

Arbeitspaket „Prognoseverfahren“



Simulationsverfahren zur Fluglärmprognose

U. Isermann, O. Boguhn, C. Henkel,
T. Kowalski, R. Schmid

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Göttingen

**Projekt „Leiser Flugverkehr“, Abschlusspräsentation
16. März 2004 / Köln-Porz**



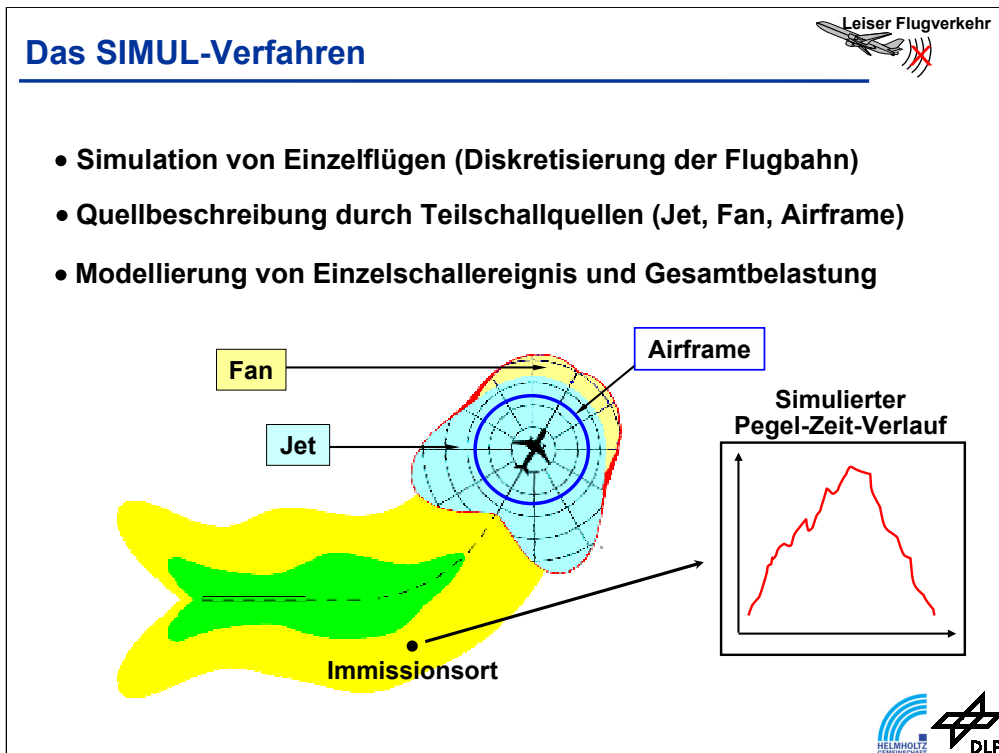
EDV-gestützte Verfahren zur Berechnung der Fluglärmimmission am Boden sind aus der Praxis nicht mehr wegzudenken. Ihr Einsatzbereich reicht von der Ermittlung von Lärmschutzzonen für Planungszwecke bis hin zu Untersuchungen, die der Einführung neuer Flugverfahren oder geänderter Flugrouten vorausgehen.

Die derzeit im praktischen Gebrauch eingesetzten Verfahren sind von verhältnismäßig einfacher Struktur, was zum einen durch ihren Einsatzbereich bedingt ist, zum anderen von der Verfügbarkeit insbesondere der akustischen Basisdaten erzwungen wird.

Im Rahmen des Projekts „Leiser Flugverkehr“ wurde ein auf einer Simulationstechnik basierendes Verfahren entwickelt, das die maßgeblichen physikalischen Effekte bei der Schallemission und -ausbreitung berücksichtigt. Dieses Verfahren kann u.a. bei der Optimierung konventioneller Berechnungsmodelle herangezogen werden. Weitere Anwendungsbereiche sind z.B. die Optimierung von lärmarmen Flugverfahren oder Immissionsberechnungen für spezielle Ausbreitungssituationen (z.B. charakteristische Windsituationen).

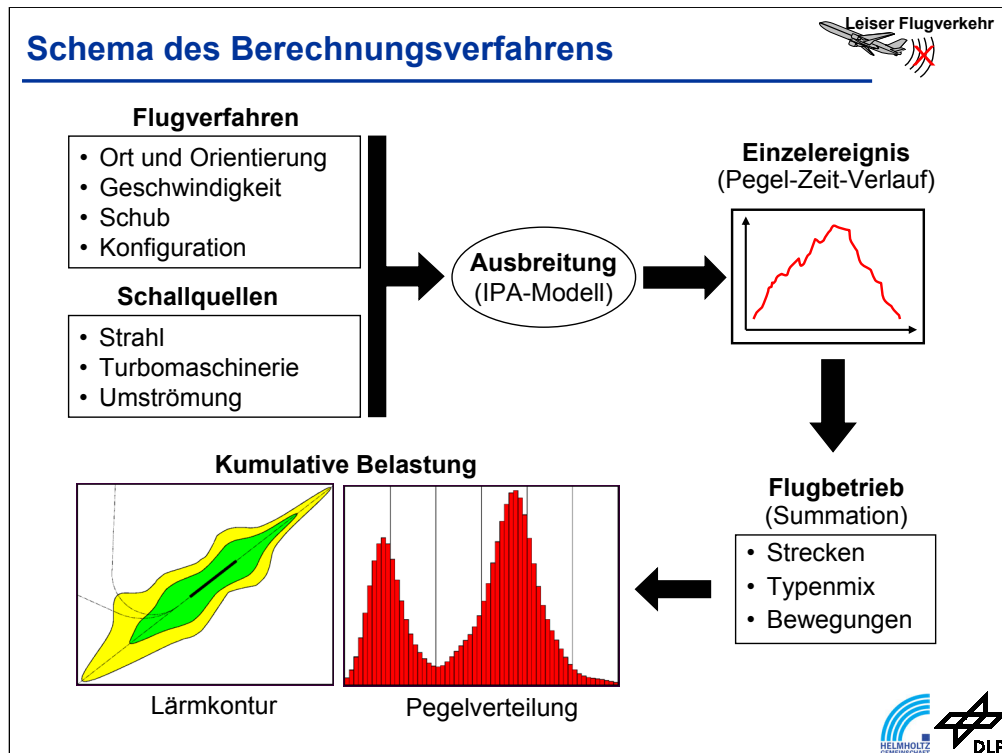
Ansprechpartner:

Dr. Ullrich Isermann
DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abt. Technische Strömungen
Bunsenstrasse 10
37073 Göttingen
Tel. 0551 709 2255
Fax. 0551 709 2581
E-Mail: ullrich.isermann@dlr.de



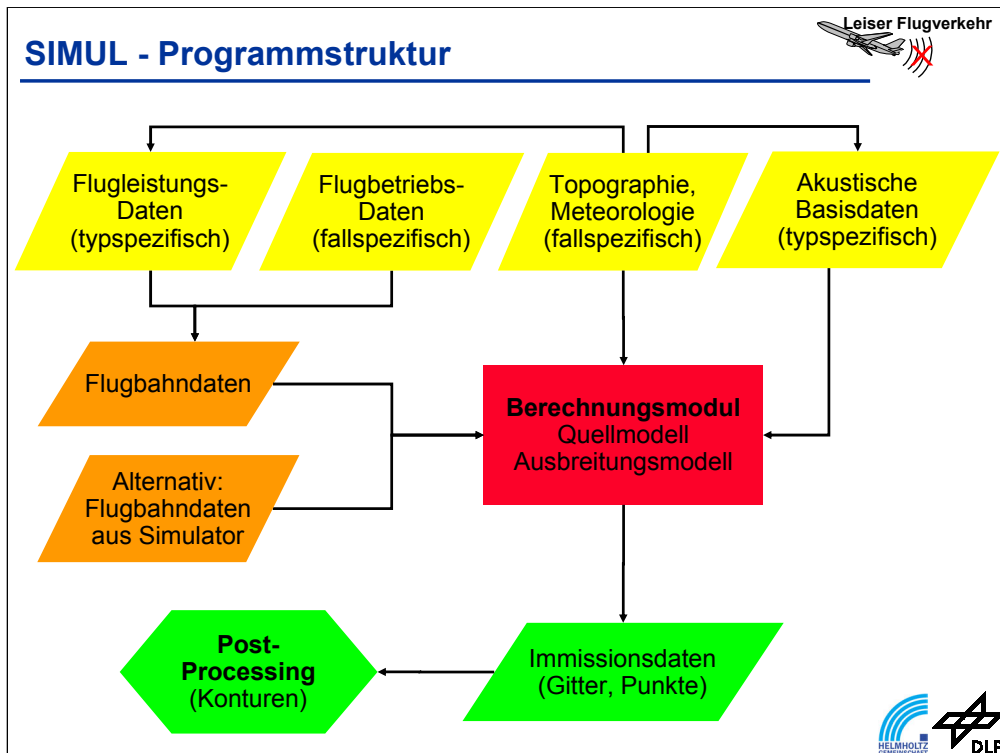
Das SIMUL-Verfahren zur Fluglärmrechnung basiert im Gegensatz zu konventionellen Berechnungsverfahren auf einer Diskretisierung der Flugbahn in Einzelpunkte – d.h. auf einer weitestgehend realistischen Simulation des Flugbahnverlaufs. An jedem Punkt der Flugbahn sind die Schallabstrahlungseigenschaften des Flugzeugs bekannt. Damit kann an einem vorgegebenen Immissionsort ein zeitlicher Schallpegelverlauf berechnet werden, der im Idealfall einem gemessenen Verlauf gleich kommt. Aus einem derartigen Schallpegelverlauf lassen sich dann alle maßgeblichen Immissionskennwerte (Maximalpegel, zeitlich integrierter Pegel und Geräuschkdauer) ermitteln.

Das wesentliche Charakteristikum des SIMUL-Verfahrens ist die Beschreibung der Emissionscharakteristik des Flugzeugs durch ein sog. *Teilschallquellenmodell*. Bei dieser Form der Modellierung werden einzelne Schallerzeugungsmechanismen separat modelliert, was hinsichtlich der Beschreibung physikalischer Gesetzmäßigkeiten bei der Schallenstehung auch notwendig ist.



Das Schema des SIMUL-Berechnungsverfahrens ist wie folgt:

- Durch das Flugverfahren sind die Lage und Orientierung des Flugzeugs im Raum (also drei Ortskoordinaten und drei Lagewinkel) bekannt. Dadurch ergibt sich die Geometrie zwischen Flugzeug und Immissionsort. Außerdem sind an jedem Flugbahnpunkt (Emissionsort) die Fluggeschwindigkeit, die Triebwerksleistung sowie die aerodynamische Konfiguration (Stellung von Klappen und Fahrwerk) festgelegt. Diese Parameter bestimmen die Schallabstrahlungseigenschaften.
- Der nächste Schritt ist - ausgehend von der bekannten Emissionscharakteristik - eine Schallausbreitungsrechnung zum Immissionsort. Dabei wird das im Rahmen des Projekts entwickelte Schallausbreitungsmodell (IPA-Modell) eingesetzt. Dadurch erhält man für den Einzelflug einen zeitlichen Schallpegelverlauf am Immissionsort.
- Dieser Vorgang wird – im Falle komplexerer Flugbetriebsfälle – dann für alle am Flugbetrieb teilnehmenden Flugzeuge wiederholt. Dabei wird über jede Flugstrecke, und die darauf operierenden Flugzeugtypen summiert.
- Resultat ist schließlich für einen bestimmten Immissionsort eine Pegel-Häufigkeits-Verteilung, aus der die maßgeblichen Kenngrößen für die Schallimmission und so die kumulative Belastung ermittelt werden können. In der Regel wird die Berechnung in einem Punktraster (Gitter) durchgeführt, so dass aus den Immissionswerten für die Einzelpunkte sog. „Lärmkonturen“ interpoliert werden können.



Die Struktur des SIMUL-Rechenprogramms zeigt dieses Schaubild:

- Kern des Programms ist das Berechnungsmodul, in dem das Quellmodell sowie das Schallausbreitungsmodell implementiert sind (rot im Diagramm).
- Vorgeschaltet sind die im Diagramm gelb markierten Datengrundlagen. Diese sind zum einen rechenfallspezifisch (Flugbetriebsdaten wie Flugstreckenstruktur und Streckenbelegung, Topographie, Meteorologie), zum anderen flugzeugtypspezifisch (akustische Basisdaten wie Spektrum und Richtcharakteristik, Flugleistungsdaten). Letztere sind dem Programm fest in Form von erweiterbaren Datenbasen angebunden. Die Eingabedaten sind z.T. voneinander abhängig - so beeinflusst die Meteorologie über Wind und Temperatur die Flugleistungen.
- Aus den Flugbetriebs- und Flugleistungsdaten werden in einem ersten Schritt die Bahntrajektorien der einzelnen Flugzeuge ermittelt. Dabei geben die Betriebsdaten (über die Flugstreckenbeschreibung) die Projektion der Trajektorie in die Horizontalebene vor, während sich die Flughöhe aus den Flugleistungsdaten ergibt. Alternativ können auch Bahndaten aus externen Quellen (Simulator) verarbeitet werden.
- Die Trajektorien werden dann als Grundlage für die Ausbreitungsrechnung in das Berechnungsmodul eingefüttert. Dabei ergibt sich die Emissionscharakteristik aus Triebwerksleistung, Fluggeschwindigkeit und aerodynamischer Konfiguration. Außerdem werden Informationen über Topographie, Meteorologie benötigt.
- Das Ergebnis der Immissionsberechnung sind dann die Immissionskenngrößen an Einzelpunkten oder in einem Rechengitter.
- Nachgeschaltet erfolgt dann ein Post-Processing, das in der Regel die Konturberechnung oder die detaillierte Immissionsanalyse an Einzelpunkten umfasst.

Das Teilschallquellenmodell



Die folgenden Bilder beschreiben das verwendete Teilschallquellenmodell.

Das Teilschallquellenmodell




Modellansatz:

- ➔ **Gruppierung von Schallquellen, die eine vergleichbare Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit besitzen**
⇒ gemeinsames Spektrum und gemeinsame Richtcharakteristik
- ➔ **Abschätzung der akustischen Signifikanz einzelner Teilschallquellen**
⇒ nicht signifikante Beiträge werden nicht separat modelliert
- ➔ **Prüfung, ob „generalisierte“ Spektren verwendet werden können**
⇒ Richtcharakteristiken können durch Abschläge realisiert werden




Das Berechnungsverfahren basiert auf einem sog. „Teilschallquellenmodell“. Der Ansatz ist eine Gruppierung unterschiedlicher Quellmechanismen auf der Basis ihrer Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit.

- Schallquellen, die eine vergleichbare Geschwindigkeitsabhängigkeit haben, werden dabei gruppiert und durch ein gemeinsames Spektrum und eine gemeinsame Richtcharakteristik beschrieben.
- Aus Gründen der Rechenzeitoptimierung erfolgt zunächst eine Abschätzung der akustischen Signifikanz der einzelnen Teilschallquellen. Wenn diese keine maßgeblichen Beiträge zur Gesamtmission liefern, so werden sie nicht mit berücksichtigt. Beim Abflug geht z.B. der Umströmungslärm nicht in eine Rechnung mit ein, da der Lärm des Triebwerks hier dominiert.
- In einem letzten Schritt wird untersucht, ob die spektrale Zusammensetzung unabhängig von der Abstrahlrichtung ist. Ist dies der Fall, kann die Richtcharakteristik durch einfache Pegelab- oder -zuschläge realisiert werden. Dies minimiert den Berechnungsaufwand.

Leiser Flugverkehr 

Verwendete Teilschallquellen

Grundlage: Abhängigkeit der Schalleistung P von der Fluggeschwindigkeit v




Fan-Noise:
 $P(v) = P(v_0) \cdot f_F(v)$
 $P(0) \neq 0$

Jet-Noise
 $P(v) = P(v_0) \cdot f_J(v, v_{Jet})$
 $P(0) \neq 0$

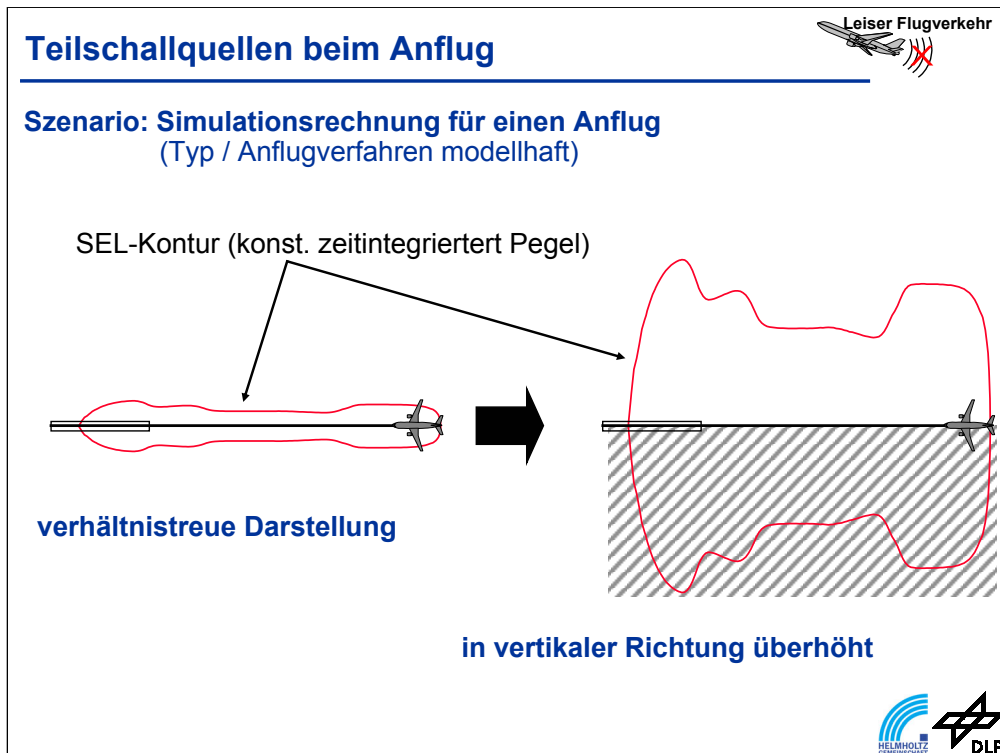
Airframe-Noise:
 $P(v) = P(v_0) \cdot f_A(v/v_0)$
 $P(0) = 0$

Separierung in Komponenten (über f_A)



Folgende Teilschallquellen werden separat betrachtet:

- Die Leistung P des durch den Triebwerksfan und andere rotierende Mechanismen erzeugten Schalls hängt im wesentlichen nur in Form einer kinematischen Korrektur f_F von der Geschwindigkeit v ab. Nimmt diese zu, so erfolgt eine verstärkte Abstrahlung in Flugrichtung – die Richtcharakteristik wird also deformiert.
- Der Strahlärm („Jet Noise“) unterliegt natürlich auch diesem Effekt. Gleichzeitig wird aber der Entstehungsmechanismus noch durch die Relativgeschwindigkeit zwischen Triebwerksstrahl (Strahlgeschwindigkeit v_J) und umgebender Luft beeinflusst: Je höher diese Relativgeschwindigkeit ist, um so ausgeprägter sind die turbulenten Vermischungsvorgänge und damit die Schallabstrahlung. Dieses Verhalten wird durch die Korrekturfunktion f_J berücksichtigt.
- Während die beiden Triebwerksschallkomponenten im statischen Fall ($v=0$) nicht verschwinden, kann Umströmungslärm natürlich nur im Flug auftreten. Die zugehörige Korrekturfunktion f_A kann hier durch einen exponentiellen Zusammenhang zwischen Schalleistung und Fluggeschwindigkeit dargestellt werden. Da der Exponent für unterschiedliche Schallenstehungsmechanismen (Fahrwerkslärm, Vorflügelärm) verschieden ist, erfolgt hier eine zusätzliche Unterteilung des Umströmungslärms in mehrere Komponenten.

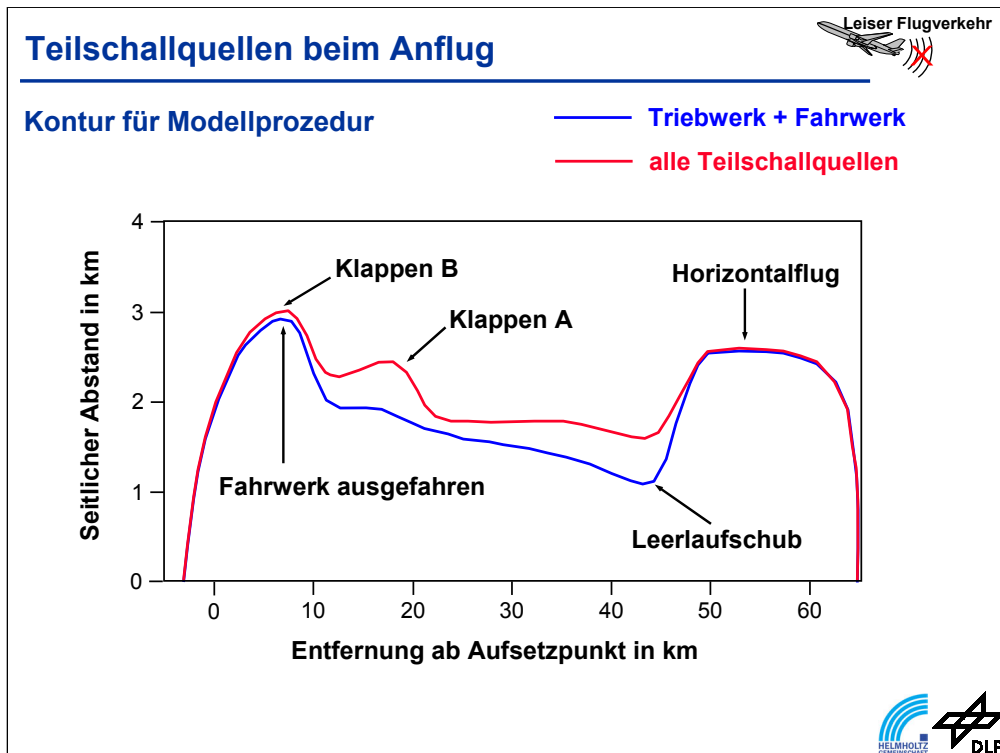


In den folgenden Bildern werden Beispiele für das Zusammenwirken der einzelnen Teilschallquellen beim Anflug gegeben. Die Abbildung zeigt die zu Grunde liegende Geometrie.

Der Anflug erfolgt von rechts nach links. Die zu Grunde gelegte Anflugprozedur hat modellhaften Charakter. Dies trifft auch für die Modellierung der Teilschallquellen zu. Die folgenden Darstellungen sind daher primär qualitativer Natur - sie sollen einzelne Effekte darstellen, die mit der Teilschallquellenmodellierung verbunden sind.

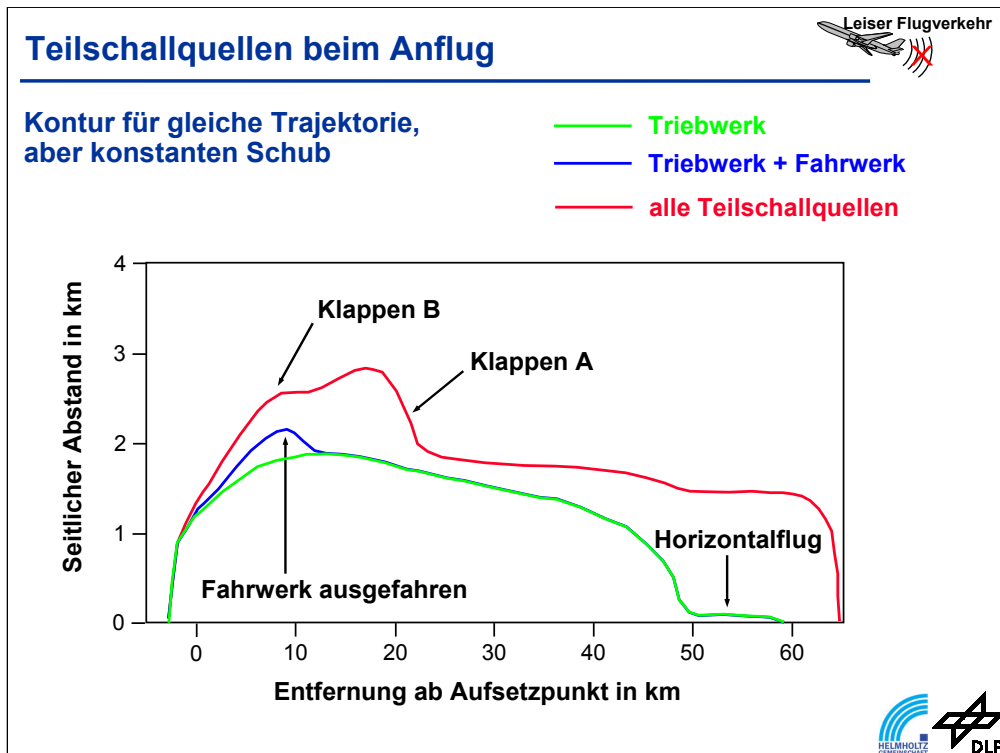
Dargestellt ist im linken Teilbild eine Kontur konstanten Sound Exposure Levels SEL. Der SEL ist ein zeitintegrierter Pegel, der sich näherungsweise durch den Maximalpegel sowie eine typische Geräuschkdauer darstellen lässt. Die Geräuschkdauer ist dabei eine Funktion der Fluggeschwindigkeit. Sie nimmt mit zunehmender Geschwindigkeit ab und mit zunehmendem Abstand zum Immissionsort zu.

In den folgenden Bildern wird diese SEL-Kontur – wie im rechten Teilbild angedeutet – in einem in vertikaler Richtung stark überhöhten Maßstab dargestellt. Außerdem wird nur die obere Hälfte der (symmetrischen) Kontur ausgewiesen.



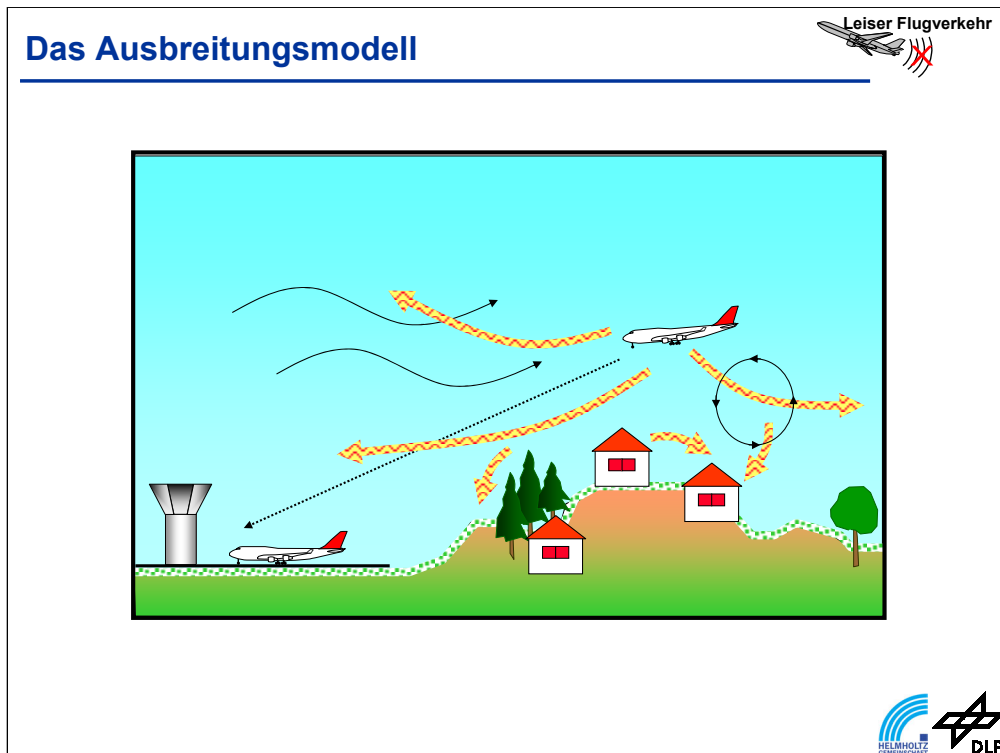
In dieser Darstellung ist in rot die ermittelte SEL-Kontur dargestellt, wie sie sich aus der Summe aller Teilschallquellen für die Modell-Anflugprozedur ergibt. Die blaue Kontur würde sich ergeben, wenn man nur die Triebwerkslärmkomponenten sowie den Fahrwerkslärm berücksichtigt.

- Die Prozedur beginnt mit einem Horizontalflugteil, bei dem ein verhältnismäßig hoher Triebwerksschub eingesetzt wird. In diesem Bereich (rechte Bildseite) wird die Kontur durch den Triebwerkslärm dominiert.
- Anschließend erfolgt ein Sinkflug mit nahezu Leerlaufschubeinstellung. Hier trägt auch der Umströmungslärm zur Gesamtimmission bei. Deutlich zu erkennen ist der Effekt des Ausfahrens der Klappen in die Stellung „A“.
- In etwa 8 km Entfernung vom Aufsetzpunkt wird das Fahrwerk ausgefahren. Das ist mit einem erhöhten aerodynamischen Widerstand verbunden, der eine Erhöhung des Triebwerksschubs nach sich zieht. Gleichzeitig werden die Klappen weiter ausgefahren (Stellung „B“). Eine weitergehende Analyse zeigt, dass die Lage der Kontur in diesem Bereich im wesentlichen durch den Triebwerkslärm bestimmt wird - eine separate Kontur nur für die Triebwerkslärmkomponente wäre im Rahmen der Darstellungsgenauigkeit identisch mit der kombinierten Kontur für Triebwerk und Fahrwerk.



Um die Effekte der einzelnen Mechanismen besser auseinanderhalten zu können, wurde die gleiche Bahntrajektorie mit dem gleichen Geschwindigkeitsverlauf noch einmal untersucht. Allerdings wurde hier der Triebwerksschub auf einem niedrigen Niveau konstant gehalten (das ist zwar nicht flieg-, aber im Rechenmodell realisierbar).

- Die grüne Kontur zeigt allein die Triebwerkskomponente. Erwartungsgemäß verbreitert sie sich mit Annäherung an den Aufsetzpunkt aufgrund der abnehmenden Flughöhe.
- Das Ausfahren des Fahrwerks ist in diesem Fall deutlich zu erkennen (blaue Kontur). Im realistischen Fall wird dieser Effekte allerdings durch das Triebwerk überdeckt. Mit der Entwicklung leiserer Triebwerke kann er jedoch an Bedeutung gewinnen.
- Die rote Kontur gilt wie – im vorangegangenen Bild – wieder für den Gesamtlärm. Dieser steigt mit abnehmender Entfernung zum Aufsetzpunkt nicht so stark an wie der Triebwerkslärm, da hier der Einfluss der Fluggeschwindigkeit noch eine Rolle spielt.
- Beim Ausfahren der Klappen in die Stellung „A“ erhöht sich erwartungsgemäß der Umströmungslärm. Eine weitere Zunahme wäre beim Ausfahren der Klappen in die nächsthöhere Stellung „B“ zu erwarten. Dieser Effekt wird aber weitestgehend dadurch kompensiert, dass die Geschwindigkeit in diesem Bereich zurückgegangen ist und damit der Umströmungslärm abnimmt. Im realen Fall dominiert allerdings hier der Lärm des Triebwerks den Konturverlauf (siehe vorhergehende Darstellung).



Im folgenden wird die Modellierung von Ausbreitungseffekten und insbesondere die Integration des am DLR Institut für Physik der Atmosphäre (IPA) entwickelten Ausbreitungsmodells beschrieben.

Integration des IPA-Ausbreitungsmodells



Berücksichtigte Ausbreitungseffekte in der SIMUL-Basisversion:

- ➔ geometrische Ausbreitung
- ➔ atmosphärische Dämpfung (Funktion von Temperatur und Feuchte)
- ➔ Zusatzdämpfung bei bodennaher Ausbreitung („Ground Effect“)
- ➔ Einfluss der Topographie (Abstandseffekt)

Berücksichtigte Ausbreitungseffekte im IPA-Model:

- ➔ Refraktionseffekte
 - ➔ Beugungseffekte
 - ➔ Streuung an Turbulenz
- } abhängig vom vertikalen Temperatur- und Windprofil

Realisierung durch 4-dim. Tabellen als Funktion von Frequenz, Flughöhe, Abstand und Winkel

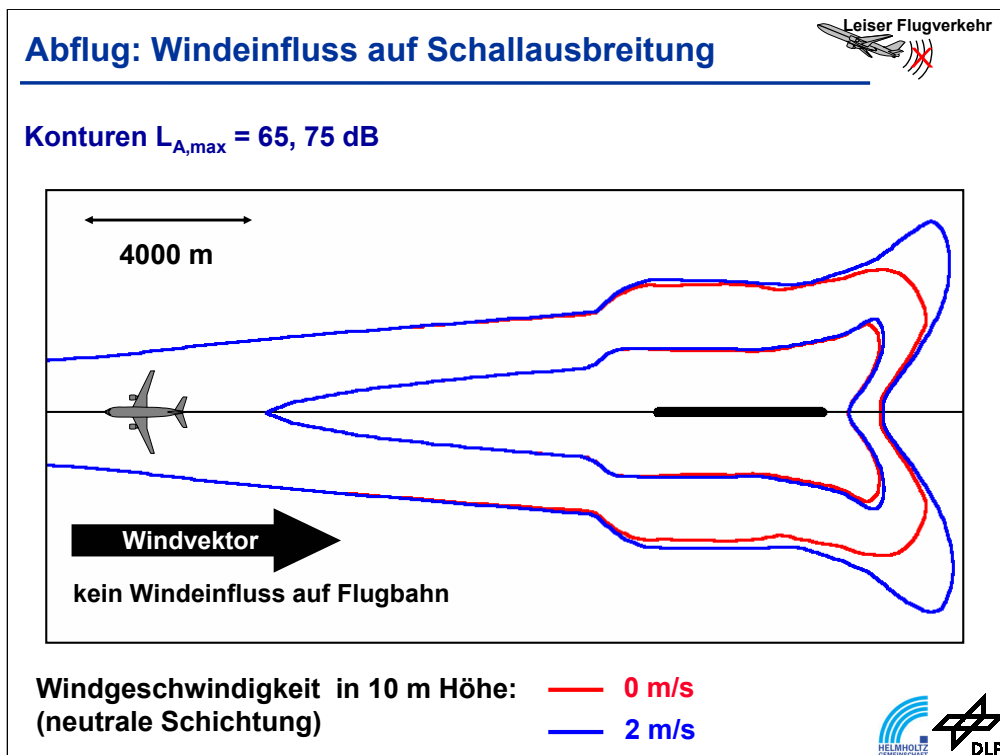


Wie jedes klassische Berechnungsverfahren berücksichtigt das SIMUL-Verfahren folgende Dämpfungseffekte:

- Die Dämpfung durch geometrische Ausbreitung von Kugelwellen, die 6 dB pro Verdoppelung der Entfernung beträgt.
- Die atmosphärische Dämpfung, die Dissipationseffekte beschreibt. Sie ist eine Funktion von Temperatur und relativer Feuchte und ist linear von der Entfernung abhängig.
- Die Zusatzdämpfung bei bodennaher Schallausbreitung („Ground Effect“). Sie nimmt mit zunehmender Ausbreitungsentfernung zu und mit zunehmendem Höhenwinkel ab.
- Der Effekt der Topographie, der in Form der Abstandsänderung zwischen Flugzeug und Immissionsort berücksichtigt wird.

Durch das IPA-Modell werden zusätzlich Effekte von Refraktion, Beugung und Streuung an Turbulenz mit einbezogen. Sie hängen vom Vertikalprofil der Schallgeschwindigkeit ab, das durch das vertikale Temperatur- und Windprofil bestimmt wird.

Diese zusätzliche Meteorologiedämpfung wird im Rechenprogramm durch 4-dimensionale Tabellen realisiert, die eine Funktion von Frequenz, Flughöhe, seitlichem Abstand zum Immissionsort und dem Winkel zwischen Wind- und Ausbreitungsrichtung sind. Eine solche Tabelle wird jeweils für eine bestimmte Kombination von Windgeschwindigkeit und meteorologischer Stabilitätsklasse definiert.

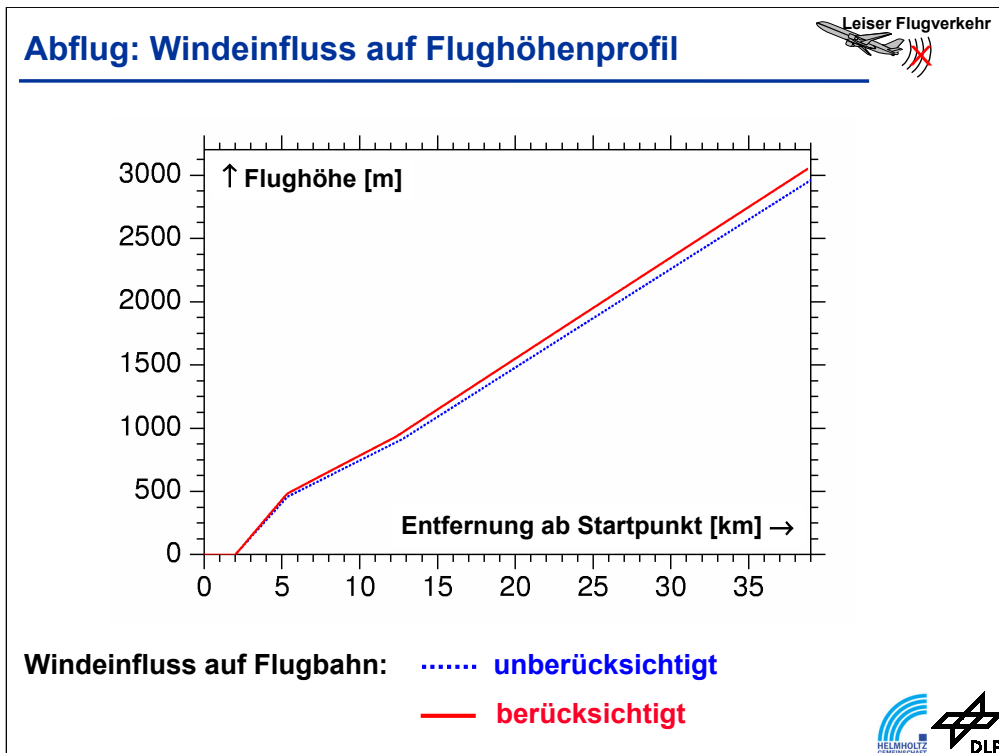


Diese Abbildung zeigt Konturen konstanten A-bewerteten Maximalschallpegels von 65 und 75 dB für den Abflug eines typischen 2-motorigen Strahlflugzeugs mit einem Höchstabfluggewicht von etw 60 bis 70 Tonnen..

Zu Grunde liegt einmal Windstille und einmal eine Gegenwindkomponente von 2 m/s (gemessen in 10 m Höhe). Die atmosphärische Schichtung ist neutral. Die Winddrehung mit der Höhe (geostrophischer Wind) ist berücksichtigt.

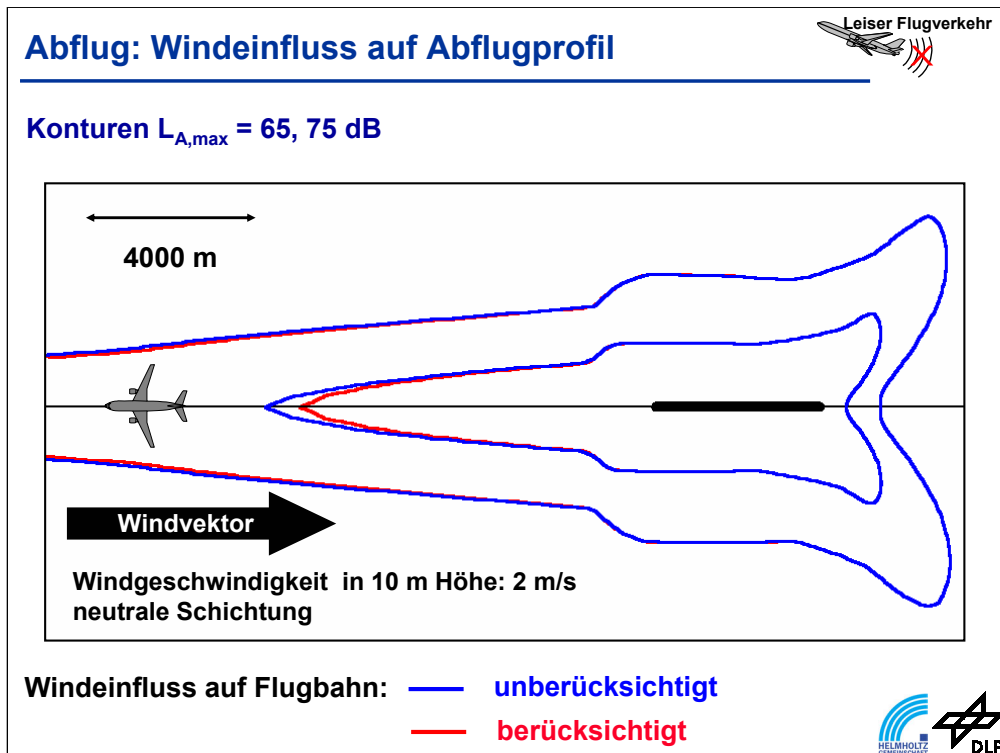
Bei dieser Modellrechnung wurde der in der Realität auftretende Effekt des Windes auf den Flugbahnverlauf in der Rechnung bewusst künstlich unterdrückt, um den Einfluss der Meteorologie allein auf die Ausbreitung darstellen zu können.

Man erkennt, dass Wind und Temperaturschichtung einen Einfluss nur dort zeigen, wo das Flugzeug am Boden oder bodennah operiert, also insbesondere im Bereich hinter dem Startrollpunkt. In diesem Bereich wird - vereinfacht ausgedrückt - Schall durch den Wind in weiter entfernte Bereiche getragen. Wenn das Flugzeug an Höhe gewonnen hat und der Schall sich nicht mehr bodennah ausbreitet zeigt die Meteorologie keinen Einfluss mehr.



In der Realität beeinflusst der Wind aber auch die Steigleistung eines Flugzeugs: Bei Gegenwind ist der Auftrieb bei gleicher Triebwerksleistung und aerodynamischer Konfiguration höher als ohne Wind.

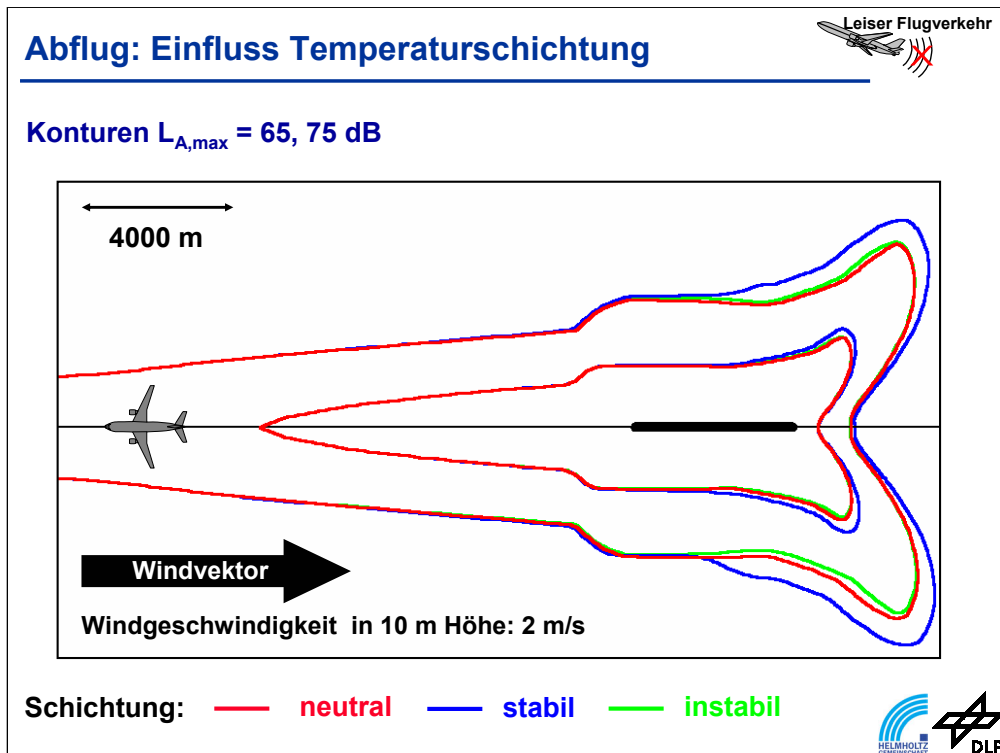
Für die im Beispiel zu Grunde gelegte Gegenwindkomponente von 2 m/s (vorige Folie) zeigt dieses Bild einen Vergleich des Flughöhenprofils mit demjenigen für Windstille.



Aus den im vorigen Bild gezeigten unterschiedlichen Höhenprofilen ergibt sich der in dieser Darstellung gezeigte Einfluss. Beide Konturen gelten für eine Windkomponente von 2 m/s, die rote Kontur berücksichtigt auch den Windeinfluss auf die Flugbahn.

Man erkennt, dass sich mit zunehmendem Abstand vom Startpunkt die Konturen bei Berücksichtigung des Windeinflusses auf die Flugbahn aufgrund des stärkeren Höhengewinns schneller schließen. Dieser Effekt wirkt sich naturgemäß am stärksten direkt unter der Flugbahn aus, da sich mit zunehmendem seitlichen Abstand die Längen der Ausbreitungswege für beide Fälle einander annähern.

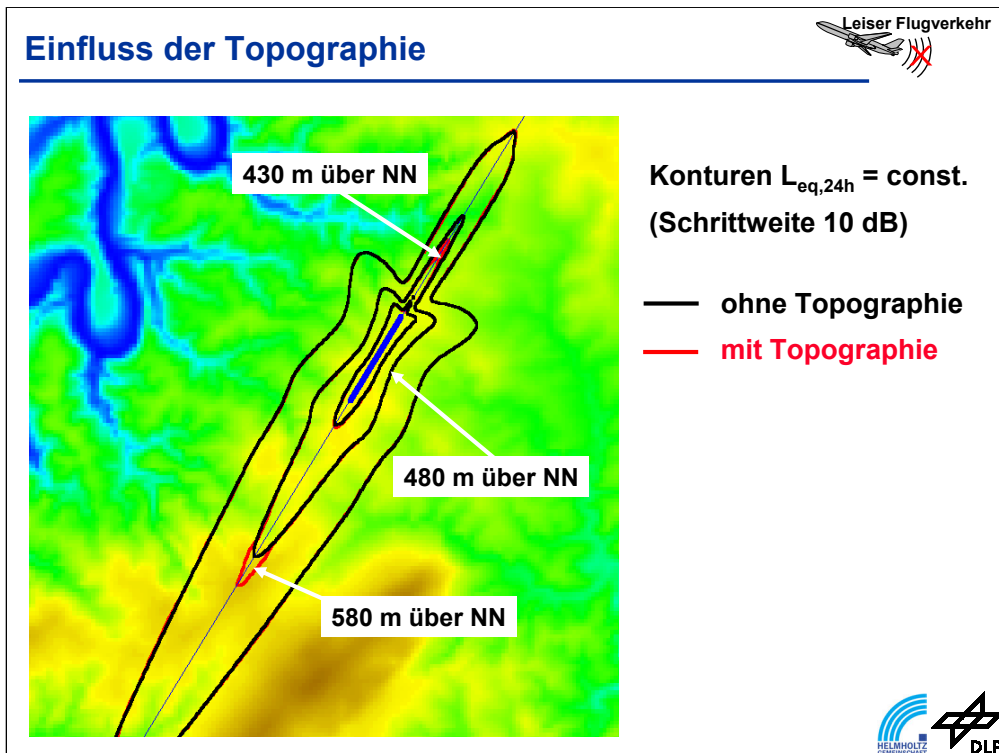
Zusammenfassend ist also zu sagen, dass in Bereichen, in denen das Flugzeug am Boden ist oder in niedrigen Höhen operiert, die Meteorologie die Schallausbreitung direkt beeinflusst. Bei größeren Flughöhen verschwindet dieser Effekt zunehmend - hier wirkt sich der Einfluss der Meteorologie stärker auf die Flugbahn und damit nur indirekt (über den veränderten Abstand zum Immissionsort) auf die Ausbreitung aus.



Diese Darstellung zeigt den unterschiedlichen Einfluss der Temperaturschichtung auf die Ausbreitung aus. Zu Grunde liegt wieder eine Windkomponente von 2 m/s sowie drei unterschiedliche Vertikalprofile der Temperatur, die - wie in der Meteorologie üblich - durch sog. „Stabilitätsklassen“ beschrieben werden:


- Stabile Schichtungen treten in der Regel nachts und bei wenig Wind auf. Darunter fallen auch Inversionswetterlagen.
- Neutrale Schichtungen sind der Standardfall. Sie treten in der Regel tagsüber bei bedecktem Himmel auf und sind durch mittlere bis höhere Windgeschwindigkeiten charakterisiert.
- Labile Schichtungen ergeben sich tagsüber im Fall von windschwachen Situationen mit wenig Bedeckung (Extremfall: Mittagszeit in den Sommermonaten).

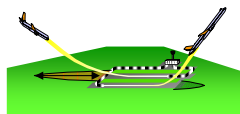
Den größten Effekt zeigt die stabile Schichtung. Sie ist charakterisiert durch einen positiven Temperaturgradienten in niedrigen Höhen, wodurch es zu Abwärtsbrechung und auch Mehrfachreflexionen kommen kann. Das begünstigt die Ausbreitung des Schalls über größere Entfernungen.




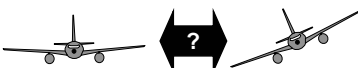
Der Effekt der Topographie wird im SIMUL-Verfahren - wie mittlerweile auch bei den meisten konventionellen Rechenverfahren - durch die auf Grund der Höhenlage eines Immissionsortes bedingte Abstandsänderung gegenüber einer (in der Regel auf den Flughafenbezugspunkt) bezogenen Referenzhöhe mit einbezogen.

Das Bild zeigt den Einfluss der Topographie auf Konturen des auf 24 Stunden bezogenen energieäquivalenten Dauerschallpegels $L_{eq,24h}$ für einen modellhaften Flugverkehr. Zu Grunde liegt eine Umgebungstopographie, die für einen Flughafen in Deutschland verhältnismäßig ausgeprägt ist.


Resumé: Einsatzbereich des Verfahrens 

➔ **Untersuchung und Optimierung von An- und Abflugverfahren (LANAB)** 

➔ **Detailuntersuchungen für exponierte Immissionsorte oder kritische Wetterlagen (Inversionen)** 

➔ **Modellierung von speziellen Effekten als Grundlage zur Optimierung konventioneller Prognoseverfahren** 

➔ ~~Modellierung umfangreicher Flugbetriebsszenarien~~ **Noch unzureichende Datenbasis !**



Zusammenfassend ist zu sagen, dass im Rahmen des Projekts ein Berechnungsverfahren entwickelt wurde, das ein fortgeschrittenes Ausbreitungsmodell beinhaltet und das auf einem physikalisch begründeten Emissionsmodell beruht, welches die maßgeblichen Effekte der Schallabstrahlung durch ein Flugzeug berücksichtigt. Die primären Einsatzbereiche des Modells sind:

- Untersuchungen zur Optimierung von An- und Abflugverfahren. Ein derartiger Einsatz ist im Projektrahmen schon erfolgt. Er wird in dem durch das BMBF geförderten Vorhaben „Lärmarme An- und Abflugverfahren (LANAB)“ weiter verfolgt. Insbesondere sollen hier Verbesserungen am Quellmodell erarbeitet und Validierungen durch Überflugversuche durchgeführt werden.
- Ein weiterer Einsatzbereich sind Detailuntersuchungen für Immissionsorte oder Wetterlagen mit kritischen Randbedingungen - also Fälle, bei denen konventionelle Verfahren in der Regel nicht ausreichen.
- Von besonderer Wichtigkeit ist der Einsatz bei der Verbesserung konventioneller Rechenmodelle - sowohl hinsichtlich der Modellierung von Ausbreitungseffekten als auch hinsichtlich einer verbesserten Quellbeschreibung. Der weitgehende Einsatz von Simulationsverfahren ist derzeit aufgrund der hohen Anforderungen an die Basisdaten noch nicht angebracht. Aus diesem Grund ist die Modellierung von umfangreichen Flugbetriebsszenarien noch kein Einsatzbereich. Prinzipiell ist das Modell zwar auch fähig, mit weniger detaillierten Eingabedatensätzen zu arbeiten. Das hiesse aber, ein dem Material nicht angepasstes Werkzeug zu verwenden.

Hervorzuheben ist, dass das Modell so konzipiert ist, dass es auf einer Vielzahl von frei wählbaren Parametern bzw. schaltbaren Optionen aufsetzt. Dadurch können Einzeleffekte gezielt analysiert und beurteilt werden.