vektoren der Kräfte keine Vektorpfeile benutzt.

Im beschleunigungsfreien Horizontalflug, d.h. bei konstanter Flughöhe und -geschwindigkeit, befinden sich die vier Kräfte miteinander im Gleichgewicht. Der dynamische Auftrieb  $F_A$  gleicht die Gewichtskraft  $F_G$  aus und der Schub  $F_S$  kompensiert den Luftwiderstand  $F_W$ . Will ein Pilot, dass das Flugzeug steigt oder sinkt, Fahrt aufnimmt oder verliert, so muss er  $F_A$  und/oder  $F_S$  verändern.

Ein für den Horizontalflug genügender dynamischer Auftrieb  $F_A$  stellt sich aber nur ein, wenn die Anströmgeschwindigkeit der Luft gegen die Tragflächen ausreichend hoch ist. Diese Mindestfluggeschwindigkeit, die notwendig ist, um das Flugzeug gerade noch in der Luft zu halten, wird auch als Überziehggeschwindigkeit oder Stall Speed - Stall bedeutet Strömungsabriss - bezeichnet (s. auch 1.1.1.2.3).

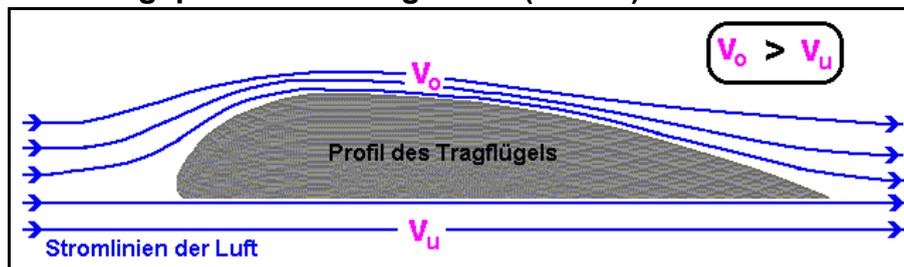
## 1.1.1 Dynamische Auftriebskraft $F_A$

Die dynamische Auftriebskraft  $F_A$ , die bei ausreichender Größe ein Flugzeug, wie an einem unsichtbaren Himmelsfaden hängend, in der Luft hält, lässt sich relativ einfach und verständlich - wenn auch wohl nicht ganz exakt - mit Hilfe der Bernoulli-Gleichung (s. Form. 1) erklären.

### 1.1.1.1 Wölbung der Tragfläche

Ein aufmerksamer Beobachter, der die Form einer Flugzeugtragfläche genauer betrachtet, stellt fest, dass ihre Oberseite aufgewölbt ist. Diese konvexe Oberflächenkrümmung bewirkt, dass die anströmende Luft hier in der gleichen Zeit einen längeren Weg zurückzulegen hat als auf der Unterseite. Die Strömungsgeschwindigkeit der Luft muss deshalb auf der Oberseite der Tragfläche höher als auf ihrer Unterseite sein (s. Abb. 2).

#### Strömungsprofil einer Tragfläche (Abb. 2)



Die Grafik zeigt den Längsschnitt eines schematischen Tragflügels, der von der Luft angeströmt wird. Die blauen Kurven sind Stromlinien, die zu einem bestimmten Zeitpunkt an jedem Ort der Tragfläche tangential zum Vektor der Luftströmung verlaufen.

$v_o$  : Strömungsgeschwindigkeit der Luft an der Flügeloberseite  
 $v_u$  : Strömungsgeschwindigkeit der Luft an der Flügelunterseite

Nach dem Gesetz von Bernoulli, das die Druckverhältnisse eines Körpers, der von einem Fluid - einer Flüssigkeit oder einem Gas - umströmt wird, beschreibt, ist die Summe des statischen und dynamischen Druckes an jedem Ort für eine Stromlinie konstant (s. Form. 1).

#### Gesetz von Bernoulli für Fluide (Form. 1)

$$p_{ges} = p_{dyn} + p_{stat} = konst.$$

$$p_{dyn} = \frac{1}{2} \rho v^2$$

$$p_{ges} = \frac{1}{2} \rho v^2 + p_{stat} = konst.$$

$p_{ges}$  : Gesamtdruck [ $N m^{-2}$ ]

$p_{dyn}$  : Dynamischer Druck oder Staudruck in strömenden Fluiden [ $N m^{-2}$ ]

$p_{stat}$  : Statischer Druck (Schweredruck);  $p_{stat} = g \rho h$  [ $N m^{-2}$ ]

$g$  : Erdbeschleunigung [ $m s^{-2}$ ]

$\rho$  : Dichte der Fluids [ $kg m^{-3}$ ]

$v$  : Strömungsgeschwindigkeit des Fluids [ $m s^{-1}$ ]

$h$  : Höhe des umströmten Körpers in dem Fluid [ $m$ ]

Vorausgesetzt wird dabei, dass das Fluid inkompressibel, die Strömung reibungsfrei sowie stationär und die Viskosität - das Maß für die Zähflüssigkeit - null ist. Wasser hat z.B. bei 20° C etwa eine dynamische Viskosität von 1 und Luft von  $1,8 \cdot 10^{-5}$  mPa s.

Für das Gas Luft ist damit die Bedingung der Viskosität erfüllt, so dass sich das Bernoulli-Gesetz auf eine reibungsfreie und stationäre Luftströmung anwenden lässt, wenn die Kompressibilität dieses Gases beachtet wird.

Die Dichte von Luft ändert sich mit der Lufttemperatur und -feuchte, vertikal mit dem Schweredruck oder Luftdruck  $p_{stat}$  und horizontal mit der Strömungsgeschwindigkeit  $v$ . Deshalb gilt die Bernoulli-Gleichung (s. Form. 1) nur für vertikal dünne Schichten trockener Luft mit konstanter Temperatur und für Werte von  $v \leq 0.3 c$  ( $c$  stellt die Schallgeschwindigkeit für Luft dar;  $c = 343 \text{ m s}^{-1}$  bei  $t = 20 \text{ °C}$ ) oder für  $v < 372 \text{ km h}^{-1}$  ( $< 103 \text{ m s}^{-1}$ ). Alle weiteren Betrachtungen beziehen sich deshalb der Einfachheit halber immer nur auf eine ungestörte Tragflächen-Luftströmung mit einer Geschwindigkeit  $v$  von  $v < 372 \text{ km h}^{-1}$  und auf einen kleinen Flügelquerschnitt. Bei diesen Verhältnissen können die Luftdichte  $\rho_L$  und der statische Druck  $p_{stat}$ , d.h. der Luftdruck in der unmittelbaren Umgebung des Tragflügels, als konstant angenommen werden.

Weil die Strömungsgeschwindigkeit der Luft an der Flügelober- ( $v_o$ ) höher als an seiner -unterseite ( $v_u$ ) ist, hat auch der dynamische Druck  $p_{dyno}$  einen höheren Wert als  $p_{dynu}$ . Bei konstantem Gesamtdruck  $p_{ges}$  muss sich deshalb der statische Druck  $p_{stat}$  im Umfeld des Tragflügels anpassen.

### Druckverhältnisse am Tragflügel nach Bernoulli (Form. 2)

$$p_{dyn_o} + p_{stat_o} = p_{dyn_u} + p_{stat_u} = p_{ges} = konst.$$

$$\frac{1}{2} \rho_L v_o^2 + p_{stat_o} = \frac{1}{2} \rho_L v_u^2 + p_{stat_u} = konst.$$

$\rho_L$  : Luftdichte [ $\text{kg m}^{-3}$ ];  $\rho_L = konst.$   
 $p_{ges}$  : Gesamtdruck [Pa]  
 $p_{dyno}$  : Dynamischer Druck an der Flügeloberseite [Pa]

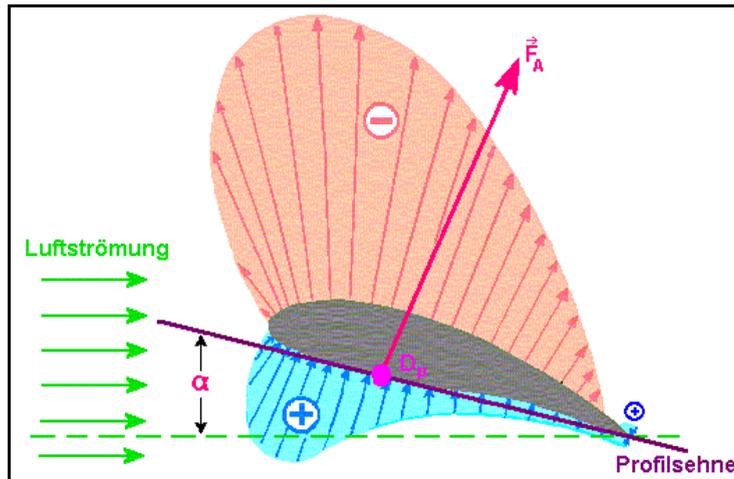
$p_{dynu}$  : Dynamischer Druck an der Flügelunterseite [Pa]  
 $p_{stato}$  : Statischer Druck an der Flügeloberseite [Pa]  
 $p_{statu}$  : Statischer Druck an der Flügelunterseite [Pa]  
 $v_o$  : Anströmgeschwindigkeit der Luft an der Flügeloberseite [ $\text{m s}^{-1}$ ];  $v_o > v_u$   
 $v_u$  : Anströmgeschwindigkeit der Luft an der Flügelunterseite [ $\text{m s}^{-1}$ ];  $v_i < v_o$

Unter der Tragfläche hat sich nach Bernoulli ein höherer statischer Druck ( $p_{statu}$ ) und oberhalb des gewölbten Flügels ein tieferer statischer Druck ( $p_{stato}$ ) eingestellt, so dass sich eine aufwärts gerichtete Kraft, die dynamische Auftriebskraft  $F_A$ , ergibt.

Weil jedoch auf der Oberseite der Tragfläche die Strömungsgeschwindigkeit der Luft aufgrund der von Ort zu Ort unterschiedlichen Krümmungsradien variiert, sind die Auftriebskräfte im Tragflügelbereich unterschiedlich groß (s. Abb. 3).

Die dynamische Auftriebskraft  $F_A$  stellt deshalb die Summe aller einzelnen Auftriebskräfte dar, die am Auftriebsmittelpunkt oder Druckpunkt angreift.

### Druck- und Auftriebsverhältnisse an einem Tragflügel (Abb. 3)



- $v$  : Anströmgeschwindigkeit der Luft
- $F_A$  : Resultierende der Auftriebskräfte
- $\oplus$  : Höherer statischer Druck  $p_{statu}$
- $\alpha$  : Anstell- oder Anströmwinkel der Luft
- $\ominus$  : Niedriger statischer Druck  $p_{statu}$
- $D_p$  : Druckpunkt, der Auftriebsmittelpunkt

Unter der Tragfläche hat sich nach Bernoulli ein höherer statischer Druck ( $p_{statu}$ ) und oberhalb des gewölbten Flügels ein tieferer statischer Druck ( $p_{statu}$ ) eingestellt, so dass sich eine nach oben gerichtete Kraft, die dynamische Auftriebskraft  $F_A$ , ergibt. Weil jedoch die Strömungsgeschwindigkeit der Luft auf der Oberseite der Tragfläche von Ort zu Ort variiert, sind die Auftriebskräfte im Tragflügelbereich unterschiedlich groß (s. Abb. 3). Die dynamische Auftriebskraft  $F_A$  stellt deshalb die Summe aller einzelnen Auftriebskräfte dar, die am Auftriebsmittelpunkt oder Druckpunkt angreift.

Die dynamische Auftriebskraft  $F_A$  stellt deshalb die Summe aller einzelnen Auftriebskräfte dar, die am Auftriebsmittelpunkt oder Druckpunkt angreift.

#### 1.1.1.2 Gleichung der dynamischen Auftriebskraft $F_A$

Die dynamische Auftriebskraft  $F_A$  ist eine Funktion der Luftdichte  $\rho_L$ , der Anströmgeschwindigkeit  $v$  der Luft und der Größe der Flügelfläche  $A$ . (s. Form. 3).

#### Dynamische Auftriebskraft $F_A$ (Form. 3)

$$F_A = \frac{1}{2} c_A \rho_L v^2 A$$

- $F_A$  : Dynamische Auftriebskraft [N]
- $c_A$  : Auftriebsbeiwert (dimensionslos)
- $\rho_L$  : Luftdichte [ $\text{kg m}^{-3}$ ]
- $v$  : Geschwindigkeit der anströmenden Luft [ $\text{m s}^{-1}$ ]
- $A$  : Grundfläche des Flügels [ $\text{m}^2$ ]; Produkt von Spannweite und Spanntiefe

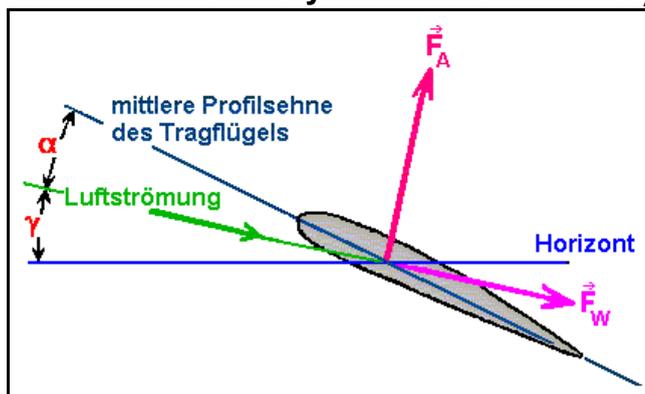
Den Auftriebsbeiwert  $c_A$ , die Fluggeschwindigkeit  $v$  und Tragflächengröße  $A$  kann der Pilot des Flugzeuges während seines Fluges verändern.

Die mit der Höhe abnehmende Luftdichte  $\rho_L$  ist damit die einzige Größe, die der Flugzeugführer nicht unmittelbar, sondern nur durch einen Wechsel der Flughöhe beeinflussen kann.

### 1.1.1.2.1 Auftriebsbeiwert $c_A$

Der Auftriebsbeiwert  $c_A$ , eine dimensionslose Größe zur Quantifizierung des dynamischen Auftriebes, lässt sich näherungsweise durch Computer-Modellrechnungen oder experimentell im Windkanal durch Strömungsuntersuchungen am Tragflügel für die in der Praxis auftretenden Anstellwinkel  $\alpha$  von  $-12^\circ$  bis  $+16^\circ$  ermitteln.

#### Anstellwinkel und dynamischer Auftrieb $F_A$ (Abb. 4)

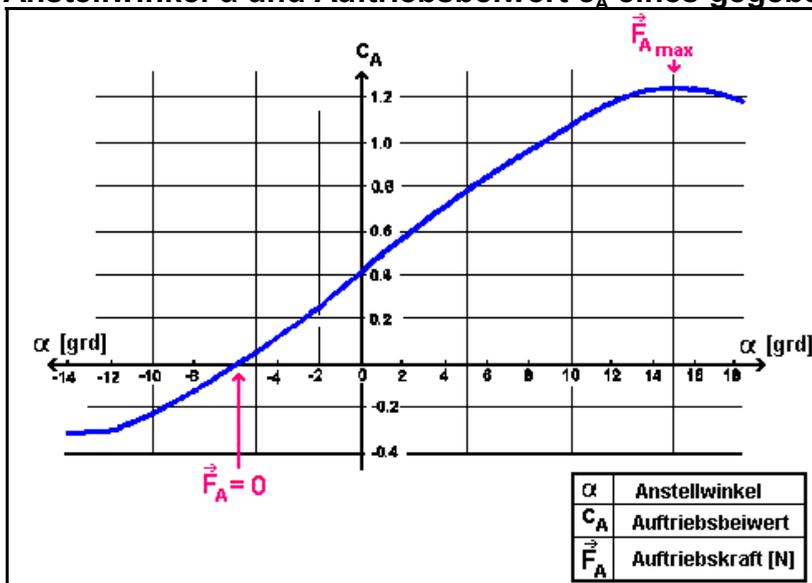


- $\alpha$  : Anstellwinkel  
Winkel zwischen Anströmrichtung der Luft und der mittleren Profilsehne des Tragflügels
- $\gamma$  : Steigwinkel des Flugzeuge
- $F_A$  : Dynamische Auftriebskraft [N]
- $F_W$  : Profilwiderstand [N] (s. 1.1.2.1)

Im Text werden der Einfachheit halber für die Vektoren der Kräfte keine Vektorpfeile benutzt.

Die Abbildung 5 zeigt, dass der Auftriebsbeiwert  $c_A$  bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = -6^\circ$  den Wert null (Nullauftrieb) hat, mit zunehmendem Anstellwinkel  $\alpha$  anwächst, bei ca.  $15^\circ$  sein Maximum erreicht und dann rasch zum Strömungsabriss (s. 1.1.1.2.3) wieder abfällt. Durch Änderung des Anstellwinkels  $\alpha$ , d.h. durch Heben oder Senken der Flugzeugnase (ziehen oder drücken), lässt sich der Auftriebsbeiwert  $c_A$  durch den Piloten variieren.

#### Anstellwinkel $\alpha$ und Auftriebsbeiwert $c_A$ eines gegebenen Tragflügelprofils (Abb. 5)



- $F_{Amax}$  : Maximale Auftriebskraft
- $F_A=0$  : Nullauftrieb

Der Auftriebsbeiwert  $c_A$  hat bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = -6^\circ$  den Wert null (Nullauftrieb), wächst mit zunehmenden Anstellwinkel  $\alpha$  an, erreicht bei ca.  $15^\circ$  sein Maximum und fällt dann rasch zum Strömungsabriss (s. 1.1.1.2.3) wieder ab.

### 1.1.1.2.2 Luftdichte $\rho_L$

Die Luftdichte  $\rho_L$ , die eine Funktion des Luftdruckes  $p$ , der Lufttemperatur  $T$  und der Luftfeuchte darstellt, ist der Auftriebskraft  $F_A$  proportional.

#### Dichte feuchter Luft $\rho_L$ (Form. 4)

$$\rho_L = \frac{p - e}{R_d T_v}$$

- $\rho_L$  : Dichte von feuchter Luft [ $\text{kg m}^{-3}$ ]
- $p$  : Luftdruck [ $\text{N m}^{-2}$ ]
- $e$  : Dampfdruck [ $\text{N m}^{-2}$ ]; Maß für die Luftfeuchte
- $R_d$  : Individuelle Gaskonstante trockener Luft [ $\text{J kg}^{-1} \text{K}^{-1}$ ]
- $T_v$  : Temperatur, die trockene Luft aufweisen muss, wenn sie bei gleichem Druck  $p$  die gleiche Dichte haben soll wie gegebene feuchte Luft [K]  
Temperaturzuschlag, der trockener Luft erteilt werden muss, damit sie bei gleichem Druck  $p$  die gleiche Dichte hat wie feuchte Luft;  $T_v = T + T_{vz}$ ; der virtuelle Temperaturzuschlag  $T_{vz}$  berücksichtigt die Luftfeuchte

Die Luftdichte ist die einzige Größe der Auftriebsformel (Form. 3), die der Pilot im Fluge nur durch den Wechsel der Flughöhe beeinflussen kann.

### 1.1.1.2.3 Geschwindigkeit $v$ der anströmenden Luft

Die Auftriebsgleichung, zeigt, dass das Quadrat der Geschwindigkeit der anströmenden Luft der Auftriebskraft  $F_A$  proportional ist, so dass bereits geringe Geschwindigkeitsänderungen eine markante Modifizierung der Größe  $F_A$  bewirken.

Weil die Anströmgeschwindigkeit der Luft nicht nur von der Fluggeschwindigkeit über Grund, sondern auch noch von der Windrichtung und -geschwindigkeit abhängt, hat das meteorologische Element Wind einen bedeutenden Einfluss auf die Fliegerei.

Dieses Wetterelement ist deshalb von Piloten über Selbstbriefing-Systeme für verschiedene Höhen jederzeit abrufbar und ein wesentliches Element der schriftlichen oder mündlichen Flugwetterberatung.

Die Fluggeschwindigkeit lässt sich durch Veränderung des Triebwerkschubs  $F_S$  und des Anstellwinkels  $\alpha$  variieren. Bei einem Propellerflugzeug kann der Wirkungsgrad der Motorleistung zusätzlich auch noch durch die Propellerverstellung (Pitch) beeinflusst werden.

Die Relativgeschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber der Umgebungsluft als Funktion der Fluggeschwindigkeit über Grund und des Windes wird als True Airspeed oder TAS (s. 1.2.2.3) bezeichnet.

Ist die Geschwindigkeit der anströmenden Luft zu gering oder der Anstellwinkel  $\alpha$  zu groß, dann reißt der Strömungsfluss am Flügelprofil, Stall genannt, ab und das Flugzeug verliert schlagartig seinen Auftrieb und sackt durch. In Bodennähe kann dadurch Grundberührung mit ernsthaften Folgen für das Flugzeug, seine Besatzung und die Passagiere eintreten, sofern der Pilot die Maschine nicht mehr rechtzeitig abfangen kann.

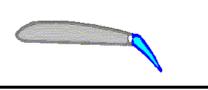
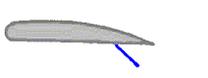
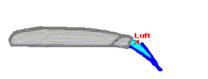
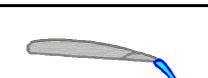
Der Strömungsabriss besteht im Prinzip aus dem Ablösen der Grenzschicht (s. auch 1.1.2, Tab. 3) als Strömungsgebilde im Windschatten hinter der höchsten Profilstelle der Tragflügeloberseite. Die Geschwindigkeit, bei der dieser Effekt eintritt, heißt Stall Speed und ist vom Flugbetriebszustand abhängig. Je nach dem, ob Auftriebs- oder Abtriebshilfen gesetzt sind oder nicht, ergeben sich unterschiedliche Mindest-Fluggeschwindigkeiten. Die geringste Überziehgeschwindigkeit stellt sich bei einem optimalen Anstellwinkel  $\alpha$  und der Aktivierung aller Auftriebshilfen ein (s. auch 1.1.1.2.4).

**Stall Speed** : Mindestflug- oder Überziehgeschwindigkeit

#### 1.1.1.2.4 Grundfläche A des Tragflügels

Projiziert man das Produkt von Spannweite- und tiefe eines Tragflügels auf eine Fläche senkrecht zur Strömungsrichtung, ergibt sich die Grundfläche A eines Tragflügels. Je größer A ist, desto stärker erweist sich der dynamische Auftrieb  $F_A$  und umgekehrt.

#### Art der Auftriebshilfen (Abb. 6, Tab. 2)

Auftriebshilfen		Auftriebszuwachs bei maximalem Klappenausschlag
Form	Bezeichnung	
	Normale Klappe (Plain flap)	55 %
	Spreizklappe (Split flap)	65 %
	Spaltklappe (Slotted flap)	71 %
	Fowlerflügel (Fowler flap)	93 %
	Vorflügel, starr; Spaltflügel (Fixed slat)	$\geq 37$ %
	Nasen- oder Krügerklappen	$\geq 37$ %

Moderne Flugzeuge besitzen eine Vielzahl von aerodynamischen Vorrichtungen, die Auftrieb erzeugen {+} oder abbauen {-}. Dazu gehören Vorflügel ({+}: Slats), Spaltklappen ({+}: Slots), Landeklappen ({+}: Flaps), Störklappen ({-}: Spoilers) und Luftbremsen ({-}: Dive or Speed brakes). Auftriebshilfen dienen vor allem zur Verringerung der Start- und Landestrecke, werden aber auch, weil sie den Luftwiderstand erhöhen, im Sinkflug zur Einhaltung der Flughöhe mit Spoilern und Luftbremsen zur Herabsetzung der Fluggeschwindigkeit eingesetzt.

Moderne Flugzeuge besitzen eine Vielzahl von aerodynamischen Vorrichtungen, die Auftrieb erzeugen {+} oder abbauen {-}. Dazu gehören Vorflügel ({+}: Slats), Spaltklappen ({+}: Slots), Landeklappen ({+}: Flaps), Störklappen ({-}: Spoilers) und Luftbremsen ({-}: Dive or Speed brakes).

Auftriebshilfen dienen vor allem zur Verringerung der Start- und Landestrecke, werden aber auch, weil sie den Luftwiderstand erhöhen, im Sinkflug zur Einhaltung der Flughöhe mit Spoilern und Luftbremsen zur Herabsetzung der Fluggeschwindigkeit eingesetzt.

Statistiken beweisen, dass ein Flugzeug um so sicherer startet oder landet, desto geringer seine Ab-/Anfluggeschwindigkeit ist.

### Minimale Fluggeschwindigkeit $v_{\min}$ für Start und Landung (Form. 5)

$$v_{\min} = \sqrt{\frac{2 F_G}{\rho_L c_{A_{\max}} A}} \text{ m s}^{-1}$$

- $v_{\min}$  : Minimale Fluggeschwindigkeit für Start und Landung [m s<sup>-1</sup>]
- $F_G$  : Gewichtskraft des Flugzeuges [N]
- $c_{A_{\max}}$  : Maximaler Auftriebsbeiwert (dimensionslos)
- $\rho_L$  : Luftdichte [kg m<sup>-3</sup>]
- $A$  : Grundfläche des Flügels [m<sup>2</sup>]; Spannweite mal Spannweite

Die Wirkung der Klappensysteme (s. Abb. 6, Tab. 2) basiert auf 3 Grundprinzipien. Die Wölbung der Tragfläche wird heraufgesetzt, die Flügelfläche  $A$  vergrößert und die Grenzschicht erneuert (s. Form. 5).

Weil das Setzen von Auftriebshilfen nicht nur den dynamische Auftrieb  $F_A$  erhöht, sondern auch ein Anwachsen des Luftwiderstandes verursacht, nimmt die Fluggeschwindigkeit ab. Bei vollständig ausgefahrenen Landeklappen ist die Luftwiderstandszunahme erheblich, so dass der Pilot die Fluggeschwindigkeit durch ein Senken der Flugzeugnase oder eine Steigerung der Triebwerksleistung erhöhen muss. Geschieht dies nicht, kann die Strömung abreißen (Stall) und das Flugzeug abstürzen.

Während des Streckenfluges sind die Auftriebshilfen, um den Luftwiderstand zu minimieren, eingefahren, weil der Auftrieb des Flügelprofils ausreicht, das Flugzeug in der Luft zu halten.

## 1.1.2 Aerodynamische Widerstandskräfte

Die aerodynamische Widerstandskraft eines Flugzeuges setzt sich aus mehreren Teilkräften (s. Tab. 3) zusammen, die dem Vortrieb entgegenwirken und damit die Fluggeschwindigkeit mindern. Dazu gehören der Reibungs-, der Druck-, der Rand-, der Interferenz- und Durchflusswiderstand.

Reibungs- und Druckwiderstand, die als Profilwiderstand  $F_w$  bezeichnet werden stellen den Hauptanteil der aerodynamischen Widerstandskräfte eines Flugzeuges dar.

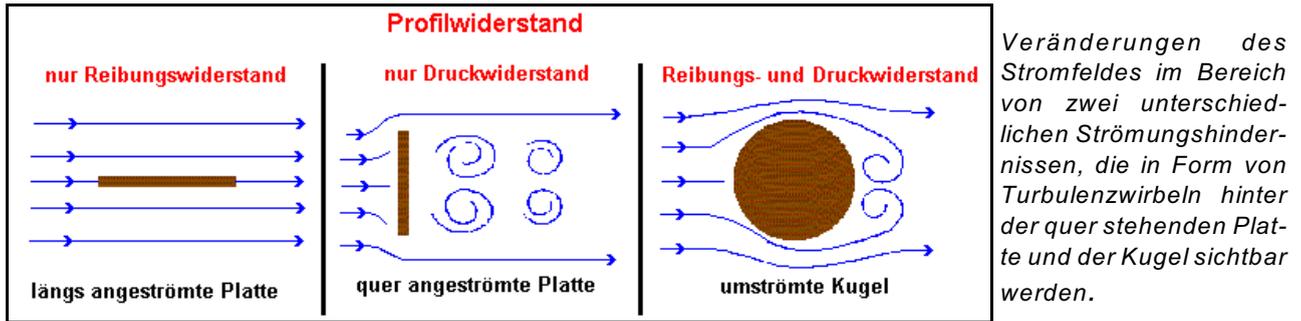
### Aerodynamische Widerstandsteilkräfte eines Flugzeuges (Tab. 3)

<p>Reibungswiderstand</p>	<p>Widerstand, der durch die Reibung der Luft an der Flugzeugoberfläche entsteht und sich nur auf die unmittelbar aufliegende Luftschicht, die sogenannte Grenzschicht (boundary layer), beschränkt. In dieser wenigen Millimeter dicken Schicht wächst die Geschwindigkeit der strömenden Luft vom Wert null (Oberfläche) bis zum tatsächlichen Wert an. Innerhalb der Grenzschicht selbst kann die Strömung laminar (gleichmäßig) oder, bei Überschreitung eines Grenzwertes, turbulent verlaufen. An den Vorderseiten von Tragflächen, Rumpf und Leitwerk ist die Strömung laminar, an den Rückseiten jedoch turbulent. Der Ort, an dem die Strömung sich umstellt, heißt Umschlagpunkt. Der Oberflächenreibungswiderstand wird von der Rauigkeit der Flugzeugoberfläche bestimmt und macht bei hohen Fluggeschwindigkeiten einen großen Teil des Gesamtwiderstandes aus.</p>
<p>Druckwiderstand (Form- oder Stirnflächenwiderstand)</p>	<p>Die Druckerhöhung ist am stärksten an der Vorderkante des oberen Flügelprofils, da dort die höchste Strömungsgeschwindigkeit vorhanden ist, und sie nimmt zum Profilende mit geringer werdender Geschwindigkeit ab. Dadurch wirkt eine Kraft, die der Vorwärtsbewegung entgegen gerichtet ist. Der Druckwiderstand ist eine Funktion der Größe der angeströmten Fläche, des Quadrates der Fluggeschwindigkeit, der Luftdichte und der Form des Körpers.</p>
<p>Randwiderstand oder induzierter Widerstand</p>	<p>Widerstand, der durch den entstehenden Unter- und Überdruck auf der Oberseite bzw. Unterseite des Tragflächenprofils zustande kommt. Da die Luft versucht, Druckunterschiede auszugleichen, entsteht zusätzlich zur Anströmung eine Luftbewegung, die von der Flügelunterseite (höherer Druck) zum Flügelende und von dort zur Oberseite (tieferer Druck) gerichtet ist. Dadurch umläuft die Luft das Profil von unten nach oben und konvergiert mit der auf der Tragflügeloberseite anströmenden Luft, so dass sich Luftwirbel in Form eines Wirbelbandes ausbilden, das sich zu zwei Wirbelzöpfen (Vortices) an den Flügelenden schräg abwärts aufrollt. Dieses Umließen der Profilenden führt außerdem zu einer Abschwächung des Auftriebes. Der induzierte Widerstand ist abhängig vom Verhältnis der Flügeltiefe zur -länge, von der Form der äußeren Flügelkante und von der Fluggeschwindigkeit. Je geringer die Tragflügeltiefe und je größer die -länge, desto kleiner ist der Randwiderstand. Eckige und breite Tragflächenenden bedeuten einen großen Randwiderstand und im Langsamflug ist der Anstellwinkel <math>\alpha</math> groß, so dass daraus ein höherer Druckunterschied und ein stärkerer Randwiderstand resultiert.</p>
<p>Interferenzwiderstand</p>	<p>Jedes Teilelement des Flugzeugs - Flächen, Leitwerk, Rumpf, usw... - erzeugt unabhängig voneinander einen bestimmten Widerstand, deren Summe jedoch kleiner ist als der Widerstand des gesamten Luftfahrzeugs. Die Differenz zwischen dem Gesamtwiderstand und der Summe der Einzelwiderstände heißt Interferenzwiderstand.</p>
<p>Durchflusswiderstand</p>	<p>Die in Flugzeugöffnungen - Kühl- und Lüftungsschlitze, Fahrwerksschächte, Klappen- und Ruderspalle - eindringende Luft führt durch Änderung der Strömungsgeschwindigkeit und -richtung sowie durch Reibung zu einem Widerstand, dem Durchflusswiderstand.</p>

### 1.1.2.1 Profilwiderstand $F_w$

Der Profilwiderstand  $F_w$ , d.h. der Reibungs- und Druckwiderstand, nimmt mit der Flugeschwindigkeit zu und bildet bei hohen Geschwindigkeiten den Hauptwiderstandsanteil eines Luftfahrzeuges.

#### Beispiele von Strömungshindernissen und ihr Profilwiderstand (Abb. 7)



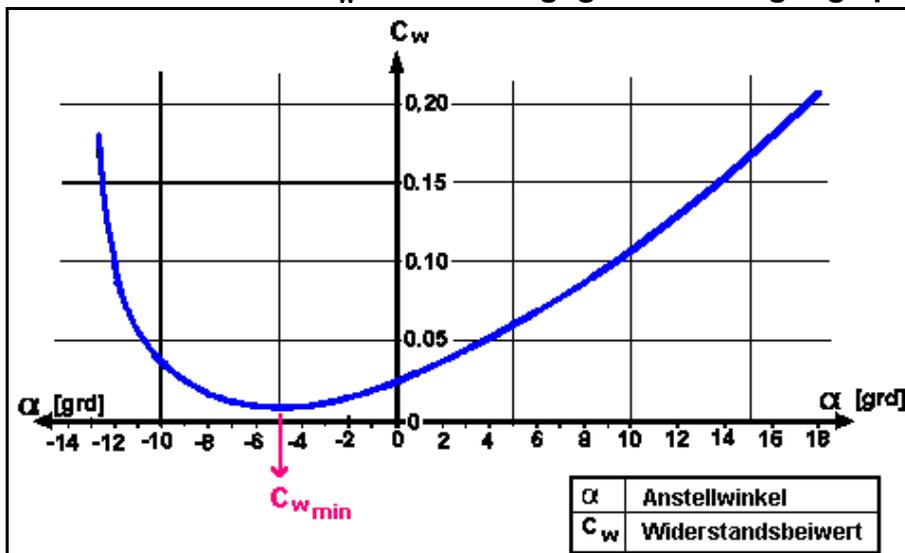
Die Grafik 7 zeigt die Veränderungen des Stromfeldes im Bereich von zwei unterschiedlichen Strömungshindernissen, die in Form von Turbulenzwirbeln hinter der quer stehenden Platte und der Kugel sichtbar werden.

#### Profilwiderstand (Reibungs- und Druckwiderstand) $F_w$ (Form. 6)

$$F_w = \frac{1}{2} c_w \rho_L v^2 A$$

- $F_w$  : Profilwiderstand [N]
- $c_w$  : Widerstandsbeiwert (dimensionslos)
- $\rho_L$  : Luftdichte [ $\text{kg m}^{-3}$ ]
- $v$  : Geschwindigkeit der anströmenden Luft [ $\text{m s}^{-1}$ ]
- $A$  : Stirnfläche des Flügels [ $\text{m}^2$ ]; Profil in Strömungsrichtung

#### Anstellwinkel $\alpha$ und $c_w$ -Wert eines gegebenen Tragflügelprofils (Abb. 8)



Der  $c_w$ -Wert ist am geringsten bei einem Anstellwinkel  $\alpha$  von ca.  $-5^\circ$  und nimmt mit steigenden Werten von  $\alpha$  zu.

Der Profilwiderstand  $F_W$  ist unabhängig davon, ob am Tragflügel Auftrieb erzeugt wird oder nicht und der Widerstandsbeiwert  $c_W$  hat keine Dimension, lässt sich mit Computerprogrammen berechnen oder experimentell im Windkanal bestimmen.

Um den Reibungswiderstand von Flugzeugen zu minimieren, wurden in den Jahren 1983 bis 1987 an der Technischen Universität Berlin (Abteilung Turbulenzforschung des Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR) Reibungsmessungen in einem Ölkanal an haihautähnlichen Kunststoffoberflächen durchgeführt.

Die Forscher konnten nachweisen, dass die in Strömungsrichtung zeigenden feinen Längsrillen der künstlichen Haihaut tatsächlich den Reibungswiderstand herabsetzen. Bei diesen Versuchen wurde eine Widerstandsminderung von ca. 10 Prozent erzielt.

Ein erster praktischer Test im Jahre 1996 mit einem Airbus A 340 der Cathay Pacific, der zu 30 Prozent mit einer Kunststoff-Rillenfolie überzogen wurde, ergab eine Verminderung des Treibstoffverbrauchs um etwa 1 %. Dieser Wert erscheint zwar nur geringfügig, ergäbe für die Lufthansa allerdings eine Einsparung von 40000 Tonnen Kerosin pro Jahr, wenn man den Treibstoff-Jahresverbrauch der gesamten LH-Transportflotte des Jahres 1997 in Höhe von 4.01 Millionen Tonnen Kerosin als Grundlage nähme.

### 1.1.2.2 Gleitzahl $\epsilon$

Vergleicht man die Formeln des dynamischen Auftriebes  $F_A$  (Form. 3) und Profilwiderstandes  $F_W$  (Form. 6), so stellt man fest, dass beide Gleichungen bis auf ihre Beiwerte identisch sind. Weil sich eine möglichst große dynamische Auftriebskraft  $F_A$  und ein äußerst geringer Profilwiderstand  $F_W$  als optimal für die Luftfahrt erweist, ist der Quotient der beiden Kräfte, die Gleitzahl  $\epsilon$  (s. Form 7) ein Maß für die Leistungsfähigkeit eines Flugzeuges.

#### Gleitzahl $\epsilon$ (Form. 7)

$$\epsilon = \frac{F_W}{F_A} = \frac{c_W}{c_A}$$

$\epsilon$	: Gleitzahl
$F_W$	: Profilwiderstandskraft [N]
$F_A$	: Dynamische Auftriebskraft [N]
$c_W$	: Widerstandsbeiwert (dimensionslos)
$c_A$	: Auftriebsbeiwert (dimensionslos)

Der Kehrwert der Gleitzahl  $\epsilon$ , das sogenannte Gleitverhältnis, gibt näherungsweise an, welche Entfernung ein antriebsloses Flugzeug in ruhender Luft unter ständigem Höhenverlust zurücklegen kann.

**Gleitverhältnisse einiger Flugzeuge (Tab. 4)**

Segel- flugzeuge	Bocian, Doppelsitzer aus Holz	26	26 km	bei einem Höhenverlust von 1 km
	Standard Cirrus aus Kunststoff	37	37 km	
	Jantar 2 b aus GFK (Glasfaser-Kunststoff)	50	50 km	
	ASH-25, Doppelsitzer aus Kohlefaser	56	56 km	
Verkehrsflugzeuge		ca. 15	15 km	

**1.1.3 Schubkraft  $F_s$**

Um beim Start zu beschleunigen, nach dem Abheben zu steigen und im unbeschleunigten Reiseflug in gleicher Flughöhe den Profilwiderstand  $F_w$  ausgleichen zu können, benötigt ein Flugzeug eine Vortriebskraft, die sogenannte Schubkraft  $F_s$  eines Triebwerkes.

Grundsätzlich gilt, dass Triebwerke nach dem von Newton formulierten mechanischen Wechselwirkungsgesetz "actio = reactio" arbeiten. Strahltriebwerke oder Gasturbinen sind deshalb so konstruiert, dass Luft mit geringer Geschwindigkeit angesaugt, erhitzt und mit hoher Geschwindigkeit wieder ausgestoßen werden kann, so dass eine Kraft wirkt, die das Flugzeug vorwärts treibt, die Schubkraft  $F_s$ .

Die Leistung von Strahltriebwerken wird von den atmosphärischen Verhältnissen bestimmt und hängt von der Lufttemperatur, dem Luftdruck bzw. der Flughöhe sowie der Flugeschwindigkeit ab. Zwei unterschiedliche Bauarten von Gasturbinen oder Strahltriebwerken ziviler Verkehrsmaschinen lassen sich unterscheiden:

- Triebwerke, die ihre größte Wirtschaftlichkeit im Unterschallbereich (subsonisch) bei Flugeschwindigkeiten von unter 0.8 Mach aufweisen und
- Triebwerke, die am ökonomischsten im Geschwindigkeitsbereich von 0.8 bis 0.9 Mach (transsonisch) arbeiten.

**Schubkraft eines Strahltriebwerks (Form. 8)**

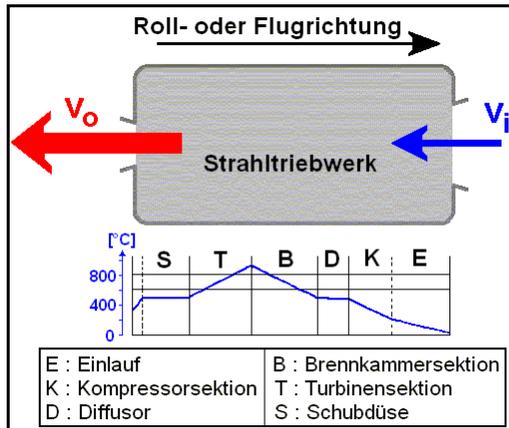
$$F_s = m_L a = m \frac{v}{t}$$

$$F_s = \frac{m_L}{t} (v_o - v_i)$$

- $F_s$  : Schubkraft einer Gasturbine [N]
- $m_L$  : Masse der Luft [kg]
- $v$  : Geschwindigkeit [m s<sup>-1</sup>]
- $a$  : Beschleunigung [m s<sup>-2</sup>]
- $t$  : Zeit [s]
- $m_L t^{-1}$  : Luftmassenstrom [kg s<sup>-1</sup>]
- $v_i$  : Luft-Eintrittsgeschwindigkeit (Flugeschwindigkeit) [m s<sup>-1</sup>]
- $v_o$  : Austrittsgeschwindigkeit der Verbrennungsgase [m s<sup>-1</sup>]

*Der Schub, den ein Düsenaggregat erzeugt, ist dem totalen Luftdurchsatz  $m_L t^{-1}$  und der Geschwindigkeitsdifferenz  $v_o - v_i$  zwischen der an der Vorderseite der Gasturbine angesaugten Luft und den an der Rückseite des Strahltriebwerks ausgestoßenen heißen Verbrennungsgasen proportional.*

### Schubkraft eines Strahltriebwerks (Abb. 9, Tab. 5)



$v_i$  : Eintrittsgeschwindigkeit der Luft [ $\text{m s}^{-1}$ ]

$v_o$  : Austrittsgeschwindigkeit der Verbrennungsgase [ $\text{m s}^{-1}$ ]

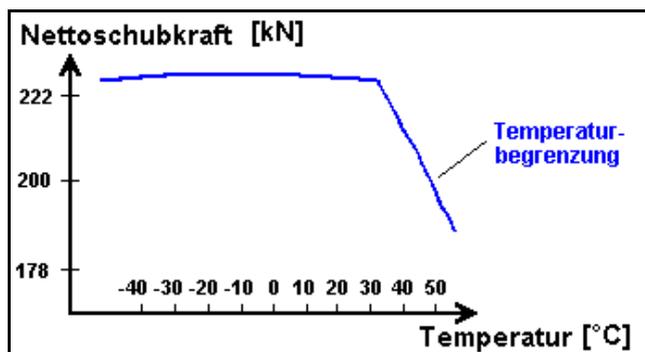
Ein Turbinen-Luftstrahltriebwerk saugt an seiner Vorderseite die Umgebungsluft an, verdichtet sie im nachfolgenden Kompressor und verbrennt danach in der Brennkammer das aus dem eingespritzten Kerosin und der Luft bestehende Gasgemisch. Dadurch erhöhen sich Gastemperatur und -strömungsgeschwindigkeit, so dass ein Teil dieser Strömungsenergie in der Turbinensektion zum Antrieb des Verdichters und anderer Aggregate nutzbar ist. In der Schubdüse, der letzten Sektion des Strahltriebwerks, wird dann die eigentliche Schubkraft dadurch erzeugt, dass die Strömungsgeschwindigkeit durch Expansion des Gases weiter gesteigert wird.

Die Leistung von Strahltriebwerken wird von den atmosphärischen Verhältnissen bestimmt und hängt von der Lufttemperatur, dem Luftdruck bzw. der Flughöhe sowie der Fluggeschwindigkeit ab.

<b>Einlauf</b>	Luft Eintrittsverschalung, die für einen möglichst verwirbelungsfreien Eingang des Luftstromes in den Kompressor sorgt.
<b>Kompressorsektion</b>	Mehrstufiger Kompressor, der von der Turbine angetrieben wird und die für den Verbrennungsvorgang und den Schub notwendige Luftmenge liefert.
<b>Diffusor</b>	Triebwerksteil, der die Strömungsgeschwindigkeit der Luft auf einen für den Verbrennungsvorgang optimalen Wert reduziert.
<b>Brennkammersektion</b>	Triebwerksbereich, in dem die kontinuierliche Gemischbildung aus Luft und Kraftstoff, die Verbrennung und die Gasverdünnung stattfindet.
<b>Turbinensektion</b>	Antrieb des Triebwerkskompressors
<b>Schubdüse</b>	Teil des Triebwerks, der den Gasstrom aus der Turbine in die Atmosphäre leitet und eine optimale Schubkraftausbeute gewährleistet.

Die Gleichung 8 zeigt, dass der Schub, den ein Düsenaggregat erzeugt, dem totalen Luftdurchsatz  $m_L t^{-1}$  und der Geschwindigkeitsdifferenz  $v_o - v_i$  zwischen der an der Vorderseite der Gasturbine angesaugten Luft und den an der Rückseite ausgestoßenen heißen Gasen proportional ist. Düsentriebwerke liefern daher den maximalen Schub im Stand, da ihre Vortriebskraft nach dem Start mit wachsender Roll- bzw. Fluggeschwindigkeit und damit abnehmender Geschwindigkeitsdifferenz  $v_o - v_i$  geringer wird.

### Netto-Schubkraft eines Strahltriebwerkes (Abb. 10)



Werte sind für alte B-747 gültig

Der maximal mögliche Nettoschub eines Strahltriebwerkes - die zur Verfügung stehende Schubkraft bei gegebener Roll- oder Fluggeschwindigkeit - ist eine Funktion der Lufttemperatur und nimmt bei einer Temperatur von über 30  $^{\circ}\text{C}$  markant um etwa 1 % pro Grad Temperaturzunahme ab.

Weil außerdem die Masse  $m_L$  der Luft, das Produkt von Dichte und Volumen ( $m_L = \rho_L V$ ), und die Luftdichte eine Funktion der Lufttemperatur sind, beeinflusst die Luftdichte nicht nur den dynamischen Auftrieb sondern auch die zur Verfügung stehende Turbinenleistung.

Während des Startvorgangs steigt die Temperatur in der Brennkammer bis auf Werte von fast  $1000\text{ °C}$  an (s. Abb. 9), wobei die glühenden Turbinenschaufeln außerdem noch Zentrifugalkräfte zu überstehen haben, die 14000 mal so groß wie ihr eigenes Gewicht sind.

Durch das Einspritzen von demineralisiertem Wasser in den Kompressor oder in das Diffusorgehäuse eines Strahltriebwerks bzw. der Injektion eines Wasser-Methanol-Gemisches bei Propellerturbinen entsteht ein Kühleffekt, der den Massendurchsatz vergrößert und gleichzeitig einen stärkeren Kraftstoffdurchsatz ermöglicht. Dadurch kann der Schub beim Start an Tagen mit normalen Außentemperaturen um ca. 10 bis 12 Prozent erhöht werden. Im allgemeinen wird die Wassereinspritzung jedoch erst bei Lufttemperaturen von über  $20\text{ °C}$  eingesetzt.

Die Leistung einer Gasturbine wird also von den atmosphärischen Verhältnissen bestimmt und hängt von der Lufttemperatur, dem Luftdruck bzw. der Flughöhe sowie der Fluggeschwindigkeit ab. Die unmittelbar vor der ersten Kompressorstufe auftretende Luftdichte ist für den Wirkungsgrad des gesamten Kompressors und für den Schub des Triebwerkes maßgebend.

Auch die Wirkung von Propellertriebwerken beruht auf dem newtonschen Axiom. Hier sorgen Luftschrauben dafür, dass ständig Luft nach hinten befördert wird, so dass dadurch ebenfalls eine Vorwärtsbewegung des Flugzeuges die Folge ist.

### 1.1.4 Gewichtskraft $F_G$

Die Gewichtskraft  $F_G$  ist eine Funktion der Flugzeugmasse  $m_{FL}$  und Erdbeschleunigung  $g$ . Der Einfluss der vertikal und horizontal geringen Änderungen der Erdbeschleunigung in der Troposphäre lässt sich vernachlässigen, so dass die Masse  $m_{FL}$  eines Flugzeuges nur eine Funktion des Startgewichtes ist, das sich aus dem Leergewicht des Luftfahrzeuges, der mitgeführten Treibstoffmenge und der Nutzlast (Flugpersonal, Passagiere, Gepäck und Fracht) besteht.

**Gewichtskraft  $F_G$  (Form. 9)**

$$F_G = m_{FL} g$$

$m_{FL}$  : Masse des Flugzeuges [kg]  
 $g$  : Erdbeschleunigung [ $m\ s^{-2}$ ]

**1.1.5 Änderungen des Kräftegleichgewichtes**

Im beschleunigungsfreien Horizontalflug, d.h. bei konstanter Flughöhe und -geschwindigkeit, befinden sich die vier an einem Flugzeug angreifenden Kräfte miteinander im Gleichgewicht. Der dynamische Auftrieb  $F_A$  gleicht die Gewichtskraft  $F_G$  aus und der Schub  $F_S$  kompensiert den Profilwiderstand  $F_W$ .

**Kräftegleichgewicht im beschleunigungsfreien Horizontalflug (Tab. 6)**

Dynamischer Auftrieb $F_A$ = Gewichtskraft $F_G$
Profilwiderstand $F_W$ = Schub $F_S$

Will der Pilot also während eines Fluges steigen oder sinken, beschleunigen oder verlangsamen, sind  $F_A$  und/oder  $F_S$  entsprechend zu variieren (s. Tab. 7).

**Veränderungen des Flugzustandes (Tab. 7)**

Gewünschte Maßnahme des Piloten	Art der Änderung	
<b>Steigen</b>	Erhöhung des Auftriebs durch einen größeren Anstellwinkel $\alpha$ (Flugzeugnase heben, d.h. Steuerknüppel ziehen)	Geschwindigkeitsverlust
	Steigerung der Fluggeschwindigkeit durch mehr Schubkraft	
<b>Sinken</b>	Verminderung des Auftriebs durch einen geringeren Anstellwinkel $\alpha$ (Flugzeugnase senken, d.h. Steuerknüppel drücken)	Geschwindigkeitsgewinn
	Verringerung der Fluggeschwindigkeit durch weniger Schubkraft	
<b>Beschleunigen</b>	Erhöhung der Fluggeschwindigkeit durch mehr Schubkraft	Höhengewinn
	Verminderung des Auftriebs (Flugzeugnase senken)	Höhenverlust
<b>Verlangsamen</b>	Verminderung der Fluggeschwindigkeit durch weniger Schubkraft	Höhenverlust
	Erhöhung des Auftriebs (Flugzeugnase heben)	Höhengewinn

Weil die mitgeführte Treibstoffmenge vom Start an laufend abnimmt - während des Steigfluges bis zur Reiseflughöhe verbraucht eine B 747 z.B. etwa 9 % des gesamten Treibstoffvorrates - verringert sich auch stetig ihr Fluggewicht.

Daraus folgt, dass der dynamische Auftrieb  $F_A$  der sich ändernden Gewichtskraft  $F_G$  ständig angepasst werden muss. Diese Maßnahme lässt sich durch eine Reduzierung des Anstellwinkels  $\alpha$  oder der Fluggeschwindigkeit  $v$  (s. 1.1.1.2) bzw. durch ein Fliegen in einer größeren Höhe (geringere Luftdichte) realisieren.

## 1.2 Fluggeschwindigkeiten

Die Angabe der Fluggeschwindigkeit, der Geschwindigkeit eines Luftfahrzeuges, erfolgt meist in Knoten ( $1 \text{ kn} \approx 0.5 \text{ m s}^{-1}$ ). Nur bei Flügen in großen Höhen wird die Machzahl, das Verhältnis zwischen Flug- und Schallgeschwindigkeit, verwendet. Von großer Bedeutung sind in der Luftfahrt zwei sich grundsätzlich unterscheidende Fluggeschwindigkeiten, die Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber der umgebenden Luft und die tatsächliche Geschwindigkeit des Luftfahrzeuges über Grund oder Wasser. Die erste dient der Sicherheit und markiert die Grenzgeschwindigkeiten, die Überzieh- (Stall Speed) und Bruchergeschwindigkeit und wird auch heute noch von einem sich in der Luftfahrt bewährten Messgerät, dem Staudruckfahrmesser, geliefert. Mit der zweiten lässt sich die Flugzeit und Treibstoffmenge berechnen und damit die Wirtschaftlichkeit eines Fluges optimieren.

### 1.2.1 Staudruckmessung

Der Fahrmesser (Airspeed Indicator) ist ein Staudruckfahrmesser - bei langsamen Segelflugzeugen wird auch ein Unterdruckfahrmesser verwendet -, mit dem die Differenz zwischen dem im Staudruckrohr auftretenden Gesamtdruck  $p_{\text{ges}}$  und dem statischen Druck  $p_{\text{stat}}$ , d.h. dem Luftdruck in Flughöhe, gemessen wird.

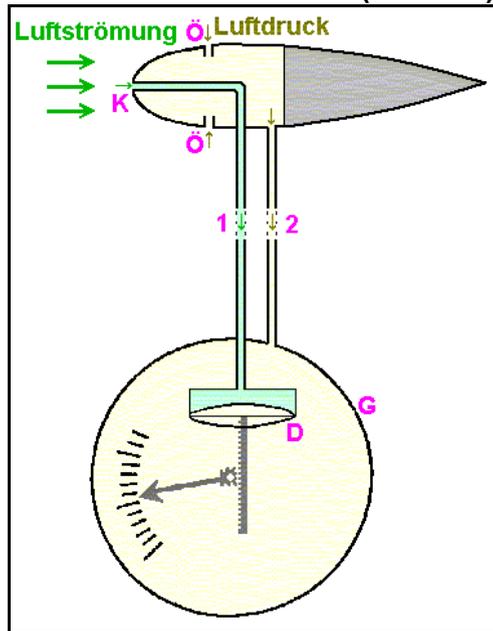
#### Staudruck (Form. 10)

$$p_{\text{dyn}} = p_{\text{ges}} - p_{\text{stat}} = \frac{1}{2} \rho_d v^2$$

- $p_{\text{ges}}$  : Gesamtdruck [ $\text{N m}^{-2}$ ]
- $p_{\text{dyn}}$  : Staudruck [ $\text{N m}^{-2}$ ]
- $p_{\text{dyn}} = p_{\text{ges}} - p_{\text{stat}}$
- $p_{\text{stat}}$  : Statischer Druck (Luftdruck in Flughöhe) [ $\text{N m}^{-2}$ ]
- $\rho_d$  : Dichte von trockener Luft [ $\text{kg m}^{-3}$ ]
- $v$  : Anströmgeschwindigkeit der Luft [ $\text{m s}^{-1}$ ]

Der Staudruck nimmt, wie die Formel 10 zeigt, mit der Luftdichte und dem Quadrat der Anströmgeschwindigkeit der Luft zu und umgekehrt.

### Staudruckfahrmesser (Abb. 11)



$$p_{\text{dyn}} = p_{\text{ges}} - p_{\text{stat}} \text{ (s. auch Form. 10)}$$

Der in der Kuppe (K) des Staurohres (Pitot-Rohr) erzeugte Gesamtdruck  $p_{\text{ges}}$  wird durch die Rohrleitung (1) in eine elastische Dose (D) übertragen.

Das Innere des hohlen Staurohres ist einerseits durch die Öffnung (Ö) mit der Außenluft, andererseits durch die Leitung (2) mit dem Gerätegehäuse (G) verbunden, das die Messdose (D) umgibt.

Je nach Größe des Druckunterschiedes zwischen dem Gesamtdruck  $p_{\text{ges}}$  in der Messdose und dem statischen Druck  $p_{\text{stat}}$  im Gehäuse wird der Dosendeckel mehr oder weniger aufgetrieben. Diese Formveränderung wird mechanisch zur Anzeige gebracht und Indicated Airspeed (IAS; s. 1.2.2.1) genannt.

Die IAS beruht damit auf dem in Flughöhe herrschenden und von der Luftdichte abhängigen tatsächlichen Staudruck.

#### 1.2.1.1 Luftdichte $\rho_d$ und Staudruckmessung

Die Grenzggeschwindigkeiten eines Flugzeuges, die minimale (Stall Speed) und maximale Fluggeschwindigkeit, beruhen nur auf dem Staudruck, so dass die über den Fahrmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit von enormer Bedeutung für den Piloten ist.

Weil die Luftdichte als Funktion des Luftdruckes, der Lufttemperatur und der Luftfeuchte in der Atmosphäre mit der Höhe abnimmt, wird sie bei der Messung des Staudruckes in der Formel (Form. 10) als Konstante behandelt und ihr ICAO-Standardwert in NN von  $\rho_d = 1.225 \text{ kg m}^{-3}$  eingesetzt ( $\rho_d$  ist die Dichte trockener Luft).

Mit zunehmender Höhe wird daher der Staudruck mit abnehmender Luftdichte immer geringer, so dass auch die angezeigte Geschwindigkeit (Indicated Airspeed, s.1.2.2.1) abnimmt. Nur bei Dichteverhältnissen in NN, die denen der ICAO-Standard-Atmosphäre entsprechen, zeigt der Staudruckfahrmesser die wahre Relativgeschwindigkeit zwischen dem Flugzeug und der anströmenden Luft (True Airspeed, s. 1.2.2.3) an.

#### 1.2.1.2 Anströmgeschwindigkeit der Luft

Die Staudruckmessung ist nicht nur von der Luftdichte, sondern auch von der Relativgeschwindigkeit Flugzeug/Luft abhängig.

Auf dem Fahrtmesser lässt sich deshalb die Geschwindigkeit des Flugzeuges über Grund nur bei Windstille ablesen. Bei Rückenwind hat das Luftfahrzeug eine höhere Groundspeed und bei Gegenwind täuscht der Fahrtmesser eine größere Geschwindigkeit über Grund vor.

### 1.2.1.3 Fehler der Staudruckmessung

#### 1.2.1.3.1 Instrumentenfehler

Der Instrumentenfehler ist ein Eich- und Temperaturgang-Restfehler des Fahrtmessers und beträgt maximal  $\pm 5$  kn. Dieser Fehler wird nicht korrigiert.

#### 1.2.1.3.2 Messfehler des statischen Druckes

Es ist im allgemeinen schwierig, den statischen Druck  $p_{\text{stat}}$  oder Luftdruck in bewegter Luft an jedem Ort der Flugzeugoberfläche exakt zu bestimmen, weil durch unterschiedliche Flugzustände, wie zum Beispiel während des Landeanfluges mit ausgefahrenen Landeklappen oder auch bei sehr großen Anstellwinkeln  $\alpha$ , Messfehler in der Größenordnung von maximal  $\pm 5$  kn oder 3 % auftreten können.

Der statische Druck  $p_{\text{stat}}$  in Flughöhe wird deshalb im Bereich sogenannter 'Static Ports' ermittelt, an denen der Strömungsverlauf der Luft nahezu tangential verläuft, so dass der Messfehler klein ist und  $p_{\text{stat}}$  nahezu dem Luftdruck in der unmittelbaren Flugzeugumgebung entspricht.

Wird dieser Fehler berichtigt, erhält man die Calibrated Airspeed (CAS).

#### 1.2.1.3.3 Kompressibilitätsfehler

Kompressibilitätsfehler werden durch die Verdichtung der Luft hervorgerufen, sind von der Machzahl (Verhältnis zwischen der Flug- bzw. Strömungsgeschwindigkeit  $v$  und der lokalen Schallgeschwindigkeit) abhängig und müssen bei Geschwindigkeiten über 200 kn und/oder Höhen über 20000 ft berücksichtigt werden. Wird dieser Fehler korrigiert, so erhält man die Equivalent Airspeed (EAS).

Für das Meeresniveau und ICAO-Standardbedingungen ist der Fahrtmesser kompressibilitätskompensiert.

#### **12.1.3.4 Dichtefehler**

Die Dichte von trockener Luft ist, wie bereits in 1.2.1.1 angesprochen, eine Funktion des Luftdruckes und der Lufttemperatur; sie nimmt deshalb mit der Höhe ab.

Um die wahre Anströmgeschwindigkeit der Luft (TAS) während des Fluges bestimmen zu können, müssen Luftdruck und Lufttemperatur in Flughöhe bekannt sein.

### **1.2.2 Angezeigte Fluggeschwindigkeiten**

#### **1.2.2.1 Indicated Airspeed (IAS)**

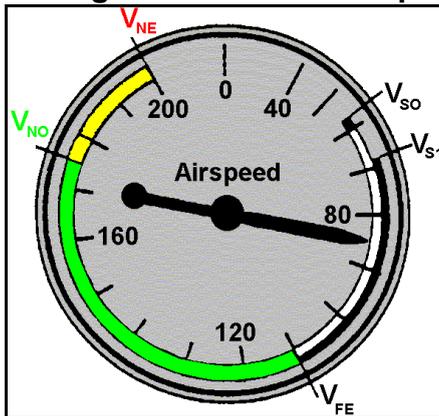
Die IAS, die auch als Gerätegeschwindigkeit oder unkorrigierte Eigengeschwindigkeit bezeichnet wird, stellt die angezeigte Relativgeschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber der umgebenden Luft dar, bei der die Kompressibilität der Luft in Meereshöhe in der Skaleneichung berücksichtigt ist. Mit zunehmender Höhe und konstanter Groundspeed (s. 1.2.2.4) wird der Staudruck aufgrund der abnehmenden Luftdichte immer geringer, so dass auch die angezeigte Geschwindigkeit, die IAS, kleiner wird. Nur bei Dichteverhältnissen in NN, die denen der ICAO-Standardatmosphäre entsprechen, zeigt der Fahrtmesser die wahre Eigengeschwindigkeit, die TAS (True Airspeed) an. Als Faustregel gilt, dass die IAS pro 1000 ft Höhenänderung etwa um 2 % geringer als die TAS ist.

Die IAS legt, wie bereits angesprochen, die fliegerisch bedeutenden Grenzgeschwindigkeiten eines Flugzeuges fest, die Strömungsabriss- (minimale Fluggeschwindigkeit) und die Bruch-Erwartungsgeschwindigkeit (maximale Fluggeschwindigkeit).

#### **1.2.2.2 CAS und EAS**

Wird die IAS um den Statikdruckquellenfehler berichtigt, so erhält man die Calibrated Airspeed (CAS). Wesentliche Unterschiede zwischen CAS und IAS treten auf, wenn sich ein Flugzeug langsam mit einem großen Anstellwinkel und ausgefahrenen Klappen bewegt (Landung und Start), weil der Messfehler des statischen Druckes bei diesem Flugzustand ein Maximum hat.

### Anzeige der CAS im Cockpit; Speed Indicator (Abb. 12, 13)



- $V_{SO}$  : Stall Speed für das Gesamtfluggewicht [kn]
- $V_{S1}$  : Stall Speed für das Gesamtfluggewicht mit Sicherheitsbereich [kn]
- $V_{FE}$  : Maximale Fluggeschwindigkeit mit Klappen [kn]
- $V_{NO}$  : Maximale Reisegeschwindigkeit [kn]
- $V_{NE}$  : Zulässige Höchstgeschwindigkeit [kn]
- $V_{SO} - V_{FE}$  : Betriebsbereich mit Klappen (weiß) [kn]
- $V_{S1} - V_{NO}$  : Normaler Betriebsbereich (grün) [kn]
- $V_{NO} - V_{NE}$  : Vorsichtsbereich; nur für Flug in ruhiger Luft (gelb) [kn]



#### Cockpit eines Kleinflugzeuges

- 1 : Fahrtmesser mit einer ähnlichen Farbmarkierung wie im Bild darüber
- 2 : Barometrischer Höhenmesser

Im Hochgeschwindigkeitsbereich, d.h. im Reiseflug, wenn die Auf- und Abtriebshilfen nicht benötigt werden, sind IAS und CAS fast gleich groß.

Wird die CAS um den Kompressibilitätsfehler berichtigt, so erhält man die Equivalent Airspeed (EAS). Im Meeresniveau entspricht die EAS der TAS.

### 1.2.2.3 True Airspeed (TAS)

Die TAS ist die tatsächliche Relativgeschwindigkeit zwischen dem Flugzeug und der vorbeiströmenden Luft. Mit ihr lässt sich die Geschwindigkeit über Grund ermitteln.

Nur in Meereshöhe unter atmosphärischen Standardbedingungen zeigt der Fahrtmesser die TAS an, da vertikale Dichteveränderungen in Form von Druck- und Temperaturänderungen nicht berücksichtigt werden. Ist die Luftdichte in Flughöhe bekannt, lässt sich die TAS berechnen.

### Berechnung der True Airspeed TAS (Form. 11)

$$TAS = EAS \left( \frac{\rho_{dH}}{1.225} \right)^{-1}$$

- TAS : True Airspeed [kn]
- EAS : Equivalent Airspeed [kn]
- $\rho_{dH}$  : Luftdichte in Flughöhe [kg m<sup>-3</sup>]
- 1.225 : Luftdichte in NN [kg m<sup>-3</sup>]

Die nachfolgende Tabelle 8 zeigt für einige ausgewählte Flughöhen und zwei Werte der Indicated Airspeed IAS - für ein Kleinflugzeug und eine Verkehrsmaschine - die True Airspeed TAS. Zu erkennen ist, dass in größeren Höhen die Abweichungen der IAS von der TAS aufgrund der geringen Luftdichte erheblich sind.

### Indicated Airspeed IAS und True Airspeed TAS in verschiedenen Flughöhen (Tab. 8)

		Flughöhe (Altitude) [ft msl]								
		0	1000	5000	10000	10000	18000	30000		
IAS	170 kn				450 kn					
TAS	170.0 kn	173.4 kn	187.0 kn	204.0 kn	540.0 kn	612.0 kn	720.0 kn			

Der Wind bestimmt über die True Airspeed (TAS) die Geschwindigkeit eines Flugzeuges über Grund und damit die Flugdauer und Reichweite. Bei gleicher Windrichtung und -geschwindigkeit ist eine höhere Flugfläche wirtschaftlicher zu befliegen als eine niedrigere, sofern die Leistungsdaten des Flugzeuges das zulassen, jedoch schränkt das Flugzeuggewicht und die Flugsicherung die Auswahl der Flughöhe ein.

Im Reiseflug ermöglichen Rückenwinde eine höhere Nutzlast bzw. eine größere Reichweite, weil aufgrund der geringeren Flugzeit weniger Treibstoff mitzuführen ist, Gegenwinde haben den umgekehrten Effekt.

#### 1.2.2.4 Groundspeed (GS)

Die Groundspeed, die tatsächliche Fluggeschwindigkeit über Grund, wird zur Berechnung der Flugzeit und damit des Treibstoffverbrauches verwendet und mit der TAS und dem Windvektor ermittelt. Bei Rückenwind ist die Groundspeed höher als die TAS und bei Gegenwind täuscht der Fahrtmesser eine größere Geschwindigkeit über Grund vor.

### Berechnung der Groundspeed (Form. 12)

$$GS = TAS + v_K$$

- GS : Groundspeed [kn]
- TAS : True Airspeed [kn]
- $v_K$  : Komponente [kn] aus Windrichtung und -geschwindigkeit;  
 $v_K$  : positiv bei Rückenwind und negativ bei Gegenwind

## 2. Flugplanung und -durchführung (Boeing 747)

Eine der Aufgaben des Flugwetterdienstes besteht in der Versorgung der gewerblichen Luftfahrt mit allen meteorologischen Informationen, die für die Sicherheit, Wirtschaftlichkeit, Planung und Durchführung des Luftverkehrs von Bedeutung sind. Weil der moderne gewerbliche Luftverkehr kommerziell und damit kundenorientiert aufgebaut ist, wird er durch das marktwirtschaftliche Gesetz von Angebot und Nachfrage weitgehend geprägt. Die maßgeblichen Faktoren des Lufttransports von Fracht, Post und Passagieren sind deshalb Entfernung, Flugzeit, Kosten, Sicherheit und Zuverlässigkeit.

### 2.1 Flugplanung

Bevor ein Luftfahrzeug kommerziell betrieben werden kann, sind heute umfangreiche Planungsarbeiten in Navigation, Meteorologie und Flugsicherung notwendig.

Die zurückzulegende Entfernung und verschiedene meteorologische Größen bestimmen das Treibstoffoptimum und die maximal mögliche Nutzlast, die aus der Besatzung, den Passagieren, ihrem Gepäck, der Luftfracht und -post besteht. Der aufzunehmende Treibstoffvorrat setzt sich dabei aus den einzelnen Teilmengen zusammen, die für das Rollen auf den Taxiways, den Start, den Steig-, Reise- und Sinkflug (Trip-fuel), das Warteverfahren sowie das Anfliegen des Ausweichflughafens bei Schlechtwetter benötigt werden.

Weil bei der Reiseflugplanung die prognostizierten vorteilhaften Rückenwinde nur zu 50%, die ungünstigen Gegenwinde dagegen aber zu 150 % zu berücksichtigen sind, ergibt sich bei den meisten Flügen tatsächlich eine Zeit- und damit Treibstoffersparnis.

Zusätzlich müssen, weil gesetzlich vorgeschrieben, 5 % Reservekraftstoff für den Reiseflug mitgenommen werden. Auf der Flugstrecke von Frankfurt nach Rio de Janeiro bedeutet das zum Beispiel weitere 6 - 7 Tonnen Sprit. Auf dieser Route wird deshalb manchmal das sogenannte Reclearance-Verfahren angewandt, bei dem der Trip-fuel incl. 5 % Reservetreibstoff für einen näher am Zielflughafen gelegenen Flugplatz, nämlich südfliegend für Salvador und auf Nordkurs für Madrid, berechnet wird, so dass die mitzuführende Kraftstoffmenge geringer ausfällt. Erst im letzten Streckenabschnitt entscheidet dann der Pilot, ob er in Salvador bzw. Madrid zum Tanken zwischenlanden muss, oder ob er in der Lage ist, den Zielflughafen unter Einhaltung der gesetzlichen Vorgaben (5 % Reservefuel) ohne Tankstop anzufliegen.

Diese Reclearance-Prozedur wird allerdings nur genutzt, wenn für Abflug- und Zielflughafen günstige Wetterbedingungen vorhergesagt sind.

## 2.1.1 Flugleistung

Die Kenntnis der Flugleistungen ihrer Luftfahrzeugtypen ist für die Flugplaner und Piloten der Luftfahrtgesellschaften die notwendige Voraussetzung, um die Flugzeuge möglichst sicher, pünktlich und ökonomisch einsetzen zu können.

**Leistungsdaten der B 747-400 (Tab. 9)**

Hersteller Muster	Boeing Commercial Airplanes 747-400
Triebwerke	– Pratt & Whitney PW4056 – GE CFG-80C2-B1F – Rolls-Royce RB-211-524G/H
Schub eines Triebwerks	258 kN oder 58000 lbf. (Poundforce)
Schub der 4 Triebwerke	1032 kN oder 232000 lbf.
Cockpitbesatzung	2
Kabinecrew	16
maximale Passagierzahl (begrenzt durch Notausgänge)	550 - 660
Passagierzahl der Lufthansa-Version (3 Klassen)	388 (First ✈️ 20; Business ✈️ 86; Economy ✈️ 282)
Spannweite	64.92 m
Länge	70.66 m
Höhe	19.33 m
tragende Fläche	524.9 m <sup>2</sup>
Kabinen- • länge • breite • volumen	57.00 m 6.13 m 885.4 m <sup>3</sup>
Volumen des Frachtraums	152 m <sup>3</sup>
Leergewicht	176990 kg
maximale Kraftstoffmenge	216850 l (im Höhenleitwerk 12492 l)
maximale Masse ohne Kraftstoff	242000 kg
Nutzlast	65710 kg
maximale Abflugmasse je nach Ausführung	364200 - 394630 kg
maximale Lademasse je nach Ausführung	260400 - 285700 kg
maximale Reisegeschwindigkeit in FL 300	532 kn oder 985 km/h (bei 395 t Abflugmasse und GE-Triebwerken)
Reichweite mit 412 Reisenden	13528 km (7300 NM)
Startstrecke (ISA)	3353 m (11000 ft)

Die Tabelle 9 zeigt die eindrucksvollen Leistungsdaten einer Boeing 747-400, deren erste Maschine dieses Modells im Mai 1989 an die Lufthansa ausgeliefert wurde. Sie ist in der Lage, mit Ausnahme von Australien jeden Zielort im weltweiten Streckennetz der Lufthansa ohne Zwischenlandung von Frankfurt/M aus anzufliegen. Mit einer Länge von fast 71 m und einer Höhe von knapp 20 m ist die 747-400 eines der größten im zivilen Flugverkehr eingesetzten Luftfahrzeuge. Ihr maximales Startgewicht beträgt 395 Tonnen und sie kann eine Nutzlast von etwa 66 t befördern, was etwa dem Leergewicht von 55 VW-Golf 3 entspricht.

Die hohe Verantwortung des Flugzeugführers bzw. der Fluggesellschaft in Bezug auf Flugsicherheit und des optimalen Einsatzes des jeweiligen Flugzeugmodells erfordern bei der Planung und Durchführung eines Fluges eine genaue Kenntnis der vorgeschriebenen und amtlich anerkannten Leistungsdaten des Luftfahrzeuges. Vor jedem Start ist deshalb als Flugvorbereitung eine sorgfältige Flugleistungsberechnung für die Flugphasen Start, Steig-, Reise-, Sinkflug und Landung zu absolvieren.

## 2.1.2 Faktoren, die das Startgewicht bestimmen

Zur Planung des Starts werden alle Informationen berücksichtigt, die für die Bestimmungen des Startgewichts und der -geschwindigkeiten von Bedeutung sind. Dazu zählen z.B.

- die flugplatzspezifischen Daten (Flugplatzhöhe, Startbahnlänge, usw...);
- der Flugbetriebszustand des Luftfahrzeuges, der u.a. abhängt von
  - Systemen, die in Betrieb den Triebwerksschub reduzieren (z.B. die Klimaanlage),
  - der Startstellung der Landeklappen (Luftwiderstand steigt mit höherer Klappenposition,
  - dem eingeschalteten oder nicht aktiven Antiblockiersystem der Räder;
- das höchstzulässige Startgewicht MATOW (Maximum Takeoff Weight);
- die erforderliche Startbahnlänge TOD req. (Takeoff-Distance required);
- das maximale Landegewicht MALAW (Maximum Allowable Landing Weight);
- die Startgeschwindigkeiten  $v_1$ ,  $v_R$  und  $v_2$ ;
  - $v_1$  : Entscheidungsgeschwindigkeit bei Triebwerksausfall während des Startvorgangs (Takeoff Decision Speed);
  - $v_R$  : Geschwindigkeit, bei der das Flugzeug zum Abheben angestellt wird (Rotation Speed);
  - $v_2$  : Start-Steiggeschwindigkeit oder Takeoff Climb Speed, die in einer Höhe von 35 ft über der Startbahnebene erreicht sein muss und die im Fall eines Triebwerksausfalls für den gesamten Steigflug mit Takeoff-Startklappen eingehalten werden muss;
- die Trimmung für die Schwerpunktlage des Flugzeugs.

Bei der Berechnung des maximal zulässigen Startgewichts (MATOW) ist zu prüfen, ob die Startbahn die erforderliche Länge hat, um

- mit allen Triebwerken bzw. mit einem Triebwerksausfall starten zu können,
- nach dem Ausfall eines Triebwerkes den Start abbrechen zu können und
- nach dem Abheben die vorgeschriebenen Steigsegmente (s. 2.2.2.1) einhalten zu können.

Darüber hinaus müssen noch die meteorologischen Faktoren und die topologischen Verhältnisse des Flugplatzes und seiner Umgebung mit in die MATOW-Kalkulation einbezogen werden.

Die folgende Tabelle 10 enthält fast alle Größen, deren Änderung oder die beim Auftreten eine Erhöhung oder Verminderung der erforderlichen Startbahnstrecke (T/O distance req.) bzw. des Takeoff Weight (T/O Weight) zur Folge haben.

**Faktoren, die das Startgewicht bestimmen (Tab. 10)**

Faktor	Auswirkungen auf die erforderliche Startbahnstrecke bzw. das maximale Startgewicht		
	geringere Rollstrecke bzw. höheres Startgewicht	längere Rollstrecke bzw. niedrigeres Startgewicht	
Windkomponente	Gegenwind	Rückenwind	Die meteorologischen Faktoren sind grau unterlegt.
Pressure altitude (PA)	niedrig	hoch	
QFE	hoch	niedrig	<b>Pressure altitude (PA), Druckhöhe</b> Höhe nach der ICAO-Standardatmosphäre in Fuß, die dem herrschenden Luftdruck in Flughöhe entspricht.
Lufttemperatur (OAT)	niedrig	hoch	
Flaps (nur für Takeoff)	groß	klein	
Wassereinspritzung	ja	nein	<b>QFE</b> Luftdruck in Flughafenhöhe
Antiblockiersystem der Räder	aktiv	nicht aktiv	
Stoppfläche hinter der Runway in Startrichtung	ja	nein	<b>OAT</b> Outside Air Temperature
Freifläche hinter der Runway in Startrichtung	ja	nein	
Runway- – gefälle oder steigung	fallend	steigend	
– zustand • Eis • Matsch, Schnee • stehendes Wasser	nein nein nein	vorhanden vorhanden vorhanden	

Ist das maximale Startgewicht bekannt, lässt sich die dafür erforderliche Rollstrecke (Take-off-distance required : TOD req.) bestimmen.

Die TOD req. ist die Startbahnstrecke, die benötigt wird, um das Flugzeug mit dem geplanten Startgewicht bis in eine Höhe von 35 ft über der Startbahn zu bringen. Diese Strecke wird für einen Start mit allen Triebwerken und für einen mit einem Turbinenausfall ermittelt. Die Längere dieser beiden Rollwege stellt dann die Takeoff Distance required dar.

Wenn das maximal zulässige Startgewicht größer oder gleich dem geplanten Startgewicht ist, kann der Flug durchgeführt werden.

Das zulässige Startgewicht bestimmt die Wirtschaftlichkeit eines Fluges. Ist das Startgewicht zu gering, um die gewünschte Nutzlast bei optimaler Treibstoffmenge über eine gegebene Strecke zu befördern, bestehen für die Fluggesellschaft nur zwei unpopuläre Alternativen, nämlich erstens eine Zwischenlandung einzulegen um nachzutanken - Kosten etwa 20000 \$ US -, oder zweitens die Nutzlast zu reduzieren, was einen Verlust von etwa 5 \$ US pro Kilogramm bedeutet.

Für einen Langstreckenflug einer Boeing 747 über etwa 10000 km wäre ein Startgewicht von 372 t denkbar. Bemerkenswert ist, dass in diesem Fall die Nutzlast nur etwa ein Viertel der mitgeführten Treibstoffmenge beträgt (s. Tab. 11).

### B 747 - Startgewicht 372 t (Tab. 11)

Leergewicht Boeing 747	175 t	47 %	
Nutzlast 422 Passagiere mit Gepäck und 2.8 t Fracht	45 t	12 %	
Treibstoff für eine Flugstrecke von 10000 km	152 t	41 %	
<b>Startgewicht</b>	<b>372 t</b>	<b>100 %</b>	

Um eine B 747 mit einem Startgewicht von 372 t in die Luft zu bringen, wird oft die maximale Vortriebskraft benötigt, die moderne Düsentriebwerke für eine begrenzte Zeit entwickeln können, um das Flugzeug aus dem Stand bis zur Abhebegeschwindigkeit zu beschleunigen. Weil aber die Leistungsdaten der Luftfahrzeuge vom Hersteller für ICAO-Standardbedingungen - Luftdruck/Lufttemperatur in NN 1013.25 hPa/15°C - definiert werden, ist so ein Langstreckenflug mit einem Abfluggewicht von 372 t nicht immer bei allen Wetterbedingungen durchführbar.

Bei einem Start an einem heißen Sommertag zum Beispiel mit Temperaturen um 30 °C, der auf einem hochgelegenen Flughafen mit einer kurzen Rollbahn um die Mittagszeit stattfinden soll, ergäben sich dann für eine Fluggesellschaft nur zwei sehr unwirtschaftliche Maßnahmen. Eine teure Zwischenlandung wäre einzuplanen, um nach zu tanken, oder die Nutzlast müsste reduziert werden, um mehr Treibstoff mitzuführen.

Die meteorologischen Faktoren (s. auch Tab. 10), die das Startgewicht eines Luftfahrzeuges essentiell bestimmen, sind die Lufttemperatur, der Bodenwind, der Luftdruck und auch der Runwayzustand.

### 2.1.2.1 Lufttemperatur

Luftdichte und Auftrieb sind eine unmittelbare Funktion der Lufttemperatur, so dass höhere Temperaturen verminderte Flugleistungen zur Folge haben. Das gilt sowohl für die aerodynamischen Eigenschaften als auch für die Triebwerksleistung. Maßgebend ist dabei die Temperatur über der Startbahn, die über Hartbelagbahnen erheblich - bis zu 10 °C - über den Werten der Messstelle des Wetterdienstes liegen kann.

**Maximales Startgewicht und Lufttemperatur (Tab. 12)**

Temperaturänderung um 1 °C von	Abnahme des maximalen Startgewichts um
10 auf 11 °C	500 kg
20 auf 21 °C	500 kg
30 auf 31 °C	2000 kg
40 auf 41 °C	2500 kg

Die Tabelle 12 zeigt den Einfluss der Temperatur auf das maximale Startgewicht der B 747. Bei einem Temperaturanstieg von 20 auf 21 °C ist das maximale Startgewicht um 500 kg und bei einer Zunahme von 40 auf 41 °C um 2500 kg zu vermindern.

Im Vergleich zum Gesamtgewicht des Flugzeuges erscheint eine Reduktion des Takeoff-Gewichts um 500 kg zwar recht unbedeutend, aber diese Menge entspricht etwa dem Gewicht eines Passagiers und des Treibstoffvorrats, der benötigt wird, um ihn und sein Gepäck ca. 9000 km weit zu transportieren.

### 2.1.2.2 Bodenwind

Gegenwind erhöht die Relativgeschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber der anströmenden Luft und Rückenwind vermindert sie, so dass im Vergleich zu windstillen Startverhältnissen der Auftrieb größer bzw. geringer ist.

Vorteilhafte Gegenwindkomponenten werden aus Sicherheitsgründen nur zu 50 %, ungünstige Rückenwindanteile dagegen zu 150 % bei der Startplanung berücksichtigt.

Die Tabelle 13 zeigt, dass ein vorhergesagter Gegenwind von 10 kn - bei einer Lufttemperatur von 15 °C - ein um 5.2 t höheres maximales Startgewicht als bei Windstille ermöglicht. Andererseits bedeutet ein Rückenwind von 10 kn eine Verminderung des Startgewichts um 9.0 t.

**Maximales Startgewicht und Bodenwind (Tab. 13)**

Startbahnparallele Windkomponente	Maximales Startgewicht	<i>Ein vorhergesagter Gegenwind von 10 kn - bei einer Lufttemperatur von 15 °C - ermöglicht ein um 5.2 t höheres maximales Startgewicht als bei Windstille. Andererseits bedeutet ein Rückenwind von 10 kn eine Verminderung des Startgewichts um 9.0 t.</i>
Windstille	350 t	
10 kn Gegenwind	350 + 5.2 t	
10 kn Rückenwind	350 - 9.0 t	

Windschwache und heiße Sommertage können deshalb besonders auf hochgelegenen Flugplätzen (s. 2.1.2.4) zu markanten Einschränkungen des Takeoff-Gewichts führen.

**2.1.2.3 Luftdruck**

Die Flugleistungsdaten eines Luftfahrzeuges sind grundsätzlich für Standardverhältnisse konzipiert, also für einen Luftdruckwert in NN von 1013.25 hPa.

Liegt der Flugplatz höher als das Meeresniveau (Pressure Altitude PA > 0), so nimmt aufgrund des geringeren Luftdruckes die Schubkraft und aerodynamische Leistung ab.

Die Tabelle 14 gibt die maximalen Startgewichte in Abhängigkeit von der Höhe des Flugplatzes und seiner mittleren jährlichen Höchsttemperatur für Mexico City und Amsterdam an.

Setzt man für die Flugplatzhöhen von Amsterdam und Mexico City Luftdruckwerte nach der ICAO-Standardatmosphäre an, so ergibt sich ein Druckunterschied von etwa 233 hPa (1013 - 780 hPa). Das gegenüber Amsterdam um knapp 80 t verminderte maximale Startgewicht einer B 747 in Mexico City ist überwiegend eine Folge dieses Luftdruckunterschiedes.

**Maximales Startgewicht und Luftdruck in Flugplatzhöhe (Tab. 14)**

Flugplatz und -höhe	Runwaylänge	Mittleres jährliches Temperaturmaximum	Maximales Startgewicht
Mexico City, 2238 m ü. NN	3120 m	22.2 °C	282500 kg
Amsterdam, -4 m ü. NN	3200 m	12.6 °C	360400 kg

*Setzt man für die Flugplatzhöhen von Amsterdam und Mexico City Luftdruckwerte nach der ICAO-Standardatmosphäre an, so ergibt sich ein Druckunterschied von etwa 233 hPa (1013 - 780 hPa). Das gegenüber Amsterdam um knapp 80 t verminderte maximale Startgewicht einer B 747 in Mexico City ist überwiegend eine Folge dieses Luftdruckunterschiedes.*

### 2.1.2.4 Density Altitude (Dichtehöhe)

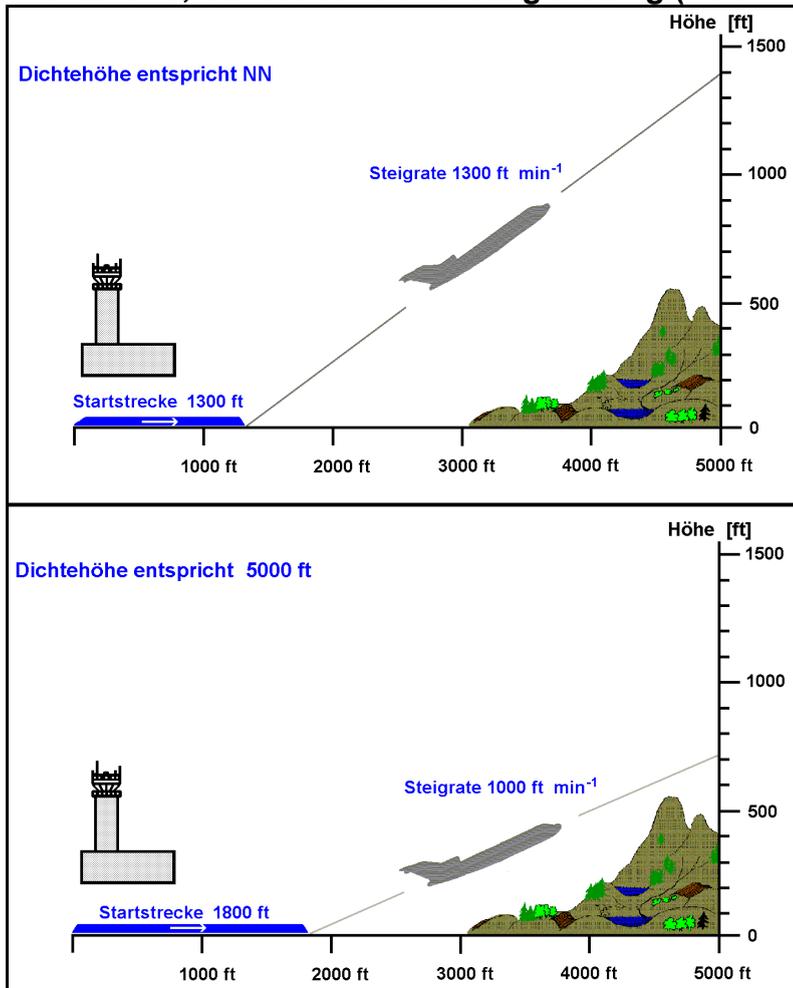
Als Density Altitude (DA) oder Dichtehöhe wird die Höhe in der ICAO-Standardatmosphäre bezeichnet, die der in Flughöhe herrschenden Luftdichte entspricht. Die Dichtehöhe DA bestimmt die Leistung eines Flugzeuges. Auftrieb, Luftwiderstand, Wirkungsgrad der Triebwerke und Steigleistung sind von der Dichtehöhe DA abhängig.

#### Dichtehöhe DA (Form. 13)

$$DA = \frac{PA}{\sqrt{\frac{\rho_h}{\rho_o}}}$$

- DA : Dichtehöhe (Density Altitude) [ft ü. NN]
- PA : Druckhöhe (Pressure Altitude) [ft ü. NN]
- $\rho_h$  : Luftdichte in Flughöhe [ $\text{kg m}^{-3}$ ]
- $\rho_o$  : Luftdichte in NN [ $\text{kg m}^{-3}$ ];  $\rho_o = 1.225 \text{ kg m}^{-3}$  in NN

#### Dichtehöhe, Startstrecke und Steigleistung (Abb. 14)



Bei einer Dichtehöhe von 5000 ft, die etwa einem Luftdruck von 850 hPa entspricht, benötigt ein startendes Flugzeug eine wesentlich längere Rollstrecke und sein Steigvermögen nach dem Abheben ist erheblich geringer, als es in Meereshöhe bei einem Luftdruck von 1013 hPa der Fall ist.

Bei einer Dichtehöhe von 5000 ft, die etwa einem Luftdruck von 850 hPa entspricht, benötigt ein startendes Flugzeug eine wesentlich längere Rollstrecke und sein Steigvermögen nach dem Abheben ist erheblich geringer, als es in Meereshöhe der Fall ist.

**Dichtehöhe und Leistung eines Flugzeuges (Tab. 15)**

<b>Auftrieb</b>	Bei gleicher Triebwerksleistung benötigt ein Flugzeug bei einer kleineren Dichtehöhe eine geringere Startrollstrecke als bei höheren Werten. Während des Steigfluges sinkt der Auftrieb mit zunehmender Dichtehöhe.
<b>Triebwerksleistung</b>	Mit abnehmender Dichtehöhe nimmt die Triebwerksleistung zu und umgekehrt.
<b>Steigleistung</b>	Mit zunehmender Dichtehöhe nimmt die Steigleistung ab und umgekehrt.

Die Abweichung der Dichtehöhe DA von der Pressure altitude PA beträgt etwa 120 ft pro Grad Celsius und lässt sich mit der nachstehenden Faustformel berechnen.

**Näherungsgleichung zur Berechnung der Density Altitude (Form. 14)**

$$DA \approx PA + (120 \cdot \Delta t)$$

$$\Delta t = t_{oat} - t_{isa}$$

$$t_{isa} \approx -2 \frac{h_{FL}}{10} + 15$$

- DA : Density Altitude [ft]
- PA : Pressure Altitude [ft]
- t<sub>oat</sub> : Lufttemperatur (Outside Air Temperature) [°C]
- t<sub>isa</sub> : Temperatur nach ISA in Flughöhe h<sub>FL</sub> [°C]
- h<sub>FL</sub> : Höhe (Flight level)

**2.1.2.5 Runwayzustand**

Auch wasserbedeckte Startbahnen und besonders winterliche Wetterbedingungen mit Eis und Schnee können aufgrund des erhöhten Rollwiderstandes, der Aquaplaning- und Glättegefahr sowie der geringeren Bremswirkung das Startgewicht erheblich herabsetzen. Wie die Tabelle 15 zeigt, vermindern 10 mm Schneematsch oder stehendes Wasser auf der Startbahn das zulässige Takeoff-Gewicht um 25 t und 5 cm trockener Schnee sogar um 40 t. Ist auch noch Seitenwind vorhanden, können Start und Landung kritisch werden.

**Maximales Startgewicht und Runwayzustand (Tab. 16)**

Höhe und Art der Ablagerung auf der Runway	Maximales Startgewicht
trocken	350 t
10 cm Schneematsch oder stehendes Wasser	350 - 25 t
5 cm trockener Schnee	350 - 40 t

*10 mm Schneematsch oder stehendes Wasser auf der Startbahn vermindern das zulässige Takeoff-Gewicht um 25 t und 5 cm trockener Schnee sogar um 40 t.*

Beim Rollen kann hochgeschleuderter Schneematsch, Schnee oder Eis Schäden an den Ansaugschächten der Triebwerke, Fahrwerksbuchten und -mechanismen, Klappen- und Ruderspalten verursachen.

Ablagerungen von Schnee, Reif oder Eis auf dem Luftfahrzeug müssen vor dem Start entfernt werden, weil bereits ein dünner Reifbelag die aerodynamischen Eigenschaften eines Flugzeuges entscheidend verschlechtern kann (s. Vereisung).

## 2.2 Flugdurchführung

Welchen essentiellen Einfluss die Meteorologie auf die einzelnen Flugphasen - Start, -flugweg, Steig-, Reise-, Sinkflug und Landung - eines zivilen Langstreckenfluges hat, wird nun am Beispiel eines simulierten Langstreckenfluges mit den Flugphasen einer Boeing 747 mit einem Startgewicht von ca. 350 t näher erläutert.

### 2.2.1 Flugphase Start

#### 2.2.1.1 Start der B 747

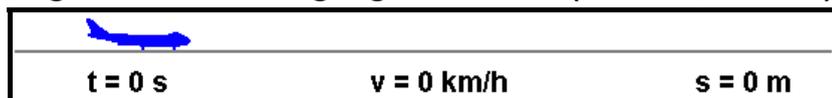
Nachdem die Startvorbereitungen für die Boeing 747 abgeschlossen sind - Besatzung, Passagiere, Gepäck und Fracht befinden sich an Bord - wird die Maschine von der Fingerrampe des Terminals abgekoppelt und rollt über das Vorfeld und die Rollwege (Taxiways) des Flughafens zur Startposition auf der Landebahn. Für diese Wegstrecke von der Abfertigungshalle zur Startbahn wurden etwa 800 kg Kerosin verbrannt.

Nach der Startfreigabe durch den Tower werden die vier Triebwerke des Jumbos auf ihre maximale Leistungsfähigkeit hochgefahren und die Bremsen gelöst. Dieser Startvorgang wird nun in einzelnen Abschnitten an Hand von fünf schematischen Abbildungen näher erläutert.

##### 2.2.1.1.1 Beginn des Starts

Nach erteilter Startfreigabe, dem Lösen der Bremsen und der Überwindung des Rollwiderstandes setzt sich die B 747 mit der maximalen Schubkraft ihrer vier Triebwerke von ca. 905 kN mit einer Beschleunigung von ca. 2.5 m s<sup>-2</sup> in Bewegung (s. Abb. 15, Tab. 17).

**Beginn des Startvorgangs der B 747 (Abb. 15, Tab. 17)**



t : Vergangene Zeit ab Startbeginn  
 v : Rollgeschwindigkeit  
 s : Zurückgelegte Rollstrecke

<b>Auftrieb</b>	0 %	vom Startgewicht ≈ 350 t
<b>Beschleunigung</b>	93 %	
<b>Rollwiderstand</b>	7 %	vom zur Verfügung stehenden Schub ≈ 905 kN
<b>Luftwiderstand</b>	0 %	

Mit zunehmender Rollgeschwindigkeit gewinnt die B 747 an Auftrieb, so dass der langsam abnehmende Druck auf das Fahrwerk einen geringer werdenden Rollwiderstand zur Folge hat. Allerdings beginnt mit einsetzendem Auftrieb auch der Luftwiderstand wirksam zu werden (s. 1.1.2.1). Weiterhin nimmt auch der Nettoschub der vier Triebwerke, wie bereits in 1.1.3 angesprochen, mit steigender Rollgeschwindigkeit ab. Deswegen vermindert sich während der Startphase der B 747 laufend der Anteil der Schubkraft, der für die weitere Beschleunigung während des Startvorgangs zur Verfügung steht.

### 2.2.1.1.2 15 Sekunden nach dem Start

Nach 15 Sekunden und einer Startstrecke von 260 m beträgt die Rollgeschwindigkeit bereits 122 km/h, der Auftrieb 4 % des Gesamtgewichts und der Luftwiderstand 2 % des Schubs.

#### Ca. 15 Sekunden nach dem Start (Abb. 16, Tab. 18)


<b>t = 15 s</b> <b>v = 122 km/h</b> <b>s = 260 m</b>

t : Vergangene Zeit ab Startbeginn  
v : Rollgeschwindigkeit  
s : Zurückgelegte Rollstrecke

<b>Auftrieb</b>	4 %	vom Startgewicht ≈ 350 t
<b>Beschleunigung</b>	91 %	
<b>Rollwiderstand</b>	7 %	vom zur Verfügung stehenden Schub ≈ 826 kN
<b>Luftwiderstand</b>	2 %	

### 2.2.1.1.3 30 Sekunden nach dem Start

Nach weiteren 15 Sekunden und einer Rollstrecke von 1000 m hat die Maschine eine Rollgeschwindigkeit von 230 km/h, einen Auftrieb von 13 % und einen Luftwiderstand von 9 %.

#### Ca. 30 Sekunden nach dem Start (Abb. 17, Tab. 19)


<b>t = 30 s</b> <b>v = 230 km/h</b> <b>s = 1000 m</b>

t : Vergangene Zeit ab Startbeginn  
v : Rollgeschwindigkeit  
s : Zurückgelegte Rollstrecke

<b>Auftrieb</b>	13 %	vom Startgewicht ≈ 350 t
<b>Beschleunigung</b>	84 %	
<b>Rollwiderstand</b>	7 %	vom zur Verfügung stehenden Schub ≈ 768 kN
<b>Luftwiderstand</b>	9 %	

### 2.2.1.1.4 Takeoff Decision Speed ( $v_1$ )

Nach weiteren 10 Sekunden und einer zusätzlichen Rollstrecke von 700 m zeigt der Geschwindigkeitsmesser 293 km/h an.

#### Takeoff Decision Speed, ca. 40 Sekunden nach dem Start (Abb. 18, Tab. 20)

<b>t = 40 s</b>	<b>v = 293 km/h</b>	<b>s = 1700 m</b>
-----------------	---------------------	-------------------

t : Vergangene Zeit ab Startbeginn  
 v : Rollgeschwindigkeit  
 s : Zurückgelegte Rollstrecke

<b>Auftrieb</b>	21 %	vom Startgewicht $\approx$ 350 t
<b>Beschleunigung</b>	77 %	
<b>Rollwiderstand</b>	7 %	vom zur Verfügung stehenden Schub $\approx$ 737 kN
<b>Luftwiderstand</b>	16 %	

Die nun erreichte Rollgeschwindigkeit von 293 km/h wurde vor dem Start bestimmt (s. 2.1.2), stellt für die B 747 mit einem Abfluggewicht von 350 Tonnen einen kritischen Wert dar und wird als die Startabbruchgeschwindigkeit  $v_1$  oder Takeoff Decision Speed bezeichnet.

Bis zu diesem Moment an ist der Pilot in der Lage, das Flugzeug z.B. bei einem Triebwerkschaden noch auf der Rollbahn zum Stehen zu bringen. Nach dem Überschreiten von  $v_1$  hingegen muss der Start auch nach dem Ausfall eines Triebwerks mit den übrigen Aggregaten fortgesetzt werden, weil der restliche Anteil der Rollbahn nicht mehr die erforderliche Länge für ein sicheres Abbremsmanöver aufweist.

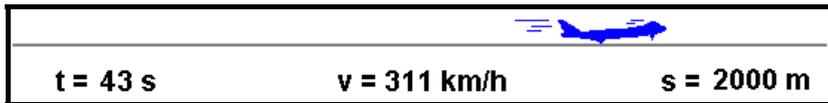
### 2.2.1.1.5 Rotation Speed ( $v_R$ )

Etwa drei Sekunden nach der Startabbruchgeschwindigkeit  $v_1$ , also ca. 43 Sekunden nach dem Start, wird eine weitere kritische Rollgeschwindigkeit erreicht.

Bis zu diesem Zeitpunkt wurden bereits 2000 m der Runway zur Beschleunigung genutzt und die B 747 hat nun eine Rollgeschwindigkeit von 311 km/h. Der Auftrieb allerdings beträgt erst 24 % des Startgewichts und ist damit viel zu gering, um die B 747 von der Rollbahn abzuheben. Außerdem müssen bereits 24 % der zur Verfügung stehenden Schubkraft aufgewendet werden, um den Roll- und Luftwiderstand zu kompensieren.

Die Rollstrecke nun noch weiter zu verlängern, um über eine höhere Rollgeschwindigkeit den Auftrieb zu steigern, ist nun aus den nachfolgenden Gründen nicht mehr sinnvoll.

**Rotation Speed, ca. 43 Sekunden nach dem Start (Abb. 19, Tab. 21)**



t : Vergangene Zeit ab Startbeginn  
 v : Rollgeschwindigkeit  
 s : Zurückgelegte Rollstrecke

<b>Auftrieb</b>	24 %	vom Startgewicht $\approx$ 350 t
<b>Beschleunigung</b>	76 %	
<b>Rollwiderstand</b>	6 %	vom zur Verfügung stehenden Schub $\approx$ 731 kN
<b>Luftwiderstand</b>	18 %	

Erstens erhöht sich der Auftrieb auch bei einem weiteren Geschwindigkeitszuwachs nicht mehr wesentlich, zweitens wird nach weiteren 5 Sekunden der Beschleunigung die kritische Reifengeschwindigkeit und, falls die Reifen halten, nach erneuten 2 Sekunden des Rollens das Ende der Runway erreicht.

Glücklicherweise ist der Pilot jedoch in der Lage, die dynamischen Kräfteverhältnisse am Flugzeug durch das Anheben der Flugzeugnase entscheidend zu verändern, so dass aufgrund des größeren Anströmwinkels der Luft (s. 1.1.1.2.1) der Auftrieb markant anwächst.

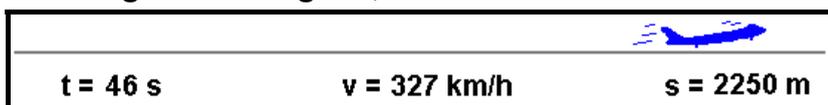
Diese Geschwindigkeit, bei der die Maschine zum Abheben eingestellt wird, heißt Rotation Speed  $v_R$ .

**2.2.1.1.6 Abhebegeschwindigkeit ( $v_{LOF}$ )**

Ein Anstellwinkel von etwa  $10^\circ$ , verbunden mit einer Geschwindigkeit von 327 km/h führt etwa 46 Sekunden nach dem Start zu einem Auftrieb von 96 % und die zum Abheben notwendigen restlichen 4 % liefert die jetzt schräg nach oben gerichtete Schubkraft der Triebwerke.

Damit besitzt die B 747 ca. drei Sekunden nach der Anzeige der  $v_R$  die zum Abheben notwendige Geschwindigkeit  $v_{LOF}$  (Liftoff Speed) und löst sich von der Rollbahn.

**Abhebegeschwindigkeit, ca. 46 Sekunden nach dem Start (Abb. 20, Tab. 22)**



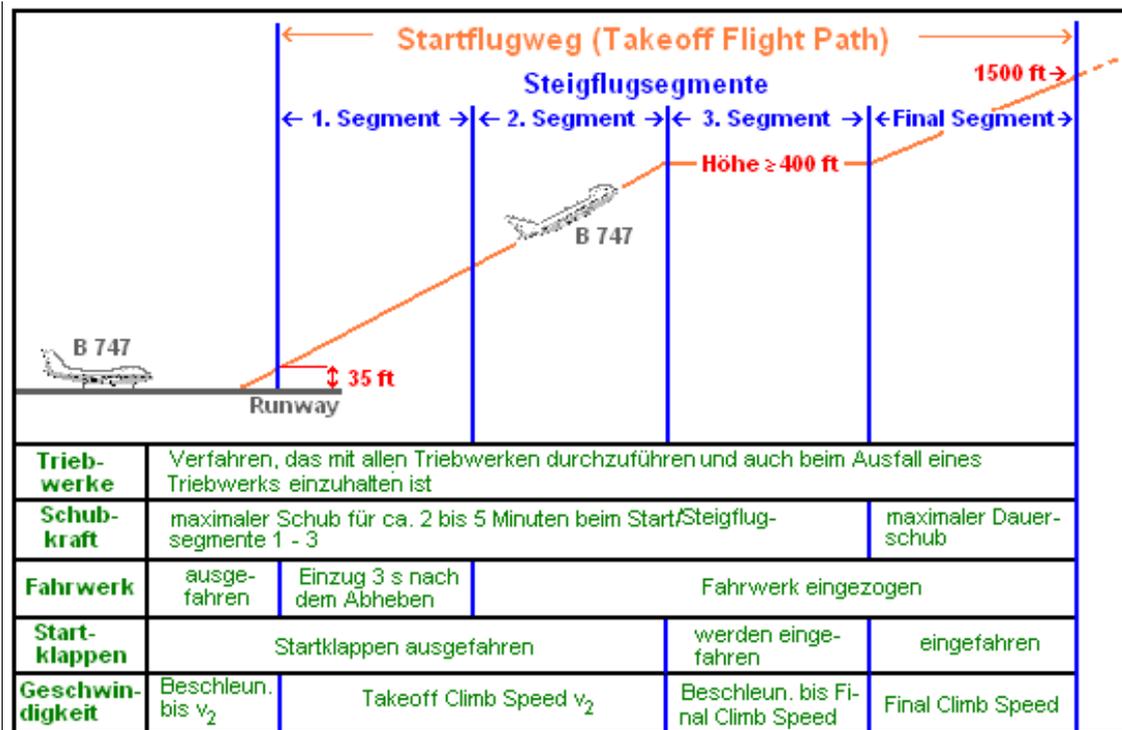
t : Vergangene Zeit ab Startbeginn  
 v : Rollgeschwindigkeit  
 s : Zurückgelegte Rollstrecke

<b>Auftrieb</b>	96 %	vom Startgewicht $\approx$ 350 t
<b>Beschleunigung</b>	54 %	
<b>Rollwiderstand</b>	0 %	vom zur Verfügung stehenden Schub $\approx$ 724 kN
<b>Luftwiderstand</b>	43 %	

## 2.2.1.2 Startflugweg (Takeoff Flight Path)

Etwa vier Sekunden nach dem Abheben hat die B 747 genügend Geschwindigkeit für den in der Flugvorbereitung berechneten Startflugweges gewonnen (s. Abb 21), der sich in 4 Segmente gliedert.

### Abschnitte des Startflugweges (Abb. 21)



- 1. Segment** : Steigflugabschnitt, der vom Beginn des Abhebens bzw. ab der Runway-Höhe 35 ft bis zu dem Punkt reicht, an dem das Fahrwerk eingefahren wird. Die Start-Steiggeschwindigkeit oder Takeoff Climb Speed  $v_2$  ist die Geschwindigkeit bei Jets, die in einer Höhe von 35 ft über der Startbahnebene erreicht sein muss und auch im Fall eines Triebwerkausfalls für den gesamten Steigflug mit Takeoff-Startklappen einzuhalten ist.
- 2. Segment** : Steigflugabschnitt, der an dem Ort beginnt, an dem das Fahrwerk voll eingezogen ist und bis zu der Stelle reicht, an dem die Startklappen wieder eingefahren werden.
- 3. Segment** : Steigflugabschnitt, der an dem Ort beginnt, an dem mit dem Rücksetzen der Startklappen angefangen wird und an der Stelle endet, an der die Enroute Configuration - Klappen eingefahren, Final Climb Speed erreicht - realisiert ist.
- Final Segment** : Steigflugabschnitt, der an dem Ort beginnt, an dem die Enroute Configuration vorliegt und an der Stelle endet, an der eine Flughöhe von 1500 ft erreicht ist. Dieses Segment entfällt, wenn am Ende des 3. Abschnitts die Flughöhe bereits größer als 1500 ft agl ist.

Das Einziehen des Fahrwerks etwa 3 Sekunden nach dem Abheben (s. Abb. 21, 1. Segment) bewirkt eine Reduktion des Luftwiderstand um ca. 14 %, so dass der zur Verfügung stehende maximale Schub nun überwiegend zum Höhengewinn genutzt werden kann. Seit dem Lösen der Bremsen ist jetzt etwa 1 Minute vergangen und die Maschine hat eine Geschwindigkeit von ca. 348 km/h (188 kn) sowie eine Höhe von 400 ft erreicht (s. Abb. 21, 3. Segment).

Nun beginnt das Zurücksetzen der Startklappen und Vorflügel, und die Triebwerke werden anschließend von maximaler Leistung, die für die Beschleunigung nach der Startfreigabe auf die Start-Steiggeschwindigkeit oder Takeoff Climb Speed  $v_2$  benötigt wurde, auf die maximale Dauer-Schubkraft zurückgefahren.

Triebwerksschub und Auftrieb nehmen beide mit wachsender Temperatur ab. Kräftige Inversionen in Bodennähe können deshalb die Steigleistung während des Startfluges markant reduzieren, was auf Flugplätzen in gebirgigen Gegenden oder mit höheren Hindernissen im Abflugbereich gefährlich werden kann, sofern keine Warnungen vom Wetterdienst vorliegen.

## 2.2.2 Flugphase Steigflug bis zur Reiseflughöhe

Während des Steigfluges bis zur Reiseflughöhe werden die Jetturbinen etwa 12000 kg Sprit bzw. 9 % der gesamten Treibstoffmenge konsumieren.

Diese Flugphase ist damit sehr kostenintensiv, weil genügend Schubkraft zur Verfügung stehen muss, um das Flugzeug in der Luft zu halten, den Luftwiderstand auszugleichen und gegen die Schwerkraft bis zur geplanten und von der Flugsicherung genehmigten Reiseflughöhe zu steigen.

Weil die Luftdichte als Funktion der Lufttemperatur und des Luftdruckes den Auftrieb und die Triebwerksleistung dominiert (s. 2.1.2.4) und der Wind die Relativgeschwindigkeit der anströmenden Luft und damit ebenfalls den Auftrieb beeinflusst, sind Lufttemperatur und Wind damit die bestimmenden Wetterelemente für den Steigflug.

Um diese kostenintensive Flugphase so ökonomisch wie möglich durchzuführen, wird deshalb bereits bei der Flugplanung die Schubkrafteinstellung und der Steigflugwinkel für die Standarddruckflächen mit Hilfe der vorhergesagten Winde und Lufttemperaturen für den wirtschaftlichsten Steigflug berechnet.

### 2.2.3 Flugphase Reiseflug

Im unbeschleunigten Horizontalflug herrscht ein Gleichgewicht zwischen Schub- und Widerstandskraft sowie Auftriebs- und Gewichtskraft (s. 1.).

Während des Reisefluges bzw. bei Flügen mit dem gleichen Flugzeug zu unterschiedlichen Zielflughäfen muss das Kräftegleichgewicht laufend den neuen Verhältnissen angepasst werden, weil die Größen Flughöhe und -gewicht variabel sind.

Das abnehmende Fluggewicht infolge des Treibstoffverbrauchs führt zu einem Auftriebsgewinn, der durch folgende Maßnahmen kompensiert werden kann und den Luftwiderstand und Treibstoffverbrauch vermindern:

- die Fluggeschwindigkeit wird durch Drosselung der Schubkraft reduziert;
- der positive Anstellwinkel wird durch das Senken der Flugzeugnase verkleinert;
- eine größere Flughöhe und damit geringere Luftdichte wird gewählt, sofern die Flugsicherung dazu eine Flugverkehrsfreigabe erteilt.

Langstreckenflugzeuge wie die B 747 fliegen in Höhen um die 12000 m am Wirtschaftlichsten. Die vor dem Flug berechnete optimale Flughöhe und -reisegeschwindigkeit kann aber häufig zu Beginn eines Langstreckenfluges wegen des noch relativ hohen Fluggewichts mit normaler Reise-Triebwerksleistung nicht eingehalten werden. Es ist deshalb üblich, anfänglich in etwas geringerer Höhe so viel Treibstoff abzufliegen, dass dann nach einem Zwischensteigflug (Stepclimb) in der geplanten günstigsten Flughöhe mit der optimalen Reisefluggeschwindigkeit operiert werden kann. Vor diesem Stepclimb ist die B 747 oft auch noch zu schwer, um annähernd waagrecht fliegen zu können, so dass der Pilot, um genügend Auftrieb zu erhalten, einen positiven Anstellwinkel von etwa  $3^\circ$  einhalten muss. Weil der Luftwiderstand die erforderliche Schubkraft und den Treibstoffverbrauch bestimmt, ist dieser in der nicht optimalen Flughöhe und bei einem Anstellwinkel von etwa  $3^\circ$  noch relativ hoch und beträgt ca. 237 kg pro Minute ( $\approx 14 \text{ t h}^{-1}$ ). Dieser Wert erscheint bei oberflächlicher Betrachtung sehr groß, aber in Passagier-Kilometer umgerechnet entspricht das der Benzinmenge, die ein PKW für den Transport von zwei Personen benötigt.

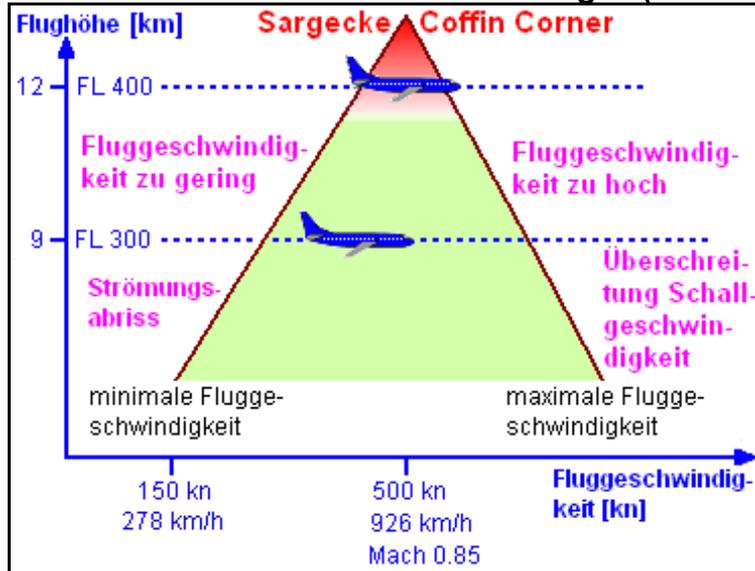
Wird eine größere Flughöhe gewählt, muss der Auftriebsverlust infolge der geringeren Luftdichte durch eine höhere Fluggeschwindigkeit kompensiert werden.

Die maximale Fluggeschwindigkeit in Reiseflughöhe beträgt ca. Mach 0.7 bis 0.9 ( $756 \text{ km h}^{-1}$  (408 kn) bzw.  $971 \text{ km h}^{-1}$  (524 kn) bei einer Lufttemperatur von  $-50^\circ \text{C}$ ).

Höhere Fluggeschwindigkeiten als Mach 0.9 würden die Aerodynamik der Tragflächen überfordern, weil die das Flügelprofil überstreichende Luftströmung im Schallgeschwindigkeitsbereich läge.

Die geringe Luftdichte in großer Flughöhe führt zusätzlich zu einer hohen Stall Speed, so dass der Grenzbereich zwischen minimaler und maximaler Fluggeschwindigkeit klein ist (Abb. 22).

**Gewicht einer B 747 während des Fluges (Abb. 22)**



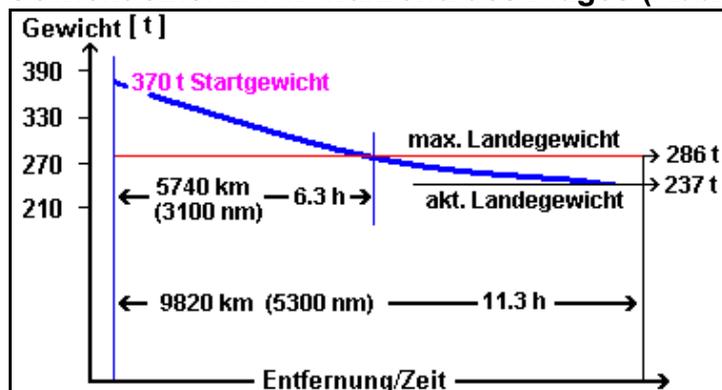
Mit zunehmender Flughöhe und damit abnehmender Luftdichte steigt die minimale Fluggeschwindigkeit (Stall Speed, linke Gerade) und die Schallgeschwindigkeit wird mit sinkender Lufttemperatur geringer.

Temperatur	Schallgeschwindigkeit		
	m/s	km/h	kn
-55 °C	296	1067	576
-45 °C	303	1091	589
-25 °C	316	1138	615
-5 °C	329	1183	639

Der als Ecke wirkende Treffpunkt der beiden Geraden - minimale (Stallspeed) und maximale Fluggeschwindigkeit (knapp unter Mach 1) - wird als Sargecke oder Coffin Corner bezeichnet, weil hier minimale und maximale Fluggeschwindigkeit gleich groß sind. Auch im roten Bereich darunter sollte nicht geflogen werden, weil die Geschwindigkeitsunterschiede zwischen minimaler und maximaler Speed zu gering sind.

Hat die B 747 ca. die Hälfte ihrer Flugstrecke zurückgelegt, so erlaubt ihr geringeres Gewicht aufgrund des verbrannten Treibstoffs die Auswahl einer höheren Flugfläche, was einen geringeren Kraftstoffverbrauch zur Folge hat. Auch der relativ große positive Anstellwinkel von 3° kann nun allmählich verringert werden, so dass dadurch der Luftwiderstand abnimmt und der Schub bei gleichbleibender Reisegeschwindigkeit weiter vermindert werden kann. Der Spritverbrauch gegen Ende der Reiseflugphase ist deshalb um etwa 30 % geringer ( $\approx 10 \text{ t h}^{-1}$ ) als am Anfang.

**Gewicht einer B 747 während des Fluges (Abb. 23)**



In Abhängigkeit von der strukturellen Stärke der Flugzeugzelle beträgt die Obergrenze des Landegewichts für eine B 747 etwa 286 t. Bei einem Startgewicht von 370 t weist eine B 747 erst nach etwa 6 Stunden Reiseflug das erforderliche Landelimit auf.

Eine Landung auf einem Flugplatz entlang der Flugroute ist während des ersten Abschnitts des Reiseflugs ohne entsprechende Notfallmaßnahmen nicht möglich, da das Flugzeug, um sicher aufsetzen zu können, zu schwer ist. In Abhängigkeit von der strukturellen Stärke der Flugzeugzelle beträgt die Obergrenze des Landegewichts für eine B 747 etwa 286 t. Bei einem Startgewicht von 370 t weist diese Flugzeug erst nach über 6 Stunden Reiseflug das erforderliche Landelimit auf (s. Abb. 24).

Der Wind in Flughöhe bestimmt über die True Airspeed (TAS) die Geschwindigkeit der B 747 über Grund und damit Flugdauer und Reichweite. Bei gleicher Windrichtung und geschwindigkeit ist eine höhere Flugfläche wirtschaftlicher zu befliegen als eine niedrigere. Das Flugzeuggewicht jedoch schränkt die Auswahl der Flughöhe ein. Rückenwinde erlauben deshalb eine höhere Nutzlast (weniger Treibstoff) bzw. eine größere Reichweite, Gegenwinde haben den umgekehrten Effekt. Bei der Reiseflugplanung jedoch werden vorteilhafte Rückenwinde nur zu 50 %, ungünstige Gegenwinde dagegen aber zu 150 % berücksichtigt.

Die Lufttemperatur in Flughöhe beeinflusst über die Luftdichte die Triebwerksleistung und den Auftrieb und damit den Treibstoffverbrauch. Tiefere Temperaturen in derselben Reiseflughöhe bei gleichem Fluggewicht bedeuten einen günstigeren Wirkungsgrad der Triebwerke und einen stärkeren Auftrieb, so dass der Treibstoffverbrauch niedriger ausfällt, als es bei höheren Temperaturen der Fall ist.

Während des Reiseflugs überwacht die Cockpitbesatzung Wind, Temperatur und Wetter der Flugplätze entlang ihrer Flugroute. Diese Informationen dienen vor allen Dingen einer sicheren und wirtschaftlichen Flugdurchführung.

Der allgemeine Glaube, das Passagierjets über dem Wetter fliegen, trifft vor allem nicht für tropische Breiten zu, in denen hochreichende Cumulonimbuswolken häufig weit über die üblichen Reiseflughöhen hinausragen. Obergrenzen in FL 450 und FL 500 sind keine Seltenheit. Besonders dann, wenn Gewitter in Schichtbewölkung eingelagert sind, sollte die Besatzung zusätzlich zur Flugzeugradaranzeige, um ungünstige Flugsituationen durch Vereisung, Turbulenz und Hagelschlag zu vermeiden, vom Boden her von der Flugverkehrskontrolle unterstützt werden.

Etwa eine Flugstunde vor der geplanten Landung wird der ursprüngliche Flugplan (Treibstoff, Wetter) mit den aktuellen Wettermeldungen und Vorhersagen des Ziel- und der Ausweichflughäfen aktualisiert.

## 2.2.4 Flugphase Sinkflug und Landung

### 2.2.4.1 Sinkflug

Etwa 300 km vom Zielflughafen entfernt und ca. 35 % leichter als beim Start beginnt der Sinkflug. Ein Teil der während des Steigflugs gewonnenen potentiellen Energie kann nun in kinetische Energie umgesetzt werden, so dass der Treibstoff-Konsum der B 747 auf etwa 66 kg pro Minute ( $\approx 4 \text{ t h}^{-1}$ ) zurückgeht. Die gesamte Lageenergie ist nicht nutzbar, weil das Flugzeuggewicht durch den Treibstoffverbrauch geringer als beim Start ist.

### 2.2.4.2 Landung

Der Landeanflug stellt die Flugphase dar, die am stärksten vom Wetter beeinflusst werden kann. Die relativ niedrige Fluggeschwindigkeit - bei einer normalen Landung beträgt sie mit ausgefahrenem Fahrwerk bis 15 m (50 ft) Höhe über der Landebahn das 1.3-fache der Stall Speed ( $v_{\text{REF}}$ : Landing Reference Speed) - und die geringe Höhe über Grund lassen Luftfahrzeuge besonders anfällig auf Windscherungen und Turbulenzen reagieren.

Anflug und Landung unterliegen, wie Start und -flugweg, strengen Sicherheitsbestimmungen. Ähnlich wie beim Start ist auch für die Landung das maximal zulässige Landegewicht MALW (Maximal Allowed Landing Weight) zu bestimmen, das von der Länge der Landebahn und vom Steigvermögen des Flugzeuges für einen kalkulierten Fehlanflug begrenzt wird.

Die Steigleistung hängt einerseits vom für den Anflug/die Landung genau vorgeschriebenen Flugbetriebszustand - Leistung und Anzahl der laufenden Triebwerke, Landeklappen teilweise oder ganz aktiviert, Fahrwerk aus- bzw eingefahren, usw... - ab und wird andererseits von den beiden meteorologischen Faktoren Luftdichte und Wind (s. 2.1.2) bestimmt.

Je geringer die Anflug- bzw. Aufsetzgeschwindigkeit eines Flugzeuges ist, desto kleiner ist auch die erforderliche Landestrecke. Diese stellt die Weglänge dar, die benötigt wird, um ein Flugzeug aus einer Höhe von 15 m (50 ft) auf der Runway aufzusetzen und bis zum Stillstand abzubremesen. Die Grundlage für die Berechnung der erforderlichen Landestrecke bildet die sogenannte Landing Distance required  $LDR_{\text{Basis}}$ , die auf den Werten der ICAO-Standardatmosphäre in Meereshöhe und Windstille beruht. Aus der  $LDR_{\text{Basis}}$  wird dann mit den Korrekturfaktoren - Flugplatzhöhe, vorherrschender Wind, aktueller Landebahnzustand (trocken, nass, stehendes Wasser, mit Schnee oder Schneematsch bedeckt) die tatsächlich erforderliche Landestrecke berechnet.

### 2.2.4.3 Einfluss der Wetterelemente

Eine niedrige Pressure Altitude (PA) bedeutet eine große Luftdichte und damit eine höhere Triebwerksleistung für den Landeanflug. Die deshalb größere Steigleistung erlaubt ein höheres Landegewicht. Weiterhin ist bei einer kleinen PA und konstanter IAS die TAS und Groundspeed geringer, was eine kürzere erforderliche Landestrecke bedeutet.

Weil die Luftdichte temperaturabhängig ist, erhöht sich mit sinkender Lufttemperatur die Triebwerks- und somit auch die Steigleistung. Auch die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeugs verbessern sich dadurch geringfügig, jedoch ist der Einfluss auf die Landing Reference Speed  $v_{REF}$  zu gering.

#### Landegewicht und meteorologische Faktoren (Tab. 23)

Meteorologische Faktoren	Maximal zulässiges Landegewicht (MALW)	
	größer	kleiner
Pressure altitude (PA)	niedrig	hoch
Windkomponente	Gegenwind	Rückenwind
Lufttemperatur	niedrig	hoch
Runwayzustand nass, Matsch, Schnee, stehendes Wasser, Eis	nein	ja
Eisansatz am Flugzeug	nein	ja

Die Tabelle 23 zeigt die meteorologischen Größen, welche die Steigleistung bzw. Landestrecke, und das aus beiden Faktoren resultierende maximal zulässige Landegewicht (MALW) bestimmen.

Gegenwindkomponenten können zu 50 %, Rückenwindanteile müssen zu 150 % bei der Landung berücksichtigt werden und sehr starke und böige Seitenwinde können Landungen undurchführbar gestalten.

#### Landebahnzustand und maximale Seitenwindkomponente (Tab. 24)

Landebahnzustand	maximal zulässige Seitenwindkomponente	
trocken, nass	–	30 kn
stehendes Wasser, Schneematsch, nasser Schnee > 1 mm	– Runway mit Querrillen	10 kn
	– Runway ohne Querrillen	5 kn
Schnee	Bremswirkung : – gut	25 kn
	– mäßig	12 kn
	– schlecht	5 kn

Die Tabelle 24 veranschaulicht den Zusammenhang zwischen dem Runwayzustand und der maximal zulässigen Seitenwindkomponente.

Für Präzisions-Instrumentenanflüge bei Allwetterflugbetrieb nach CAT II- und CAT III gilt zusätzlich, dass die Seitenwindkomponente 10 kn nicht überschreiten darf, weil sonst die Gefahr zu groß ist, dass der Gleitweg nicht eingehalten werden kann.

Werden im Landeanflug Windscherungen und Turbulenzen erwartet, ist die Anfluggeschwindigkeit zu erhöhen, so dass sich die Landestrecke verlängert. Größere Schwankungen des Bodenwindes können auch dazu führen, dass die Maschine später aufsetzt als erwartet.

Ist die Runway mit Matsch, Schnee, Eis oder einer Wasserschicht bedeckt, schreibt der Gesetzgeber einen Zuschlag von 15 % auf die erforderliche Bahnlänge vor.

Wind und Horizontalsicht am Flugplatz bzw. die Runwaysicht sind die wichtigsten Größen, die der Pilot für die Durchführung Landung benötigt, so dass diese Wetterelemente umgehend nach der Messung verbreitet werden sollten. Die Übermittlung dieser Daten sollte deshalb bereits 15 Sekunden nach dem Ende der Beobachtung abgeschlossen sein.

Die Benutzung automatischer Landehilfen (ILS) ermöglicht auch Landungen bei dichtem Nebel (CAT III: RVR < 400 m), so dass die Bereitstellung der Horizontalsichten entlang der Runway, der Taxiways und auf dem Vorfeld während solch einer Wetterlage von ausschlaggebender Bedeutung ist.

Die Geschwindigkeit der B 747 beim Aufsetzen auf der Landebahn beträgt etwa 240 km/h (130 kn) und ihr Gewicht hat sich nun auf 64 % des Startgewichts vermindert.

Nach dem Aufsetzen auf der Landebahn muss das Flugzeug auf die auf den Taxiways übliche Rollgeschwindigkeit abgebremst werden. Die dabei erzeugte Wärmeenergie wird überwiegend von den Bremsen und ihren Leitungen aufgenommen, so dass dem Bremssystem bei Zwischenlandungen, vor allem Dingen bei hohen Lufttemperaturen, genügend Zeit zum Abkühlen zur Verfügung stehen muss.

Der Umkehrschub der Triebwerke, der unterhalb von 111 km/h (60 kn) nicht nutzbar ist, trägt übrigens nur zu einem geringen Teil des Abbremsmanövers bei.

## 2.3 Meteorologische Informationen für die Luftfahrt

Wie bereits angesprochen, ist der heutige moderne, zivile, gewerbliche Luftverkehr kommerziell und damit kundenorientiert aufgebaut, so dass er durch das marktwirtschaftliche Gesetz von Angebot und Nachfrage weitgehend geprägt wird. Die maßgeblichen Faktoren des Lufttransports von Fracht, Post und Passagieren sind deshalb Entfernung, Flugzeit, Kosten, Zuverlässigkeit und Sicherheit. Jede der Flugphasen eines Luftfahrzeuges - Start und Steig-, Reise-, Sinkflug und Landung wird mehr oder minder stark vom Wetter beeinflusst, so dass die Sicherheit gefährdet, die Wirtschaftlichkeit beeinträchtigt und der Passagierkomfort eingeschränkt werden kann.

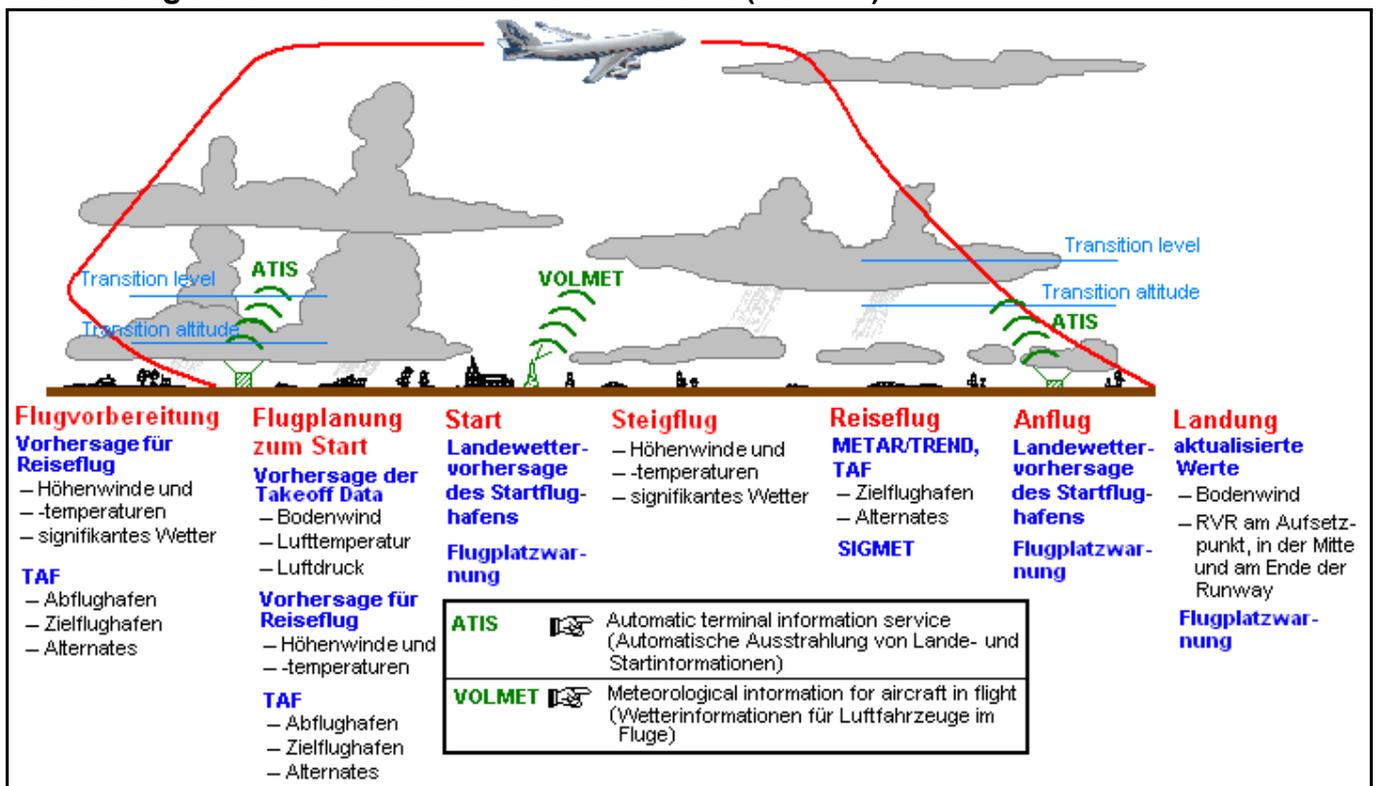
### Arten des Luftfahrverkehrs und Wetter (Tab. 25)

Luftverkehr		Relevante Wetterbedingungen
Arten	typische Merkmale	
Hochfliegende Verkehrs- maschinen, z.B. A340-600, B 747-400)	meist interkontinentaler IFR- Flugverkehr	im Reiseflug relativ unabhängig vom Wetter (Ausnahme hochreichende tropische Konvektion)
	Reiseflughöhen 8 - 13.5 km (FL 270 - FL 450)	für Langstreckenflüge ist die allgemeine Höhen-Zirkulation für die Flugplanung und der Entscheidung von Umleitungen wichtig
	Flugdauer bis 14 h	Vorhersage der Höhenwindfelder in den Reiseflughöhen und Wetterbedingungen an Ziel-/Ausweichflughäfen sind bedeutend
Turboprop- und Propeller- Maschinen	Kurz- und Mittelstrecken-Flug- verkehr, 300 - 3000 km, meist IFR	relevant ist das Wetter der mittleren und hohen Troposphäre (Fronten, Gewitter, Squall Lines, usw.. und ihre Phänomene (Turbulenz, Vereisung, usw..))
	Flughöhe bis ca. 8 km (FL 270)	
	Flugdauer wenige h	
Einmotorige Flugzeuge, Helikopter und Ultra- Leichtflugzeuge	Flugstrecke bis 1000 km, meist VFR	alle Wettergefahren von Bedeutung, relativ hohe Unfallrate durch Wettereinflüsse
	Flughöhe bis 3 km (FL 100)	

Moderne Luftfahrzeuge können zwar leichte bis mäßige Vereisung verkraften, sie reagieren aber ziemlich empfindlich auf Wettererscheinungen wie z.B. schwere Vereisung, starke Turbulenz, starke Windscherungen, Vulkanaschewolken und Gebiete mit verbreitet auftretenden Gewittern. Auch Starkregen kann sich als gefährlich erweisen, weil zu Triebwerksausfällen führen kann. Eine der Hauptaufgaben des Flugwetterdienstes besteht deshalb in der Versorgung der Bedarfsträger der Luftfahrt mit allen meteorologischen Informationen, die für die Sicherheit, Wirtschaftlichkeit, Planung und Durchführung des Luftverkehrs von Bedeutung sind.

Vom Wetterdienst werden Wetterdaten - wie z.B. Wettermeldungen, -vorhersagen und war- nungen, Satelliten- und Radarbilder - bereitgestellt, die den Flugplanern und Piloten vor dem Einsatz des Luftfahrzeuges, unmittelbar vor dem Abflug sowie während des Fluges Hinweise und Informationen über die Wetterbedingungen bei Start- und Landung und auf der Flug- strecke liefern. Die Grafik 25 verdeutlicht dazu als Zusammenfassung, welche meteorologi- schen Informationen für die Planung und Durchführung eines Fluges benötigt werden. Als prak- tische Beispiele dafür werden in der Tabelle 26 eine Flugplatz- (TAF) sowie Landewettervor- hersage, ein SIGMET und eine Flugplatzwarnung in alphanumerischer Form vom 20.08.2009 im Original- und Klartext wiedergegeben. Weiterhin zeigen die Abbildungen 25 bis 30 eine Bo- denwetterkarte, zwei Satellitenbilder, ein Radarbild sowie die Vorhersage des signifikanten Flugwetters ab FL 100 und die Höhenwind-/Temperaturprognose in FL 300 vom gleichen Datum. Die im Text verwendeten Fachbegriffe und Abkürzungen sind im Register (s. 3. Re- gister, Seite 50) aufgeführt.

### Meteorologische Informationen für die Luftfahrt (Abb. 24)



Die Bodenwetterkarte (s. Abb. 25) vom 20.08.2009, 15 UTC zeigt eine von der San Sebastian über Bordeaux, Rouen, Dover, Norwich bis zu einem kleinen Tief nördlich der Shetland-Inseln verlaufende Kaltfront, deren Wolkenfeld (s. Abb. 26, 27, 28) sich von Süd- über Mittelfrankreich, Luxemburg, den Niederlanden und der Nordsee bis in die küstennahen Regionen Norwegens erstreckt.

Auf ihrer Vorderseite verläuft eine Bodenkonvergenz etwa auf der Linie Carcassonne, Luxemburg und Ijsselmeer. Diese Konvergenzlinie ist mit hochreichenden konvektiven Wolken über Nordfrankreich, den Niederlanden und der Nordsee verbunden, die auf dem RGB-Satellitenbild (Abb. 27) als grauweiße Flecken und auf dem IR-Satellitenbild (Abb. 28) mit tiefen Obergrenzen-Temperaturen in Erscheinung treten.

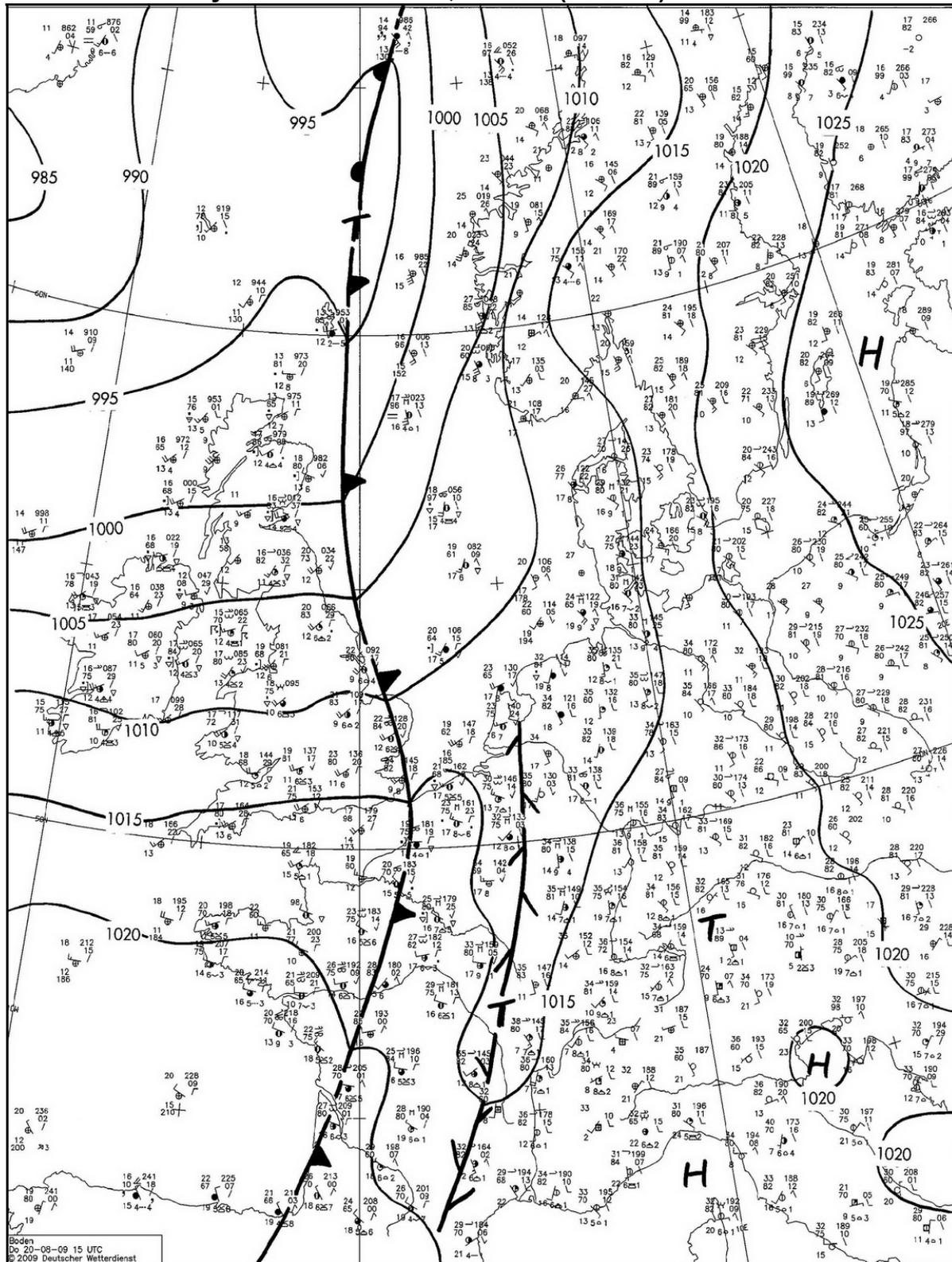
Im TAF Bremen, gültig vom 20.08.2009 12 UTC bis 21.08.2009 12 UTC, soll diese Quellbewölkung ab 14:00 UTC zu Regenschauern und ab 16:00 UTC mit 30 % Eintrittswahrscheinlichkeit zu Gewittern mit Hagel führen. Um 15:50 UTC herrschen in Bremen noch CAVOK-Bedingungen.

### Beispiele von meteorologischen Informationen für die Luftfahrt (Tab. 26)

TAF, METAR, SIGMET und Flugplatzwarnung vom 20.08.2009	
<b>TAF vom Flughafen Bremen (EDDW), ausgegeben am 20. Tag des Monats um 11:00 UTC, gültig vom 20. Tag 12 UTC bis 21. Tag 12 UTC (Gültigkeit 24 Stunden)</b>	TAF EDDW 201100Z 2012/2112 <b>15010KT 9999 FEW045</b> TEMPO <b>2012/2016 16015G25KT</b> TEMPO 2014/2103 <b>SHRA BKN060CB</b> BECMG 2016/2019 <b>17005KT</b> PROB30 TEMPO 2016/2020 <b>20020G45KT 2500 TSGR</b> BECMG 2019/2022 <b>27007KT</b> PROB30 TEMPO 2019/2103 <b>29015G30KT 4000 TSRA</b> TEMPO 2103/2108 <b>BKN010</b> BECMG 2109/2112 <b>28012KT</b> =
	Wind <b>150° mit 10 kn</b> , Sicht $\geq 10$ km, Wolken <b>1/8 - 2/8 in 4500 ft agl</b> , zeitweilig zwischen 20. 12 UTC und 20. 16 UTC <b>Wind 160° mit 15 kn und Böen 25 kn</b> , zeitweilig zwischen 20. 14 UTC und 21. 03 UTC mäßiger Regenschauer, <b>Wolken 5/8 - 7/8 Cb in 6000 ft agl</b> , übergehend zwischen 20. 16 UTC und 20. 19 UTC auf <b>Wind 170° mit 5 kn</b> , mit 30% Wahrscheinlichkeit zeitweilig zwischen 20. 16 UTC und 20. 20 UTC <b>Wind 200° mit 20 kn und Böen 45 kn</b> , Sicht <b>2500 m</b> , <b>Gewitter mit mäßigem Hagel</b> , übergehend zwischen 20. 19 UTC und 20. 22 UTC auf <b>Wind 270° mit 7 kn</b> , mit 30 % Wahrscheinlichkeit zeitweilig zwischen 20. 19 UTC und 21. 03 UTC <b>Wind 290° mit 15 kn und Böen 30 kn</b> , Sicht <b>4000 m</b> , <b>Gewitter mit mäßigem Regen</b> , zeitweilig zwischen 21. 03 UTC und 21. 08 UTC <b>Wolken 5/8 - 7/8 in 1000 ft agl</b> übergehend von 21. 09 UTC bis 21. 12 UTC auf <b>Wind 280° mit 12 kn</b> =
<b>METAR + TREND vom Flughafen Bremen (EDDW), offizielle Beobachtungszeit 20. Tag des Monats 15:50 UTC</b>	METAR EDDW <b>201550Z 17015KT CAVOK 34/11 Q1012 NOSIG</b> =
	Wind <b>170° mit 15 kn</b> , Clouds and Visibility OK, Temperatur <b>34 °C</b> , Taupunkt <b>11 °C</b> , <b>QNH 1012 hPa</b> , Nil Significant Change (keine signifikante Wetteränderung in den nächsten 2 Stunden, also bis 17:50 UTC) =
<b>SIGMET Nr. 1 für den FIR Bremen, gültig für den 20. Tag des Monats von 15:45 bis 18:00 UTC, ausgegeben von der MWO Hamburg (EDZH); zuständige Flugverkehrskontrollstelle für FIR Bremen ist Bremen ACC (EDWW)</b>	EDWW SIGMET 01 VALID 201545/201800 EDZH- EDWW BREMEN FIR <b>FRQ TS OBS NORTH SEA AND COT TOP FL390 MOV NE NC</b> =
	Bremen ACC Bremen FIR, <b>häufige Gewitter</b> , beobachtet über der Nordsee und an der Küste, <b>Obergrenzen in 39000 ft</b> , <b>Gewitter nach Nordosten ziehend</b> , keine Intensitätsänderung =
<b>Flughafen Bremen (EDDW) Flugplatzwetterwarnung Nr. 2, gültig für den 20. Monatstag von 14:40 bis 18:00 UTC</b>	EDDW AD WRNG 2 VALID 201440/201800 <b>TS FCST INTSF</b> <b>GR FCST NC</b> <b>SFC WSPD 15 KT MAX 40-45 KT FM S-SW</b> =
	<b>Gewitter-Verstärkung vorhergesagt</b> , <b>Hagel vorhergesagt ohne Intensitätsänderung</b> , verbreitet <b>Bodenwind mit 15 kn</b> , <b>Maximum 40 - 45 kn aus Süd bis Südwest</b>

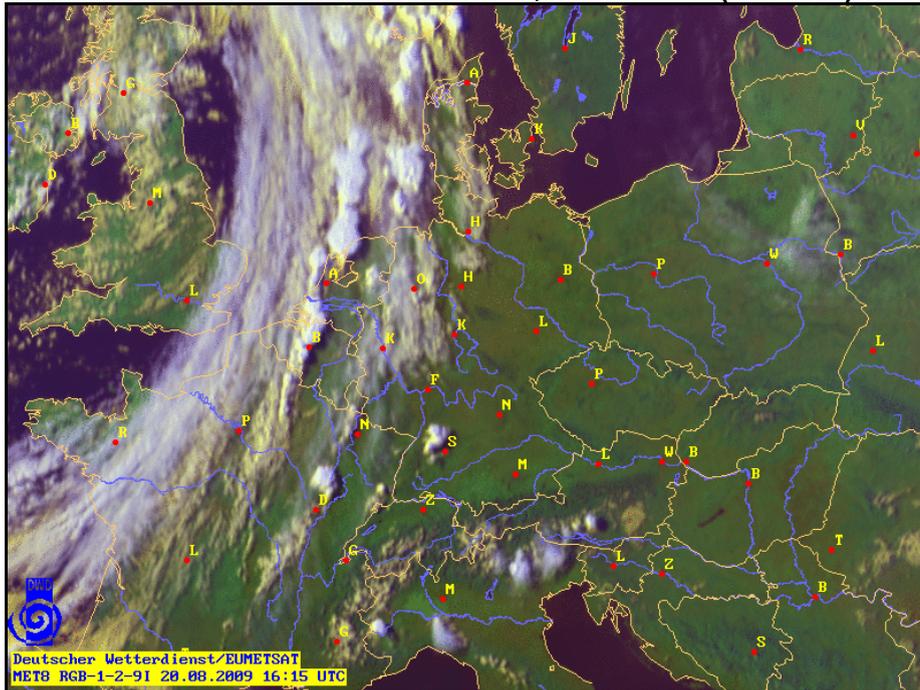
blaue Schrift: meteorologische Elemente

### Bodenwetteranalyse vom 20.08.2009, 15 UTC (Abb. 25)



Die Bodenwetterkarte vom 20.08.2009, 15 UTC zeigt eine von San Sebastian über Bordeaux, Rouen, Dover, Norwich bis zu einem kleinen Tief nördlich der Shetland-Inseln verlaufende Kaltfront, deren Wolkenfeld sich von Süd über Mittelfrankreich, Luxemburg, den Niederlanden und der Nordsee bis in die küstennahen Regionen Norwegens erstreckt. Auf ihrer Vorderseite verläuft eine Bodenkonvergenz etwa auf der Linie Carcassonne, Luxemburg und IJsselmeer. Diese Konvergenzlinie ist mit hochreichenden konvektiven Wolken über Nordfrankreich, den Niederlanden und der Nordsee verbunden, die auf dem RGB-Satellitenbild (Abb. 27) als grauweiße Flecken und auf dem IR-Satellitenbild (Abb. 28) mit tiefen Obergrenzen-Temperaturen in Erscheinung treten.

**RGB-Satellitenbild vom 20.08.2009, 16:15 UTC (Abb. 26)**

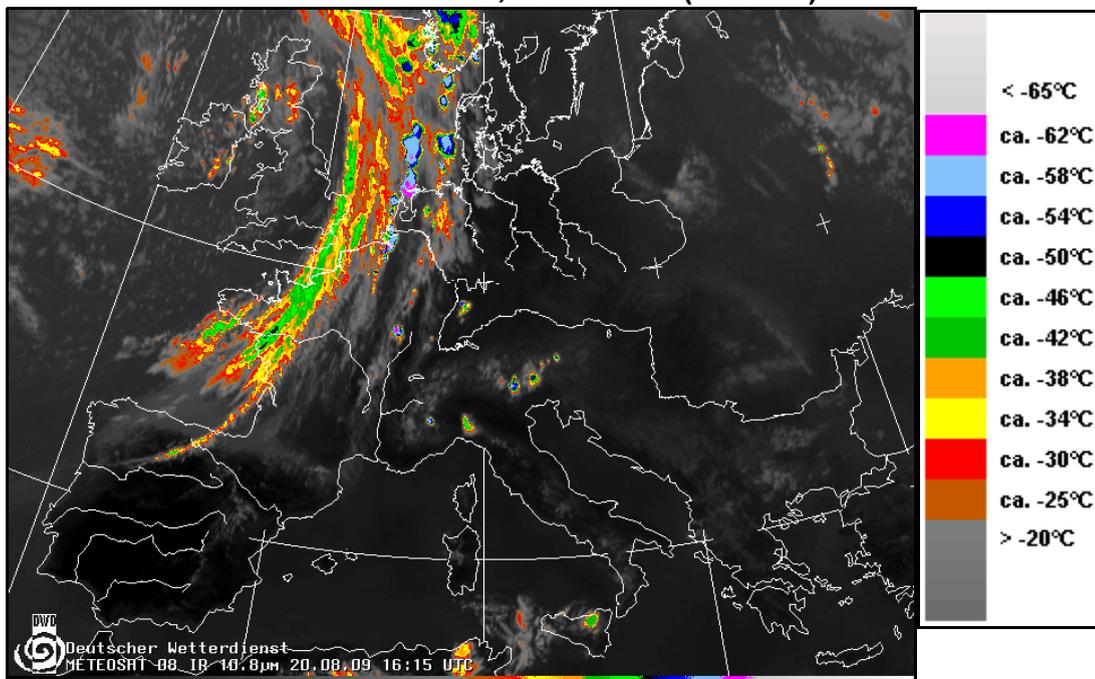


**RGB-Tagesbild**

- blau : wolkenloses Wasser
- bläulich : hohe Wolken
- gelb : tiefe Wolken
- grün : wolkenfreies Land
- gelbbraun : mittelhohe Wolken
- weiß : dichte, kompakte, hochreichende Wolken

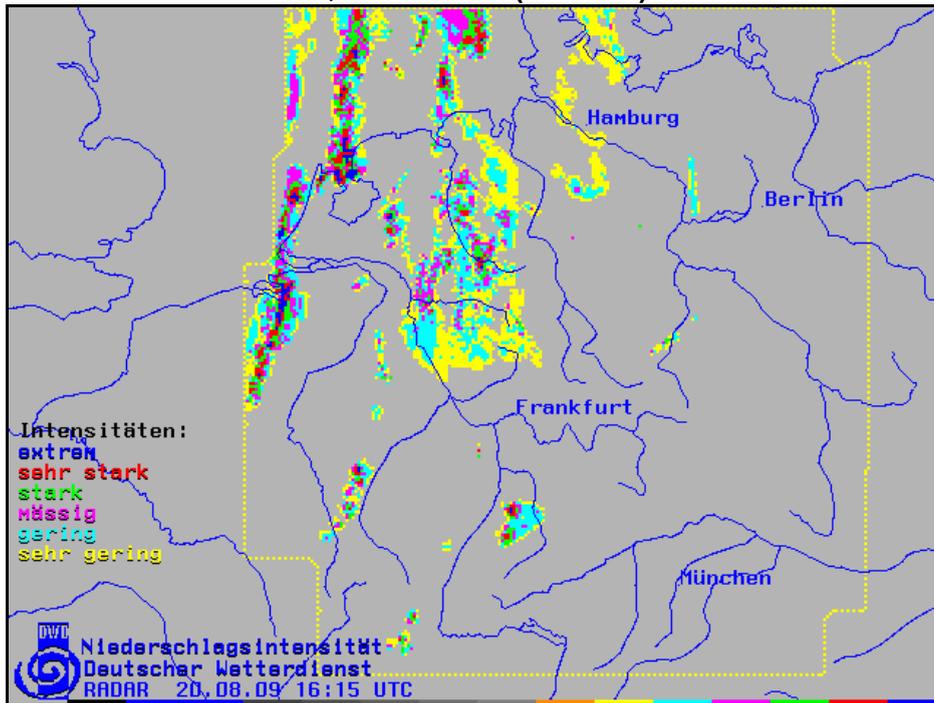
Dieses sogenannte True Color Satellitenbild setzt sich aus der Überlagerung von Bildern des sichtbaren und infraroten Spektrums des Satelliten Meteosat 8 sowie Bildern weiterer Wellenlängen, die den drei Grundfarben rot, grün und blau (RGB) zugeordnet wurden, zusammen. Das wolkenfreie Land in diesem Tagesbild ist grün, das wolkenlose Wasser blau, tiefe und mittelhohe Wolken sind gelb bzw. gelbbraun, hohe Wolken bläulich und dichte, kompakte, hochreichende Bewölkung weiß dargestellt.

**IR-Satellitenbild vom 20.08.2009, 16:15 UTC (Abb. 27)**



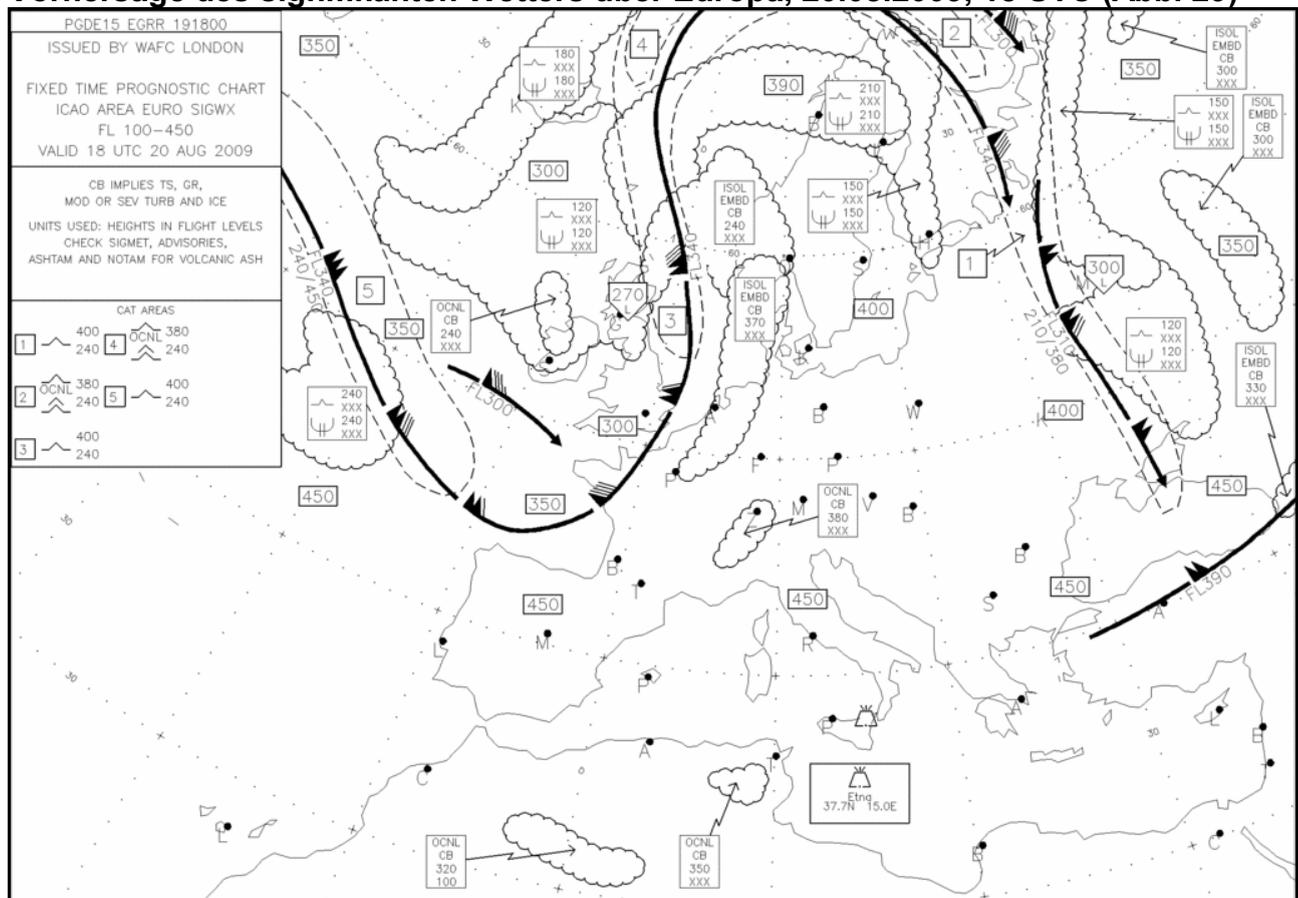
Die Farben im Infrarot-Satellitenbild entsprechen den Temperaturen, die an den Wolkenobergrenzen vorherrschen. Je höher die Wolkenobergrenzen in der Troposphäre sind, desto tiefer ist ihre Temperatur (s. Farbtabelle).

**Radarbild 20.08.2009, 16:15 UTC (Abb. 28)**



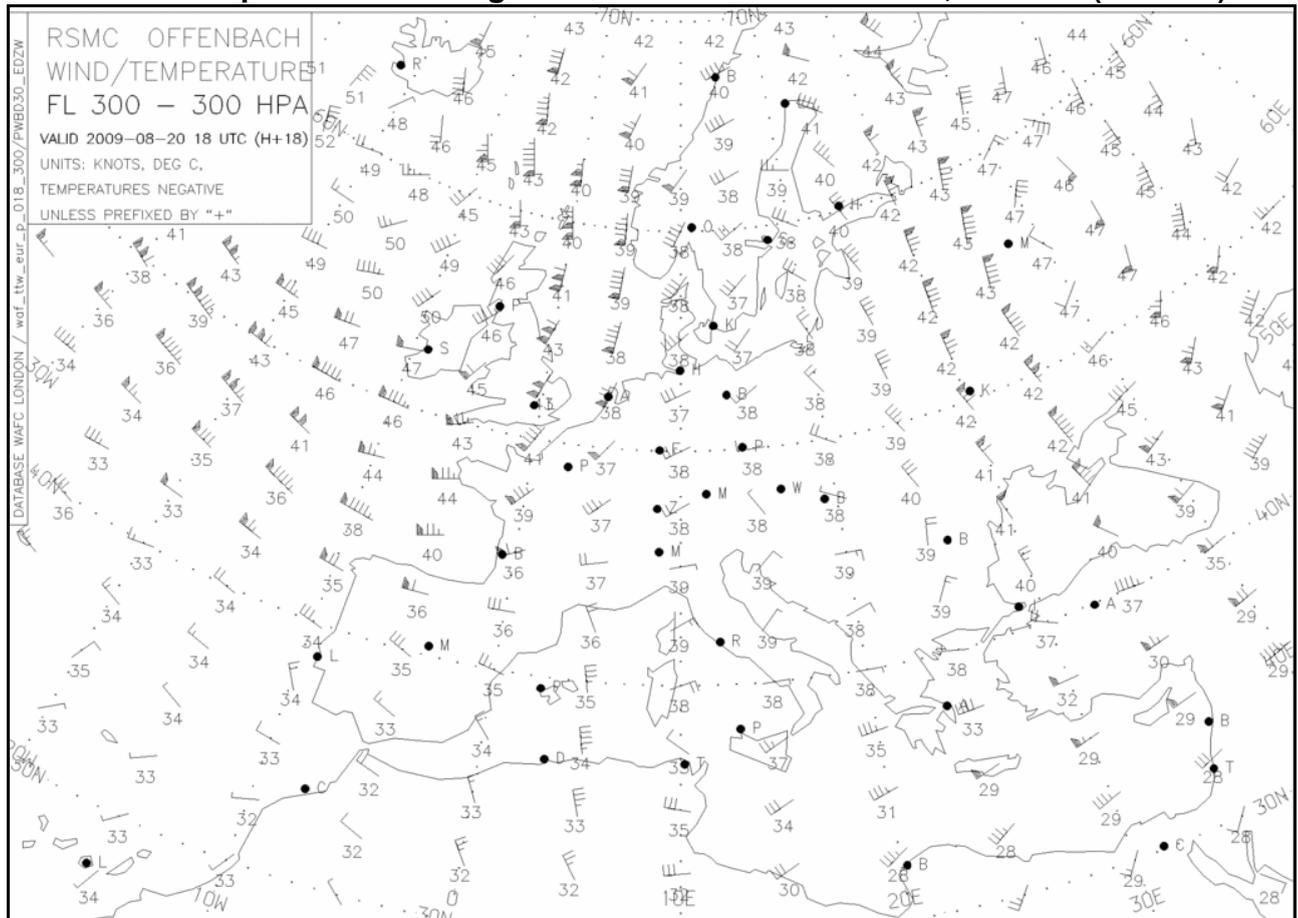
Das Radar-Kompositbild - ein Verbund von über 16 Radarbildern - zeigt die Niederschlagsgechos über Deutschland und den angrenzenden Ländern. Kaltfront und Konvergenzlinie sind in den 75 Minuten (Zeitunterschied Bodenkarte und Radarbild) weiter nach Osten vorangekommen und die Echointensität liegt teilweise im Bereich von sehr stark (rot) bis extrem (blau).

**Vorhersage des signifikanten Wetters über Europa, 20.08.2009, 18 UTC (Abb. 29)**



Prognose des signifikanten europäischen Wetters im Höhenbereich von FL 100 - FL 450 (10000 - 45000 ft oder 3000 - 13500 m ü. NN), gültig für den 20.08.2009 18 UTC. Gut zu erkennen ist die mäandrierende Achse des Jetstreams mit Windgeschwindigkeiten von 150 kn über dem Atlantik, der nach Süden bis in die Biskaya reicht und sich dann mit 90 bis 130 kn über die Nordsee wieder nach Norden erstreckt.

### Wind- und Temperaturvorhersage 300 hPa für den 20.08.2009, 18 UTC (Abb. 30)



Höhenwind- und Temperaturvorhersage für Europa und für eine Flughöhe in FL 300 (30000 ft bzw. 9000 m ü. NN), gültig für den 20.08.2009, 18 UTC. Die Temperaturen sind negativ.  
Ein schwarzes Dreieck der Windfähnchen entspricht 50 kn, 1 langer Strich 10 kn und ein kurzer Strich 5 kn.

### 3. Register

<b>ACC</b>	Area Control Center, Flugverkehrskontrollstelle	
<b>AD</b>	Aerodrome, Flugplatz	
<b>agl</b>	above ground level; über Grund	
<b>Alternate</b>	Ausweichflughafen; wird angefliegen, wenn auf dem Zielflughafen aus irgendwelchen Gründen nicht gelandet werden kann	
<b>Altitude</b>	Höhe über Meer; lotrechter Abstand einer Horizontalebene oder eines Punktes vom mittleren Meeresspiegel (NN).	
<b>Auftrieb</b>	dynamisch	Kraft, die senkrecht zur Strömungsrichtung wirkt und entsteht, wenn sich ein Körper mit einer bestimmten Form oder Stellung relativ zum Fluid (Gas oder Flüssigkeit), das ihn umgibt, bewegt.
	statisch	Kraft, die der Schwerkraft entgegen gesetzt gerichtet ist und dem Gewicht des verdrängten Fluids (Gas oder Flüssigkeit) entspricht (archimedisches Prinzip).
<b>CAT</b>	Category, Betriebsstufe; Um Flugzeugführern auch bei schlechter Sicht und tiefer Wolkenuntergrenze Starts- und Landungen auf Verkehrsflughäfen zu ermöglichen, wurde der sogenannte Allwetterflugbetrieb eingeführt, der auf speziell dafür ausgerüsteten Start- und Landebahnen, den Präzisionsanflugpisten, wahrgenommen wird. Dieser Allwetterflugbetrieb gliedert sich in die fünf Betriebsstufen, BS I, II, IIa, IIIb und IIIc oder CAT I bis IIIc, die u.a. die Genauigkeit des Instrumentenlandesystems der Präzisionsanflugpisten festlegen. Ist eine Landebahn z.B. nach CAT IIIc eingestuft, sind Landungen bei einer Horizontalsicht von 0 m und aufliegender dichter Bewölkung möglich.	
<b>CAVOK</b>	Clouds And Visibility OK; keine Wolken unter 1500 m agl (5000 ft agl), kein Cb, kein w'w', Horizontalsicht $\geq 10$ km	
<b>Cb</b>	Cumulonimbus; Quellwolke, die im oberen Teil aus Eiskristallen besteht und besonders im Sommer bis zur Tropopause reichen kann; hochreichende Cb sind mit Schauern oder Gewittern verbunden	
<b>Cumulonimbus</b>		
<b>Density Altitude (DA)</b>	Dichtehöhe; Höhe nach der ICAO-Standardatmosphäre, die der in Flughöhe herrschenden Luftdichte entspricht; auch temperaturkorrigierte Pressure Altitude (Druckhöhe) genannt	
<b>FIR</b>	Flight Information Region oder Fluginformationsgebiet; ein Luftraum von festgelegten Ausmaßen, in dem Fluginformationsdienst (Flight Information Service) und Flugalarmdienst zur Verfügung stehen	
<b>Flight Level (FL)</b>	Flugflächen; Flächen konstanten Luftdruckes nach der ICAO-Standardatmosphäre, die in 500 ft-Stufen und in Hektokuß angegeben werden	
<b>Fluginformationsdienst</b>	Übermittlung von Informationen und Hinweisen an die Luftfahrzeugführer für eine sichere, geordnete und flüssige Flugdurchführung im Luftraum.	
<b>Flugplatzwarnung</b>	Warnung vor Wettererscheinungen - z.B. Gewitter -, die den Flugbetrieb bzw. parkende/abgestellte Luftfahrzeuge und Flugplatzeinrichtungen gefährden können	
<b>Grenzschicht</b>	Boundary Layer; wenige Millimeter dicke Schicht an der Flugzeugoberfläche, in der die Geschwindigkeit der strömenden Luft vom Wert null (unmittelbar an der Oberfläche) bis zum tatsächlichen Wert anwächst. Innerhalb der Grenzschicht selbst kann die Strömung laminar (gleichmäßig) oder, bei Überschreitung eines Grenzwertes, turbulent verlaufen.	
<b>hPa</b>	Hektopascal (1 hPa = 100 Pa), Einheit des Luftdruckes	$1 \text{ Pa} = 1 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} = 1 \frac{\text{kg m}}{\text{s}^2 \text{ m}^2}$
<b>ICAO</b>	International Civil Aviation Organization; Internationale Zivile Luftfahrtorganisation	
<b>ICAO-Standardatmosphäre</b>	Norm-Atmosphäre der ICAO für die Luftfahrt, die in der Troposphäre eine lineare Abnahme der Temperatur von 0.65 K pro 100 m bis 11 km Höhe (Tropopause) und von 11 bis 20 km (Stratosphäre) einen isothermen Verlauf zeigt und keinen Wasserdampf enthält; NN: t = 15 °C und p = 1013.25 hPa; 11 km: t = -56.5 °C, p = 226.3 hPa	

<b>IFR</b>	Instrument Flight Rules, Instrumentenflugregeln; Flugverhältnisse nach IFR liegen vor, wenn keine Sichtwetterbedingungen vorhanden sind.
<b>Inversion</b>	Die Temperatur nimmt in der Troposphäre im allgemeinen mit der Höhe ab. Allerdings existieren dünne Luftschichten, Inversionen genannt, in denen die Temperatur mit der Höhe zunimmt.
<b>IR</b>	Infrarotstrahlung, Teil der Wärmestrahlung, die unmittelbar an den roten Bereich der sichtbaren solaren Strahlung angrenzt; IR ist für den Menschen unsichtbar
<b>ISA</b>	siehe ICAO-Standardatmosphäre
<b>Jetstream</b>	Strahlstrom; schmales, bandartiges, mäanderndes Starkwindfeld in der oberen Troposphäre oder in der Stratosphäre mit hohen vertikalen und horizontalen Windgeschwindigkeitsscherungen; ein Jetstream zeigt ein Geschwindigkeitsmaximum bzw. mehrere -maxima mit Windgeschwindigkeiten von mindestens 30 m/s oder 60 kn
<b>K</b>	Kelvin, SI-Basiseinheit der Temperatur; 1 Kelvin ist der 273.16te Teil der thermodynamischen Temperatur des Tripelpunktes von Wasser.
<b>Kontrastschwellenwert <math>\epsilon</math></b>	Geringste Helligkeitsdifferenz, die zwischen einem betrachteten Gegenstand und seinem Hintergrund vorhanden sein muss, damit das menschliche Auge dieses Objekt gerade noch wahrnehmen kann; $\epsilon$ beträgt etwa 2 %.
<b>kn</b>	Knoten Maß für die Geschwindigkeit in der See-, Luftfahrt und Meteorologie; 1 kn = 1 Seemeile pro Stunde
<b>kt</b>	Knots $1kn = 1 \frac{sm}{h} = \frac{1,852 km}{3600 s} = 0,5144 m s^{-1}$
<b>Konvergenzlinie</b>	Strömt Luft horizontal in ein Gebiet ein und entsteht dadurch eine schmale, linienhafte Konvergenzzone, so wird dieses Phänomen im Windfeld Konvergenzlinie genannt. Aus Kontinuitätsgründen muss die Luft über dieser Region aufsteigen.
<b>Konvektion</b>	Geordnete vertikale Zirkulationsströmung um eine horizontale Achse. Die am Erdboden erwärmte Luft steigt auf (Thermik), kühlt sich in der Höhe ab und sinkt seitwärts wieder ab.
<b>Konvektive Wolken</b>	Quellwolken, die durch Konvektion entstehen.
<b>Landewettervorhersage</b>	METAR + TREND
<b>Luftwiderstand</b>	Profilwiderstand, d.h. Reibungs- und Druckwiderstand, der mit steigender Fluggeschwindigkeit zunimmt und bei hohen Geschwindigkeiten den Hauptwiderstandsanteil eines Luftfahrzeuges darstellt (s. 1.1.2).
<b>Machzahl</b>	Dimensionslose Zahl, die in diesem Skript das Verhältnis der Geschwindigkeit eines Flugzeuges zur Schallgeschwindigkeit im Medium Luft darstellt und mit hinreichender Genauigkeit nur von der Temperatur der Luft abhängt; Mach 1 = einfache Schallgeschwindigkeit, Mach 2 = doppelte Schallgeschwindigkeit; bei -50 °C beträgt Mach 1 ca. 300 m/s oder 1079 km/h
<b>METAR</b>	Routinewettermeldung für die Luftfahrt (Meteorological Aviation Routine Weather Report)
<b>mPa</b>	Millipascal, $10^{-3}$ Pascal
<b>MWO</b>	Meteorological Watch Office, Flugwetterüberwachungsstelle des Wetterdienstes
<b>N</b>	Newton, SI-Einheit der Kraft; 1 N = 1 kg m s <sup>-2</sup> ; 1 Newton ist die Kraft, die der Masse von 1 kg die Beschleunigung von 1 m s <sup>-2</sup> erteilt
<b>Newton</b>	
<b>NN</b>	Bezeichnung für den mittleren Meeresspiegel
<b>Normsichtweite</b>	Horizontale Entfernung, über welche die Transmission für weißes Licht 2 % beträgt bzw. der Lichtstrom um 98 % geschwächt wird (entspricht einem Kontrastschwellenwert des menschlichen Auges von $\epsilon = 0.02$ )
<b>Nowcasting</b>	Wettervorhersage bis zu 6 Stunden
<b>p</b>	Luftdruck [hPa]

<b>Pascal</b>	SI-Einheit des Druckes; Druck, den eine Kraft von 1 Newton auf eine Fläche von 1 Quadratmeter ausübt $1 \text{ Pa} = 1 \frac{\text{N}}{\text{m}^2} = 1 \frac{\text{kg m}}{\text{s}^2 \text{ m}^2}$
<b>Pistensicht</b>	RVR, die nicht gemessen, aber von einem autorisierten Beobachter bestimmt wird.
<b>Pistensichtweite</b>	RVR, die aus der mit Transmissometern gemessenen Normsichtweite berechnet wird.
<b>QNH</b>	Luftdruck in Flugplatzhöhe bzw. in Höhe der Landebahnschwelle, der mit den Werten der ISA-Temperatur in Flugplatzhöhe, dem ISA-Temperaturgradienten von 0.65 K/100 m und 0 % relativer Luftfeuchte auf NN reduziert wurde.
<b>Pressure Altitude (PA)</b>	Druckhöhe; Höhe nach der ICAO-Standardatmosphäre in Fuß, die dem herrschenden Luftdruck in Flughöhe entspricht.
<b>RVR</b>	Runway Visual Range oder Pistensicht/-weite; größte Entfernung, bis zu der ein Pilot eines Flugzeuges auf der Mittellinie der Runway aus 5 m Höhe die Landebahnmarkierungen oder Rand- bzw. Mittellinienfeuer gerade noch wahrnehmen kann.
<b>s</b>	Sekunde, SI-Basiseinheit der Zeit
<b>SI</b>	Système International; das internationale physikalische Einheiten-System mit seinen SI-Basiseinheiten (z.B. m, s, kg) und SI-Einheiten, das im Jahre 1970 in der Bundesrepublik Deutschland eingeführt wurde.
<b>Signifikantes Wetter</b>	Wettererscheinungen, welche die Sicherheit von Luftfahrzeugen im Fluge und am Boden gefährden können
<b>SIGMET</b>	Warnung vor signifikanten meteorologischen Erscheinungen (Significant Meteorological Phenomena: z.B. Gebiete mit verbreitet auftretenden Gewittern, starker Turbulenz, starker Vereisung), welche die Sicherheit von Luftfahrzeugen der zivilen Verkehrsluftfahrt während des Streckenfluges gefährden können.
<b>Stall Speed</b>	Mindest- oder Überziehggeschwindigkeit; ist die Relativgeschwindigkeit zwischen Flugzeug und Luft zu gering oder der Anstellwinkel $\alpha$ zu groß, dann reißt der Strömungsfluss am Flügelprofil, Stall genannt, ab und das Flugzeug verliert schlagartig seinen Auftrieb und sackt durch. In Bodennähe kann dadurch Grundberührung mit ernsthaften Folgen für das Flugzeug, seine Besatzung und die Passagiere eintreten, sofern der Pilot die Maschine nicht mehr rechtzeitig abfangen kann. Der Strömungsabriss besteht im Prinzip aus dem Ablösen der Grenzschicht als Strömungsgebilde im Windschatten hinter der höchsten Profilstelle der Tragflügeloberseite. Die Geschwindigkeit, bei der dieser Effekt eintritt, heißt Stall Speed und ist vom Flugbetriebszustand abhängig, d.h. je nach dem, ob Auftriebs- oder Abtriebshilfen gesetzt sind oder nicht, ergeben sich unterschiedliche Mindest-Fluggeschwindigkeiten. Die geringste Überziehggeschwindigkeit stellt sich bei einem optimalen Anstellwinkel $\alpha$ und dem Setzen aller Auftriebshilfen ein (s. auch 1.1.1.2.4).
<b>Stratosphäre</b>	zweite Schicht des thermischen Aufbaus der Erdatmosphäre; die Untergrenze ist die Tropopause ( $h = 11 \text{ km}$ , $t = -56,5 \text{ °C}$ , $p = 226,3 \text{ hPa}$ ) und die Obergrenze die Stratopause ( $h = 47 - 51 \text{ km}$ , $t = -2,5 \text{ °C}$ )
<b>t</b>	Lufttemperatur [°C]
	Tonne, Einheit der Masse; $1 \text{ t} = 1000 \text{ kg}$
<b>T</b>	Lufttemperatur [K]
<b>TAF</b>	Flugplatzwettervorhersage (Terminal Aerodrome Forecast); enthält für einen definierten Zeitraum die Prognose der Wetterelemente Wind, Sicht, w'w' und Wolken und ihre erwarteten signifikanten Änderungen
<b>Takeoff Data</b>	Vorhersage von Luftdruck, Lufttemperatur und Bodenwind für die Berechnung des maximalen Startgewichts eines Flugzeuges
<b>Transmissometer</b>	meteorologisches Instrument zur Messung der Horizontalsicht
<b>Transition Altitude</b>	Übergangshöhe; eine für die Umgebung eines Flughafens festgelegte Höhe über NN, in oder unterhalb der die Flughöhe eines Luftfahrzeuges als 'Altitude' oberhalb als 'Flight Level' bezeichnet wird

<b>Transition Level</b>	Übergangsfläche; die niedrigste Flugfläche, welche für die Benutzung oberhalb der Übergangshöhe verfügbar ist.	
<b>TREND</b>	2-stündige Vorhersage von flugbetrieblich signifikanten Abweichungen vom aktuellen Wetterzustand an einem Flughafen; Anhängsel der METAR-Meldung	
<b>Tripelpunkt (Wasser)</b>	Der Tripelpunkt stellt den Fundamentalpunkt der absoluten Temperaturskala (Kelvin-Skala) dar und seine Koordinaten liegen bei 273.16 K und 6.12 hPa. Diese Werte geben den Druck und die Temperatur an, bei denen die feste, flüssige und gasförmige Phase des Wassers gleichzeitig und gleichberechtigt nebeneinander existieren können.	
<b>Tropopause</b>	Obergrenze der Troposphäre	
<b>Troposphäre</b>	erste Schicht des thermischen Aufbaus der Erdatmosphäre; die Untergrenze ist der Erdboden (h = 0 m, t = 15 °C, p = 1013,25 hPa) und die Obergrenze die Tropopause (h = 11 km, t = -56,5 °C, p = 226.3 hPa)	
<b>Turbulenz</b>	<b>Flugzeugturbulenz</b>	Reaktion eines Luftfahrzeuges auf meteorologische Turbulenz in Form wahrnehmbarer Bewegungen, die aus Änderungen der Höhe, Fluglage, -geschwindigkeit und/oder Eigenschwingungen bestehen.
	<b>meteorologische T.</b>	Ungeordnete oder geordnete Luftbewegungen in Form von Wirbeln, Walzen oder Wellen, die der Grundströmung (Wind) überlagert sind und aus Abweichungen vom zeitlich und räumlich gemittelten Grundzustand (Wind) bestehen.
<b>Überziehgesehwindigkeit</b>	siehe Stall Speed	
<b>UTC</b>	Universal Time Coordinated, koordinierte Weltzeit; entspricht der Zeit GMT, der mittleren Sonnenzeit am Nullmeridian	
<b>VFR</b>	Visual Flight Rules, Sichtflugregeln; Flugverhältnisse nach VFR liegen vor, wenn die festgelegten Wetter-Mindestwerte erreicht oder überschritten werden	
<b>WAFC</b>	World Area Forecast Center; Weltzentrale des WAFS (World Area Forecast System) der ICAO, das als Gebietsvorhersagesystem Flugwetterwarten, Wetterdienstbehörden und andere Nutzer mit flugmeteorologischen Informationen für die Flugplanung und -durchführung versorgt	
<b>Wind</b>	meist 10 Minutenmittel der horizontalen Luftbewegung, bestimmt durch Richtung und Geschwindigkeit; als Richtung wird in der Meteorologie immer die Richtung angegeben, aus die der Wind weht.	
<b>Windscherung</b>	Änderung der Windrichtung und/oder -geschwindigkeit an einem Ort in einem beliebig festzulegenden Zeitabschnitt.	
	horizontal	horizontale Änderung der mittleren horizontalen Strömung (Wind)
	vertikal	vertikale Änderung der mittleren horizontalen Strömung (Wind)
<b>w'w'</b>	markante Wettererscheinungen für die Luffahrt	

## 4. Literaturverzeichnis

- BFS : Einflüsse auf die Länge der Startstrecke, Flugsicherungsmitteilungen Nr. 3/75
- Darmstädter Echo : Haihaut macht Jets windschnittiger; Samstag, den 25. Juli 1998
- DWD : Allgemeine Meteorologie, Leitfaden Nr. 1 für die Ausbildung im Deutschen Wetterdienst; Offenbach am Main 1987
- DWD : Flughafenwarnung, METAR, SIGMET, TAF und Wetterkarten
- DWD : Streckenerfahrungsbericht / K. Flechshar, 11.1.1988
- Frötschel, J. : Flugzeugturbinen im Betrieb, 1973, Holsten Verlag Hamburg
- Hering, E., Martin, R.; Storer, M. : Physik für Ingenieure, 3. Auflage 1989  
VDI-Verlag GmbH, Düsseldorf
- Internet : Cactus2000, Rechner für Schallgeschwindigkeit und Machzahl;  
<http://www.cactus2000.de/de/unit/massmac.shtml>
- Internet : <http://de.wikipedia.org/wiki/Reiseflug>
- Internet : <http://www.csgnetwork.com/tasinfocalc.html>, True Airspeed calculator
- Kutter, R. : Flugzeug Aerodynamik, 1. Auflage 1983, Motorbuchverlag Stuttgart
- Kühr, W. : Der Privatflugzeugführer, Band III, Technik II, Oktober 1988  
Verlag Friedrich Schiffmann, 5060 Bergisch Gladbach 1
- Lufthansa : Flugleistungen I, Verkehrsfliegerschule Bremen, November 1985
- Lufthansa : Flugleistungen II, Verkehrsfliegerschule Bremen, Mai 1980
- Lufthansa : Lufthansa Umweltbericht 1997/98, Treibstoffverbrauch, 18.05.1998
- Polit, W. : Start-Flug-Landung, Flugleistung, 1962  
Verlag R. C. Schmidt & CO. Braunschweig-Berlin
- Scheutzow, E. : Luftfahrtkunde; Lehrblatt der BFS, Flugsicherungsschule, August 1985
- Schuster, A. : Erste Boeing 747-400 D-ABVA an Lufthansa ausgeliefert;  
Aerokurier, 33. Jahrgang, Mai 1989
- WMO : Guide to practices for meteorological offices serving aviation;  
WMO-No. 732, Genf 1990
- WMO/ J. Kastelein : The impact of technological developments on user requirements and provision of  
services, Tenth Congress, Geneva 1987
- WMO : World Meteorological Day - 23.3.1989, Meteorology in the Service of Aviation