

Experimentelle Meteorologie II: Die physikalische Chemie der oberen Troposphäre und unteren Stratosphäre

Prof. Dr. Stephan Borrmann

Institut für Physik der Atmosphäre

Johannes Gutenberg Universität Mainz

Max Planck Institut für Chemie

Abteilung Wolkenphysik und -chemie

Wintersemester 2003/2004

Auszug Kapitel 7 zum Thema „Welchen Einfluss haben die
Emissionen des Luftverkehrs auf die Atmosphäre?“ in der
Ringvorlesung „Atmosphäre und Klima“
des Studium Generale vom 13.5.2004

Behandelte Themen:

1. Die Tropopausenregion: Eine Einführung

- Motivation
- Lage der oberen Troposphäre und unteren Stratosphäre
- Die Tropopause
- Die Strahlströme, oder „Jetstreams“
- Stratosphären-Troposphären Austausch
- Die mittleren Bewegungen in der oberen Troposphäre, in Stratosphäre und Mesosphäre
- Hypothesen zur Erklärung der Trockenheit in der Stratosphäre
- Stand der Forschung und „stratospheric tape recorder“

2. Gasphasenchemie

- Chemische Gesamtreaktion und Reaktionsmechanismus
- Freie Radikale
- Das OH Radikal
- Kettenreaktionen und Reaktionsraten
- Eigenschaften der Ratenkoeffizienten

- Photochemische Elementarvorgänge
- Berechnung des Photonenflusses durch Strahlungsmodelle
- Photolyse von Ozon und Sauerstoff
- Der Chapman Mechanismus in der Stratosphäre
- Stofffamilien: Herkunft und Eigenschaften
- Katalytische Reaktionszyklen
- Die Photochemie der Marsatmosphäre

3. Aerosolphysik

- Aerosolbezogene Elementarvorgänge
- Klassische Theorie der homogenen Nukleation
- Heterogene Nukleation
- Koagulation im Aerosol
- Die Junge Aerosolschicht
- Stratosphärenaerosol aufgrund von Vulkanausbrüchen
- Polare Stratosphärenwolken

4. Heterogene Chemie

- Reaktionskinetik heterogener Reaktionen
- Diskutierte heterogene Reaktionen in der oberen Troposphäre und unteren Stratosphäre
- Beispiel: Die Distickstoffpentoxid Reaktion
- Reaktive Aufnahmekoeffizienten heterogener Reaktionen

- Heterogene Reaktionen in polaren Stratosphärenwolken
- Heterogene Chemie in der Tropopausenregion

5. Der polare Vortex: Ein Steckbrief

- Zur Entstehung und allgemeinen Phänomenologie des Polarwirbels
- Kenngröße: Die Potentielle Vorticity
- Die Absinkbewegung im Polarwirbel
- Die Isolation des Polarwirbels
- Unterschiede zwischen Nord- und Südhemisphäre

6. Stratosphärische Phänomene

- Ozonabwärtstrend in den mittleren Breiten
- Das Ozonloch (Phänomenologie)
- Mechanismus der Entstehung des Ozonlochs

7. Auswirkungen des Luftverkehrs in der oberen Troposphäre und unteren Stratosphäre

- Anmerkungen zur Ökonomie der Fortbewegung in der Luft
- Die globale Luftfahrt in der Mitte der neunziger Jahre und prognostiziertes Wachstum
- Triebwerke, Wirkungsgrade und Bypass-Prinzip
- Triebwerksemissionen: Gase, „Chemi-Ionen“ und Partikel
- Physikalische Effekte: Cirren und Kondensstreifen

- Chemische Effekte: Aerosol und NO_x
- Überschallverkehrsluftfahrt ?
- Gesamtbewertung des gegenwärtigen Kenntnisstandes zum Einfluss der Luftfahrt

Kapitel 7

Auswirkungen des Luftverkehrs in der oberen Troposphäre und unteren Stratosphäre

7.1 Anmerkungen zur Ökonomie der Fortbewegung in der Luft

7.1.1 Warum fliegen Flugzeuge ?

Zwei Alternativen, die herangezogen werden, zu erklären, warum Flugzeuge fliegen, sind:

- **Erklärung 1:** Luft, die einen Flügel anströmt, teilt sich an diesem. Der Teil, der über die **gewölbte Oberseite fließt muss einen längeren Weg** zurücklegen, als der an der flachen Unterseite entlang strömende. Damit die an der Flügelvorderkante getrennten Luftpakete an der Hinterkante gleichzeitig wieder zusammentreffen, wird die Luft an der Oberseite beschleunigt und strömt schneller, als unter der Tragfläche (**Prinzip der „Equal transit time“**). Auf Grund des **Bernoulli Effektes** fließt die Luft an der Oberseite schneller und der Druck sinkt verglichen mit den Verhältnissen unter dem Flügel. Die daraus resultierende Druckdifferenz erzeugt den Auftrieb. (**Bernoulli Beschreibung**)
- **Erklärung 2:** Um Auftrieb zu liefern muss ein Flügel beim Horizontalflug immer leicht schräg in der Strömung stehen. Die parallel anströmende Luft wird an der geneigten Unterseite des Flügels aus der Parallelrichtung nach unten abgelenkt. Diese **Richtungsänderung kommt einer Beschleunigung gleich, deren Reaktio** den Flügel entgegengesetzt nach oben drückt. (**Newton'sche Beschreibung**)

Widerspruch 1: Modellrechnungen zeigen, dass die an der Flügelvorderkante getrennten Luftpakete bei einem Auftrieb erzeugenden Flügel **nicht gleichzeitig an der Hinterkante** aufeinandertreffen. (Die gleichen Transitzeiten treten nur bei Tragflügeln ohne Auftrieb auf.) Die Simulation aus **Fig. 7.01** (aus: Anderson und Eberhardt, Understanding Flight, 2001) demonstriert, dass die Luft unter dem Flügel sogar später an der Hinterkante eintrifft, als die obendrüber fließende. Das Equal-transit-time Prinzip trifft beim tragenden Flügel nicht zu.

Widerspruch 2: Wenn der durch den Bernoulli Effekt erzeugte Druckunterschied zwischen Flügeloberseite und -unterseite das Gewicht des Flugzeugs tragen sollte, müsste der Flügel fast so dick, wie breit sein. Für eine kleine, einmotorige Cessna von 1045 kg würden die Flügel bei 104 km/h nur 2% des Gewichts tragen. Der Wegunterschied zwischen Flügeloberseite und -unterseite beträgt nur 1.5 %. Damit der Druckunterschied wegen des Bernoulli Effekts die Cessna tragen könnte, müsste sie schneller als 640 km/h fliegen.

Die **erste Erklärung muss also falsch sein**, auch wenn sie sehr populär ist, in vielen Büchern (z.B. in Häckel, H., Farbatlas der Wetterphänomene, Ulmer, 1999, S. 306) und sogar auf Websites der NASA ausgeführt ist (s. **Fig. 7.02**, aus: Schnabel, U., Hier irrt die Schulweisheit, Die Zeit, April 2001). Die zweite Erklärung ist **zwar nicht falsch, aber unzureichend**, denn die so deflektierte Luftmenge reicht bei weitem nicht aus, die Masse des Flugzeugs zu heben. Daher:

Erklärung 3: Beim Horizontalflug wird die Luft, die **über die Tragfläche** strömt an der Flügelhinterkante schräg nach unten beschleunigt. Zusammen mit der ebenfalls nach unten abgelenkten Luft, die unter dem Flügel entlanggekommen ist, ergibt sich eine als „downwash“ bezeichnete Abwärtsströmung. (s. **Fig. 7.03**, oberes Bild. Aus: Anderson und Eberhardt, 2001) Deren beschleunigte Luftmasse liefert als Reaktion die Auftriebskraft, die das Flugzeug trägt. Die Unterströmung des Flügels trägt zum Downwash nur einen kleinen Teil bei. Wenn keine Luftmasse nach unten beschleunigt wird, gibt es keinen Auftrieb. Dieser Fall ist in **Fig. 7.03** im mittleren Bild dargestellt.

„Coanda“-Effekt: Die über die gekrümmte Tragfläche strömende Luft löst sich beim tragenden Flügel hinter dem „Maximum“ der Flügelwölbung nicht ab, sondern bleibt am Flügel „haften“. Dafür ist der „Coanda“-Effekt verantwortlich. Denn auf Grund der **Viskosität der Luft** bleibt eine Strömung entlang -und mit Kontakt zu- einer Oberfläche an dieser haften und vermag in gewissen Grenzen auch Krümmungen der Oberfläche (wie bei dem Flügel) zu folgen, ohne abzureissen. Eine Separation der Strömung von der Oberfläche findet erst statt, wenn Krümmungen oder Anstellwinkel extrem werden. (Dies wäre bei einem, in der Luftfahrt so gefürchteten, „Strömungsabriss“ der Fall, bei dem der Auftrieb sofort

7.1. ANMERKUNGEN ZUR ÖKONOMIE DER FORTBEWEGUNG IN DER LUFTvii

zusammenbricht. Dies ist in **Fig. 7.04** (aus: Scorer, R. S., Environmental Aerodynamics, 1973) im oberen Teilbild demonstriert. Hydrodynamische Maßnahmen zur Verzögerung des Abrisses und implizit eine extreme Anwendung des Coanda Effekts folgen im unteren Teilbild.) Dadurch dass die Luftschicht unmittelbar am Flügel haften bleibt, bekommt ihre Strömungsrichtung und die damit einhergehende Beschleunigung eine Abwärtskomponente (bei Horizontalbewegung). Diese erzeugt im wesentlichen den Downwash.

Kräfteverteilung am Flügel und Unterdruck: Das untere Bild in **Fig. 7.03** zeigt die Kräfte, die auf die Luft ausgeübt werden, und die umgekehrt daraus resultierende Reaktio. Offenbar wird der **meiste Auftrieb an der Flügelvorderkante** erzeugt. Die sich weiter hinten abwärts krümmende Luftschicht **erzeugt einen Unterdruck** in der Region der hinteren drei Pfeilpaare bezogen auf die Flügelvorderkante. Es besteht daher zwischen Flügelhinterkante und Vorderkante ein Druckgradient entlang einer Stromlinie, der die Strömung entlang des Flügels in der Tafelebene beschleunigt. Die **Beschleunigung ist also eine Folge des Druckabfalls und des Bernoulli Effekts** und nicht -wie in „Erklärung 1“ - die Ursache. Die veränderten Druckverhältnisse propagieren senkrecht zur Flügeloberfläche nach oben und unten in die Luft und es bildet sich eine ganze Zone, die von der Gegenwart des Flügels beeinflusst ist.

„Scoop“: Bisher wurde die Situation **im Ruhesystem des Flugzeugs**, also aus der Perspektive des Piloten betrachtet. Ein auf einem Berg stehender Beobachter, der ein vor ihm auf Augenhöhe vorbeifliegendes Flugzeug betrachtet und sich dabei auf die Bewegungen der Luftpakete um den Flügel konzentriert, wird feststellen, wie sich die vor dem Flügel stehende Luft nach Passage des Flugzeugs nach unten beschleunigt bewegt. Dies ist in **Fig. 7.05** (aus: Anderson und Eberhardt, 2000) demonstriert. Der Downwash-Vektor und seine Abhängigkeit von Fluggeschwindigkeit, sowie Anstellwinkel („effective angle of attack“) aus Sicht des Piloten ist auch eingezeichnet. (In Wirklichkeit ist v_v wegen der Reibung am Flügel etwas nach „vorne“ (nach links in der Zeichnung) gekippt.) Im Endeffekt transferiert der Flügel Impuls auf die Luft in Richtung Erdoberfläche. (Eine genügend große und empfindliche Waage könnte dies messen, ähnlich wie sie einen direkt über ihr schwebenden Hubschrauber registrieren würde.) Für die Auftriebskraft L eines Flügels gilt:

$$L = \frac{dm_a}{dt} \cdot v_v, \quad (7.1)$$

wobei m_a die Luftmasse ist, die pro Zeitintervall dt auf die nach unten gerichtete Geschwindigkeit von Null auf v_v beschleunigt wird. Es wird sofort klar, dass eine große Luftmasse nach unten beschleunigt werden muss, um ein schweres Flugzeug zu tragen. Die Luftmasse, die sich in der Grenzschicht entlang der Flügeloberfläche bewegt, reicht dazu bei weitem nicht aus. Die als „scoop“ bezeichnete

Region der, durch den Flügel veränderten, Luft erstreckt sich daher bis in einige Entfernung von ihm, wie in **Fig. 7.06** (aus: Anderson und Eberhardt, 2001) für eine Cessna dargestellt. Die durch diese dunkle Fläche strömende Luft erfährt eine Impulsänderung. Ihre Fläche und damit der **Auftrieb L sind proportional zur Flügelfläche.**

Beispiel: Eine Cessna 172 bei 1045 kg Gewicht und 220 km/h Fluggeschwindigkeit erzeugt an der Flügelhinterkante eine v_v von 18 km/h und wenn die Luft der gesamten Scoop Region im Mittel auf $v_v = 9$ km/h beschleunigt wird, dann werden durch die Flügel ca. 5 Tonnen pro Sekunde umgelenkt. Die Cessna Flügel könnten also das fünffache Gewicht des Flugzeugs tragen. Die Obergrenze der Scoop-Region liegt daraus folgend mehr als 8 m über dem Flügel.

Downwash demonstriert: Die Fotos von **Fig. 7.07** und **7.08** demonstrieren den Downwash. In Fig. 7.07 fliegt eine Cessna Citation über den, also nicht im, Nebel von Lake Tahoe. Die nach unten beschleunigte Luft „schlägt“ von oben in den Nebel und erzeugt so die turbulent ausgefranste Schneise. Der Downwash des Airbus in Fig. 7.08 wird demonstriert durch die Abgasfahne der Triebwerke. Die schnell, geradlinig aus den Jets strömende heiße Luft wird von oben, vom Flügel her durch den Downwash quasi quer angeblasen. Ähnlich einer Rauchsäule, die in einer Umgebung mit starker Seitenwindströmung aus einem Schornstein aufsteigt, bilden sich hier die gegenseitig rotierenden Walzen aus.

Eine beschreibende Zusammenfassung der Vorgänge beim Fliegen ist in einem Artikel von Anderson und Eberhardt (The Newtonian description of lift of a wing) in „Physics Teacher“ 2000 erschienen, der als .pdf Datei unter **Fig. 7.08.1** abgelegt ist. Eine Beschreibung, die auch auf die grundlegenden Gleichungen eingeht, ist in Send, W. (Physik des Fliegens, Physikalische Blätter, 2001) zu finden.

7.1.2 Fluggeschwindigkeit und Flächenbelastung :

Zum Fliegen muss die Auftriebskraft L mindestens gleich dem Gewicht G des Flugzeugs sein. Bei einer Tragflügelfläche A ergibt sich G/A für die Tragflächenbelastung in N / m^2 . Der Auftrieb L hängt mit der Luftdichte, der Fluggeschwindigkeit v und der Tragflügelfläche über eine empirische Konstante zusammen nach:

$$G = L = 0.38 \cdot \rho_{Luft} \cdot v^2 \cdot A \quad (7.2)$$

Damit ist die, als G/A definierte Flächenbelastung proportional

$$G/A \sim v^2 \quad (7.3)$$

7.1. ANMERKUNGEN ZUR ÖKONOMIE DER FORTBEWEGUNG IN DER LUFTix

Die Fläche und das Gewicht hängen mit der Dimension der Länge s bzw. mit der „charakteristischen Länge“ des Flugapparates zusammen über:

$$\begin{aligned} A &\sim s^2 & \text{und} & & G &\sim s^3, & \text{damit:} & & (7.4) \\ G/A &\sim s & \text{und} & & \sqrt[3]{G} &\sim s \end{aligned}$$

(Der Zusammenhang zwischen G und s^3 ergibt sich, weil $G \sim \rho \cdot V \cdot g$ und das Volumen $V \sim s^3$ ist.) Die beiden Proportionalitäten können über eine Konstante C verknüpft werden zu:

$$\frac{G}{A} = C \cdot \sqrt[3]{G} (= 0.38v^2) \quad (7.5)$$

Dies ist die **Gleichung für maßstäblich skalierte Flugapparate**, aus der folgt:

- Hohes Gewicht des Flugzeugs erfordert hohe Bewegungsgeschwindigkeit.
- Die Flächenbelastung skaliert mit $\sqrt[3]{\text{Gewicht}}$

Weil $G/A = 0.38v^2$ ist, **verkleinern Vögel, deren Gewicht konstant bleibt, ihre Tragfläche**, wobei sich gleichzeitig auch der Widerstand verringert (s. Fig. 7.09; aus: Tennekes, Kolibris und Jumbo Jets, 1997).

Der Zusammenhang zwischen Gewichtskraft, Flächenbelastung und Fluggeschwindigkeit ist im sogenannten „großen Flugdiagramm“ in Fig. 7.10 (aus: Tennekes, 1997) für Flugobjekte, deren Gewichte sich über 13 Größenordnungen erstrecken, doppelt-logarithmisch dargestellt. Die Gerade ergibt sich aus Gl. 7.5, wobei die Konstante C für Bodennähe zu $C = 47$ gesetzt wurde. Die Punkte geben gemessene Wertepaare $(v(m/s), G(N))$ zu den einzelnen fliegenden Objekten wieder. Auf der oberen Abszisse kann die sich berechnende Flächenbelastung in N/m^2 abgelesen werden. **Je optimaler das Design eines Flugkörpers ist, desto näher liegt sein Punkt auf der Geraden.**

- Für die **Vögel links der Geraden** ist die Flächenbelastung zu klein für ihre jeweilige Gewichtsklasse. Bezogen auf ihr Gewicht haben sie also zu große Flügel und zu kleine Geschwindigkeiten.
- Der **Pteranodon**, ein Kreidezeitsaurier (vor 140-55 Mio Jahren), hatte bei 10 kg Gewicht 7 Meter Spannweite. Daraus folgt, er konnte nicht mit den Flügeln schlagen, sondern nur Gleiten.
- Besonders schlecht schneidet der fliegende Mensch ab. Das **Gossamer-Luftfahrrad** hat auch für seine Gewichtsklasse viel zu große Flügel. Ein Sportler schafft 250 Watt Dauerleistung. Bei seinem aerodynamischen Widerstand von 50 N ist die obere Geschwindigkeitsgrenze 5 m/s (18 km/h).

Aus $G/A = 0.38v^2$ würde $A = 100m^2$ folgen bei einer Spannweite von 35 m. Der reale Gossamer hat $70 m^2$ mit 29 m. Hier ist die „**Leistungsdichte**“, also die erzeugte Leistung pro kg der leistenden Maschine die Ursache für das Abweichen von der optimalen Gerade.

- **Kleinere Verkehrsflugzeuge** weichen nach rechts von der Kurve ab. Sie haben also zu große Flächenbelastung für ihr Gewicht. Daraus ergibt sich eine zu hohe Geschwindigkeit für ihre Größenklasse. Dies ist das Resultat der Forderung nach möglichst gleicher Geschwindigkeit aller Flugzeuge im Landeanflug.
- Die **Concorde** ist links von der Gerade, aber die anderen Überschall(militär)flugzeuge rechts. Die Concorde hat also zu große Flügel für ihr Gewicht. Aber für TOL („Take Off and Landing“) sind diese großen Flügel notwendig, weil die Concorde da so langsam wie alle anderen Flugzeuge fliegen muß, und die Landebahnen nicht für die Concorde verlängert werden können. Lösung wäre nach dem Prinzip von **Fig. 7.09** ein Schwenkflügelflugzeug. Aus Sicherheitsgründen ist die Concorde aber kein Schwenkflügler (ungleich verschiedener Militärflieger). Die großen Flügel der Concorde implizieren hohen Drag und damit großen Spritverbrauch.

Die Daten der Boeing 747 „Jumbo Jet“ auf Reiseflughöhe sollen dies als Beispiel verdeutlichen:

- Gewicht der B747 = 350 t
- Tragfläche = $511 m^2$
- Luftdichte bei 12 km = $0.313 kg/m^3$
- Geschwindigkeit $\approx 900 km/h$
- Daraus ergibt sich eine Flächenbelastung $\approx 700 kg/m^2$
(Zum Vergleich: Stehender Mensch $\approx 3500 - 10000 kg/m^2$)

7.1.3 Verbrauch und Effizienz :

Für die **Boeing B747** ergeben sich folgende Abschätzungen für den Verbrauch:

◇ Flug Frankfurt-Tokio, 14 Stunden, Anfangsgewicht 380 t, Endgewicht 250 t, $\Rightarrow \approx 1/3$ Gewichtsverlust. Anfangsreiseflughöhe = 9 km, Endflughöhe = 12.1 km, $\Rightarrow 250 m/h$ Steigflug.

◇ Kerosinverbrauch $12\ 000 l/h = 10\ 000 kg/h$ bei 300 t Gewicht über dem Ozean \Rightarrow Pro Stunde $\approx 3\%$ seines Gesamtgewichts verbrannt.

7.1. ANMERKUNGEN ZUR ÖKONOMIE DER FORTBEWEGUNG IN DER LUFTxi

◇ Verbrauch pro 100 Kilometer bei 900 km/h = 1330 l/hkm. ⇒ bei 350 Passagieren: 3.8 l/100 Pkm.

◇ Fracht 30 Tonnen zusätzlich, oder 300 „Personenäquivalente“ ⇒ 1.7 l/hPkm

◇ Concorde bei Mach 2 25000 l/h = 20 t/h mit 100 Leuten in 3.5 h von Paris nach New York (15-18 km Höhe) ⇒ 12 l/hPkm.

Wenn für den horizontalen Flug die Schubkraft mit der Widerstandskraft gleichgesetzt wird, kann man den „**spezifischen Energieverbrauch**“ definieren durch:

$$\begin{aligned} \text{Spezifischer Energieverbrauch } K &= \frac{\text{Widerstandskraft}}{\text{Gewichtskraft}} & (7.6) \\ &= \frac{\text{aufzubringende Leistung}}{\text{Gewichtskraft} \cdot \text{Geschwindigkeit}} \end{aligned}$$

Hierbei wurde verwendet, dass:

$$\text{Leistung} = \frac{\text{Energie}}{\text{Zeiteinheit}} = \text{Kraft} \cdot \text{Geschwindigkeit} \quad (7.7)$$

ist. Die Fortbewegung wird **umso ineffizienter, je höher der Wert des spezifischen Energieverbrauchs** ist. In **Fig. 7.11** (aus: Tennekes, 1997) ist ein Diagramm von K als Funktion der Geschwindigkeit gezeigt. Demnach sind Züge viel effizienter, als Automobile. Wenn man aber die Nutzlastverhältnisse berücksichtigt:

Nutzlast	Anteil am Gesamtgewicht
Zug	8 %
Auto	23 %
B 747	19 % ,

dann ergibt sich die per Hand eingetragene, für einen Nahverkehrszug nach oben korrigierte Kurve. So betrachtet schneiden die Züge immer noch am Besten ab, gefolgt von den Autos und den Flugzeugen. Nun erscheinen die B747 effizienter, als das Auto, und die Concorde ziemlich indiskutabel. Der Punkt für den Wellensittich in Fig. 7.11 deckt einen weiteren ineffizienten Flieger auf. Bessere Flieger, wie die Möwe erreichen jedoch Werte für k um 0.1, Zugvögel liegen bei 0.25. Die Verbindung der Punkte des Wellensittichs und der B747 zeigt, dass Fliegen mit steigender Geschwindigkeit effizienter wird. Der Schnittpunkt dieser Geraden mit der Kurve für die Automobile bei etwa 200 km/h zeigt weiterhin, dass unterhalb der 200 km/h die Rollbewegung besser ist, als Fliegen. Oberhalb von 200 km/h haben Fahrzeuge höheren spezifischen Energieverbrauch, als Flugzeuge.

Man kann als weitere Variable zur Abschätzung der Energieeffizienz von Fortbewegung die **Joule per Passagierkilometer (Pkm)** berechnen und bekommt folgende Tabelle:

Maschine	Verbrauch [Mega J / Pkm]
Zug	1.3
B-747	1.4
Auto	2.5
Concorde	4.0

Bei dieser Darstellung erscheint ein effizientes Flugzeug günstiger, als das Auto.

Die folgende Tabelle wirft ein Licht auf die thermodynamischen Wirkungsgrade η der verschiedenen Verbrennungsmaschinen:

Maschine	η [%]
Dampflok	5
Ottomotor	25
Mensch	25
Diesel	30
E-Kraftwerk	35
P&W Bypass	50

Das Pratt&Whitney Bypass-Triebwerk liegt hier signifikant über den Wirkungsgraden der Elektrizitätskraftwerke.

quad

Einer der wichtigsten Faktoren für die **Ökonomen sind die Kosten der Finanzierung**. (Die folgenden Zahlen beziehen sich auf den Stand von 1997.)

- Wenn man die **Anschaffungskosten (bei einer B747 im Jahr 1997 immerhin 120 Mio Euro) berücksichtigt, die Abschreibung über 10 Jahre, Wertminderung, sowie Verzinsung, aber nicht die Treibstoff und Betriebskosten**, müssen 11,5 Mio Euro pro Jahr durch Passagier-Kilometer Erlöst werden und weitere 6,5 Mio Euro durch Fracht. Bei einer typischen Auslastung der B747 ergeben sich dann 1,2 Euro-Cent pro Passagier-Kilometer.
- Eine analoge Rechnung für die Anschaffung eines Autos (also wieder ohne Betriebs und Treibstoffkosten), das ständig mit drei Personen fährt, ergibt 5 Euro-Cent pro Passagier-Kilometer.
- Wegen der hohen Anschaffungskosten, der teuren Infrastruktur und der schwankenden Auslastung liegen die Eisenbahnen hier noch ungünstiger.

7.1. ANMERKUNGEN ZUR ÖKONOMIE DER FORTBEWEGUNG IN DER LUFTxiii

(Allerdings ist im vorigen Punkt dieser Kostenanteil für die Infrastruktur der Flughäfen **nicht** berücksichtigt.)

- Die großen Passagierschiffe sind letztlich wegen dieser Rechnung „ausgestorben“, denn hier würde der Passagier-Kilometer 12 Euro-Cent kosten. Zwar liegen die Betriebskosten für diese langsame Reisen erheblich niedriger, aber die Anschaffungskosten von über 375 Mio Euro sind so hoch, dass die Gesamtrentabilität über akzeptable Zeiträume sehr schlecht wird.
- Fracht: Nach den Preisen von 1997 kostete ein Passagier-Kilometer in der Economy Class DM 1,50. Der Preis für eine Tonne Fracht betrug 0,90 DM pro km. Etwa 2000 Jeans aus Malaysia wiegen eine Tonne, die dann von der B747 bis Hamburg über 16000 km für 14500 DM transportiert würden. Dadurch erhöhte sich der Preis für ein Paar Jeans auf Grund des Transports um DM 7,20. In Preisen von 2004 erhöhen sich diese Werte um etwa 80%. Das heisst die Tonne Fracht kostet heute etwa 80 Cent pro km und die Fracht pro Jeans dann 6,50 Euro.

(Alle Angaben aus Henk Tennekes, Kolibris und Jumbo-Jets, 1997).

7.1.4 Fazit:

- Bei der **Einschätzung der „Effizienz“ einer Fortbewegungsart stehen eine Vielfalt an Variablen zur Verfügung**. Je nachdem, welche betrachtet wird, können die Ergebnisse unterschiedlich ausfallen.
- Fliegen erscheint aber nach mehreren Kriterien als die effizienteste Art der Fortbewegung.
- Es muss allerdings schnell geflogen werden, um nennenswerte Massen zu transportieren.
- Man **fliegt hoch (obere Troposphäre, untere Stratosphäre)** wegen der Forderung nach hoher Geschwindigkeit, wegen des reduzierten Luftwiderstands, der tiefen Temperaturen, die einen höheren Wirkungsgrad der Triebwerke ermöglichen, und wegen der weitgehenden Wetterunabhängigkeit.
- Als Reisefluggeschwindigkeit ist Mach 0.9 bevorzugt, weil Leistungsbedarf oberhalb Mach 1 wegen der Druckwellenproduktion um Faktor 3 ansteigt.

Die **Entwicklung der Flugzeugtechnologie** spiegelt in ihrer Geschichte diese Folgerungen. **Fig. 7.12** (aus: IPCC, Aviation and the global atmosphere, 1999) zeigt im oberen Bild die Entwicklung der Reisefluggeschwindigkeit als Funktion der Flugzeugtypen und des Entwicklungsjahres. Ähnlich gibt das untere Bild

die Entwicklung der Reiseflughöhe wider. Der Trend zu höheren Höhen und Geschwindigkeiten ist klar erkennbar. Die drei Bilder aus Fig. 7.13 zeigen gleichermaßen die historische Entwicklung des Treibstoffverbrauchs (nach unten) und der Ausgangstemperatur der Brennkammern (nach oben). Je höher diese Temperatur, je niedriger die Umgebungstemperatur, desto größer ist die Temperaturdifferenz, die den Wirkungsgrad wie beim Carnot'schen Kreisprozess wesentlich bestimmt (s. Abschnitt 7.3).

7.2 Die globale Luftfahrt in der Mitte der neunziger Jahre und prognostiziertes Wachstum

Im Jahr 1994 konnte die globale Luftfahrt folgendermaßen charakterisiert werden:

- Fluglinien $\approx 15\,000$ Flugzeuge (davon jetzt 12 Concordes); geschätzter Anstieg auf 23 000 bis 2015 (ohne Effekt des 11.9.2001)
- Weltweite Anzahl der Passagiere war im Jahr 1994 $\approx 1.25 \cdot 10^9$, also etwa 21% der Weltbevölkerung. Dies stieg bis zum Jahr 1998 auf $1.464 \cdot 10^9$ und betrug im Jahr 2000 dann $1.558 \cdot 10^9$ Passagiere.
- Globale Anzahl der Militärflugzeuge im Jahr 1990 ≈ 60000 . Deren Verteilung auf die Nationen ist in Fig. 7.14 (aus: NASA, HSRP Report Nr. 1381, 1992) dargestellt.
- Flugplätze weltweit $\approx 10\,000$
- Etwa 30% des Weltexports wurden durch die Luftfahrt transportiert.
- Es wurden 24 Millionen (zivile) Arbeitsplätze durch globalen Luftverkehr erzeugt.
- Ende der neunziger Jahre gab es 40000 planmäßige Starts pro Tag über den USA. Das impliziert, dass zu jeder Zeit etwa 4000 bis 5000 Flugzeuge gleichzeitig in der Luft waren.

Die Anzahl der Passagierkilometer Pkm betrug im Jahr 1999:

Scale	Pkm
Global, 1999	$2.787 \cdot 10^{13}$
Global, bis 2019 geschätzt	$8 \cdot 10^{13}$
USA	$1.045 \cdot 10^{13}$
Deutschland	$1.052 \cdot 10^{12}$

7.2. DIE GLOBALE LUFTFAHRT IN DER MITTE DER NEUNZIGER JAHRE UND PROGNOSE

Bei der geschätzten Faktor 2.9-fachen Erhöhung bis 2019 sind auch die Folgen des 11.9.2001 nicht mit einbezogen. Deutschland lag 1999 bezüglich der geflogenen Pkm weltweit auf Platz 4, während auf die USA fast die Hälfte der globalen Pkm entfielen.

Der **größte Flughafen der Welt ist in Atlanta, Georgia, USA**, mit 881800 Starts und Landungen 1999. Der größte deutsche Flughafen (Frankfurt) hatte im Jahr 2000 demgegenüber 429 905 Starts und Landungen. Der Passagierumsatz betrug dabei in Frankfurt 45.5 Millionen, was bei 24 stündiger Operation **einer „Passagierumsatzfrequenz“ von 1.44 Hertz entspricht**. Atlanta hatte 1999 mit 77.9 Millionen Passagieraufkommen eine Frequenz von 2.5 Hertz.

Bezüglich der **Zunahme des Luftverkehrs** sind folgende Feststellungen zu zitieren (siehe IPCC, 1999; und Brasseur et al., 1998):

- Die Anzahl der planmäßig veranstalteten, zivilen Flüge stieg **von 1988 bis 1990 um 60 %** .
- Das weitere Wachstum wird auf **5% pro Jahr** geschätzt.
- Die Ereignisse des 11. September 2001 haben dieses Wachstum beeinflusst. Es scheint aber, als wäre das Wachstum im Jahr 2001 auf plus 2% zurückgegangen und ab Februar 2002 wieder zu den Werten von vor dem 11.9.2001 zurückgekehrt.
- Die Nordatlantikroute und der Verkehr über den USA war bis 11.9.2001 „gesättigt“, bot also von der Ökonomie her keine weiteren Wachstumsmöglichkeiten. Daher war zu erwarten, dass das **hauptsächliche Wachstum des globalen Luftverkehrs in den tropischen und subtropischen Breiten** Asiens, der Pazifikregion und in den Staaten der ehemaligen Sowjetunion stattfindet.
- Seit 11.9.2001 wurden aber auf den Atlantikrouten signifikante Kapazitäten abgebaut, so dass es im Februar 2002 schon zu „Versorgungsempässen“ kam.

Die **Zunahme der „Revenue passenger kilometers“**, also der Anzahl bezahlter Passagierflugkilometer ist für die Vergangenheit seit 1960 in **Fig. 7.15** (aus: Brasseur, et al., European scientific assessment of the atmospheric effects of aircraft emissions, Atmospheric Environment, vol. 32, 2329 - 2418, 1998) gezeigt. Auch sind die Zuwächse auf Grund von Schätzungen verschiedener Szenarien bis 2020 mit eingetragen. Der Trend hin zu größeren Flugzeugen im Lauf der Luftfahrtgeschichte ist aus **Fig. 7.16** (aus: IPCC, 1999) ersichtlich. Offensichtlich **werden die Langstreckenflugzeuge immer größer**.

In der gleichen Weise wie in Fig. 7.15 ist in **Fig. 7.17** (Brasseur, et al., 1998, a.a.O) die **Zunahme des Treibstoffverbrauchs** dargestellt. Für den IPCC Report zu den Auswirkungen der Luftfahrt, der 1999 erschien, wurden folgende Angaben berechnet:

- Der Anteil des Luftverkehrs am Verbrauch fossiler Brennstoffe ist 2 - 3 %.
- Der Anteil der globalen Luftfahrt, der in der Nordhemisphäre stattfindet, ist 93% .
- Drei Viertel davon laufen in Breitengradregionen oberhalb von 30 Grad ab.
- **Effektiv werden 30 bis 40 % des Kerosins in der Stratosphäre verbrannt.** Eben weil ein so hoher Anteil des Luftverkehrs in den höheren mittleren Breiten und der Nordpolarregion ist, befinden sich die auf 10 bis 12 km Reiseflughöhe fliegenden Verkehrsflugzeuge häufig oberhalb der Tropopause. Dies trifft in besonderem Maß auf die Wintersaison zu.

Die typischen Reiseflughöhen der Unterschallverkehrsflugzeuge, der Concorde und der Höhenforschungsflugzeuge sind für **Fig. 7.18** in das Vertikalprofil der Atmosphäre eingetragen und in Relation zur Höhe des Ozonschichtmaximums gestellt.

7.3 Triebwerke, Wirkungsgrade und Bypass-Prinzip

7.3.1 Prinzipielle Wirkungsweise der Triebwerke :

Als Vortrieb sind **Propeller gewissen aerodynamischen Limitierungen** unterworfen, aus denen obere Grenzen für den maximal möglichen Schub folgen. Daher wurden die **Strahltriebwerke** entwickelt, obwohl diese zu Anfang eher von thermodynamischen Limitierungen betroffen waren. Die Funktionsprinzipien der Triebwerke sind in **Fig. 7.19** (IPCC, 1999) gezeigt.

- In Bild (a) sind die drei notwendigen Elemente einer **eine Gasturbine** gezeigt. Der **Kompressor leistet mechanische Druck-Volumenarbeit** um den Energiegehalt der Luft zu erhöhen. In der **Brennkammer** wird zusätzlich die Temperatur des Gases erhöht. In der Turbine wird dann ein Teil der zugeführten Energie dem heißen, komprimierten Gas wieder mechanisch entzogen. Diese extrahierte Energie bringt die Achse W_{net} zur Rotation, was einerseits die Kompressorschaukeln antreibt. Andererseits wird ein weiterer Teil der Energie des nun kühleren und entspannteren, ausströmenden Gases verwendet, um z.B. ein Dynamo zur Stromerzeugung anzutreiben.
- In der Mitte in Bild (b) ist **ein Turbostrahltriebwerk** schematisch abgebildet. Wieder treibt die Turbinenschaufel die Kompressorachse, nur ist kein

„Konsument“ an die Achse gekoppelt, sondern die komprimierte, erhitzte Luft wird zur Expansion nach hinten durch eine **Düse** ausgestoßen und erzeugt so den Strahlvortrieb. Die thermodynamische Energie des heißen, komprimierten Gases wird so teilweise in kinetische Energie zum Vortrieb umgewandelt.

- Unten ist ein **modernes Bypass-Triebwerk** gezeigt. Es enthält in seinem Inneren eine Gasturbine, um die ein Turbojet „herumgeschaltet“ ist. Die „Low pressure turbine“ (LPT), also im Prinzip ein weiteres Schaufelrad, treibt einen großen Propeller („Fan“) an. Die kinetische Energie des durch die Düse nach hinten austretenden Gases erzeugt Schub. Ein wesentlicher Teil des Vortriebs wird aber durch die vom Fan beschleunigte, kalte, an der Gasturbine vorbeiströmende Luft bereitgestellt. Die charakterisierende Größe ist hierbei die sogenannte „Bypass ratio“ (BPR), die das Verhältnis aus der kalten, beschleunigt vorbeiströmenden Luftmasse zu der Luftmasse, die aus der Gasturbine austritt.
- Nebenbemerkung: Ein **Raketentriebwerk** verbraucht gar keine Luft. Es ist ein geschlossenes System, das in seinem Treibstoff den zur Verbrennung benötigten Sauerstoff mitbringt. Der Vortrieb wird dadurch erzeugt, dass der feste oder flüssige Treibstoff durch die Verbrennung in ein Gas umgewandelt wird. Das heiße, unter hohem Druck stehende Gas wird durch eine Düse nach hinten für den Vortrieb beschleunigt und aus der Brennkammer in die Atmosphäre gestoßen.

Das Design der Flugzeugtriebwerke sind hauptsächlich optimiert hinsichtlich einer möglichst großen „**Leistungsdichte**“, also eines hohen Verhältnisses aus Vortriebsleistung zu Gewicht (s. Fig. 7.10 und Abschnitt 7.1).

7.3.2 Wirkungsgrade von Triebwerken :

Der Carnot'sche Kreisprozess ist die Abfolge von vier reversiblen Zustandsänderungen eines idealen Gases, wobei der erste und der letzte Zustand gleich sind. Der **thermische Wirkungsgrad** η_t^{Ca} bei einem Carnot'schen Kreisprozess kann definiert werden zu: (siehe: P. W. Atkins, Physical Chemistry, 5th Edition, 1994; Chapter 4)

$$\eta_t^{Ca} = \frac{\text{geleistete Arbeit}}{\text{verbrauchte Wärme}} = \frac{|w|}{|q_h|} \quad (7.8)$$

Die Indizes h und c beziehen sich auf das heiße und das kalte Reservoir, an das die Maschine gekoppelt ist. Man kann zeigen, dass diese Definition eines Wirkungsgrades für jede **reversibel arbeitende** Wärmekraftmaschine gilt, auch solche, die mit realen Gasen arbeiten. Für den Fall der Verwendung eines ideales

Gases ist:

$$\eta_t^{Ca} = \frac{|w|}{|q_h|} = \frac{T_h - T_c}{T_h} = 1 - \frac{T_c}{T_h} \quad (7.9)$$

Für den Fall der Flugzeugtriebwerke entspricht T_h der Temperatur des heißen Gases, das aus der, in Fig. 7.19 als „T“ gekennzeichneten, Turbine austritt. T_c ist dann die bei „2“ (s. Fig. 7.19) in den Kompressor „C“ eintretende, kalte Umgebungsluft. Der thermische Wirkungsgrad ist also umso höher, je größer die Temperaturdifferenz $T_h - T_c$ wird, weshalb Verkehrsflugzeuge auch am effizientesten in der Tropopause fliegen.

Die **Gesamteffizienz** η_0^{FTw} eines Flugzeugtriebwerks FTw ist definiert als:

$$\eta_0^{FTw} = \eta_{therm}^{FTw} \cdot \eta_v^{FTw} \quad (7.10)$$

Dabei ist η_{therm}^{FTw} die **thermische Effizienz** und η_v^{FTw} die **Vortriebseffizienz**. Im Unterschied zur Definition des „Wirkungsgrads“ nach Gl. 7.8 ist die thermische „Effizienz“ definiert als:

$$\eta_{therm}^{FTw} = \frac{\text{An den Gasstrom geleistete Arbeit}}{\text{Rate der Energiezufuhr}} \quad (7.11)$$

Diese Größe ist schwer zu bestimmen. Für die thermische Effizienz des Triebwerks gilt aber:

$$\eta_{therm}^{FTw} \sim \eta_{therm}^{Ca} = 1 - \frac{T_2^{FTw}}{T_4^{FTw}} \quad (7.12)$$

Damit wird in Fig. 7.19 das Verhältnis der Temperaturen T_x^{FTw} an der Stelle „4“ zu der an der Stelle „2“ (für x) relevant. Dies sind die Temperaturen am Ausgang der Brennkammer und am Einlauf des Triebwerks. Weiterhin geht das Verhältnis zwischen dem maximalen Druck im Inneren des Triebwerks und dem der Außenluft („**Overall pressure ratio**“) ein, da hier pV-Arbeit umgesetzt wird. Der höchste Wert für T_4^{FTw} wird bei einer sogenannten „**stöchiometrischen Verbrennung**“ erreicht. Bei diesem theoretisch oberen Limit würde soviel Treibstoff verbrannt, dass der gesamte Sauerstoff verbraucht wird, der der Brennkammer mit der eingesaugten Luft zugeführt wird. Weitere Erhöhung des Treibstoffumsatzes könnte wegen des dann fehlenden Sauerstoffs die Verbrennungstemperatur nicht mehr steigern.

Beispiel zum stöchiometrischen Limit: Bei Mach 0.85 in 10.7 km Reisehöhe, bei einer Umgebungstemperatur $T_2^{FTw} = 250$ K wäre die Temperatur T_4^{FTw} bei stöchiometrischem Limit ungefähr 2600 K. Daraus ergibt sich ein T_4^{FTw}/T_2^{FTw} von 10.3. Heutige Triebwerkstemperaturen T_4^{FTw} liegen bei 1400 K

mit dem entsprechenden Verhältnis von T_4^{FTw}/T_2^{FTw} von 5.6.

In **Fig. 7.20** (aus: IPCC, 1999) zeigt die thermische Effizienz der Gasturbine für dieses Beispiel als Funktion des Druckverhältnisses. Dabei wurde angenommen, dass die Effizienz der Turbine und des Kompressors bei 90% sind. (Die gestrichelte Linie gibt die Verhältnisse für 100% Effizienz von Turbine und Kompressor, wo auch die Thermische Effizienz nur noch vom Druckverhältnis abhängt und nicht mehr von T_4^{FTw}/T_2^{FTw} .) Die übrigen Kurven zeigen die thermische Effizienz für verschiedene, im Beispiel berechnete, Temperaturverhältnisse. Moderne Triebwerke haben bei Start und „Climb“ Spitzenwerte von 40 für das Overall pressure ratio und liegen damit beim Optimum. Dieses Druckverhältnis steigt auf 64 an, denn nicht nur der Kompressor erhöht den Druck, sondern auch der Anströmungsdruck der bei Mach 0.85 einströmenden Luft.

Man kann aus den Kurven von Fig. 7.20 entnehmen, dass

- eine **Erhöhung des Druckverhältnisses nur wenig Effizienzverbesserung** wegen des flachen Verlaufs der Kurven bringt.
- Zudem würde dies zu **Materialproblemen und Schwierigkeiten mit der Kühlung interner Teile** führen, weil durch eine Overall pressure ratio Erhöhung die Temperatur des Gases am Ausgang des Kompressors zu weit ansteigen würde.
- Bei einer so erhöhten Temperatur würden die Emissionen des NO_x ansteigen.
- Eine Steigerung des T_4^{FTw}/T_2^{FTw} Verhältnisses bei festem Overall pressure ratio bewirkt eine Effizienzverbesserung.
- Die maximal denkbare thermische Effizienz ist 70% , aber diese kann, wie die stöchiometrische Verbrennung in realen Maschinen nicht erreicht werden. Dazu müssten auch die beiden Komponenten, nämlich Turbine und Kompressor, auch 100% Wirkungsgrad haben. Daher wäre die thermische Effizienz auch unter 60% , selbst wenn man stöchiometrische Verbrennung erreichen könnte.

Heutige Triebwerke, die bei Druckverhältnissen von 64 arbeiten, haben etwa 37% Effizienz. Also kann durch Steigerung des T_4^{FTw}/T_2^{FTw} Verhältnisses eine Verbesserung erreicht werden, allerdings nur beschwerlich.

Daher muss auch die Vortriebseffizienz η_v^{FTw} aus Gl. 7.10 verbessert werden. Die Vortriebseffizienz η_v^{FTw} ist definiert durch:

$$\eta_v^{FTw} = \frac{\text{Zum Vortrieb nutzbare Leistung}}{\text{der Strömung mitgeteilte kinetische Energie}}, \quad (7.13)$$

wobei die nutzbare Leistung gleich dem Produkt aus Vorantreibender Kraft und der Geschwindigkeit des Flugzeugs ist. Diese Effizienz kann angenähert werden durch:

$$\eta_v^{FTw} \approx \frac{2 \cdot v_F}{v_F + v_{jet}} \quad (7.14)$$

Hier bedeuten v_F die Geschwindigkeit des Flugzeugs und v_{jet} die des aus der Düse in Fig. 7.19 austretenden Gases.

Beispiel: Obiges Beispiel weiterführend ergibt sich für ein Verhältnis T_4^{FTw}/T_2^{FTw} von 5.6 (siehe mittlere Kurve in Fig. 7.20), bei einem Overall pressure ratio von 40, eine v_{jet} von 817 m/s in 10.7 km Höhe bei 252 m/s (= Mach 0.85) Reisefluggeschwindigkeit. Daraus ergibt sich eine $\eta_v^{FTw} \approx 47\%$. Mit der aus Fig. 7.19 ablesbaren thermischen Effizienz von 0.48 folgt mit Gl. 7.10 eine Gesamteffizienz von $\eta_0^{FTw} = 0.48 \cdot 0.47 = 23\%$.

Typische **Verkehrsflugzeuge haben Gesamtwirkungsgrade von 20 bis 40%**. Um die Effizienz zu erhöhen wird bei den Triebwerken v_{jet} reduziert und so die Vortriebseffizienz verbessert. Dies führte zur Entwicklung der Bypass-Triebwerke, bei denen die Low pressure turbine (LPT) in Bild (c) von Fig. 7.19 die heißen Gase noch weiter entspannt und dabei abkühlt. Dies führt zu Gesamtwirkungsgraden zwischen 30 und 37% bei einem Bypass-Ratio BPR von 6 und den Bedingungen des Beispiels. Die BPR könnte erhöht werden, aber dies trifft auf technologische Probleme, beispielsweise wegen zu großer „Fan-“durchmesser, oder der Notwendigkeit eines Schaltgetriebes bei großen Turbinenpropellern. Heute werden BPR von 5 bis 9 verwendet und es erscheint fraglich, ob sich das noch wesentlich steigern lässt. Die **historische Entwicklung der Overall pressure ratios, der Brennkammeraustrittstemperatur und des spezifischen Treibstoffverbrauchs** (in lb Treibstoff pro Stunde und pro lb Gewicht) sind in Fig. 7.21 (aus: IPCC, 1999) gezeigt. Demnach sank der Verbrauch, während das Druckverhältnis und die Brennkammertemperatur anstieg. Der **Zusammenhang zwischen der Vortriebseffizienz, der thermischen Effizienz und dem spezifischen Verbrauch** ist in Fig. 7.22 (aus: Basseur et al., 1998) dargestellt in Abhängigkeit vom BPR Parameter. Die Verbesserung der thermischen Effizienz und der Vortriebseffizienz mit wachsendem BPR geht klar hervor und es fand im Laufe der Zeit eine Annäherung an das stöchiometrische Limit statt. Die wachsende Brennkammertemperatur führt nach Gl. 7.9 und Gl. 7.12 zu einer höheren Effizienz, damit zu einer besseren Leistungsdichte des Triebwerks, und so zu einem besseren spezifischen Verbrauch.

7.4 Triebwerksemissionen: Gase, „Chemi-Ionen“ und Partikel

7.4.1 Der Emissionsindex :

Bei der **idealen Verbrennung des Flugzeugbenzins** (Kerosin), das dem Diesel ähnelt, würde nur Wasserdampf und CO₂ freigesetzt. Ein Schema, das „reale“ und „ideale Verbrennung“ unter Bedingungen auf Reiseflughöhe vergleicht, ist **Fig. 7.23** (aus: IPCC, 1999) dargestellt. Demnach machen die Verbrennungsprodukte nur 8.5% des Massenflusses durch das Triebwerkszentrum aus. Auch wird der Sauerstoffgehalt der Luft durch die Verbrennung von 21% nur um 4.7% reduziert. Die Verbrennung ist also weit vom stöchiometrischen Limit entfernt.

Der **Emissionsindex** EI ist für einen Stoff in g/kg definiert als:

$$EI = \frac{\text{Masse Verbrennungsprodukt in g}}{\text{Einheitmasse Kerosin in kg}} \quad (7.15)$$

Typische Werte für Emissionsindizes sind in **Fig. 7.24** (von Dr. Hans Schlager, DLR Oberpfaffenhofen, Private Mitteilung, 1998) angegeben, während die Tabelle in **Fig. 7.25** (aus: Brasseur et al., 1998) genauere Werte für die einzelnen Flugphasen angibt. „Idle“ bedeutet Leerlauf, „Short haul“ steht für eine kurze Flugstrecke. Das CO und die Kohlenwasserstoffe (HC) entstehen durch **unvollständige Verbrennung** sind bei niedrigem Triebwerklastzustand am höchsten, während die NO_x Emissionen bei hoher, von den Triebwerken abgeforderte Leistung, am höchsten sind. Der Hauptanteil der NO_x **Emissionen wird in den Hochtemperaturregionen der Brennkammer** erzeugt. Die höchste NO_x Produktion findet bei den höchsten Temperaturen statt. Auch spielt das **Verhältnis von Brennstoff zu Luft (also das „Gemisch“)**, das der Brennkammer zugeführt wird eine Rolle hierbei.

- Generell laufen Triebwerke bei höheren Temperaturen effizienter, erzeugen weniger Ruß und weniger Emissionen von unverbrannten Kohlenwasserstoffen, produzieren aber viel NO_x.
- Bei niedrigeren Temperaturen tritt verstärkt „unvollständige Verbrennung“ auf, mit verringerter NO_x Emission, aber erhöhter Freisetzung unverbrannter Kohlenwasserstoffe und auch von Ruß.
- Die Triebwerksingenieure können also entweder bezüglich höherer Effizienz unter Inkaufnahme höherer Stickoxidemissionen optimieren, oder aber bezüglich niedrigerer NO_x Emissionen bei Effizienzeinbussen. **Bezüglich möglichst niedriger Stickoxidproduktion zu optimieren, bei gleichzeitiger Maximaleffizienz erscheint nicht möglich.**

7.4.2 Emission von Ruß und „Chemi-Ionen“:

Einen Sonderfall stellen die **Emissionen von Ruß** dar. „Ruß“ ist ein Begriff für Partikel in den Emissionen. Ruß **entsteht hauptsächlich in Zonen „fetten Gemischs“ der Brennkammer**, wo pro Masseneinheit des Brennstoffs verhältnismäßig wenig Luft zur Verbrennung verfügbar ist. Die prinzipiellen Wege der Rußformation in den Triebwerken sind schematisch und vereinfacht in **Fig. 7.26** (aus: IPCC, 1999) dargestellt. Die verschiedenen Kohlenwasserstoffe spielen eine Rolle, sowie Ionen, die in den Flammen entstehen und auch Radikale. Die Triebwerke emittieren Partikel mit Anzahldichten von 10^6 bis 10^7 cm^{-3} . Die Maxima der lognormalen Anzahldichteverteilungen bei Größendurchmessern von 20 bis 30 nm. Pro Kilogramm verbrannten Treibstoffs werden 10^{14} bis 10^{15} Partikel freigesetzt. Diese Verhältnisse sind auch in der verallgemeinerten Größenverteilung der partikulären Flugzeugemissionen in **Fig. 7.27** (aus: Fahey et al., IPCC, 1999) erkennbar. In dieser Größenverteilung, die auf Modellrechnungen zurückgeht, ist die Anzahldichte in $r \cdot dn/dr$ abgetragen für den Zeitpunkt von 1 Sekunde nach der Emission. Diese Abtragung entspricht der Darstellung $dn/d\ln(r)$, denn: $\frac{dr}{r} \cdot \frac{1}{dn} = \frac{d\ln(r)}{dn}$. **Unterhalb von 10 nm ist die Größenverteilung dominiert von flüchtigen Partikeln** aus H_2SO_4 und H_2O . Der „ion mode“ bezieht sich auf elektrisch geladene Partikel. Diese gehen auf sogenannte „Chemi-Ionen“ zurück. Chemi-Ionen sind geladene Moleküle, die durch die chemischen Reaktionen bei den hohen Temperaturen in der Brennkammer in großer Anzahl erzeugt und freigesetzt werden. Solche Chemi-Ionen **entstehen besonders bei der Verbrennung kohlenstoffhaltiger Treibstoffe**, wobei das Vorhandensein von Schwefel keine Voraussetzung ist. Beispiele für Chemi-Ionen sind H_3O^+ , CHO^+ und C_3H_3^+ . Aerosolpartikel, die auf Grund von Kontakt mit Chemi-Ionen nicht mehr elektrisch neutral sind, erhöhen (nach Modellvorstellungen) die Bildung geladener binärer Schwefelsäure/Wasser Tröpfchen und erleichtern die Koagulation der Partikel.

7.4.3 Prozesse unmittelbar im Triebwerksnachlauf :

Ein detaillierteres **Schema der Bildung von Aerosol und Kondensstreifen im Triebwerksnachlauf** zeigt **Fig. 7.28** (aus: Fahey et al., IPCC, 1999). Die Zahlenreihen unten geben die Zeit nach Austritt aus den Düsen an („plume age“), sowie die Temperatur des Abgases als Funktion dieser Zeiten. Bei **hohen Temperaturen werden reaktive, schwefelhaltige Gase emittiert, sowie Wasserdampf, Ruß, Metallpartikel etc.** Die gasförmigen Substanzen werden von SO , SO_2 über SO_3 aufoxidiert und so wird aus den schwefelhaltigen Gasen schnell H_2SO_4 Dampf. Reine Rußpartikel sind chemisch reaktionsträge. Die **Rußpartikel werden aber „aktiviert“** durch Aufnahme von gasförmigen SO_3 , H_2SO_4 und H_2O . Auf den Rußteilchen bildet sich so eine teilweise oder völlig bedeckende, flüssige Schicht. In diese können weitere Gasmoleküle

leichter eintreten und werden so leichter aufgenommen, als von den unbedeckten Rußaerosolpartikeln. Bei Abkühlung werden die teilweise benetzten Partikel vollkommen bedeckt und die Tröpfchen erscheinen dann, von außen betrachtet, als binäre Schwefelsäure/Wasser-Lösungströpfchen. **Flüchtige H_2SO_4 - H_2O Tröpfchen entstehen ohne Rußbeteiligung durch homogene heteromolekulare Nukleation**, wie in Abschnitt 3.2.7 beschrieben. Dabei dienen die Chemionen als bevorzugte Nukleationszentren. Die binären Lösungströpfchen wachsen bei Abkühlung durch Wasserdampfaufnahme (siehe Abschnitt 3.7.2). **Koagulation und Kondensation** führt bei allen Teilchen zu Größenwachstum. Wenn dabei flüchtige, binäre H_2SO_4 - H_2O Tröpfchen auf rußhaltige Teilchen stoßen, **entstehen sogenannte „gemischte Aerosolteilchen“**. Wenn die Temperatur die Sättigung über flüssigem Wasser unterschreitet, bildet sich ein Kondensstreifen. Eis wird später geformt, durch Gefrieren. Die gefrorenen Teilchen wachsen dann weiter bis zu ausgewachsenen Cirrusteilchen durch Wasserdampfdeposition. Bezüglich der **Lebensdauer der Flugzeugemissionen wurde eine 1/e-Zeit von 50 Tagen** abgeschätzt (Gettleman, 1998).

7.5 Physikalische Effekte: Cirren und Kondensstreifen

7.5.1 Phänomenologie der Kondensstreifen :

Das Satellitenbild in **Fig. 7.29** zeigt die Münchner Region und den Alpenraum. Deutlich erkennbar sind die Kondensstreifen des Luftkorridors über den Alpen in einer Südwestströmung. Weiter nach rechts oben im Bild werden die **Kondensstreifen zunehmend diffuser, bis die gealterten Kondensstreifen von natürlicher Cirrusbewölkung kaum noch zu unterscheiden sind**. Die beiden Bilder von **Fig. 7.30** und **Fig. 7.31** (aus: Heinz Haber, Unser Wetter, 1971) zeigen den Himmel 10 Minuten nach Überflug eines Verkehrsflugzeugs und dann noch einmal von demselben Standpunkt aus drei Stunden später. Es fand in diesem Zeitraum eine Transformation des Kondensstreifens in Cirren statt. Am Zeitpunkt dieser Veröffentlichung ist erkennbar, dass man sich dieser Thematik schon vor über dreißig Jahren bewusst war.

Einen „Sonderfall“ zur Kondensstreifenbildung ist in **Fig. 7.32** gezeigt (von: P. Wendling, DLR, Oberpfaffenhofen, 2000), wo ein westlich von Dänemark fliegendes Militärflugzeug einen Spiralstreifen erzeugte. Dies wurde vom NOAA-14 AVHRR Satelliten beobachtet am 22.5.1988 um 12:35 UTC Zeit. Der Kondensstreifen hat eine Gesamtlänge von über 1000 km. Nach Abschätzungen, ausgehend von bekanntem Flugzeugtyp und Geschwindigkeit, entspricht die gesamte Spirale einer Flugdauer von etwa 2.5 Stunden.

Übersicht: Eigenschaften von Flugzeugkondensstreifen

Optische Dicke τ_{vis}	0.1 bis 0.5, selten bis 1
Mindestens τ_{vis}	0.02
Eiswassergehalt	bis 20 mg/m ³
Partikelanzahldichte	10 bis 200 pro cm ³
Rußpartikelgröße	< 1 μm
Anzahldichte Eisbildende Partikel	> 10 ⁴ cm ⁻³ nach 0.1 -0.3 s

Die Eigenschaften der Kondensstreifen sind in der Übersichtstabelle unten zusammengefasst.

7.5.2 Entstehung von Kondensstreifen :

Die Flugzeugkondensstreifen entstehen **durch isobare, adiabatische Mischung der feuchten, heißen Abgasluft mit der kalten, trockenen Umgebungsluft**. Diese Vorgänge werden detailliert in der Vorlesung „Experimentelle Meteorologie III: Wolkenphysik“ behandelt. Die Steigung m der Mischungsgeraden zwischen dem Umgebungsluftpaket und der heißen, feuchten, abgasbeladenen Triebwerksemission in dem Wasserdampfpartialdruck vs. Temperatur-Plot der **Fig. 7.33** (aus: Schumann, U., 1996) ist gegeben durch:

$$m \sim EI(\text{H}_2\text{O}) \cdot c_p \cdot p \cdot [0.622 \cdot Q \cdot (1 - \eta)]. \quad (7.16)$$

Hierbei bedeuten:

- c_p spezifische Wärmekapazität der Luft
- p der Umgebungsdruck der Mischung der Luftpakete
- Q die spezifische Verbrennungswärme des Treibstoffs, also die Anzahl Joules, die pro kg Kerosin bei der Verbrennung frei werden
- η die Gesamteffizienz des Vortriebs der Bewegung. Dies bedeutet, dass $(1 - \eta)$ der Teil von Q ist, der nicht für die Bewegung des Flugzeugs genutzt wird. $Q \cdot (1 - \eta)$ ist demnach die spezifische Verlustwärme des Treibstoffs, die der Emissionsluft mitgegeben wird.
- $EI(\text{H}_2\text{O})$ den Emissionsindex des Treibstoffs bezüglich Wasser. Dies ist die Masse an Wasserdampf, die pro kg verbrannten Kerosins emittiert wird. Ein typischer Wert hierfür ist 1240 g H₂O pro kg.

Diese Gleichung zeigt, dass **die Steigung wesentlich durch Triebwerksparemeter bestimmt** ist, die praktisch die Lage des Punktes für die heiße Emissionsluft auf dem Wasserdampfpartialdruck vs. Temperatur Graphen festlegen.

7.5. PHYSIKALISCHE EFFEKTE: CIRREN UND KONDENSSTREIFEN^{xxv}

Wenn der Wirkungsgrad der Triebwerke verbessert würde, dann sinkt die Emissionstemperatur der Abgase bei gleichbleibender Wasserdampfmenge. Dadurch verschiebt sich der Ausgangspunkt so, dass Kondensstreifenformation bei höheren Umgebungstemperaturen stattfinden kann. Dies würde den Höhenbereich in der Atmosphäre vergrößern, innerhalb dessen sich Contrails bilden können. Der Endpunkt des Mischungspakets kann in dem Graph auch oberhalb der Sättigungsdampfdruckkurve für **flüssiges** Wasser (also nicht über der für Eis) zu liegen kommen. Damit Contrails entstehen muss bei der Mischung also nicht unbedingt bis herunter zur Eissättigungstemperatur abgekühlt werden.

Die Formation der Flugzeugkondensstreifen geschieht in folgenden Schritten:

1. **Isobare Mischung** feuchter, heißer Abgase mit kalter, trockener Umgebungsluft.
2. **Nukleation** von Partikeln/Tröpfchen bei Übersättigung bezüglich Wasser oder Eis
3. Als **Nukleationskerne** agieren hierbei bedeckte Rußpartikel, $\text{H}_2\text{SO}_4 - \text{H}_2\text{O}$ Tröpfchen, frisch entstandene flüchtige Partikel und Hintergrundaerosolpartikel.
4. Kondensstreifenformation = $f(p, T_{Umgebung}, T_{Abgas}, EI(\text{H}_2\text{O}), \text{Verbrennungswärme}, \eta, \dots)$. Der Schwefelgehalt des Treibstoffs scheint keine große Rolle bei der Formation zu spielen, denn Messungen zeigen, dass verschiedene Schwefelgehalte die Formationstemperatur nur innerhalb von 0.4 K verschieben. Ursprünglich dachte man, dass der Schwefelgehalt von Bedeutung ist, da die binären $\text{H}_2\text{SO}_4 - \text{H}_2\text{O}$ Tröpfchen als Nukleationskeime dienen können und demzufolge ein höherer Schwefelgehalt des Treibstoffs anders als schwefelärmerer wirken sollte.
5. **Wachstum** aktivierter Partikel bis $0.1 \mu\text{m}$ durch H_2O Dampfaufnahme
6. homogenes oder heterogenes **Frieren** der flüssigen Partikel
7. Möglicherweise **Anwachsen zu großen Eispartikeln** (Cirrus-Wolkenteilchen). Wenn ausreichendes Wachstum passiert, dann werden innerhalb von Zehntelsekunden Kondensstreifen sichtbar, also etwa die Länge einer Spannweite hinter dem Flugzeug.
8. **Verdampfen** der Eisteilchen innerhalb von Sekunden in untersättigten Regionen, was bei in der Stratosphäre fliegenden Flugzeugen vorkommt. Wenn eine HNO_3 Schicht auf den Eisteilchen diese schützt, kann das Verdampfen verzögert werden. Labormessungen zeigen, dass dazu schon wenige Molekülschichten genügen. Allerdings sind die großskaligen Auswirkungen dieses Effekts noch unklar.

9. Nach Verdampfen bleibt ein chemisch verändertes Aerosol zurück, das sich signifikant vom natürlichen Hintergrundaerosol unterscheidet.
10. Das Aerosol des Emissionsresiduums oder der verdampften Contrails wird auf längeren Zeitskalen durch das natürliche Hintergrundaerosol oder bei Wolkenbildung **ausgewaschen**.

Modellstudien zeigen, dass es Kondensstreifen auch ohne Ruß gäbe. Das vorhandene Hintergrundaerosol reicht für die Nukleation. Allerdings würden dann weniger, aber größere Eisteilchen entstehen.

In **Fig. 7.34** und **Fig. 7.35** (beide aus: Schröder, F., et al., On the transition of contrails into cirrus clouds, J. Atmos. Sci., 57, 464 - 480, 2000) sind in-situ Messungen, die auf Reiseflughöhe hinter Verkehrsflugzeugen durchgeführt wurden, gezeigt. In **Fig. 7.34** sind Größenverteilungen dargestellt, die das Größenwachstum der Partikel mit zunehmendem Alter des Kondensstreifens zeigen, das mit einer entsprechenden Abnahme der Anzahldichten einhergeht. Die Größenverteilung der nichtflüchtigen, trockenen Partikelemission ist durch die Kurven mit den Fehlerbalken angegeben. In **Fig. 7.35** sind verschiedene Messungen gezeigt, die die Unterschiede zwischen gealterten Contrails und entwickeltem Cirrus verdeutlichen. Besonders im Bereich von $10 \mu\text{m}$ zeigt sich verglichen mit natürlichen Cirren eine stark erhöhte Anzahldichte der Partikel im Kondensstreifen. Diese Alterung eines Kondensstreifens bis zu dem Punkt, an dem er nicht mehr von natürlichen Cirren zu unterscheiden ist, ist oben in Fig. 7.30 und Fig. 7.31 beispielhaft dargestellt.

7.5.3 Auswirkungen der Kondensstreifen :

Auf Grund von Satellitenmessungen und anderen Beobachtungen, sowie Modellrechnungen kommt man zu folgenden Abschätzungen:

1. Übersättigung in der oberen Troposphärenregion scheint es über $\approx 10\text{-}20\%$ der Erdoberfläche in mittleren Breiten zu geben. Diese Abschätzung unterliegt großen Unsicherheiten.
2. Tagsüber sind $0.1\text{-}0.5\%$ des Himmels mit Contrails bedeckt. (Siehe unten Fig. 7.38, aus IPCC, 2001)
3. Im Sichtbaren haben die Kondensstreifen optische Dicken zwischen $0.1\text{-}0.5$. Dies bewirkt einen positiven Strahlungsantrieb von $0.02\text{-}0.7 \text{ W/m}^2$, ein Wertebereich der mit 600% Fehler behaftet ist.
4. Die Contrails können Cirruswolkenbildung beeinflussen. Dieser Effekt ist bisher allerdings nicht quantifizierbar.

7.5. PHYSIKALISCHE EFFEKTE: CIRREN UND KONDENSSTREIFEN^{xxvii}

5. Strahlungsrelevante Effekte direkter Partikelemissionen im Abgas (Ruß, H₂SO₄-Tröpfchen) erscheinen vernachlässigbar.
6. Bei einem dreifachen Anstieg des Kerosinverbrauchs (gemäß Schätzungen bis zum Jahr 2050) soll es eine 4-5 fach größere Bedeckung mit Contrails geben. Dies impliziert einen sechsfach stärkeren Strahlungsantrieb.
7. Man erwartet einen signifikanten Anstieg des stratosphärischen Aerosols im Falle der Inbetriebnahme einer großen Flotte von (naturgemäß hochfliegenden) Überschallverkehrsflugzeugen.
8. Seit 1971 wird ein **signifikanter Anstieg des Wolkenbedeckungsgrades mit Cirren in den Gebieten der hoch frequentierten Luftfahrtkorridore** beobachtet. Der abgeschätzte Anstieg des Bedeckungsgrads von 4% seit 1971 ist erheblich größer, als durch die reinen, geradlinigen Contrails zu erwarten wäre. Außer der Luftfahrt könnten für diesen Befund andere Effekte verantwortlich gemacht werden: Langfristiger Anstieg der Wasserdampfmischungsverhältnisse in der UT/LS, Änderungen der Luftzirkulationsmuster, Zusammenhänge mit wachsenden Bodenemissionen etc.

In **Fig. 7.36** und **Fig. 7.37** (aus: IPCC Reports 1996, 2001) sind die Strahlungsantriebe in global gemittelter Form dargestellt bezogen auf den „ungestörten“ Zustand von 1750. Werte über Null bedeuten einen positiven Strahlungsantrieb, also Erwärmung wegen des Treibhauseffekts. Links sind die Auswirkungen der typischen Treibhausgase (CO₂, CH₄ etc.) erkennbar. Die Säulen geben die Größe der Effekte bzw. der Beiträge einzelner Substanzen an. Die Fehlerbalken bezeichnen die Unsicherheitsbereiche und unter „Confidence level“ oder „Scientific level of understanding“ sind Einschätzungen bezüglich des Verständnisses der Mechanismen gegeben. Eine Linie ohne Säulenbalken impliziert so hohe Unsicherheiten, dass ein Wert für den Effekt nicht abgeschätzt werden kann. Der Strahlungsantrieb in den beiden Bildern geht zurück auf:

1. Änderungen der chemischen Zusammensetzung der Atmosphäre
2. Variationen der Oberflächenalbedo durch veränderte Landnutzung
3. Änderungen der Solarkonstanten.
4. Vulkanische Einflüsse, die nur über kurze Zeiten klimarelevant sind, wurden ausgeschlossen.
5. Der indirekte Effekt des Aerosols subsumiert nur die Einflüsse von Größe und Anzahl der Wolkentröpfchen. Der Effekt des Aerosols auf Wolkenlebensdauer u.a. ist nicht berücksichtigt.

Insgesamt ergibt sich für das Jahr 2000 im Vergleich mit 1750 ein ins positive verschobener Strahlungsantrieb, der allerdings durch starke Unsicherheiten bezüglich des indirekten Aerosoleffekts teilkompensiert wird. Es ist interessant, die beiden Bilder zu vergleichen, weil dies einen Eindruck über den Zuwachs an Erkenntnis bzw. deren Differenzierung im Laufe der fünf Jahre von 1996 bis 2001 vermittelt.

Für die Bedeutung der Luftfahrt ergibt sich in dem Bild von Fig. 7.37 unter „Aviation induced“ das Ergebnis, dass die Kondensstreifen und dadurch induzierten Cirren einen leicht positiven Treibhauseffekt haben, dass dieser aber wohl vernachlässigbar gering sein dürfte. Schätzungen der globalen Verteilung dieses Netto-Strahlungsantriebs sind in Fig. 7.38 (aus: Fahey et al., IPCC, 1999) für den Atmosphärenoberrand dargestellt, wobei hier die Werte für das Jahr 2050 bezogen auf 1992 gezeigt sind. Offensichtlich wirken die Kondensstreifen Treibhauseffekt-verstärkend. Deutlich sind auch die Hauptregionen der Luftfahrt zu erkennen, und dass der Hauptzuwachs in Asien erwartet wird. Diese Schätzungen hängen von den nur ungenau bekannten mittleren optischen Dichten der Contrails ab, sowie dem Bedeckungsgrad durch die Kondensstreifen und natürlich der wirtschaftlichen Entwicklung.

Einen interessanten Ausblick auf die Temperaturentwicklung am Boden unter Kondensstreifen ist in Fig. 7.38.1 (aus: Travis, D. J., et al., Nature, August 2002) ersichtlich. Offensichtlich wurde in den Tagen nach dem 11.9.2001, an denen der Himmel über den USA frei von Luftverkehr und Kondensstreifen war, eine Erweiterung der Differenz von Tagesmaximal- und minimaltemperatur beobachtet im Vergleich zur Klimatologie von 1971 bis 2000. Ob sich hinter diesen Daten wirklich der von den Autoren benannte Effekt der Abwesenheit von Kondensstreifen verbirgt, bleibt aber fraglich.

7.6 Chemische Effekte: Aerosole und NO_x

7.6.1 Aerosole in der UT/LS

Wie in Abschnitt 3.5.3 angesprochen gibt es Vermutungen, dass der wachsende Luftverkehr zu einer Zunahme des Aerosols in der UT/LS Region führen könnte. Die **vorhandenen Messdaten reichen aber nicht aus**, diese Hypothese zu bestätigen oder zu falsifizieren. Aus Lidar Messungen abgeleitete Säulenwerte für die Aerosolmasse in Höhen von 15 km bis 20 km sind in Fig. 7.39 (aus: Fahey et al., IPCC, 1999) in der Art von Fig. 3.13 oder Fig. 3.17 und Fig. 3.17.1 gezeigt. Der Zeitraum um 1979, 1980 wurde bisher als „**Hintergrundaerosolperiode**“ bezeichnet. Allerdings sind die Werte der Aerosolpartikelkonzentrationen heute (nach dem letzten größeren Vulkanausbruch von 1991) bereits erheblich niedriger als damals und **ein Signal, das auf die Luftfahrt zurückzuführen**

wäre ist nicht erkennbar. Weil die Datenlage so unzureichend ist, muss bei der Einschätzung der Frage der Änderung des Aerosols als Funktion der Luftfahrt **auf Modellrechnungen zurückgegriffen werden.**

Eine Reihe von zwei- und dreidimensionalen Modellen wurde dazu verglichen, um zu Abschätzungen der oberen und unteren Limits bezüglich der durch den Luftverkehr erzeugten Akkumulation des Aerosols in der Atmosphäre zu gelangen. Ein Beispiel der **Ergebnisse dieser Modellvergleichsstudie** ist in **Fig. 7.40** (aus: Fahey et al., IPCC, 1999) gegeben.

- Für die Modellrechnungen wurde das **Aerosol als passiver Tracer**, also als eine Art „Quasichemische Substanz“ behandelt, die in die Atmosphäre mit derselben Rate und geographischen Verteilung emittiert wird, wie das reale Flugzeugemissionsaerosol.
- Als Senke wird für diese Ersatzsubstanz für Höhen unterhalb von 400 hPa (ca. 7 km) eine 1/e-Lebensdauer von 50 Tagen angenommen.
- Jedes der Modelle musste ausgehend von diesen Emissionsraten die Gleichgewichtskonzentration des „Aerosolersatz-Tracers“ berechnen; und die Ergebnisse sind als zonale Jahresmittel der Massenmischungsverhältnisse in den Bildern der Fig. 7.40 aufgetragen. Nanogramm Tracer per Gramm der Luft bedeutet dabei die Einheit ppbm.

Zum Beispiel gibt das GSFC-2D Modell bei 10 km und 55 Grad nördlicher Breite einen Wert von 0.5 ng/g an, was 0.05 Mikrogramm zusätzlichem Aerosol auf Grund des Luftverkehrs pro Kubikmeter Luft entspricht. **Verglichen mit den Hintergrundkonzentrationen des natürlichen, also dort sowieso vorhandenen, Aerosols von 1 bis 2 $\mu\text{g}/\text{m}^3$ ist dies sehr gering.** Alle Modelle stimmen wenigstens darin überein, dass die größten Änderungen im 10 bis 12 km Bereich zu erwarten sind. Aber die Höhe der Änderungen kann um Faktoren bis zu 10 von Modell zu Modell variieren. Zum Beispiel ist in der eckigen, gestrichelten Box des GSFC-2D Modells ein Wert von 50, während dieser Wert in anderen Modellen (z.B. ECHAM3) bei 10 liegt. Diese Unterschiede liegen begründet in:

- der unterschiedlichen Auflösung der Modelle,
- Unsicherheiten in der Kenntnis der globalen Dynamik
- und der verschiedenen Behandlung der turbulenten Diffusion.

Als Ergebnis kann jedoch festgehalten werden, dass **der Luftverkehr an der Tropopause nur wenig zur Sulfatmasse dort beiträgt.** Der wichtige Punkt ist hier aber, dass die geringe Massezunahme aber mit einer großen **Zunahme der Partikelanzahl** verbunden sein kann, wenn die Emissionspartikel klein genug sind. Und eine Zunahme der Partikelanzahl könnte mit einem **Einfluss auf**

die **Wolkenbildung** verbunden sein. Hierbei spielt auch die chemische Zusammensetzung der Partikel eine wichtige Rolle.

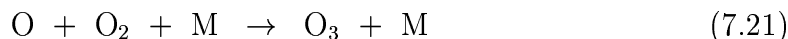
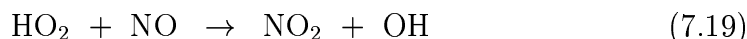
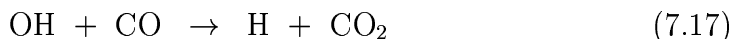
7.6.2 Stickoxide in der oberen Troposphäre

Die **natürlichen Mechanismen von Produktion und Abbau des Ozons in der oberen Troposphäre** führen im stationären Zustand zu Gleichgewichtskonzentrationen für das Ozon. Natürliche oder anthropogene Störungen zum Beispiel durch Emissionen von NO_x verschieben dieses Gleichgewicht zu anderen (dann auch stationären) Konzentrationen hin.

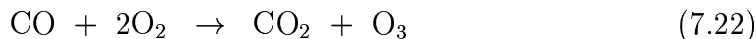
Während die Produktion von Ozon in der Stratosphäre im Wesentlichen durch Sauerstoff-Photolyse geschieht (siehe Abschnitt 2.9.2), sind in der oberen Troposphäre andere Prozesse wichtig, weil die verfügbare UV-Strahlung bis hier herunter schon zu stark abgenommen hat und andere, relevante Spurengase hier schon in signifikanter Konzentration vorkommen können.

► Oxidation des Kohlenmonoxids:

Der wichtigste Ozon produzierende Prozess in der Region, in der kommerzielle Unterschall-Verkehrsflugzeuge fliegen, ist die Oxidation von CO zu CO_2 :



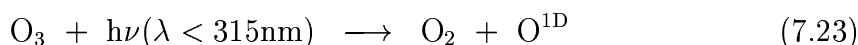
Dies hat zum Nettoresultat:

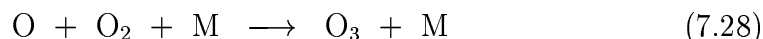
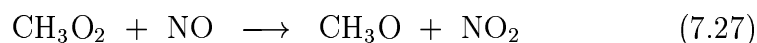


Damit wird klar, dass die Reaktionsraten dieses Mechanismus direkt von den Konzentrationen vorhandenen HO_x und NO_x abhängig sind.

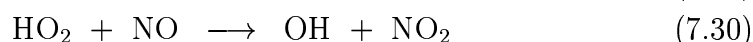
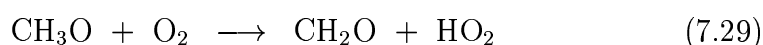
► Oxidation des Methans:

Ein weiterer, wenn auch nicht so wichtiger Prozess ist die Umsetzung des Methans nach:





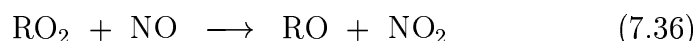
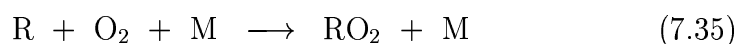
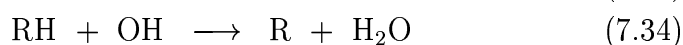
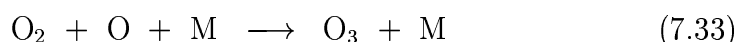
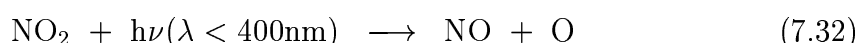
Injektionen von NO_x = NO + NO₂ verschieben bei beiden Prozessen das natürliche Gleichgewicht der O₃ Konzentration zu höheren Werten. Aber „natürliches“ NO_x muss a priori vorhanden sein. Allerdings müssen bei der Modellierung der Chemie auch andere Reaktionen, die NO_x und HO_x abbauen, berücksichtigt werden. Beispiele dafür sind:



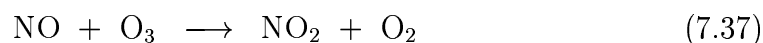
Diese Reaktionsschemata geben sehr vereinfachte Ausschnitte der chemischen Reaktionen in der oberen Troposphäre wieder, die Ozon und Stickoxide involvieren. Für die hier betrachtete Chemie spielen die NO_x Emissionen der Flugzeuge die Hauptrolle, denn die anderen freigesetzten Gase (wie Wasserdampf, CO, und Kohlenwasserstoffe) stellen nur unwesentliche Additionen zu den erheblich höheren natürlichen Hintergrundkonzentrationen dar.

► Nebenbemerkung: Ozonproduktion in der unteren Troposphäre

Zum Vergleich sei hier -ebenfalls wesentlich vereinfacht- das Prinzip der Chemie der Ozonproduktion in Bodennähe und im **Photosmog** (sogenannter „Los Angeles Smog“) angeschrieben:



Wenn also intensive Sonnenstrahlung vorhanden ist, Stickoxide vorliegen, sowie Kohlenwasserstoffe RH, dann wird NO₂ photolysiert und der freiwerdende atomare Sauerstoff **bildet Ozon**. Das dabei entstehende NO reagiert nach den Gleichungen Gl. 7.34 bis Gl. 7.36 weiter unter Rückgewinnung eines NO₂, wobei zusätzlich ein reaktives organisches Radikal entsteht. Im Nettoeffekt wird so ein Ozonmolekül erzeugt. Dies ist das typische Szenario des Sommersmogs. Wenn **keine organischen Moleküle** vorhanden sind, dann läuft neben den Reaktionen Gl. 7.32 und Gl. 7.33 nur noch



ab, so dass kein Ozonmolekül netto abfällt. Daher ist auch verständlich, dass die erhöhten Ozonwerte im Sommer häufig in Waldgebieten in der Nähe von Städten auftreten. Denn so können die durch den Verkehr erzeugten NO_x Emissionen mit biogenen organischen Gasen leicht zusammentreffen.

► **Quellen für NO_x in der oberen Troposphäre:**

In der oberen Troposphäre wird NO_x durch folgende Prozesse erzeugt bzw. durch Aufwärtstransport von der Grenzschicht zur Verfügung gestellt:

- Verbrennungen fossiler Brennstoffe
- Biomassenverbrennung
- Bodenemissionen durch mikrobielle Denitrifizierung
- Blitze (Höhe des Beitrags noch unsicher)
- Oxidation von Ammoniak

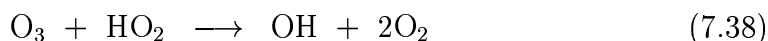
Hinzu kommen Beiträge durch Abwärtstransport von der Stratosphäre. Die fossilen Brennstoffe finden zu 96% in der Nordhemisphäre statt und stellen die größte NO_x Quelle dar.

Auch in der Troposphäre kann man NO_y betrachten. Anders als in der Stratosphäre, wo NO_y aus dem N_2O hervorgeht, ist in der Troposphäre das NO der Ausgangsstoff. Aus NO bildet sich NO_2 , was dann zu HNO_3 und weiteren Substanzen der NO_y Familie umgesetzt wird.

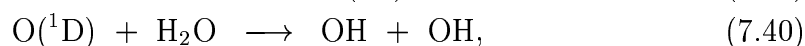
► **Ozon und NO_x in der oberen Troposphäre:**

Zum Verständnis des **Einflusses der NO_x Emissionen auf die Produktionsrate für Ozon in der oberen Troposphäre** muss man die Mechanismen der Bildung und Zerstörung von Ozon und der HO_x Radikale betrachten.

Die Produktion des Ozons läuft im Wesentlichen nach den Reaktionen von Gl. 7.20 und Gl. 7.21 ab. Der Abbau des Ozons geschieht nach Gl. 7.38:

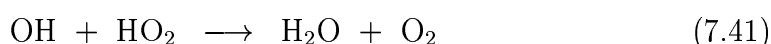


Eine zentrale Rolle bei diesen Prozessen spielen die HO_x Radikale, wie aus den Reaktionen Gl. 7.17, Gl. 7.18, Gl. 7.19, Gl. 7.25 und anderen oben ersichtlich ist. Die HO_x Chemie der oberen Troposphäre läuft anders ab, als in der Stratosphäre. Die Produktion von HO_x geht nach:

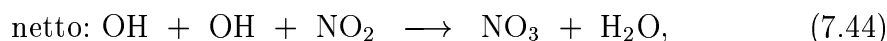
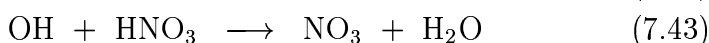


also wie in der Stratosphäre durch angeregten Sauerstoff und Wasserdampf. Es gibt aber auch andere Quellen für HO_x in der oberen Troposphäre, nämlich die Photodissoziation von Azeton (CH₃ – CO – CH₃), Peroxiden und Formaldehyd. Die Oxidation des Methans und anderer Kohlenwasserstoffe kann zur Erhöhung der HO_x Radikalkonzentrationen zusätzlich beitragen.

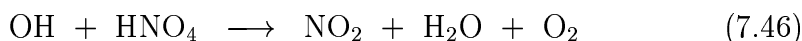
OH und HO₂ konvertieren sich rapide (d.h. in Zeitskalen von Sekunden bis Minuten) ineinander, wie in Kapitel 2 (z.B. Fig. 2.30) dargestellt. Die Zerstörung der HO_x Radikale unter Bildung von Wasser erfolgt einmal durch die Rekombination:



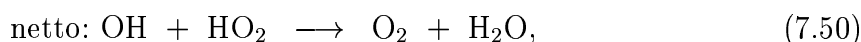
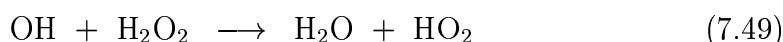
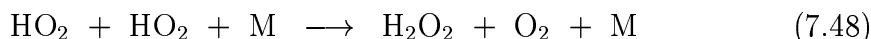
Zum Anderen gibt es aber auch eine Wechselwirkung mit den Stickoxiden, die in Zeitskalen von 5 bis 30 Minuten ablaufen, wie erstens:



oder zweitens:



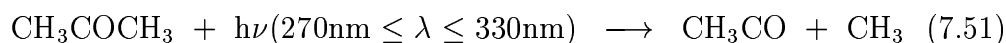
Auch das Wasserstoffperoxid kommt ins Spiel, wie in Abschnitt 2.5.10:



Die Wirkung dieser Reaktionen ist in **Fig. 7.41** (aus: Derwent et al., IPCC Report „Aviation and the global atmosphere“, 1999) erkennbar. Hierfür wurden die Reaktionen der oben nur grob skizzierten Hintergrundchemie programmiert und **Rechnungen mit variierendem NO_x** durchgeführt. Die Punkte gehen auf in-situ Messungen von HO_x und NO zurück. Die durchgezogenen Kurven geben die Modellresultate wieder, wobei verschiedene Voraussetzungen bezüglich der HO_x Quellstärke in der oberen Troposphäre durchgespielt wurden. Alle Modellrechnungen zeigen einen **Anstieg der Netto-Ozonproduktion mit wachsendem NO_x**. **Oberhalb von 500 pptv für NO_x nimmt diese Nettoproduktion aber wieder ab.** Dies unterscheidet sich prinzipiell von den Ergebnissen in Fig. 2.55 für die untere Stratosphäre. Da die Gesamtmenge des vorhandenen NO_x in der oberen Troposphäre sich aus der natürlichen Komponente und dem durch Flugzeugemissionen anthropogen erzeugten Anteil zusammensetzt, bestimmt das

a priori vorhandene Hintergrundniveau, ob eine Addition durch Flugzeuge im Nettoeffekt zu einem Ozonabbau, oder zu einer Ozonerhöhung führt. **Die Hintergrundkonzentration bestimmt also Vorzeichen und Ausmaß der anthropogenen Störung.** In-situ Messungen des natürlichen NO_x zeigen Werte im Bereich von 20 bis 200 pptv. **Damit führen Zugaben durch Flugzeugemissionen zu einem nahezu linearen Anstieg der Ozonproduktion.**

Die Kurve, die mit „Case 0“ gekennzeichnet ist, bezieht sich auf vorausgesetzte HO_x Produktion nur durch Gl. 7.40 plus einem Beitrag des Methans. Für die Kurve von „Case 1“ ist zusätzlich die Photolyse des Azetons:



hinzugeschaltet unter Annahme von gemessenen Werten für die natürlichen Azetonkonzentrationen. Für „Case 2“ wurden darüberhinaus noch HO_x Quellen auf Grund von Peroxiden und Formaldehyd berücksichtigt. Von diesen Gasen wird angenommen, dass sie durch konvektiven Transport in die obere Troposphäre gelangen.

Resultate anderer Modellrechnungen für die **untere Troposphäre** der mittleren Breiten sind in **Fig. 7.42** (aus: Brasseur et al., European assessment of the atmospheric effects of aircraft emissions, Atmospheric environment, vol. 32, 2329 - 2418, 1998) gezeigt. Hier ist neben der Netto-Ozonproduktion als Funktion des NO_x auch die berechnete OH Radikalkonzentration angegeben. Es zeigt sich qualitativ das gleiche Verhalten, wie in **Fig. 7.41** wobei auch das Maximum der Netto-Ozonproduktion in der Nähe von 500 ppbv auftritt.

In-situ Messungen von HO_x Konzentrationen ergaben, dass in der Tat die HO_x Quellen, die über die Reaktion des angeregten Sauerstoffs mit Wasser hinausgehen beteiligt sein müssen, um die vorgefundenen Konzentrationen zu erklären. Dies scheint insbesondere der Fall zu sein, wenn die Wasserdampfmischungsverhältnisse unter 100 ppmv sinken. **Weil die Stärken der Quellen und Senken zum Beispiel für Azeton unklar sind und die Netto-Ozonproduktion sehr empfindlich von den getroffenen Annahmen abhängt, ist diese Chemie Gegenstand intensiver Forschungsbemühungen.**

► Fazit:

Von diesem Abschnitt wird klar, dass die Emissionen von NO_x durch die Flugzeuge, die in der oberen Troposphäre fliegen, zu einer Erhöhung des Ozons in dieser Schicht führen werden, jedenfalls nach gegenwärtigem Kenntnisstand. Denn zusätzliches NO erhöht die Rate der CO Oxidation nach Gl. 7.22 und behindert die Ozonerstörung durch HO_x nach Gl. 7.38.

7.6.3 Auswirkungen der NO_x Emissionen durch Flugzeuge in der unteren Stratosphäre

Ein erheblicher Teil des kommerziellen Luftverkehrs findet in der Stratosphäre statt, da die Tropopause im Winter deutlich unterhalb der Reiseflughöhe liegen kann, besonders bei den Polar routen. Daher müssen die **Auswirkungen der konventionellen kommerziellen Luftfahrt auf die unterste Stratosphäre** diskutiert werden. „Konventionell“ deswegen, weil es (neben der Concorde) Pläne für die Etablierung einer Flotte kommerzieller Überschallverkehrsflugzeuge gibt, die erheblich höher, als die herkömmlichen Unterschallflugzeuge fliegen. In der unteren Stratosphäre wird **Ozon photolytisch produziert** (siehe Abschnitt 2.9.2) **und katalytisch zerstört** (siehe Abschnitt 2.11), so dass sich im Nettoeffekt Gleichgewichtskonzentrationen für das Ozon einstellen, die die Konzentrationsverhältnisse der beteiligten Radikalfamilien reflektieren. (Dies jedenfalls, wenn man einmal dynamische Effekte auf die Ozonverteilung unbeachtet lässt.) Bei der katalytischen Zerstörung spielen die NO_x, HO_x und ClO_x (siehe Abschnitt 2.11 und Berechnung B6) die größte Rolle. In der unteren Stratosphäre sind die NO_x Konzentrationen im Winter, Frühjahr und Herbst eher niedrig. Dann dominiert der Ozonabbau durch die HO_x und ClO_x Radikale. Im Sommer kann die NO_x Familie den größten Anteil haben.

Fig. 7.43 (aus: Derwent et al., IPCC Report, 1999) stellt die Ozonänderungsraten in verschiedenen Höhenbereichen dar, wie sie sich aus Modellrechnungen ergeben. Die Ergebnisse sind auf das Frühjahr (Monat März) begrenzt und für mittlere Breiten angegeben. Links ist die „natürliche“ Chemie dargestellt, wobei die Beiträge der einzelnen Radikalfamilien zu der gesamten Ozonabbaurate in diesem Monat bei diesem Ort angegeben sind. Über weite Höhenbereiche überwiegen die Beiträge der HO_x und ClO_x Zyklen.

Das rechte Bild zeigt die Veränderungen der Ozonabbauraten, wenn durch Flugzeugemissionen 20% mehr NO_x uniform über das Profil dazugegeben wird. Die Reaktionen der Ozon abbauenden Chemie werden verlangsamt von 12 bis 24 km, während sie steigen von 24 km an aufwärts. Der Anstieg oberhalb von 24 km geht auf die Dominanz der NO_x Familie zurück, der auch auf der linken Seite des Bildes ersichtlich ist. Unterhalb führen NO_x Anstiege zu einer Verminderung des Ozonabbaus. Dies nicht wegen einer Erhöhung der Ozonproduktion, wie in der oberen Troposphäre, sondern weil die NO_x Radikale die Ozonzerstörungsrate der HO_x Familie herunterbremsen (siehe Abschnitt 2.11.6). Der Zyklus J aus Berechnung B6 im Abschnitt 2.11 zeigt auf der anderen Seite aber auch eine „Kooperation“ der Radikalfamilien bei der Ozonszerstörung, wobei allerdings das Strahlungsangebot eine Rolle spielt.

Abschätzungen der Änderung der Ozonsäule durch die luftfahrtbezogenen NO_x Emissionen für die mittleren Breiten der Nordhemisphäre sind in **Fig. 7.44** (aus: Derwent et al., IPCC Report: Aviation and the global Atmosphere, 1999) ge-

zeigt. Hierbei sind auch mögliche Effekte der Aerosolemissionen berücksichtigt. Die Höhe der Säulen gibt den berechneten Betrag für die mittelfristige Zukunft an und die Fehlerbalken zeigen ein 67% Konfidenzintervall. Man nimmt demnach an, dass der sich „wirklich“ einstellende Wert für die Säule mit 67 prozentiger Wahrscheinlichkeit innerhalb dieser Fehlergrenzen zu liegen kommt.

► Anmerkung zur Dynamik:

Die Meteorologie und insbesondere die Dynamik spielt eine wesentliche Rolle für die Auswirkungen der Chemie:

- Längere Aufenthaltszeiten, längere Austausch- und Mischungszeiten würden beispielsweise zu einer höheren Akkumulation des NO_x und damit auch zu einem Ozonanstieg im untersten Bereich der Stratosphäre führen.
- Ozon ist in dieser untersten Stratosphärenregion relativ langlebig (und nach oben hin zunehmend kurzlebiger), so dass Transportprozesse die aktuell angetroffenen Konzentrationen erheblich beeinflussen.
- Im Sinne von Abschnitt 4.6.1 wirken sich aber Veränderungen des Ozons aber auch auf die Bodentemperaturen aus.

Aus diesen Gründen können Modellrechnungen zur Abschätzung längerfristiger Trends nur mit gekoppelten Chemie-Dynamik Modellen durchgeführt werden. Dies zeigt auch die hohe Komplexität des Systems mit vielfältigen, zum Teil nicht linearen, Wechselwirkungen. Zum Beispiel, wenn die Emissionen des NO_x vom Luftverkehr die Ozonzerstörung in größeren Höhen beschleunigen, dann sinken dort die Ozonkonzentrationen und ein Austausch in die Regionen der untersten Stratosphäre liefert dann entsprechend weniger Ozon dorthin nach. **Wenn man also die Ozongesamtsäule betrachtet, ist das Ergebnis der Änderung stark höhenabhängig bezüglich der freigesetzten Emissionen.**

Da der Unterschall-Luftverkehr NO_x nur unterhalb von 13 km deponiert und die großskalige Dynamik in den Regionen des hauptsächlichen Luftverkehrs kaum Advektion in die höheren Schichten liefert, werden die gegenwärtigen Flugzeugemissionen wahrscheinlich zu einem Ozonanstieg in der unteren Stratosphäre führen.

7.7 Überschallverkehrsluftfahrt ?

Zum Thema der Auswirkungen einer Überschall-Luftfahrt, die sich zum größten Teil in der Stratosphäre abspielen würde, gibt es wenig experimentelle Untersuchungen, weshalb auch hier nur die Modellrechnungen (politisch wirksame) Abschätzungen liefern können. Die einzigen Beispiele, an Hand dessen man auf

Erfahrungswerte zurückgreifen kann, stellen einmal die Concorde dar, deren Reisehöhe bei 18 km liegt und das NASA Höhenforschungsflugzeug ER-2 selbst. In **Fig. 7.45** (aus: Fahey, D. W., et al, Emission measurements of the Concorde supersonic aircraft in the lower stratosphere, Science, 70 - 74, 1995) sind in-situ Messungen gezeigt, die entstanden, als die ER-2 eine nach Neuseeland einfliegende Concorde „abfing“ und in deren Abgasfahne einflog. Deutlich erkennbar sind Spitzen beim Durchqueren der Abgasfahne in den dargestellten Variablen. Wie für ein Verbrennungsabgas zu erwarten steigen die Werte für Kohlendioxid, ultrafeine Partikel (CN) und andere Messgrößen signifikant über den Hintergrund an. Ähnliche Ergebnisse (siehe **Fig. 7.46**, aus: Fahey, D. W., et al., In-situ observations in aircraft exhaust plumes in the lower stratosphere at mid-latitudes, J. Geophys. Res., 1995) erhielt man, als die ER-2 während eines Messfluges in der Stratosphäre in ihre eigenen Abgase kam. Durch diese Messungen konnte gezeigt werden, dass N_2O im Gegensatz zu NO_y kein wichtiger Bestandteil der Abgasemissionen ist. Weiterhin konnte der Emissionsindex für NO_x zu 3.6 bis 4.3 g pro kg Treibstoff bestimmt werden. Es konnte auch festgestellt werden, dass die in-situ gemessenen Emissionen gut mit den Abschätzungen auf Grund von Bodenmessungen und Modellanalysen übereinstimmten. Dies ist wichtige Voraussetzung für die Einschätzung der Auswirkungen einer ganzen Flotte von Stratosphärenflugzeugen. Mit Hilfe der bei der Concorde in Reisehöhe gemessenen NO_x und HO_x Daten ließ sich unter Ansetzung ähnlicher Chemie wie in Abschnitt 4.3.1 (siehe Fig. 4.03) berechnen, daß die Salpetersäure in der Chemie der Abgasfahne keine wichtige Bedeutung hat. Aber die Anzahldichte freigesetzter Aerosolpartikel im Submikronbereich ist so hoch, dass von einer effizienten Konversion des im Treibstoff vorhandenen Schwefels in Schwefelsäuregas innerhalb des Abgases ausgegangen werden muss. Berechnungen der Veränderungen von Partikeloberfläche und Anzahldichte durch Koagulation dieser Aerosolpartikel in der Concorde Abgasfahne sind in **Fig. 7.47** (aus: Fahey, D. W., et al, Emission measurements of the Concorde supersonic aircraft in the lower stratosphere, Science, 70 - 74, 1995) dargestellt. Dabei gingen die in-situ Messdaten ein, die etwa eine Stunde nach der Freisetzung der Emissionen von der Concorde aufgezeichnet wurden. Bei der Berechnung wurde allerdings der Effekt der Vermischung mit Umgebungsluft vernachlässigt, was eine ernsthafte Limitierung für die Ergebnisse darstellt. Die gestrichelten Kurven zeigen die stationäre Partikelgröße, die als Funktion der Zeit erreicht wird. Diese Zahlen sind allerdings auf eine Flotte von Überschallverkehrsflugzeugen mit einem Treibstoffverbrauch von $7 \cdot 10^{10}$ kg pro Jahr hochskaliert, wobei die Vermischung der Abgasluft mit hintergrundaerosolhaltiger Umgebungsluft (und dies in Abhängigkeit vom Abgasalter) mit einbezogen wurde. Wenn nun noch eine Abklingzeit von einem Jahr für das freigesetzte und durch Koagulation gealterte Aerosol angesetzt wird, folgt aus diesen Abschätzungen, dass eine solche **Überschallverkehrsflugzeugflotte zu einem Anstieg der stratosphärischen Aerosolmasse im Bereich dessen führen würde, was schon im nicht vulkanisch beeinflussten Hintergrundaerosol vor-**

handen ist. Nicht ganz so hohe Anstiege zeigen sich in den Modellrechnungen von Fig. 7.48 (aus: Fahey et al., im IPCC Report: Aviation and the global atmosphere, 1999). Die typischen Hintergrundaerosoloberflächenwerte um $1 \mu\text{m}^2/\text{cm}^3$ werden demnach um höchstens 0.4 in den mittleren Breiten angehoben. Trotz allem wäre dies eine signifikante Veränderung der Eigenschaften der Luft in der Stratosphäre.

Modellrechnungen zur Auswirkung auf das Ozon der mittleren Breiten sind in Fig. 7.49 (aus: Weisenstein, D. K., et al., J. Geophys. Res., vol. 98, Seiten 23133 ff, 1993) gezeigt, wobei eine Flotte von 500 zivilen Überschallverkehrsflugzeugen unterlegt ist. Abhängig von den Betriebsbedingungen der Flugzeuge und vom a priori vorhandenen Aerosol (entweder Hintergrund im oberen Bild, oder vierfach erhöhter Hintergrund im unteren) ergeben sich im Höhenbereich der Ozonschicht jährlich negative prozentuale Veränderungen. Es folgt also, dass eine solche **Flotte an Überschallverkehrsflugzeugen im Endeffekt die Ozonschicht ausdünn**t.

Bei Beobachtung der Luftfahrtindustrie in den Jahren 2001 und 2002 wird jedoch klar, dass die Entwicklung nicht in Richtung von Überschallverkehrsflugzeugen geht, sondern dass eher „konventionelle“ Großraumjets mit Sitzplätzen bis zu 1000 Passagieren geplant sind, die noch näher an der Schallgrenze fliegen können (sogenannte „trans-sonic jets“), als die bisherigen Unterschallflugzeuge.

7.8 Gesamtbewertung des Kenntnisstandes zum Einfluss des Luftverkehrs

Zur Zeit gibt es keine experimentellen Beweise für großskalige Effekte des Luftverkehrs auf die geographische Ozonverteilung in der oberen Troposphäre. Allerdings ist auf Grund der NO_x Emissionen des gegenwärtigen Luftverkehrs zu erwarten, dass anwachsende Stickoxidkonzentrationen zu steigenden Ozonwerten führen. Aber die abgeschätzten anthropogenen Veränderungen liegen im Bereich der gemessenen Variabilität (von Jahr zu Jahr) der natürlichen Ozonkonzentrationen in der oberen Troposphäre.

Die Autoren des umfassenden Berichts des Intergovernmental Panel for Climate Change „Aviation and the global atmosphere“ kommen zusammenfassend zu dem Schluss, dass das Verständnis der Prozesse im Zusammenhang mit den NO_x Emissionen nur „fair“, also mäßig ist, während es bezogen auf die Aerosolemissionen sogar schlecht („poor“) ist. Diese Unsicherheiten sind in dem Wechselwirkungsdiagramm von Fig. 7.50 noch einmal zur Übersicht dargestellt. Die Betrachtung einer hypothetischen Flotte aus Überschallverkehrsflugzeugen zeigt, dass diese das stratosphärische Aerosol signifikant erhöhen würde und wahrscheinlich ozon-

7.8. GESAMTBEWERTUNG DES KENNTNISSTANDES ZUM EINFLUSS DES LUFTVERKEHRS

zerstörenden Einfluss hätte. Allerdings ist die Entwicklung und Inbetriebnahme einer solchen Luftfahrt aus technologischen und wirtschaftlichen Gründen auf längere Sicht nicht zu erwarten.