



Forschungsverbund **Leiser Verkehr**  
Bereich **Leises Verkehrsflugzeug**  
Projekt 1600 Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (*LAnAb*)  
Programmpaket 1620 Entwicklung eines Berechnungsverfahrens für die  
Lärmkonturen beim An- und Abflug von Verkehrsflugzeugen

Einzelaufgaben 1624 - 1627  
**Erweiterung des Rechenprogramms SIMUL**

Beteiligte Partner:  
DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen

Autor:  
U. Isermann

Göttingen, Juni 2007

Förderung des Vorhabens:



**Bundesministerium  
für Wirtschaft  
und Technologie**



## Inhaltsverzeichnis

Vorwort.....	vii
Danksagung .....	vii
1. Einleitung.....	1
2. Das Konzept von SIMUL .....	2
2.1 Struktur von Fluglärmrechnungsverfahren.....	2
2.1 Emissions- und Immissionsmodelle.....	3
2.3 Quellmodelle.....	4
2.3.1 Ansätze zur Quellmodellierung.....	4
2.3.2 Das Teilschallquellenmodell (SIMUL).....	5
2.3.3 Quellbeschreibung im empirischen Modell.....	7
2.4 Modellierung von Ausbreitungseffekten.....	7
3. Realisierung des Konzepts als Rechenprogramm.....	8
3.1 Randbedingungen.....	8
3.2 Realisierung des Teilschallquellenmodells (SIMUL).....	9
3.3 Realisierung des empirischen Quellmodells (SIMUL2).....	10
3.4 Daten und Schnittstellen.....	12
3.5 Abhängigkeit vom Betriebssystem.....	14
4. Überarbeitung des Modells für Umströmungslärm .....	16
4.1 Hintergrund .....	16
4.2 Das DLR-Quellmodell zum Umströmungslärm .....	17
4.3 Das EADS-Quellmodell zum Umströmungslärm .....	18
4.4 Schlussfolgerungen zur Verwendbarkeit .....	18
5. Vergleich von SIMUL und SIMUL2 .....	19
5.1 Simulation eines Low-Drag-Low-Power-Anflugs.....	19
5.2 Konsequenzen und Bewertung.....	20
6. Vergleich von Rechen- und Messergebnissen .....	21
6.1 Hintergrund .....	21
6.2 Vergleich von Mess- und Rechenwerten für Anflüge.....	23
6.2 Vergleich von Mess- und Rechenwerten für Abflüge.....	28
7. Zusammenfassung und Ausblick.....	34
8. Literatur.....	36

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Spektrale Darstellung der Teilschallquellen. ....	5
Tabelle 2: Schnittstellen in SIMUL. ....	12
Tabelle 3: Recordstruktur im SIMUL Path-File.....	13
Tabelle 4: Untersuchte An- und Abflugverfahren .....	23

## Bildverzeichnis

Bild 1: Schema einer Fluglärmrechnung. Quell- und Ausbreitungsmodell bilden den Rechenkern des Verfahrens ( <i>Noise-Engine</i> ).....	2
Bild 2: Ablauf des SIMUL-Programms.....	9
Bild 3: Ablauf des Programms SIMUL2.....	11
Bild 4: Steuersequenzen für das Modul SIMEX. ....	14
Bild 5: Maske zum temporären Ändern der Rechenfallparameter über die grafische Oberfläche SIMULGUI. ....	16
Bild 6: Verlauf des A-bewerteten Maximalschallpegels $L_{A,max}$ unter der Flugbahn für einen Low-Drag-Low-Power-Anflug berechnet mit verschiedenen SIMUL-Varianten. ....	19
Bild 7: Einfluss des Extrapolationsalgorithmus bei der Bestimmung der longitudinalen Richtcharakteristik mit dem Programm ANIP. ....	20
Bild 8: Lage der Messstellen in der Umgebung des Flughafens Parchim.....	22
Bild 9: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das LDLP-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	24
Bild 10: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das LCDA-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.....	25
Bild 11: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das SLDLP-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.....	25
Bild 12: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das SCDA-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	26
Bild 13: Sound Exposure Level <i>SEL</i> an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das LDLP-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	26
Bild 14: Sound Exposure Level <i>SEL</i> an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das LCDA-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	27
Bild 15: Sound Exposure Level <i>SEL</i> an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das SLDLP-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.....	27
Bild 16: Sound Exposure Level <i>SEL</i> an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das SCDA-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	28
Bild 17: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das modified ATA-Verfahren mit Flex-Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	29
Bild 18: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das ICAO-A-Verfahren mit Flex-Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.....	30
Bild 19: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das modified ATA-Verfahren mit TOGA Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	30
Bild 20: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das ICAO-A-Verfahren mit TOGA Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	31
Bild 21: Sound Exposure Level <i>SEL</i> an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das modified ATA-Verfahren mit Flex-Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	31
Bild 22: Sound Exposure Level <i>SEL</i> an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das ICAO-A-Verfahren mit Flex-Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.....	32
Bild 23: Sound Exposure Level <i>SEL</i> an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das modified ATA-Verfahren mit TOGA Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	32
Bild 24: Sound Exposure Level <i>SEL</i> an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das ICAO-A-Verfahren mit TOGA Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen. ....	33

## Symbole

$a$		Exponent für Umströmungslärm
$L$	[dB]	Schallpegel
$L_{0,n}$	[dB]	Bandpegel des auf 1 m normierten Referenzspektrums
$L_{A,max}$	[dB]	A-bewerteter Maximalschallpegel
$M$		
$m(\theta)$		Forward Velocity Index
$n$		Nummer des laufenden Frequenzbandes
$p$	[Pa]	Druck
$s$	[m]	Entfernung
$SEL$	[dB]	Sound Exposure Level
$t$	[s]	Zeit
$v$	[m/s]	Fluggeschwindigkeit
$v_J$	[m/s]	Geschwindigkeit des Triebwerksstrahls
$\varphi$	[°]	lateraler Abstrahlwinkel
$\theta$	[°]	longitudinaler Abstrahlwinkel
$\alpha$	[dB/m]	Koeffizient der atmosphärischen Dämpfung
$\Delta^{AMB}$	[dB]	Korrekturterm für Meteo- und Bodeneffekte
$\Delta D$	[dB]	Korrektur für Abstrahlcharakteristik
$\Delta V$	[dB]	Geschwindigkeitskorrektur
<b>Indizes</b>		
$0$		Normierungs- oder Referenzwert
$A$		A-bewerteter Pegel oder Druck
$c$		aerodynamische Konfiguration
$G$		Fahrwerk (Gear)
$H$		Hochauftriebshilfen
$J$		Jet
$N$		Triebwerksleistungsparameter

## Abkürzungen

AzB	Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen
DLH	Deutsche Lufthansa AG
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DLR-ASB	DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Braunschweig
DLR-ASG	DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Göttingen
DLR-FT	DLR Institut für Flugsystemtechnik
DLR-IPA	DLR Institut für Physik der Atmosphäre
DLR-TF	DLR Institut für Antriebstechnik – Abteilung Turbulenzforschung
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company
EADS-CRC	EADS Corporate Research Center, Aeroacoustics
ECAC	European Civil Aviation Conference
HGF	Helmholtz-Gemeinschaft Deutscher Forschungszentren
ICAO	International Civil Aviation Organization
INM	Integrated Noise Model
SAE	Society of Automotive Engineers

## Vorwort

Das Programmpaket 1620 „Entwicklung eines Berechnungsverfahrens für die Lärmkonturen beim An- und Abflug von Verkehrsflugzeugen“ setzt sich aus 7 Einzelaufgaben zusammen.

Die Einzelaufgaben 1621 bis 1623 befassen sich mit der Erarbeitung eines Modells für Umströmungslärm, das in das auf Teilschallquellenmodellierung beruhende DLR-Rechenprogramm SIMUL eingearbeitet werden soll. Diese Einzelaufgaben wurden von EADS-CRC bearbeitet und sind in separaten Berichten [1,2] dokumentiert.

Die Einzelaufgaben 1624 bis 1627 wurden vom DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik in Göttingen (DLR-ASG) bearbeitet. Sie sind wie folgt definiert:

Einzelaufgabe 1624: Erweiterung des Rechenmodells

Einzelaufgabe 1625: Integration von Ausbreitungsmodellen und Definition der Schnittstellen zu Flugeleistungsdaten

Einzelaufgabe 1626: Implementierung der von EADS-CRC ermittelten praxisnahen Quellmodelle für Umströmungslärm aus PP 1610

Einzelaufgabe 1627: Validierung und Bereitstellung eines „Black-Box“-Programms für PP 1630

Da sich diese vier Einzelaufgaben durchweg mit der Erweiterung des Rechenprogramms SIMUL befassen und sich z.T. auch thematisch überschneiden, werden ihre Ergebnisse im vorliegenden Bericht zusammenfassend dargestellt.

**Anmerkung:** Während der Laufzeit des Projekts LAnAb ergab sich aufgrund von zeitlichen Verzögerungen bei der Bereitstellung der Quellmodelle für den Umströmungslärm die Notwendigkeit, auf ein modifiziertes Rechenmodell auszuweichen. Dieses mit SIMUL2 bezeichnete Modell basiert auf einem rein empirischen Ansatz ohne Teilschallquellenzerlegung, benötigt also umfangreiche aus Messungen abgeleitete Quellendaten. Wie sich während des Projekts herausstellte, war die verfügbare Datenbasis über den vollen Bereich der notwendigen Eingabeparameter allerdings nicht ausreichend, so dass nach Bereitstellung eines Modells für aerodynamische Geräusche wieder der Teilschallquellenansatz verfolgt wurde. Nichtsdestoweniger werden die Aktivitäten, die zur Entwicklung des Alternativmodells SIMUL2 führten, in diesem Bericht dokumentiert.

## Danksagung

Unser Dank gilt dem Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie für die Förderung der Arbeiten im Rahmen des Forschungsvorhaben LAnAb innerhalb des Forschungsverbands „Leiser Verkehr“ sowie allen am Forschungsvorhaben beteiligten Partnern.





# 1. Einleitung

Fluglärmrechnungsverfahren haben einen weiten Anwendungsbereich: Im praktischen Einsatz als Planungswerkzeug (d.h. zu Zwecken der Lärmschutzgesetzgebung oder Flughafen- und Bebauungsplanung) werden sie in der Regel zur Ermittlung der längerfristigen, durchschnittlichen Lärmbelastung auf der Basis von Mittelungspegeln herangezogen. Derartige Verfahren werden als *konventionelle Modelle* bezeichnet. Sie setzen in der Regel auf einem komplexen Flugbetriebsszenario auf. Demgegenüber steht am anderen Ende der Skala der Einsatz im wissenschaftlichen Bereich. Hier kommen *Simulationsverfahren* zum Einsatz. Anwendungsgebiete sind Grundlagenforschung (wie z.B. die Verbesserung konventioneller Modelle), aber auch Anwendungen, die die Untersuchung von Einzelflügen erfordern, wie z.B. die Entwicklung von lärmoptimierten Flugverfahren, die ja Thema des Projekts *LAnAb* sind.

Alle Fluglärmrechnungsverfahren [3,4] setzen auf der kausalen Kette Emission - Transmission – Immission auf. Diese beschreibt die Abstrahlung des Schalls durch das Flugzeug, die Schallausbreitung durch die Atmosphäre und die Einstrahlung des Schalls (repräsentiert durch charakteristische Immissionskenngrößen) an Punkten in der Flughafenumgebung. Die konkrete Wahl eines bestimmten Verfahrens hängt im Wesentlichen ab von

- den Anforderungen, die an die Rechenergebnisse gestellt werden,
- der Verfügbarkeit der akustischen und flugtechnischen Basisdaten und
- der verfügbaren Rechenleistung.

Konventionelle Berechnungsverfahren basieren auf vereinfachten Modellen zur Abstrahlung und Ausbreitung und dienen in der Regel zur Ermittlung der durchschnittlichen Lärmbelastung über längere Zeiträume (Mittelungspegel). Dementsprechend stellen sie vergleichsweise geringe Anforderungen an die Datengrundlagen und an die Rechenleistung. Neben rein nationalen Entwicklungen wie dem deutschen AzB-Verfahren [5] gibt es eine Reihe von international gebräuchlichen Rechenmodellen wie das Integrated Noise Model INM [6], die im wesentlichen auf den drei Standardvorschriften SAE AIR 1845 [7], ECAC Doc.29 [4] und ICAO Circular 205 [8] basieren. Alle diese Verfahren modellieren die Schallquelle Flugzeug in einer einfachen Form, in der Regel auf der Basis sog. NPD-Daten („Noise-Power-Distance-Data“). Spektraler Gehalt und Richtwirkung des Flugzeugschalls werden hier nur pauschal oder durch (semi-)empirische Korrekturen berücksichtigt. Die Notwendigkeit weiterer Korrekturen ergibt sich bei solchen Verfahren insbesondere aus der Wechselwirkung zwischen Flugbahngeometrie und Richtwirkung des abgestrahlten Schalls.

Das Prinzip eines Simulationsverfahrens zur Fluglärmrechnung ist die Zerlegung der Flugbahn in einzelne Punkte. Diese werden in der Regel so gewählt, dass sie in festen Zeitintervallen vom Flugzeug passiert werden. Jeder Punkt der so diskretisierten Flugbahn stellt einen Emissionsort dar, von dem ausgehend eine Ausbreitungsrechnung zum jeweiligen Immissionsort erfolgt. Korrekturen sind bei Simulationsverfahren nicht notwendig – unter Berücksichtigung der physikalischen Gesetze bei der Schallausbreitung ergibt sich am Immissionsort ein zeitlicher Schallpegelverlauf, der im Idealfall einem gemessenen Verlauf entspricht.

Leider haben Simulationsverfahren den Nachteil, dass sie sehr rechenzeitintensiv sind und auch hohe Anforderungen an die akustischen Eingabedaten stellen. Das Programm SIMUL basiert auf einem Ansatz, der einen Kompromiss darstellt: Zum einen werden die wesentlichen physikalischen Einflüsse auf Schallentstehung und -ausbreitung berücksichtigt, zum anderen werden Ansätze verfolgt, die sowohl den Aufwand an Eingabedaten reduzieren als auch die Rechenzeit minimieren. Beim wichtigsten dieser Ansätze handelt es sich um ein Teilschallquellenmodell, das die Abstrahlcharakteristik des Flugzeugs und deren Geschwindigkeitsabhängigkeit sowie die spektrale Verteilung der Schallenergie für verschiedene Geräuschmechanismen (Strahlärm, Fanlärm, Umströmungslärm) separat modelliert. Ein derar-

tiges Prognosemodell ermöglicht es erst, die Wirkung beliebiger – auch noch technisch in der Entwicklung befindlicher – lärmindernder Ab- und insbesondere Anflugverfahren (bei denen die Berücksichtigung von Umströmungslärm eine wichtige Rolle spielt) in adäquater Weise zu untersuchen.

SIMUL wurde Ende der 80er Jahre konzipiert [9] und im Rahmen des DLR/HGF-Strategiefonds-Projekt „Leiser Flugverkehr“ weiter verfeinert. Dabei wurde zunächst ein einfaches Modell für den Umströmungslärm integriert, das allerdings auf nicht sehr belastbaren Abschätzungen basierte [10]. Zielsetzung des Programmpakets 1620 war insbesondere, dieses Umströmungslärmmodell zu verbessern und auf eine solidere physikalische Basis zu stellen. Das so resultierende Rechenprogramm sollte den spezifischen Anforderungen zur Untersuchung lärmarter Anflugverfahren im Programmpaket 1630 angepasst sein und in Form eines Black-Box-Programms dem DLR Institut für Flugsystemtechnik (DLR-FT) zur Verfügung gestellt werden.

## 2. Das Konzept von SIMUL

### 2.1 Struktur von Fluglärmrechnungsverfahren

Wenngleich es eine Reihe von Ansätzen und Modellen zur Berechnung von Fluglärm gibt, so erfolgt eine solche immer nach dem im Bild 1 dargestellten Schema:

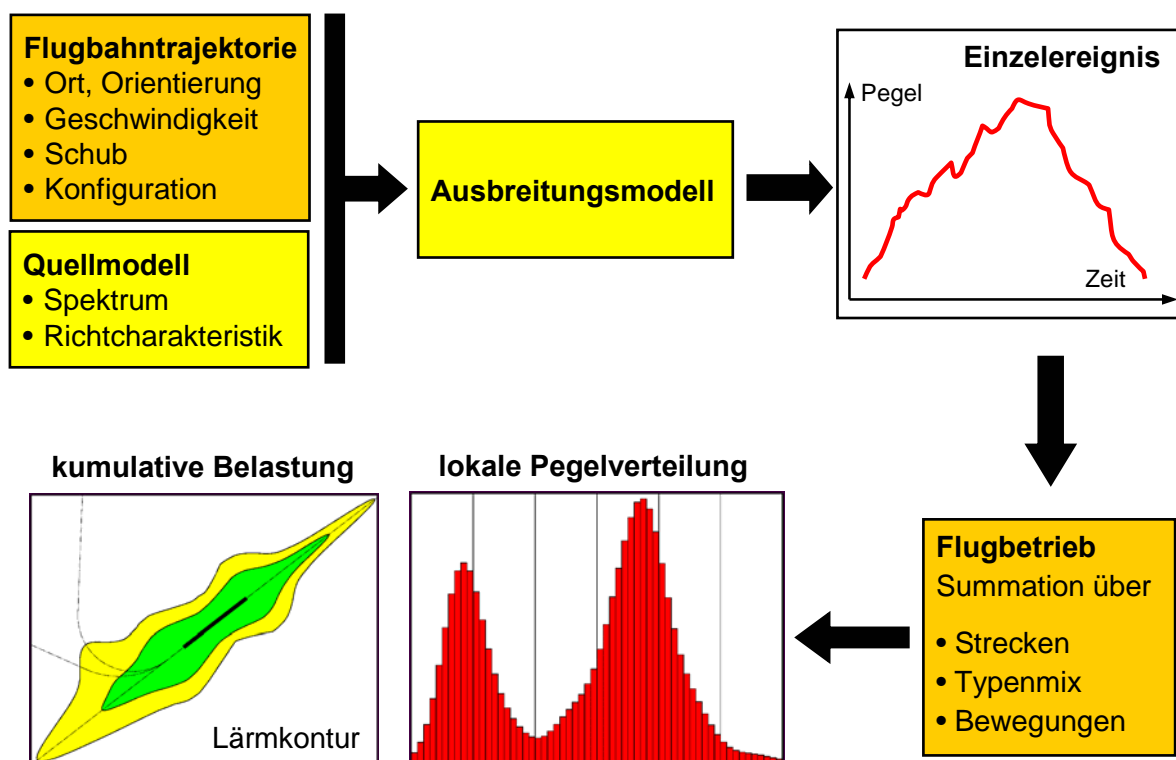


Bild 1: Schema einer Fluglärmberechnung. Quell- und Ausbreitungsmodell bilden den Rechenkern des Verfahrens („Noise-Engine“).

- Der Rechenkern („Noise-Engine“) basiert auf einem Quellmodell und einem Ausbreitungsmodell. Dem Quellmodell hinterliegt in der Regel eine akustische Datenbasis, deren Struktur von der Art des Rechenverfahrens abhängt. Im Ausbreitungsmodell werden die verschiedenen physikalischen Ausbreitungseffekte, denen der Schall auf seinem Weg zum Immissionsort unterliegt, modelliert. Art und Ausprägung dieser Modellierung hängen ebenfalls vom jeweiligen Modell ab, wobei auch hier Datenbasen hinterlegt sein können (Meteorologie, Topografie).

- Die Lage des Flugzeugs – also der Emissionsort – wird durch die Bahntrajektorie im Raum vorgegeben, wobei an jeder Stelle dieser Trajektorie eine Reihe von operationellen Parametern vorgegeben sind. Welche, hängt auch hier von der zu Grunde liegenden Art des Rechenverfahrens ab. Auf jeden Fall müssen aber Triebwerksleistung und Geschwindigkeit bekannt sein, wobei zumindest erstere den Kopplungsfaktor zum Quellmodell darstellt (z.B. über Noise-Power-Distance-Tabellen). Der Horizontalverlauf der Trajektorie ist dabei durch die An- bzw. Abflugstrecke vorgegeben, das Vertikalprofil durch das Flugverfahren.
- Durch Quellmodell und Bahntrajektorie ist die Geometrie zwischen Flugzeug und Immissionsort definiert. Auf dieser Basis erfolgt dann die Ausbreitungsrechnung, die die akustischen Kenngrößen am Immissionsort (z.B. Maximalpegel oder Pegel-Zeit-Verlauf) liefert.
- Um an einem gegebenen Immissionsort die durch ein komplexes Flugbetriebsszenario erzeugte Lärmbelastung zu ermitteln, führt man die entsprechende Berechnung über alle dem Szenario zu Grunde liegenden Bewegungen durch. Deren Trajektorien sind definiert durch die Flugstreckenstruktur sowie die Vertikalprofile der einzelnen Flugzeugtypen auf diesen Strecken. Daraus resultiert in der Regel eine Verteilung von Maximalpegeln oder zeitintegrierten Pegeln am entsprechenden Immissionsort.
- Um eine flächige Darstellung der Lärmbelastung zu erhalten, führt man diese Rechenschritte an einer ausreichenden Anzahl von Punkten in der Flughafenumgebung durch. In der Regel berechnet man ein quadratisches *Immissionsgitter*, aus dem dann durch Interpolation sog. *Lärmkonturen*, d.h. Isolinien einer bestimmten Beurteilungsgröße, ermittelt werden können.

## 2.2 Emissions- und Immissionsmodelle

Bei Fluglärmrechnungsverfahren (und natürlich auch Rechenverfahren für andere Lärmarten) geht es darum, die Prozesse der Schallentstehung und der Schallausbreitung durch die Atmosphäre möglichst realitätsnah nachzuvollziehen. Im Prinzip erfordert dies zunächst eine Beschreibung der Quelle, wobei der naheliegende Ansatzpunkt wäre, diese durch eine Schallleistung sowie eine Richtwirkung zu beschreiben (beides natürlich in spektraler Form).

In der Praxis ist die Vermessung der Schallleistung eines Flugzeugs – insbesondere im Flug – aber nicht realisierbar. In der Regel wird sich daher darauf beschränkt, Spektren für eine Referenzentfernung anzugeben und in irgendeiner Weise die Richtwirkung zu berücksichtigen. Dies kann in spektraler Form oder aber in Form von Zuschlägen im Gesamtschallpegel realisiert werden (mehr dazu in den folgenden Abschnitten). Oft werden diese Referenzpegel als spektrale Schallleistungspegel ausgewiesen, letztendlich kann die so definierte Schallleistung aber aus obigen Gründen nur eine fiktive Rechengröße sein. In der Regel wird auch nicht darauf geachtet, dass das Integral über die Richtwirkung verschwindet. In der Praxis führt diese Vorgehensweise aber nicht zu Problemen, wenngleich ein physikalisch sauberer Ansatz bei der Quellbeschreibung vorzuziehen wäre.

Bei der Modellierung der Schallausbreitung sind die physikalischen Gesetzmäßigkeiten im wesentlichen bekannt und auch verstanden. Nichtsdestoweniger muss hier – insbesondere bei der Berücksichtigung von meteorologischen Effekten und Einflüssen bei der bodennahen Schallausbreitung – auf Vereinfachungen zurückgegriffen werden, da eine umfassende rechnerische Behandlung auf der Basis der akustischen und strömungsphysikalischen Grundgleichungen zum einen einen immensen Aufwand an Eingabedaten erfordert und zum anderen bislang nur mit unrealistischen Rechenzeiten zu bewältigen ist.

Das Problem ist es vielmehr, die Prozesse der Schallemission und der Schalltransmission sauber zu trennen. Wenn dies gelingt, kann das Rechenverfahren als ein *Emissionsmodell* bezeichnet werden.

Emissionsmodelle tauchen in der Praxis aber kaum auf – in der Regel handelt es sich bei

Fluglärmrechnungsverfahren um *Immissionsmodelle*. Derartige Modelle setzen auf gemessenen Immissionswerten am Boden auf und treffen gewisse Annahmen über die Schallausbreitung beeinflussenden Bedingungen (meist nur Temperatur, Luftfeuchtigkeit). Hinsichtlich der Eigenschaften der Quelle werden in vielen Fällen ebenfalls empirische oder modellhafte Annahmen gemacht, insbesondere was die Richtwirkung betrifft. Ein Beispiel ist hier das „4<sup>th</sup>-Order-Dipole-Model“, das dem INM [6] oder dem ECAC Doc.29 [4] zu Grunde liegt.

Das Problem liegt letztendlich darin, dass für ein praktisch einsetzbares Fluglärmrechnungsverfahren Daten für alle am Verkehr teilnehmenden Flugzeugmuster verfügbar sein müssen. Diese Daten sind unter kontrollierten Bedingungen aber nur unter hohem Kosten- und Zeitaufwand zu erhalten. Fast durchweg wird im laufenden Flugbetrieb gemessen oder auf Daten von Fluglärmüberwachungsanlagen zurückgegriffen. Das hat den Nachteil, dass die Quelleigenschaften (Leistungssetzung, aerodynamische Konfiguration) nicht exakt bekannt sind und daher vereinfachende Annahmen getroffen werden müssen.

Immissionsmodelle kombinieren also die Quelleigenschaften mit Ausbreitungseffekten und beschreiben daher nicht die Quelle an sich. Nichtsdestoweniger kann mit solchen Modellen auch auf andere Ausbreitungsbedingungen geschlossen werden – in der Regel durch Umrechnung der atmosphärischen Dämpfung.

Der Nachteil von Immissionsmodellen ist, dass Quelleigenschaften nicht mehr aufgelöst werden können. Ihr Vorteil ist, dass sie an Messungen am Immissionsort angepasst sind und so per definitionem – sofern diese Anpassung vernünftig vorgenommen wurden – belastbare Immissionswerte liefern. Emissionsmodelle haben demgegenüber den Vorteil, dass sie wesentlich flexibler im Anwendungsbereich sind (gerade im Hinblick auf Optimierung von Flugverfahren). Der Nachteil ist, dass hier zwei potenzielle Fehlerquellen existieren – sowohl die Abstrahlung der Quelle als auch Ausbreitungseffekte müssen gut modelliert werden.

## 2.3 Quellmodelle

### 2.3.1 Ansätze zur Quellmodellierung

Ein Flugzeug stellt eine sehr komplexe Schallquelle dar, die verschiedene Schallentstehungsmechanismen beinhaltet. Zu nennen sind hier beim Strahlflugzeug der Düsenstrahl, (*Jet-Noise*), rotierende Triebwerkskomponenten wie der Fan oder die Turbine (im folgenden vereinfachend als *Fan-Noise* bezeichnet, da der Triebwerksfan die dominante Quelle ist) sowie der Schall, der durch die Umströmung von Zelle, Tragflügeln und Fahrwerken entsteht (*Airframe-Noise*). Alle diese Mechanismen werden in unterschiedlicher Weise durch die Triebwerksleistung, die Fluggeschwindigkeit und die Flugzeugkonfiguration bestimmt. Die Beschreibung des Flugzeugs als Schallquelle ist insofern alles andere als trivial.

Folgende Ansätze zur Modellierung wären als Grenzfälle denkbar:

- Rein analytisches Modell: Ein solches Modell würde die Schallentstehung auf der Basis von Triebwerksparametern und Flugzeuggeometrie (Zelle, Tragflächen mit Hochoftriebshilfen, Fahrgestelle) durch Anwendung physikalischer Modelle berechnen. Der Vorteil eines idealen analytischen Modells ist die Tatsache, dass es die Physik gut wiedergibt. Einzelne Schallerzeugungsmechanismen können aufgelöst und miteinander verglichen werden. Für die Optimierung von Triebwerken oder operationellen Verfahren ist dies im Grunde genommen eine Voraussetzung. Bei der Programmierung eines solchen Modells werden nur wenige Daten benötigt, allerdings kann der Rechenaufwand sehr hoch sein. Der Nachteil ist, dass ein voll analytisches Modell nach derzeitigem Kenntnisstand nicht mit ausreichender Genauigkeit realisierbar ist.
- Rein empirisches Modell: Eine vollständige Beschreibung der Abstrahleigenschaften des Flugzeugs auf rein empirischer Basis (also durch akustische Vermessung) ist prinzipiell möglich. Sie erfordert die Darstellung der spektralen, 3-dimensionalen Richtcharakteristik

über einen ausreichenden Parameterbereich von Triebwerksleistung, Fluggeschwindigkeit und aerodynamischer Konfiguration.

Der Aufwand für eine derartige komplette Vermessung eines Flugzeugs ist sehr hoch und aus Kostengründen wohl nur in Einzelfällen zu realisieren. Entsprechend umfassende Daten für alle (oder zumindest die wichtigsten) am Luftverkehr teilnehmenden Flugzeugmuster sind daher nicht verfügbar und werden es in absehbarer Zukunft wohl auch nicht sein. Außerdem können – da die Quelle nur als Gesamtheit beschrieben ist – physikalische Effekte nicht mehr aufgelöst werden. Der Vorteil eines solchen Verfahrens ist, dass die programmtechnische Umsetzung sehr einfach ist, da es sich im Grunde nicht um eine Modellierung, sondern nur eine Beschreibung der Quelle handelt.

Das Programm SIMUL ist eine Mischform, die versucht, weitestgehend die Vorteile beider Verfahren auszunutzen. Es stellt einen *semi-empirischen Ansatz* dar, der auf einer *Beschreibung der charakteristischen Schallquellen* basiert. Idee ist die Überlegung, dass die verschiedenen Schallausbreitungsmechanismen bei gleicher Triebwerksleistung unterschiedlich durch die Fluggeschwindigkeit beeinflusst werden:

- Intensität und Richtwirkung des durch den Triebwerksstrahl erzeugte Schalls (*Jet-Noise*) werden sowohl durch die Fluggeschwindigkeit als auch durch die Geschwindigkeit des Freistrahls beeinflusst. Je höher die Relativgeschwindigkeit zwischen Freistrahls und umgebender Luft ist, um so höher ist die Leistung des abgestrahlten Schalls.
- Der Schall der übrigen Triebwerkslärmquellen (also die Fan-Komponente) wird allein durch die Fluggeschwindigkeit beeinflusst. Hier kommt als kinematischer Effekt ein Doppellereffekt zum tragen, der sich insbesondere auf die Abstrahlcharakteristik auswirkt (Verstärkung der Abstrahlung in Bewegungsrichtung).
- Umströmungsgeräusche werden ebenfalls durch die Fluggeschwindigkeit bestimmt. Allerdings handelt es sich hier nicht um einen kinematischen Effekt, sondern die Geschwindigkeit ist die Ursache dieser Komponente, die im statischen Fall ja verschwinden muss. Dabei hängen einzelne Quellmechanismen des Umströmungsgeräusches (z.B. erzeugt durch Hochauftriebshilfen oder Fahrwerke) in unterschiedlicher Weise von der Fluggeschwindigkeit ab.

Im Programm SIMUL wird jede dieser Komponenten durch ein Referenzspektrum sowie einen frequenzunabhängigen Richtungszuschlag beschrieben. Dadurch reduziert sich der Aufwand an benötigten Eingabedaten, während gleichzeitig die wesentlichen physikalischen Effekte berücksichtigt werden können. Insofern stellt SIMUL also einen Kompromiss zwischen einer exakten physikalischen Beschreibung und der Verfügbarkeit der Eingabedaten dar.

### 2.3.2 Das Teilschallquellenmodell (SIMUL)

Für die Beschreibung der Emissionscharakteristik werden von der Triebwerksleistung (repräsentiert durch einen Leistungsparameter  $\mathbf{N}$ ) abhängige, auf 1 m normierte Referenzspektren  $L_{0,n}$  für das  $n$ -te Frequenzband herangezogen.

Tabelle 1:  
Spektrale Darstellung der Teilschallquellen.

Teilschallquelle	Referenzspektrum	Parameter
Jet (J)	$L_{0,n}^{\mathbf{N},\mathbf{J}}(s_0, \theta_0, \varphi_0, v_0, v_J)$	Triebwerksleistung $\mathbf{N}$
Fan (F)	$L_{0,n}^{\mathbf{N},\mathbf{F}}(s_0, \theta_0, \varphi_0, v_0)$	Triebwerksleistung $\mathbf{N}$
Hochauftriebshilfen (H)	$L_{0,n}^{\mathbf{C},\mathbf{H}}(s_0, \theta_0, \varphi_0, v_0)$	Konfiguration $\mathbf{C}$
Fahrwerk (G)	$L_{0,n}^{\mathbf{C},\mathbf{G}}(s_0, \theta_0, \varphi_0, v_0)$	Konfiguration $\mathbf{C}$

mit:

$s_0$	Referenzentfernung von 1 m
$\theta_0$	longitudinaler Abstrahlwinkel
$\varphi_0$	lateraler Abstrahlwinkel
$v_0$	Fluggeschwindigkeit
$v_J$	Geschwindigkeit des Freistrahls

Die Ermittlung der Referenzspektren für Jet- und Fan-Komponente erfolgt durch spektrale Separation wie in [9] beschrieben. Dabei wird angenommen, dass die niederfrequenten Anteile eines Spektrums vom Freistrah, die hochfrequenten Anteile vom Fan dominiert werden und das beide Anteile jeweils zum hochfrequenten bzw. niederfrequenten Bereich des Spektrums mit bestimmten charakteristischen Abfallraten abnehmen.

Aus diesen Referenzspektren erhält man so für eine gegebene Triebwerksleistung  $\mathbf{N}$  eine vollständige spektrale Beschreibung der Jet- und Fan-Komponente in Form von Oktav- oder Terzspektren  $L_n$  als

$$L_n^{\mathbf{N},J/F}(s_0, v, \theta, \varphi) = L_{0,n}^{\mathbf{N},J/F} + \Delta D_n^{J/F}(\vartheta, \theta) + \Delta V^{J/F}(v, \theta) \quad (1)$$

Die Korrektur  $\Delta D_n$  beschreibt die Abstrahlcharakteristik als Funktion der beiden Winkel  $\theta$  und  $\varphi$ .  $\Delta V$  ist eine Geschwindigkeitskorrektur. Sie ergibt sich für die Jet-Komponente als

$$\Delta V^J = 10 \cdot m(\theta) \cdot \lg\left(\frac{v_J - v}{v_J}\right) - 10 \cdot \lg(1 - M \cdot \cos \theta) \quad (2)$$

mit der Flugmachzahl  $M$ , der Freistrahlgeschwindigkeit  $v_J$  und dem sog. *Forward Velocity Index*  $m(\theta)$ . Letzterer hängt von der Bauart des Triebwerks ab [9]. Für die Fan-Komponente ergibt sich die Geschwindigkeitskorrektur als

$$\Delta V^F = -40 \cdot \lg(1 - M \cdot \cos \theta) \quad (3)$$

Für den Umströmungslärm ergeben sich aus dem Referenzspektrum die vollständigen normierten Spektren als

$$L_n^{\mathbf{C},H/G}(s_0, v, \theta, \varphi) = L_{0,n}^{\mathbf{C},H/G} + 10 \cdot a^{\mathbf{C},H/G} \cdot \lg\left(\frac{v}{v_0}\right) - 40 \cdot \lg(1 - M \cdot \cos \theta) + \Delta D_n^{\mathbf{C},H/G}(\theta, \varphi) \quad (4)$$

Der 2. Term beschreibt eine exponentielle Abhängigkeit der Schalleistung des Umströmungslärms von der Fluggeschwindigkeit. Geht diese gegen Null, so verschwindet der Umströmungslärm (der Pegel geht also gegen  $-\infty$ ). Der Koeffizient  $a^{\mathbf{C},H/G}$  ist dabei abhängig von der Art der Umströmungslärmkomponente (also z.B. Fahrwerk oder Hochauftriebssysteme). Die Umströmungslärmkomponente ist natürlich unabhängig von der Triebwerksleistung. Sie muss statt dessen für unterschiedliche aerodynamische Konfigurationen  $\mathbf{C}$  (Klappen- und Fahrwerkstellungen) definiert werden.

Die Richtwirkungskorrektur  $\Delta D_n$  in den Gleichungen (1) - (4) kann auch in Form einer frequenzunabhängigen Korrektur  $\Delta D$  realisiert werden. Dies entspricht der vereinfachenden Annahme eines richtungsunabhängigen Spektrums. Außerdem kann man die Abhängigkeiten von beiden Winkel separieren, also die Richtwirkungskorrektur in der Form

$$\Delta D_n(\theta, \varphi) = \Delta D_{n,\theta}(\theta) + \Delta D_{n,\varphi}(\varphi)$$

beschreiben. Diese Vereinfachung ist insofern sinnvoll, als über die Abhängigkeit der Richtwirkung vom lateralen Abstrahlwinkel  $\varphi$  vergleichsweise wenig bekannt ist. Auf diesen Vereinfachungen setzt das Programm SIMUL auf. Die Richtwirkung wird hier auf der Basis von Abstrahlcharakteristiken im Gesamtschallpegel abgeleitet.

Die spektrale Beschreibung der Quelle für die Triebwerksleistung  $\mathbf{N}$  und die Konfiguration  $\mathbf{C}$  ergibt sich dann durch energetische Summation über die Einzelkomponenten:

$$L_n^{\mathbf{N},\mathbf{C}}(s_0, v, \vartheta, \varphi) = 10 \cdot \lg \left( 10^{0.1 \cdot L_{0,n}^{\mathbf{N},\mathbf{J}}} + 10^{0.1 \cdot L_{0,n}^{\mathbf{N},\mathbf{F}}} + 10^{0.1 \cdot L_{0,n}^{\mathbf{C},\mathbf{H}}} + 10^{0.1 \cdot L_{0,n}^{\mathbf{C},\mathbf{G}}} \right) \quad (5)$$

**Anmerkung:** Die ersten Versionen des Programms SIMUL basierten noch auf vorberechneten Pegel-Entfernungsverläufen für (bewertete) Gesamtschallpegel. Dadurch konnte die Rechengeschwindigkeit erhöht werden. Allerdings ging dieser Vorteil zu Lasten der Programmflexibilität bzw. der Komplexität der Datengrundlage, da die Pegel-Entfernungstabellen für geänderte atmosphärische Bedingungen bzw. für eine Änderung der Frequenzbewertung jeweils neu ermittelt und als Datei abgespeichert werden mussten.

Die Notwendigkeit einer spektralen Darstellung ergab sich aus den Anforderungen des vom DLR Institut für Physik der Atmosphäre (DLR-IPA) entwickelten Modells zur Meteorologiedämpfung, das auf Oktavbändern aufsetzt. Die daraus resultierenden Rechenzeiterhöhungen - die durch geeignete Programmierungsansätze weitestgehend minimiert werden konnten - werden durch die gewonnene Flexibilität z.T. mehr als überkompensiert.

### 2.3.3 Quellbeschreibung im empirischen Modell

In einem voll empirischen Modell kann man nicht mehr von einer Quellmodellierung im eigentlichen Sinn sprechen – vielmehr reduziert sich die Modellierung auf eine vollständige Vermessung der Quelle, die zu einer reinen *Quellbeschreibung* führt. In spektraler Darstellung analog zu Gleichung (5) würde diese durch den Ausdruck

$$L_n^{\mathbf{N},\mathbf{C}}(s_0, v, \vartheta, \varphi) = L_n(\mathbf{N}, \mathbf{C}, s_0, v, \vartheta, \varphi) \quad (6)$$

repräsentiert. Die auf 1 m normierten Spektren müssen also als Funktion der geometrischen Größen (Abstrahlwinkel  $\theta$ ,  $\varphi$ , Referenzabstand  $s_0$ ), der Fluggeschwindigkeit  $v$ , der aerodynamischen Konfiguration  $\mathbf{C}$  (Klappen, Fahrgestell) und der Triebwerksleistung  $\mathbf{N}$  (wobei  $\mathbf{N}$  z.B. bei Strahlflugzeugen der Netto-Triebwerksschub  $F_n$  oder die Rotorspeed  $N_1$  sein kann). Im Rahmen des PP 1620 wurde auch eine empirische Quellbeschreibung unter der Arbeitsbezeichnung SIMUL2 in das Programmgerüst von SIMUL implementiert. Diese Vorgehensweise resultierte aus der Notwendigkeit, Zeitverzögerungen bei der Bereitstellung des Quellmodells für den Umströmungslärm abzufangen und eine funktionsfähige SIMUL-Version für PP 1630 bereitzustellen. Das DLR Institut für Antriebstechnik, Abteilung Turbulenzforschung (DLR-TF) erstellte die dazu benötigten Quelldaten. Grundlage waren die in Parchim im PP 1613 durchgeführten Überflugmessungen [11]. Im Rahmen dieser Messkampagne wurden sowohl Mikrofonarraymessungen als auch Messungen mit konventionellen Mikrofonen durchgeführt. Die Quelldaten für den A319 wurden durch das von DLR-TF entwickelte Auswerteprogramm ANIP [12] aus den Array-Messungen abgeleitet. Allerdings konnten hieraus keine Informationen über die laterale Richtcharakteristik (also die Abhängigkeit von  $\varphi$ ) gewonnen werden.

Im Rahmen der ersten Rechnungen mit SIMUL2 stellte sich heraus, dass die mit ANIP erstellten Datensätze nicht den notwendigen Parameterbereich für die flugmechanischen Simulationen abdeckten und sich dadurch insbesondere extrapolationsbedingte Fehler ergaben (siehe Kapitel 4). Nachdem durch das DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik in Braunschweig (DLR-ASB) ein Quellmodell [11] bereitgestellt werden konnte, wurden die Arbeiten an der empirischen Datengrundlage für SIMUL2 ausgesetzt, und es wurde wie ursprünglich geplant – wenn auch verzögert – wieder auf das Teilschallquellenkonzept von SIMUL zurückgegriffen.

## 2.4 Modellierung von Ausbreitungseffekten

Aus den im vorangegangenen Abschnitt definierten auf 1 m normierten Spektren ergeben sich dann die entsprechenden Pegel am Immissionsort durch eine spektrale Ausbreitungsrechnung, der folgende Gleichung zu Grunde liegt:

$$L_n(s) = L_n(s_0) - 20 \cdot \lg\left(\frac{s}{s_0}\right) - \alpha_n(s - s_0) - \Delta_n^{AMB} \quad (7)$$

Die einzelnen Korrekturterme haben folgende Bedeutung:

- Der erste frequenzunabhängige Term beschreibt die *geometrische Dämpfung* für die Ausbreitung von Kugelwellen. Bei einer Verdoppelung des Abstandes  $s$  zwischen Flugzeug und Immissionsort resultiert dieser Term in einer Dämpfung von 6 dB.
- Der zweite Korrekturterm bezieht sich auf die sog. *atmosphärische Dämpfung*. Diese beschreibt Dämpfungseffekte, die durch die Wechselwirkung der Schallwelle mit den Molekülen der Luft hervorgerufen werden (Effekte von Viskosität und Wärmeleitung sowie Anregung von Vibrations- und Rotationszuständen der in der Luft enthaltenen Moleküle). Der frequenzabhängige Dämpfungskoeffizient  $\alpha_n$  ist dabei eine Funktion der Lufttemperatur, der relativen Feuchte und des Drucks (wobei der Druckeinfluss in der Regel vernachlässigbar ist). Für die Berechnung der atmosphärischen Dämpfung gibt es eine Reihe von Standards [13-15], die im SIMUL-Programm durch Schalter realisiert sind.
- Der Korrekturterm  $\Delta_n^{AMB}$  beschreibt die kumulativen Effekte von Meteorologie (also Wind- und Temperatureinfluss) sowie die Effekte der Wechselwirkung der Schallwelle mit der Erdoberfläche. Auch für diese Korrektur existieren eine Reihe von Ansätzen, von den klassischen Modellen zur Bodenzusatzdämpfung, die den Einfluss der Atmosphäre nur grob wiedergeben [5,16], bis hin zu dem am DLR Institut für Physik der Atmosphäre (DLR-IPA) erarbeiteten Schallausbreitungsmodell, das auf einer Beschreibung des Atmosphärenzustands durch meteorologische Stabilitätsklassen beruht.

Nähere Informationen zur Modellierung dieser Ausbreitungseffekte (physikalische Grundlagen, Umsetzung im Rechenverfahren) können [3, 10] entnommen werden.

### 3. Realisierung des Konzepts als Rechenprogramm

#### 3.1 Randbedingungen

Folgende Randbedingungen bestimmen, wie das Konzept eines Fluglärmrechnungsverfahrens umzusetzen ist:

- Anwendungsbereich: Klassische Anwendungsbereiche sind die Untersuchungen von komplexen Szenarien oder aber die von Einzelflügen. In *LanAb* wurde nur der zweite Bereich abgedeckt.
- Verfügbarkeit von Quelldaten: Für jedes der in eine Untersuchung mit einzubeziehende Flugzeugmuster müssen natürlich Quelldaten vorliegen. Letztendlich bestimmt die Verfügbarkeit von Quelldaten damit auch den Anwendungsbereich. Sofern diese Daten in der geforderten Qualität nur in begrenztem Umfang zur Verfügung stehen, ist die Behandlung umfangreicher Betriebsszenarien von vornherein ausgeschlossen. Dies ist zur Zeit auch beim SIMUL-Programm der Fall, da ausreichende Quelldaten nur für den A319/A320 zur Verfügung stehen.
- Verfügbarkeit von Bahntrajektorien: Bahntrajektorien können entweder vom Rechenmodell auf der Basis von vordefinierten Vertikalprofilen (*Festpunktprofile*) oder durch eine flugmechanischen Rechnung (*prozedurale Profile*) ermittelt werden, oder sie können alternativ aus externen Quellen (Flugsimulatordaten, Daten aus dem Flight-Data-Recorder) entnommen werden. In letzterem Fall müssen geeignete Schnittstellen definiert werden.
- Art der Modellierung von Ausbreitungseffekten: Sie hängt u.a. von der Art der Anwendung ab. Für komplexe Szenarien werden in der Regel Langzeitmittelwerte der Immission berechnet. Man geht daher von durchschnittlichen Ausbreitungsbedingungen aus. Bei Einzelflugszenarien kann man in der Regel detailliertere Ausbreitungsbedingungen definieren bzw. speziell untersuchen. Häufig ist es hier gerade die Zielsetzung, praxisnahe Vereinfachungen aus detaillierten Berechnungen abzuleiten.



### 3.2 Realisierung des Teilschallquellenmodells (SIMUL)

Das Programm SIMUL ist in FORTRAN 77 geschrieben und durch eine Reihe von separaten Modulen realisiert, die für die Aufbereitung der Eingabedaten (*Pre-Processing*), die eigentliche Immissionsberechnung und die nachgeschaltete Weiterverarbeitung (*Post-Processing*) verantwortlich sind. Bild 2 zeigt den schematischen Ablauf einer Immissionsberechnung mit dem SIMUL-Verfahren.

- Im ersten Schritt erfolgt die Aufbereitung der Eingabedaten (in Abb.2 nicht dargestellt). Dies umfasst die Erfassung der rechenfallspezifischen Daten (Flughafen- und Flugstreckengeometrie, Flugbetrieb, topografische und meteorologische Daten). Neben diesen Daten werden für die Berechnung noch die flugzeugtypspezifischen akustischen und Flugleistungsdaten bereitgestellt. Diese müssen dabei an die meteorologischen Parameter (insbesondere Temperatur, Luftfeuchtigkeit und Wind) angepasst werden.
- Der nächste Schritt ist die Generierung der Flugbahnen aller am Verkehr teilnehmenden Flugzeugmuster. Dazu werden die Flugleistungsdaten, die Flugstreckenstrukturen sowie die Anzahl der im Rechenszenario eingestellten Flugzeugmuster herangezogen. Alternativ besteht die Möglichkeit, über definierte Schnittstellen auf externe Flugbahn-daten zuzugreifen. Solche Schnittstellen wurden im PP 1620 erstellt, damit auf Flugbahntrajektorien aus dem Simulator oder dem Flight-Data-Recorder zugegriffen werden konnte (siehe Abschnitt 3.4).
- Basierend auf den Flugbahntrajektorien, den akustischen Basisdaten sowie den topografischen und meteorologischen Daten erfolgt dann eine detaillierte Immissionsberechnung für Einzelpunkte (Ausweisung von einzelnen zeitlichen Schallpegelverläufen) oder aber eine Berechnung von kumulierten Immissionswerten in einem rechtwinkligen Immissionsgitter.
- Durch nachgeschaltete Post-Prozessoren werden die so erhaltenen Immissionsdaten in Form von Grafiken oder Druckausgabe weiterverarbeitet. Hier existieren insbesondere Schnittstellen zu externen Programmen, die auf standardisierte Dateiformate (*Noise Model Grid Format NMGF*) zugreifen.

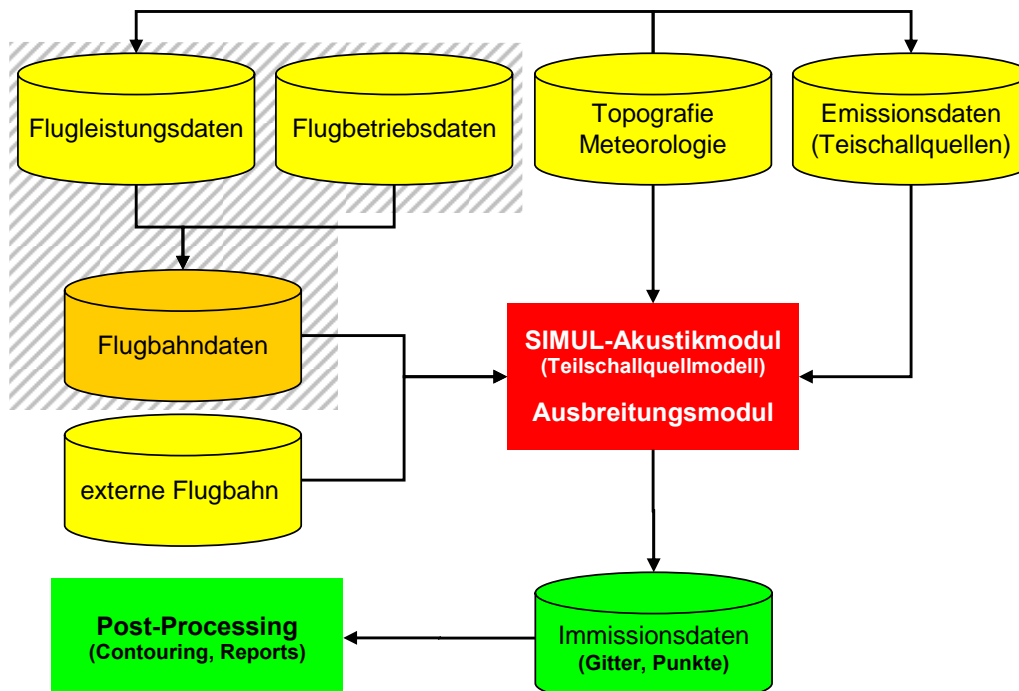


Bild 2: Ablauf des SIMUL-Programms. Die schraffiert hinterlegten Module wurden bei den LAnAb-Untersuchungen nicht benutzt – es wurden nur externe Flugbahn-daten (Simulator, Flight Data Recorder) verwendet.

Insgesamt besteht das SIMUL-Programmpaket aus 5 separat lauffähigen Kernmodulen:

- SIMIO:** Setup- und Reportmodul (Aufbereitung der Eingabedaten sowie Generierung von Berichten)
- SIMEX:** Flugbahngenerator und Akustik-Kern (Berechnung der Immissionsparameter an Einzelpunkten und auf Immissionsgittern)
- SIMKON:** Post-Prozessor zur Verarbeitung von Immissionsgittern (Contouring, Gitterüberlagerung)
- SIMPS:** compilerunabhängiger Grafik-Postprozessor auf PostScript-Basis (benötigt FORTRAN-Programmbibliothek PSPLOT)
- SIMPLO:** Grafik-Postprozessor für Bildschirmausgabe (muss jeweils über eine Schnittstelle auf compilerabhängige Software adaptiert werden)

Der Datenaustausch erfolgt über eine Reihe von ASCII-Dateien:

- Definition-Files:** Basis-Definitionen des Rechenszenarios (Runways, Flugstrecken, Bewegungszahlen, grundlegende Schalter und Einstellungen). Wird mit SIMIO erzeugt.
- Level-Files:** Spektren und Richtcharakteristiken.
- Meteo-Files:** klassifizierte Werte der Meteo-Dämpfung nach dem DLR-IPA-Modell
- Topography-Files:** Topografie-Daten (aus digitalem Geländemodell DGM)
- Path-Files:** Bahntrajektorien mit Flugleistungsparametern (Schnittstelle zum Akustikmodul). Wird aus SIMEX oder über externe Schnittstellen (Simulator) erzeugt.
- Grid-Files:** Gitter mit Immissionswerten (SIMUL-Format). Wird mit SIMEX erzeugt.
- NMGF-Files:** Gitter mit Immissionswerten im standardisierten NMGF-Format (Schnittstelle zu externer Software). Wird mit SIMEX erzeugt.
- Point-Files:** Pegel-Zeit-Verläufe und detaillierte Immissionswerte an einzelnen Immissionsorten (SIMUL-Format). Wird mit dem Kernmodul SIMEX erzeugt.
- Curve-Files** Lärmkonturen als Punktfolge. Wird mit SIMKON erzeugt.

Die Struktur und Datenformate für diese Einzelnen Dateien sind im SIMUL-Benutzerhandbuch [16] dokumentiert.

### 3.3 Realisierung des empirischen Quellmodells (SIMUL2)

Das Programm SIMUL2 ist durch eine Auskopplung und Modifikation des Akustik- und Ausbreitungsmoduls SIMEX aus dem Programmpaket SIMUL abgeleitet worden. Dabei waren hauptsächlich Änderungen an SIMEX-Unterprogrammen notwendig. Der neue Rechenkern (SIMEX2) ist dabei wesentlich kompakter geworden, da die aufwändige Teilschallquellenmodellierung entfallen ist. Da das Programm zunächst auf eine schnelle Verfügbarkeit hin erstellt wurde, wurde es ausschließlich für die Benutzung von Simulatordaten konzipiert – die programmeigene Flugbahngenerierung wurde nicht mit übernommen.

Das Setup-Modul SIMIO wurde nur in Dummy-Form mit eingebunden, die Erstellung von Definition-Files wurde mit ASCII-Editoren bzw. teilweise über eine grafische Benutzerober-

fläche (die allerdings noch in der Testphase steht) realisiert. Ansonsten wurde lediglich noch das SIMPS-Modul umgeschrieben, um die grafischen Ausgaben der neuen Datenstruktur anzupassen.

Die Level-Files werden im Programmpaket SIMUL2 nicht mehr benötigt. Statt dessen wird auf so genannte „*Configuration-Files*“ zurückgegriffen. In diesen sind die Referenzspektren nach Gleichung (6) abgelegt. Für jede aerodynamische Konfiguration  $C$  existiert eine Datei, in der auf 1 m normierte Terzspektren als Funktion der Parameter Flugeschwindigkeit  $v$ , Rotorspeed  $N_1$  sowie der beiden Abstrahlwinkel  $\theta$  und  $\varphi$  gespeichert sind.

Die Configuration-Files werden aus dem Programm ANIP [12] erzeugt. Dabei werden die Spektren nur für bestimmte Stützstellen der Einzelparameter vorberechnet. Von einer direkten Implementation des Programms ANIP in die die SIMUL2-Struktur wurde abgesehen, da zum einen der Rechenaufwand bei der ANIP-Ausgleichsrechnung sehr hoch ist und zum anderen eine Berechnung der Spektren zur Laufzeit das Programm fehleranfällig macht: Für bestimmte Parameterkombinationen kann durchaus der Fall auftreten, dass die Ausgleichsrechnung nicht möglich ist.

Dieser Ansatz geht allerdings zu Lasten von Kern- und Plattenspeicher: Geht man von Stützstellenabständen von  $1^\circ$  in den Winkeln, vom 1 m/s in der Geschwindigkeit und von 1% in der Drehzahl aus, so erhält man selbst bei 2-Byte-Binärdarstellung Dateigrößen von etwa 1 GB pro Konfiguration. Nach umfangreichen Testläufen erwiesen sich Stützstellen von 5 m/s in der Geschwindigkeit und 5% in der Drehzahl als guter Kompromiss. Im Winkelbereich war eine untere Grenze von  $4^\circ$  im longitudinalen Abstrahlwinkel dadurch vorgegeben, dass ANIP Ausgaben in dieser Schrittweite liefert. Bei Speicherung der Daten in 2-Byte Binärdarstellung als Ganzzahl ergaben sich so Dateigrößen von etwa 550 kB pro Konfiguration, wobei allerdings keine Abhängigkeit vom lateralen Abstrahlwinkel mit einging, da die Arraymessungen, auf denen ANIP aufsetzt, direkt unter der Flugbahn erfolgen.

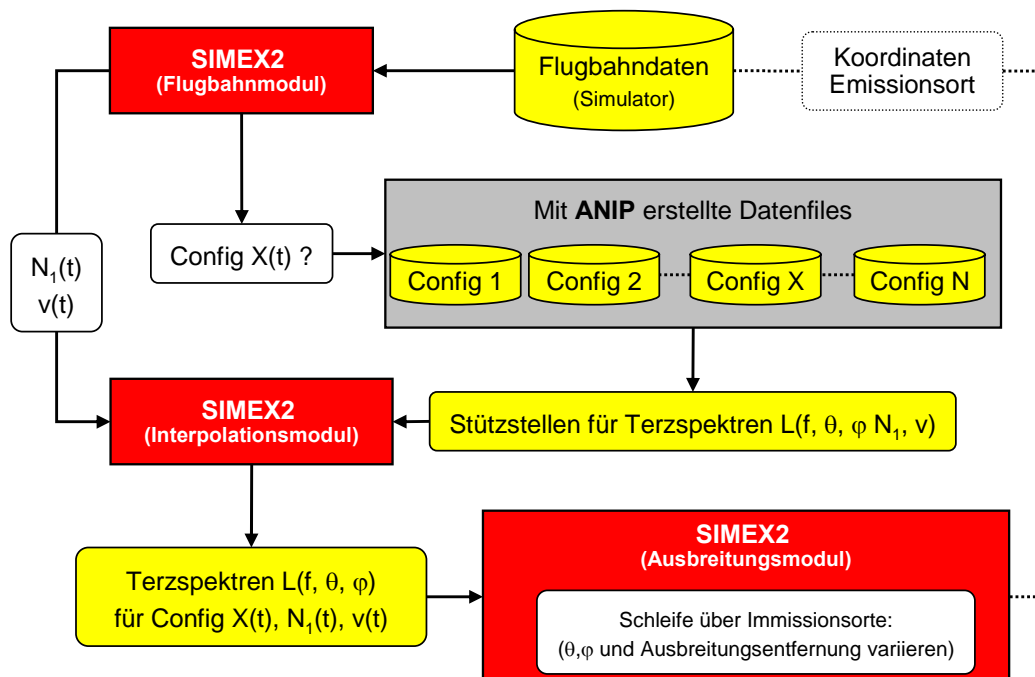


Bild 3: Ablauf des Programms SIMUL2.

Bild 3 zeigt – analog zu Bild 2 – das Ablaufschema des Kernmoduls SIMEX2:

- Ausgangsdaten sind zum einen die externen Flugbahndaten (Path-File) aus dem Simulator sowie die Configuration-Files.
- Aus den Bahndaten werden im Flugbahnmodul für jeden Punkt Konfiguration **C**, Drehzahl  $N_1$ , Fluggeschwindigkeit  $v$ , Ortskoordinaten und die Lagewinkel  $\theta$  und  $\varphi$  ausgelesen.
- Anhand einer Konfigurationskennung werden dann aus dem zugehörigen Configuration-File die Terzspektren für die einzelnen Stützstellen ausgelesen.
- Diese gehen – zusammen mit Drehzahl und Geschwindigkeit – in das Interpolationsmodul, aus dem dann Terzspektren über den vollen Winkelbereich in 1°-Schritten für die entsprechenden Werte von Geschwindigkeit und Rotordrehzahl interpoliert werden.
- Diese Tabellen werden dann an das Ausbreitungsmodul übergeben, wobei hier bei Gitterberechnungen eine Schleife über die Immissionsorte läuft, in der die Ausbreitungsentfernung sowie die beiden Abstrahlwinkel variieren.
- Anschließen erfolgt – wie bei SIMUL – die Speicherung der Immissionswerte in den entsprechenden Grid- oder Point-Files, die dann mit den Post-Prozessoren weiterverarbeitet werden können.

### 3.4 Daten und Schnittstellen

Wie aus den Bildern 2 und 3 zu entnehmen ist, benötigt SIMUL (bzw. SIMUL2) eine Reihe von Eingabedaten. Die Zuordnung dieser Daten wird durch Files in drei Formen realisiert, nämlich

- programmspezifisch, also über vom Rechenszenario unabhängige Datenfiles,
- als interne Schnittstelle zur Datenübergabe zwischen den Programmmodulen oder
- als externe Schnittstelle zur Übernahme von Daten aus Fremdquellen.

Tabelle 2:  
Schnittstellen in SIMUL.

Daten	Schnittstellenart	Schnittstellenfile
Emissionsdaten	programmspezifisch	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Level-Files (SIMUL)</li> <li>• Configuration-Files (SIMUL2)</li> </ul>
Flugleistungsdaten	intern	Definition-Files
Flugbetriebsdaten	<ul style="list-style-type: none"> <li>• intern</li> <li>• programmspezifisch (geplant)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Definition-Files</li> <li>• Struktur wie ANP-Database [17]</li> </ul>
Topografiedaten	extern	Topography-Files
Meteo-Daten	<ul style="list-style-type: none"> <li>• programmspezifisch</li> <li>• intern</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Meteo-Files</li> <li>• Definition-Files</li> </ul>
Flugbahndaten	intern oder extern	Path-Files

Dazu folgende Anmerkungen:

- Flugleistungsdaten werden zur Zeit noch über das Definitionsfile übergeben, sind also vollständig rechenfallspezifisch. Geplant ist eine programmspezifische Datenbank mit aerodynamischen Beiwerten und Leistungskoeffizienten analog zur ANP-Database [17], auf deren Basis dann ausgehend von einem einfachen Massenpunktmodell Flugprofile errechnet werden. In diesem Fall werden als rechenfallspezifische Daten nur noch Flugprozedurschritte über das Setup-Modul vorgegeben. Eine proprietäre Vorform des Massenpunktmodells ist schon implementiert, wird aber noch an die ANP-Struktur angepasst.
- Die Flugbetriebsdaten (Startbahnen, Flugstrecken, Bewegungszahlen) sind rechenfall-

spezifisch und werden im Setup-Modul aufbereitet und in das Definition-File als interne Schnittstelle geschrieben.

- Topografie-Daten stammen aus externen Quellen (z.B. aus digitalen Geländemodellen DGM). Sie müssen in definiertem Format über ein Topography-File übergeben, also in der Regel in Schnittstellenformate konvertiert werden.
- Die meteorologischen Daten sind im Grunde genommen rechenfallspezifisch. Allerdings basiert die Berücksichtigung meteorologischer Effekte nach dem DLR-IPA-Modell auf einer Klassifizierung der Atmosphäre in drei Stabilitätsklassen („stabil“, „neutral“ und „labil“), die wiederum untergliedert sind nach Windgeschwindigkeitsklassen. Für diese Klassen ist der Korrekturfaktor  $\Delta^{AMB}$  nach Gleichung (7) in Form von Tabellen („Lookup-Tables“) realisiert, die dem Programm ebenfalls als Standarddateien zugeordnet sind. Sie repräsentieren letztendlich die vertikalen Temperaturgradienten in der Atmosphäre einschließlich der geostrophischen Winddrehung zwischen den bodennahen Prandtl- und Ekman-Schichten und der freien Atmosphäre. Die aktuelle, also rechenfallspezifische Wind- und Temperaturschichtung ergibt sich dann aus vorzugebenden Werten für Wind und Temperatur am Boden, Bodenrauigkeit und geographischer Breite, die das Setup-Modul ins Definitionsfile schreibt.

Tabelle 3:  
Recordstruktur im SIMUL Path-File (Flugbahnpunkt, Auszug aus [16]).

<b>SIMUL-Variable</b>	<b>FORTRAN-Format</b>	<b>Bedeutung</b>
KPOINT	I4	laufende Nr. Flugbahnpunkt
T	1X, F6.1	Zeitkoordinate
X0ANN	1X, F10.1	x-Koordinate des Flugzeugs
Y0ANN	1X, F10.1	y-Koordinate des Flugzeugs
Z0ANN	1X, F10.1	z-Koordinate des Flugzeugs
GAMANN	1X, F8.4	Steigwinkel (climb-angle)
BANANN	1X, F8.4	Querneigungswinkel (bank-angle)
DIRANN	1X, F8.4	Steuerkurs (heading)
CRSANN	1X, F8.4	Kurswinkel (flight path azimuth)
ATTANN	1X, F8.4	Nickwinkel (pitch-angle)
WINANN	1X, F8.4	Windrichtung
VW	1X, F7.1	Windgeschwindigkeit
VOANN	1X, F7.1	Fluggeschwindigkeit (TAS)
ACC	1X, F9.5	Beschleunigung
SIGMA	1X, F8.1	Bogenlänge Flugbahnprojektion
SCHUB	1X, F10.1	Triebwerksschub
RSPEED	1X, F6.2	Rotorspeed $N_1$
IDGEAR	1X, I1	= 0, falls Fahrwerk eingefahren
IDSPOI	1X, I1	Kennung für Spoilerstellung
IDFLAP	1X, A2	Kennung für Klappenstellung =A0, A1, A2 ... für Anflüge =D0, D1, D2 ... für Abflüge

- Zentrale Schnittstelle des SIMUL-Pakets ist das Path-File. Diese Datei enthält die Bahntrajektorien aller im Szenario definierten Kombinationen von Flugzeugmuster und Flugstrecke. Sie kann aus den im Definition-File enthaltenen Daten erstellt werden, ist dann also eine rein interne Schnittstelle. Allerdings liefert ein einfaches flugmechanisches Massenpunktmodell vergleichsweise grobe Daten. Daten aus dem Flugsimulator oder dem Flight-Data-Recorder (also einer externen Schnittstelle) besitzen eine wesentlich höhere Auflösung und geben insbeson-

dere Änderungen in der Triebwerksleistung oder Übergänge in der aerodynamischen Konfiguration besser wieder.

Aus diesem Grund war ein definiertes Schnittstellenformat notwendig, das im Path-File in Form einer sequentiellen ASCII-Datei realisiert wurde. Tabelle 3 zeigt beispielhaft die Recordstruktur für einen einzelnen Flugbahnpunkt. Neben dieser Art von Records enthält das Path-File noch zusätzliche Header-, Strukturierungs- und Informationszeilen (Typen- und Streckenkennung, Bewegungszahlen etc.). Die komplette Struktur findet sich im Benutzerhandbuch [16].

### 3.5 Abhängigkeit vom Betriebssystem

Ein wissenschaftlich orientiertes Programm sollte möglichst unabhängig vom Betriebssystem entwickelt werden – d.h. es sollte nicht nur in der Microsoft-Welt lauffähig sein. Dieses Konzept war bei der Entwicklung von SIMUL eine Prämisse. Aus diesem Grund wurde das Programm in FORTRAN77 realisiert (wobei eine späterer Implementierung neuere Versionen dieser Programmiersprache nicht ausgeschlossen ist). FORTRAN77 ist wie alle FORTRAN-Varianten streng standardisiert und entsprechende Compiler sind für alle gängigen Betriebssysteme verfügbar.

Die im SIMUL-Paket benutzten ausführbaren Module setzen durchweg auf Steuersequenzen im ASCII-Format auf. Dies gewährleistet die Möglichkeit, die Programme unabhängig von einer bestimmten graphischen Benutzeroberfläche auf verschiedenen Plattformen laufen zu lassen. Diese Steuersequenzen sind auf 80 Zeichen Länge limitiert. Dies ist zum einen historisch bedingt (Lochkartenformat), gewährleistet aber auch eine gewisse Übersichtlichkeit bei der Generierung des Input-Streams.

Die Steuersequenzen werden über die FORTRAN Standardeingabe über ein Unterprogramm eingelesen, das zunächst eine Konvertierung in Grossbuchstaben durchführt. Dies ist notwendig, da die Steuersequenzen programmintern durch Vergleiche von CHARACTER-Strings ausgewertet werden. Hinsichtlich der Eingabe besteht daher nicht die Notwendigkeit, auf Groß- oder Kleinschreibung zu achten. Ein Beispiel für einen Eingabestream kann wie folgt aussehen:

```
DEFINITIONS FROM FILE EDOP_APPROACH.DEF
Topography from file TOPOFILE.TOP
++ Topography enabled
++ Change parameters
-- Noise Index: LA(max)
-- Ground Attenuation: AZB
-- Humidity: 77.0 percent
-- Average Temperature: 14.5 degrees
-- Atmospheric Absorption: SAE
++ PROFILES FROM FILE LDLP1.PTH
++ Calculate Point at x = 2152.3 m, y = 1001.8 m, NAME MP 13
Transmit to File EDOP_LDLP1_MP13.PNT
END
```

Bild 4: Steuersequenzen für das Modul SIMEX.

Diese Steuersequenz für das Modul SIMEX lädt ein Definition-File EDOP\_APPROACH.DEF, in dem die Basisparameter für das Rechenszenario abgelegt sind. Anschließend wird eine Datei TOPOFILE.TOP mit einem digitalen Geländemodell zugeordnet und die Topografieberücksichtigung eingeschaltet. Über den CHANGE-Befehl werden die Standardvorgaben der

Rechenparameter aus dem Definition-File für die laufende Berechnung übersteuert. Schließlich wird ein Path-File `LDLDP1.PTH` mit einer Trajektorie für einen Low-Drag-Low-Power-Anflug geladen und ein zeitlicher Pegelverlauf an einem vorgegebenen Punkt berechnet und in einem Point-File `EDOP_LDLP1_MP13.PNT` abgespeichert. Die Steuerung erfolgt über Kontrollstrings, die im Beispiel fett dargestellt sind.

Der Umgang mit SIMUL unter verschiedenen Betriebssystemen hat gezeigt, dass trotz des hohen Standardisierungsgrades von FORTRAN77 in einigen Fällen Anpassungen erforderlich sind, die vor allem den Zugriff auf Direct-Access-Dateien und Zeit- bzw. Datumsfunktionen betreffen. Diese Adaptionen erfolgen in einem einzigen Unterprogramm, das in alle SIMUL-Module eingebunden wird.

In der Zeit der graphischen Benutzeroberflächen (*Graphical User Interfaces GUI*) mag eine Programmsteuerung durch ASCII-Sequenzen prähistorisch erscheinen. Nichtsdestoweniger hat die Erfahrung gezeigt, dass dieser Ansatz gewisse Vorteile bietet:

- Die Eingabe über Tastatur ist in der Regel wesentlich effizienter als ein exzessiver Einsatz von Maus, ausklappenden Menüs und Combo-Boxen.
- Die Definition von Schnittstellen zu externen Programmen ist einfacher realisierbar.
- Das Programm ist unabhängig vom benutzten Betriebssystem, was letztlich der ausschlaggebende Faktor ist.

Nichtsdestoweniger haben GUI's auch ihre Vorteile. Prinzipiell ist es auch kein Problem, dem SIMUL-Paket eine graphische Oberfläche aufzusetzen. Dies wurde auch schon in Form einer VisualBasic-Oberfläche namens SIMULGUI z.T. realisiert. Bild 5 zeigt ein Menü dieser Oberfläche. Das gezeigte Menü dient zur temporären Änderung der Rechenfallparameter. Es generiert eine `CHANGE`-Befehlssequenz, wie sie auch im Bild 4 dargestellt wird.

Prinzipiell ist diese Oberfläche aber nichts anderes als ein Front-End, welches SIMUL-Steuersequenzen generiert und durch die SIMUL-Module ausführen lässt. Außerdem dient es als Schnittstelle zu externen Programmen zum Post-Processing (z.B. dem PostScript-Betrachter Ghostview oder dem Gitterverarbeitungsprogramm NMPLOT). Das Arbeiten mit SIMUL hat aber gezeigt, dass die Vorteile der Kommandozeilenversion überwiegen - insbesondere die Möglichkeit, in einem Run eine Vielzahl von Berechnungen zu kombinieren.

Die im Bild 4 dargestellte Maske zeigt, dass SIMUL sehr flexibel hinsichtlich der Eingabesteuerung ist. Unter anderem bestehen folgende Möglichkeiten:

- Variation von Temperatur und relativer Feuchte; Unterstützung verschiedener Modelle zur atmosphärischen Dämpfung (SAE [13], ISO [14], Abschalten der Dämpfung, konstante Dämpfung)
- Ein-/Ausschalten der Meteorologie (also von Temperatur- und Windeinfluss)
- Variation der Algorithmen zur Berücksichtigung des Bodeneinflusses (von einfachen empirischen Modellen bis hin zu analytischen Modellen)
- Vorgabe von Bewertungsmaßen
- Vorgabe von Integrationszeiten, Simulation von Pegelschwellen

Ein Teil dieser Schalter dient lediglich wissenschaftlichen Untersuchungen (z.B. das Abschalten der atmosphärischen Dämpfung oder das Abschalten von Laufzeiteffekten zum Vergleich unterschiedlicher Ausbreitungsmodelle). Andere Schalter dienen zur Realisierung bestimmter Quellansätze – so können Propellerflugzeuge durch Abschalten des Jet-Noise-Moduls realisiert werden. Insgesamt ist die Struktur des Programms so aufgebaut, dass neue Effekte durch einfaches Hinzufügen von Programmmodulen und Definition entsprechender Schalter realisiert werden können.

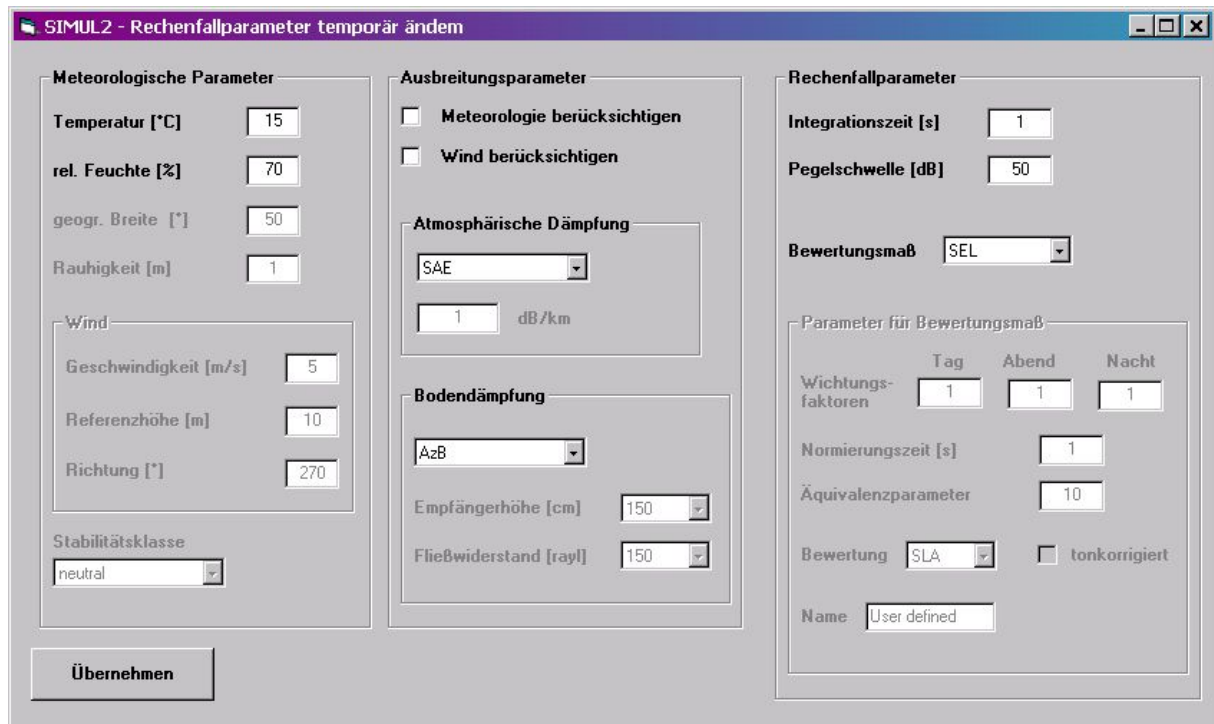


Bild 5: Maske zum temporären Ändern der Rechenfallparameter über die grafische Oberfläche SIMULGUI.

## 4. Überarbeitung des Modells für Umströmungslärm

### 4.1 Hintergrund

Das im Rahmen des DLR-Projekts „Leiser Flugverkehr“ in das SIMUL-Verfahren implementierte Umströmungslärmmodell basierte zunächst auf empirischen Abschätzungen der Relation zwischen Umströmungs- und Triebwerkslärm sowie auf einem vereinfachten Ansatz für den spektralen Gehalt sowie die Richtwirkung. Im ersten Ansatz wurde außerdem nicht nach unterschiedlichen Komponenten beim Umströmungslärm unterschieden.

Bei fortschrittlichen Anflugverfahren wird teilweise über weite Bereiche mit Leerlaufschub geflogen. Hier kommt der Einfluss des Umströmungslärms zum Tragen, der bei hohen Leistungssetzungen (Start, aber auch Endanflugphase) vom Triebwerkslärm überdeckt wird. Um derartige Verfahren zu optimieren, ist entweder eine adäquate Modellierung des Umströmungslärms oder aber eine sehr umfangreiche Quellvermessung notwendig. Diese unterschiedlichen Ansätze werden in SIMUL bzw. SIMUL2 verfolgt (siehe Kapitel 2).

Die ursprüngliche Intention des Programmpakets 1620 war die Verbesserung des Teilschallquellenmodells durch Überarbeitung des Modells für Umströmungslärm, also die Weiterentwicklung von SIMUL. Dazu sollte im Rahmen des Programmpakets 1610 in der Einzelaufgabe 1613 eine Überflug-Messkampagne zur Gewinnung von Daten für einen A319 am Flughafen Parchim erfolgen. Diese Kampagne war auf den Frühsommer 2003 terminiert, verzögerte sich aber dann bis zum Juni 2004. Letztendlich ergaben sich zusätzliche Schwierigkeiten bei der Auswertung der Messdaten, so dass erste Quellmodelle zur Integration in das SIMUL-Paket erst im April des 2006 zur Verfügung standen – also mit einer Verzögerung von mehr als einem Jahr und zu einem Zeitpunkt, als das Rechenprogramm in Form einer „Black-Box“ schon an DLR-FT zur Bearbeitung der Aufgaben im Programmpaket 1630 übergeben sein sollte.

Im April 2005 wurde daher beschlossen, auf ein empirisches Quellmodell (SIMUL2) auszu-



weichen, um den Fortgang der Arbeiten im Programmpaket 1630 nicht zu stark zu verzögern. Dazu wurde seitens DLR-TF das Programm ANIP bereitgestellt, das aus den Resultaten der in Parchim durchgeführten Array-Messungen auf der Basis einer Ausgleichsrechnung empirische Quelldaten als Eingabe für das Programm SIMUL2 generiert. Die Entwicklung und Programmierung von SIMUL2 erforderte zwar zusätzliche Zeit, da die Arbeiten am SIMUL-Programm aber ohnehin stagnieren mussten, ergab sich dadurch zumindest eine Option um die Übergabe eines Rechenprogramms an PP 1630 zu beschleunigen.

Im Rahmen der mit SIMUL2 durchgeführten umfangreichen Testrechnungen ergab sich letztendlich aber, dass der von ANIP abgedeckte Parameterbereich den Erfordernissen für die Definition neuer Anflugverfahren nicht vollständig entsprach und eine Reihe von Fehlern in die Rechnungen einbrachte, die erst während der Testphasen identifiziert werden konnten. Die dadurch erforderlichen Nachbesserungen verzögerten die Fertigstellung der vollständigen empirischen Datengrundlage so weit, dass im April 2006 ein erstes von DLR-ASB bereitgestelltes Quellmodell für Umströmungslärm verfügbar war und damit wieder auf das ursprünglich anvisierte Teilschallquellenmodell zurückgegriffen werden konnte.

Innerhalb des *LAnAb*-Projekts wurden zwei Quellmodelle entwickelt, eines von DLR-ASB innerhalb der Einzelaufgaben 1611 und 1613 [11] und eines von EADS-CRC innerhalb der Einzelaufgaben 1621-1623 [1,2]. In SIMUL implementiert wurde das DLR-Modell, was aber zunächst einmal nichts über die Qualität beider Modelle aussagt, sondern lediglich durch den Projektablauf bestimmt war. Das DLR-Modell war im April 2006 bereitgestellt, während das EADS-Modell erst im September dieses Jahres an DLR-ASG übergeben wurde und somit im Rahmen des engen Zeitplans nicht mehr integriert werden konnte. Eine entsprechende Implementierung in SIMUL ist daher erst nach Ablauf des *LAnAb*-Vorhabens vorgesehen.

Im Folgenden soll nur kurz auf beide Modelle eingegangen werden. Eine umfassende Beschreibung – einschließlich einer Diskussion der Unterschiede zwischen ihnen – findet sich in den Abschlußberichten der entsprechenden Einzelaufgaben [1,2,11].

## **4.2 Das DLR-Quellmodell zum Umströmungslärm**

Das DLR-Modell basiert auf einer umfangreichen, experimentelle Datenbasis aus aeroakustischen Windkanalstudien und einschlägigen Ergebnissen aus der Fachliteratur. Zur Validierung wurden die Daten, die im Rahmen der Überflugmesskampagne im Jahr 2004 in Parchim aus Messungen mit Einzelmikrofonen gewonnen worden, herangezogen.

Aus den theoretischen Erkenntnissen sowie der experimentellen Datengrundlage wurden die wesentlichsten Parameterabhängigkeiten der Umströmungsgeräusche abgeleitet und soweit möglich mit physikalischen Modellen verknüpft. Diese Vorgehensweise führt zu Quellmodellen, die die Geräuschabstrahlung als Funktion der als physikalisch relevant identifizierten oder angenommenen geometrischen und aerodynamischen Parameter bestimmt, so dass im Prinzip auch Anwendungen auf beliebige Flugzeugkonfigurationen möglich sind. Weiterhin können solche Quellmodelle entsprechend dem künftigen Wissenszuwachs bezüglich der Einflussparameter adaptiert und verfeinert werden – bis hin zu einer Detaillierung, die auch Entwurfpotenzial beinhaltet.

Der DLR-Ansatz zur Quellmodellierung von Umströmungslärm zielt also langfristig auf ein physikalisch basiertes, modular aufgebautes Quellmodell, das es erlaubt, die Geräuschabstrahlung einzelner Flugzeugkomponenten auch in ihrer Abhängigkeit von der Aerodynamik des Gesamtsystems individuell zu berechnen. Im Prinzip ist dies also der gleiche Ansatz, den das SIMUL-Konzept bezogen auf das Gesamtflugzeug verfolgt. Im Rahmen von *LAnAb* konnte ein erster Schritt in diese Richtung getan werden. Bevor eine solch hohe Detaillierung erreicht wird, ist ein universelles Quellmodell im ersten Entwicklungsstadium allerdings mit dem Nachteil behaftet, im konkreten Einzelfall nur begrenzte Vorhersagegenauigkeiten zu erreichen – zum gegenwärtigen Zeitpunkt existieren noch Wissenslücken bezüglich der

Schallentstehungsmechanismen insbesondere bei 3D-Komponenten (z.B. Klappenseitenkanten).

Das DLR-Modell ist als FORTRAN-Rechenprogramm in einer Form realisiert, die die Umsetzung der Ergebnisse in die SIMUL-Datenformate relativ einfach realisieren lässt. In der im Rahmen des Projekts umgesetzten Version 2.2 generiert das Modell separate Quellkomponenten für die Reisekonfiguration („Cruise“), die Hochauftriebskonfiguration sowie die Fahrwerke – also gerade diejenigen Umströmungslärmkomponenten, die in SIMUL modelliert werden. Zum Zeitpunkt der Erstellung dieses Berichts lag die Version 3.0 vor, die erweiterte Möglichkeiten bietet, u.a. die Vorgabe von Lärmreduktionspotentialen für einzelnen Komponenten als Grundlage für vergleichende Untersuchungen zum Einfluss technischer Maßnahmen zur Lärmreduktion.

### **4.3 Das EADS-Quellmodell zum Umströmungslärm**

Die von EADS-CRC entwickelte Vorhersagemethode ist semi-empirisch und beruht auf verschiedenen in der Fachliteratur veröffentlichten Ansätzen und auf Erfahrungen aus diversen nationalen und internationalen Projekten. Wie beim DLR-Modell wurden auch Daten aus den Überflugmessungen im Jahr 2004 herangezogen, wobei diese allerdings nicht mit Einzelmikrofonen, sondern einem Mikrofon-Array gewonnen wurden, was die Identifikation und Analyse einzelner Schallquellmechanismen ermöglicht.

Grundlage der Quellmodellierung sind analysierte Parameterabhängigkeiten, die einen Bezug (wenn möglich physikalisch) zwischen den geometrischen Abmessungen umströmter Körper und dem verursachten Umströmungsgeräusch herstellen. Die Frequenz- und Richtcharakteristik der Teilschallquellen wird demnach analytisch, empirisch oder in Annäherung an bekannte Quellmechanismen bestimmt. Zielsetzung von EA 1623 war eine Anpassung des Quellmodells an die Überflugmessdaten, die speziell für den A319 in Parchim gewonnen wurden. Um dennoch die Allgemeingültigkeit des Quellmodells zu erhalten, wurde versucht, nur die besonders groben Abweichungen in Amplitude und Richtcharakteristik zu beheben. Diese Art der Quellmodellierung bezieht sich im momentanen Stand auf die analysierten Hauptlärmquellen wie Flügel und Fahrwerk. Die Bereiche wie Höhen- und Seitenleitwerk sind zwar im Quellmodell implementiert, aber zum jetzigen Zeitpunkt noch nicht mit Analysen der Überflugmessungen überprüft.

Das Quellmodell von EADS-CRC ist als MatLab-Code realisiert und bietet im Prinzip die gleiche Funktionalität wie das DLR-Pendant, da es ebenfalls die unabhängige Berechnung der von einzelnen Flugzeugkomponenten erzeugten Umströmungsgeräusche erlaubt. Die Auflösung ist hier z.T. höher als beim DLR-Modell (die Berücksichtigung von Seiten- und Höhenleitwerk ist zumindest implementiert), wobei dieser Detaillierungsgrad für eine Einbindung in SIMUL – bei dem ja nur die charakteristischen Quellmechanismen separat modelliert werden – nicht notwendig ist. Das Modell ist beliebig erweiterbar und kann prinzipiell für verschiedene Flugzeugtypen und Flugzeugkonfigurationen herangezogen werden.

### **4.4 Schlussfolgerungen zur Verwendbarkeit**

Eine Aussage, welches der beiden Modelle vorzuziehen ist, kann nach derzeitigem Kenntnisstand nicht getroffen werden (siehe jeweils Abschnitt 7.4 in [2] und [11]). Das Modell von EADS-CRC ist dem A319 semi-empirisch angepasst und liefert dementsprechend bezogen auf die Parchim-Messungen niedrigere Abweichungen als das mehr physikalisch basierte Modell des DLR. Beide Prognosemodelle haben daher ihre Berechtigung und sollten weiterentwickelt werden, insbesondere was ihre Anwendbarkeit auf andere Flugzeugmuster als den A319 angeht. Hier besteht mit Sicherheit noch ein umfangreicher Forschungsbedarf.

Hinsichtlich der Einbindung in ein Verfahren wie SIMUL ist hier noch auszuführen, dass eine hohe Genauigkeit und ein hoher Detaillierungsgrad in manchen Bereichen überhaupt nicht notwendig sind, da aerodynamische Geräusche in bestimmten Konfigurationen durch Trieb-

werksgeräusche überdeckt werden. Auch die Beschreibung des Spektrums ist z.T. nur mit begrenzter Genauigkeit notwendig – so werden hochfrequente Anteile mit zunehmender Entfernung stark durch die Atmosphäre gedämpft, während tieffrequente Anteile durch die in der Praxis verwendete A-Bewertung unterdrückt werden. Auch die Beschreibung der Richtwirkung muss nur in einem vergleichsweise engen Winkelbereich zwischen etwa 60° und 120° zur Flugrichtung genau sein, da nur dieser Bereich maßgeblich zur Immission am Boden beiträgt.

## 5. Vergleich von SIMUL und SIMUL2

### 5.1 Simulation eines Low-Drag-Low-Power-Anflugs

Bild 6 zeigt den berechneten Verlauf des A-bewerteten Maximalschallpegels  $L_{A,max}$  beim Anflug eines A319 direkt unter der Flugbahn. Die Berechnungen wurden mit verschiedenen Varianten des Programms SIMUL sowie mit dem Programm SIMUL2 durchgeführt.

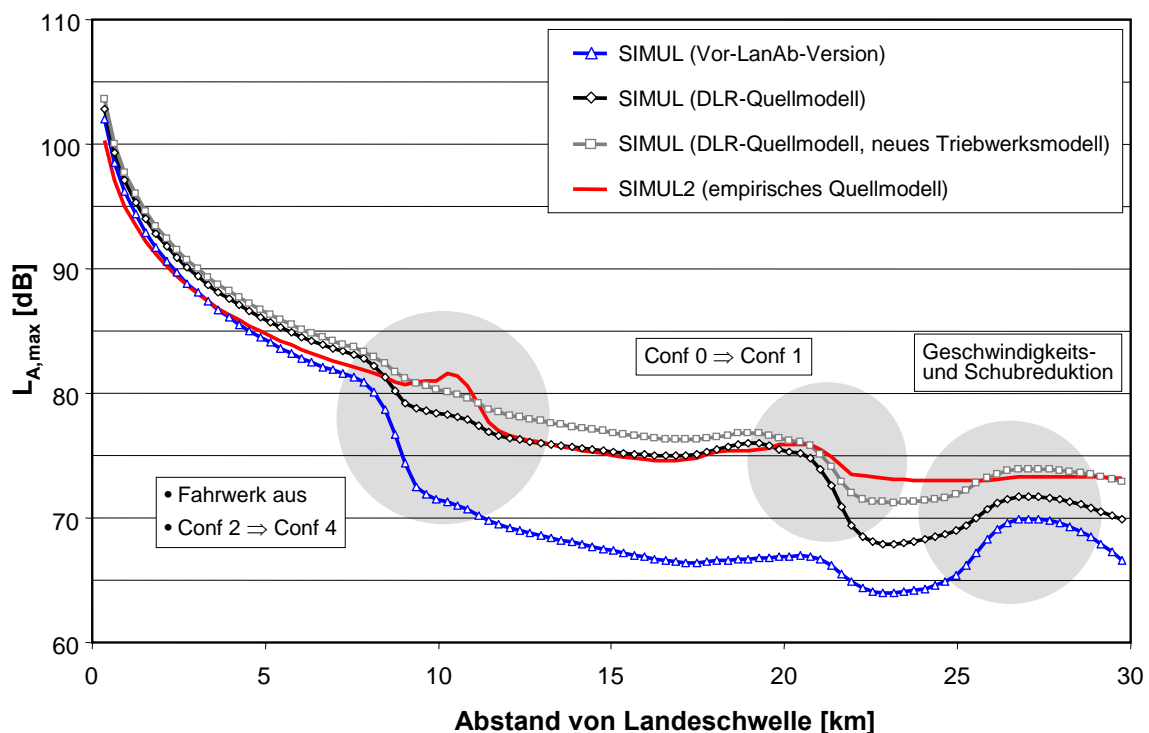


Bild 6: Verlauf des A-bewerteten Maximalschallpegels  $L_{A,max}$  unter der Flugbahn für einen Low-Drag-Low-Power-Anflug berechnet mit verschiedenen SIMUL-Varianten.

Die durchgezogene rote Linie (–) repräsentiert die Ergebnisse der Berechnung mit SIMUL2. Blau eingetragen ( $\Delta$ ) ist das Ergebnis, das sich mit der SIMUL-Version ergibt, wie sie vor der Implementation des in *LAnAb* erarbeiteten Quellmodells für Umströmungslärm vorlag. Die schwarze Kurve ( $\diamond$ ) ergibt sich mit dem DLR-Quellmodell. Durch eine Überarbeitung des Triebwerksmodells für niedrige Leistungssetzungen ergibt sich die grau eingetragene Kurve ( $\square$ ).

Die ursprüngliche Version von SIMUL zeigt in den Bereichen, in denen noch keine Endanflugkonfiguration eingenommen ist, keine Übereinstimmung mit den SIMUL2-Resultaten. Durch Implementation des DLR-Quellmodells wird die Übereinstimmung hier deutlich besser. Für Abstände von mehr als 20 km von der Landeschwelle bestehen aber immer noch Differenzen. Insbesondere ergibt sich hier eine starke Pegelzunahme bei Ausfahren der Klappen von Clean-Configuration auf Conf 1. Diese Zunahme ist dem starken Anwachsen des Umströmungslärms zuzuordnen. Eine Anpassung des Triebwerksmodells für niedrigere Dreh-

zahlen liefert hier eine bessere Übereinstimmung.

Deutliche Abweichungen zwischen SIMUL und SIMUL2 bestehen im Bereich des Ausfahrens der Klappen (über Conf 2 auf Conf 4) sowie des Fahrwerks. Hier zeigt sich bei den Berechnungen mit SIMUL2 ein deutlich ausgeprägter Peak im Kurvenverlauf. Im Bereich der Clean-Configuration (also für Entfernungen von mehr als 20 km von der Landeschwelle) geben allerdings die SIMUL2-Resultate die hier durchgeführte Schubreduktion ebenso wenig wieder wie die Zunahme der Fluggeschwindigkeit.

Hier kommt die Tatsache zum Tragen, dass die in Parchim im Rahmen des PP 1610 durchgeführten Messungen, aus denen die empirische Datengrundlage für das Programm SIMUL2 mit Hilfe des ANIP-Programms generiert wurde, nicht den gesamten notwendigen Parameterbereich für die Rechnungen abdeckt und viele Konfigurationen durch Extrapolation ermittelt werden müssen.

Bild 7 zeigt, wie sich eine Extrapolation mit ANIP in einen nicht durch die Messungen abgedeckten Parameterbereich auswirkt. Aufgetragen ist eine longitudinale Richtcharakteristik für Conf 4 mit ausgefahrenem Fahrgestell. Die Triebwerksleistung ist bei 45%  $N_1$  festgehalten, die Geschwindigkeit wurde von 70 bis 95 m/s variiert. Für die niedrigen und hohen Bereiche des Abstrahlwinkels wurden die Pegelwerte konstant auf die Werte für 36° bzw. 144° gesetzt. Man erkennt, dass es bei Extrapolation in den Bereich hoher Geschwindigkeiten zu stark ausgeprägten Spitzen kommt, die natürlich physikalisch nicht realistisch sind.

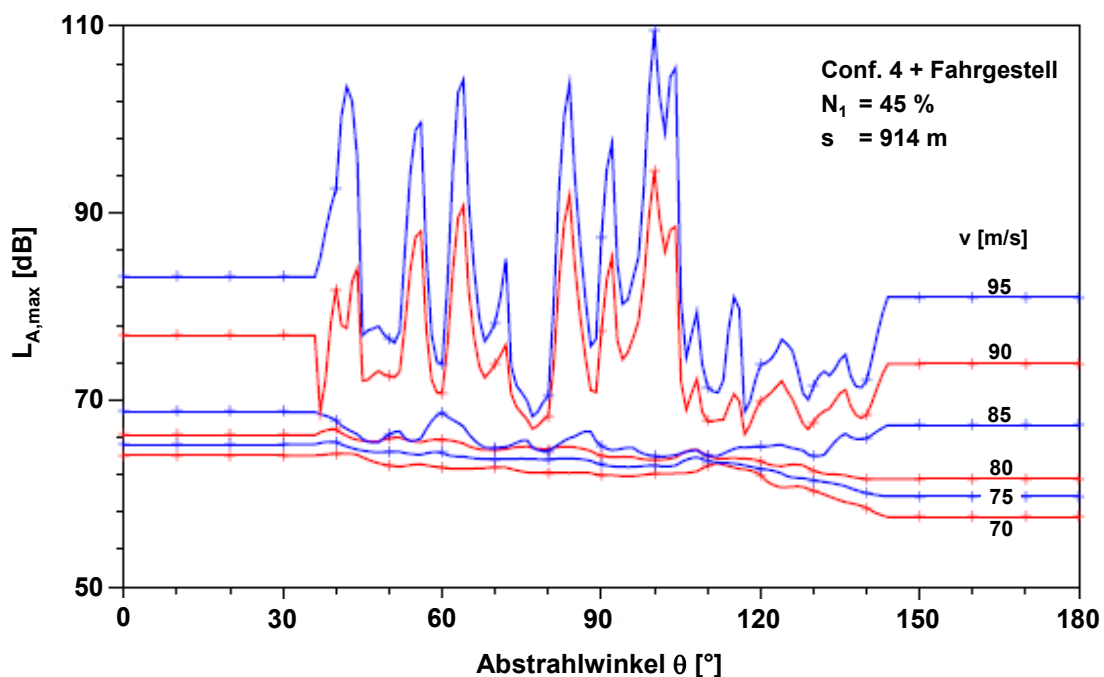


Bild 7: Einfluss des Extrapolationsalgorithmus bei der Bestimmung der longitudinalen Richtcharakteristik mit dem Programm ANIP.

## 5.2 Konsequenzen und Bewertung

Zum derzeitigen Zeitpunkt ist der Einsatz des empirischen Modells SIMUL2 nicht sinnvoll, da die mit ANIP produzierte Datengrundlage nicht den gesamten für die Modellierung von Anflügen notwendigen Parameterbereich abdeckt. Nichtsdestoweniger ist die Arbeit, die in die Programmierung dieses Modells gesteckt wurde, nicht als umsonst einzustufen. Es geht lediglich darum, die ANIP-Auswertungen zusätzlich anzupassen und zu erweitern. Dies mag durch Hinzuziehen von weiteren Messungen oder aber durch die Erweiterung der bestehenden Messdaten in nicht abgedeckte Parameterbereiche auf der Basis physikalischer Gesetzmäßigkeiten bestehen.

Letztendlich bietet die Struktur von SIMUL2 einen Ansatz für ein empirisches Modell, der auch auf andere Datenstrukturen aufsetzen kann und somit eine Grundlage für ein standardisiertes Simulationsmodell – wobei dieser Begriff im Sinne einer Simulation von Einzelflügen und der Möglichkeit der Ermittlung zeitlicher Schallpegelverläufe zu sehen ist. Gegenüber dem Teilschallquellenmodell hat das empirische Verfahren nämlich den Vorteil, durch geeignete Anpassungen auf Datengrundlagen verschiedenster Form zurückgreifen zu können – von einfachen auf Gesamtschallpegeln basierenden Strukturen mit generalisierter Richtcharakteristik bis hin zu vollständigen 3-dimensionalen, spektralen Richtcharakteristiken. Manko bleibt allerdings, dass physikalische Mechanismen nicht aufgelöst werden können.

Was an dem im vorangegangenen Abschnitt beschriebenen Vergleich als positiv einzustufen ist, ist die gute Übereinstimmung der absoluten Pegelwerte zwischen den Berechnungen mit SIMUL und SIMUL2 über einen weiten Bereich des untersuchten Anflugs. Zunächst war das nicht unbedingt zu erwarten, denn hier wurden zwei Rechenverfahren miteinander verglichen, die auf vollständig unterschiedlichen akustischen Modellierungsansätzen und Datenquellen aufsetzen: SIMUL2 basiert auf gemessenen Überflugdaten über einen weiten (wenn auch noch nicht ausreichenden) Parameterbereich. SIMUL setzt demgegenüber bei der Beschreibung des Umströmungslärms auf ein semi-empirisches physikalisches Modell auf, das z.T. auf experimentellen Daten aus Windkanalversuchen basiert. Für das Triebwerksmodell wurden die Ergebnisse von Standlaufmessungen benutzt, die auf der Basis des Teilschallquellenmodells auf den Flugzustand umgerechnet wurden. Bei der Vielzahl der in diesen Prozess eingehenden Mechanismen und Parametern wäre eine schlechtere Übereinstimmung kein unerwartetes Resultat gewesen.

## **6 Vergleich von Rechen- und Messergebnissen**

### **6.1 Hintergrund**

Im Rahmen der Arbeiten im Programmpaket 1640 wurde eine Messkampagne mit folgender Zielsetzung durchgeführt:

- Quantifizierung des Lärminderungspotenzials von lärmoptimierten An- und Abflugverfahren und
- Validierung der Methoden und Quellmodelle des SIMUL-Verfahrens.

Im Rahmen dieser Kampagne wurden ausgewählte, für einen A319 erarbeitete lärmoptimierte Flugverfahren im erweiterten Umfeld des Flughafens Parchim vermessen und mit Standardverfahren verglichen. Die Ergebnisse wurden in einem Abschlussbericht [18] dokumentiert.

Bild 8 zeigt die Lage der Messstellen sowie die An- und Abfluggrundlinien. Insgesamt wurden 12 Messstellen in 4 Messebenen für den Abflug sowie 13 Messstellen in 5 Messebenen für den Anflug eingerichtet. Die Gesamtausdehnung des Messfeldes betrug etwa 40 km in Richtung der Runway-Achse (14 km im Abflug- und 26 km im Anflugbereich).

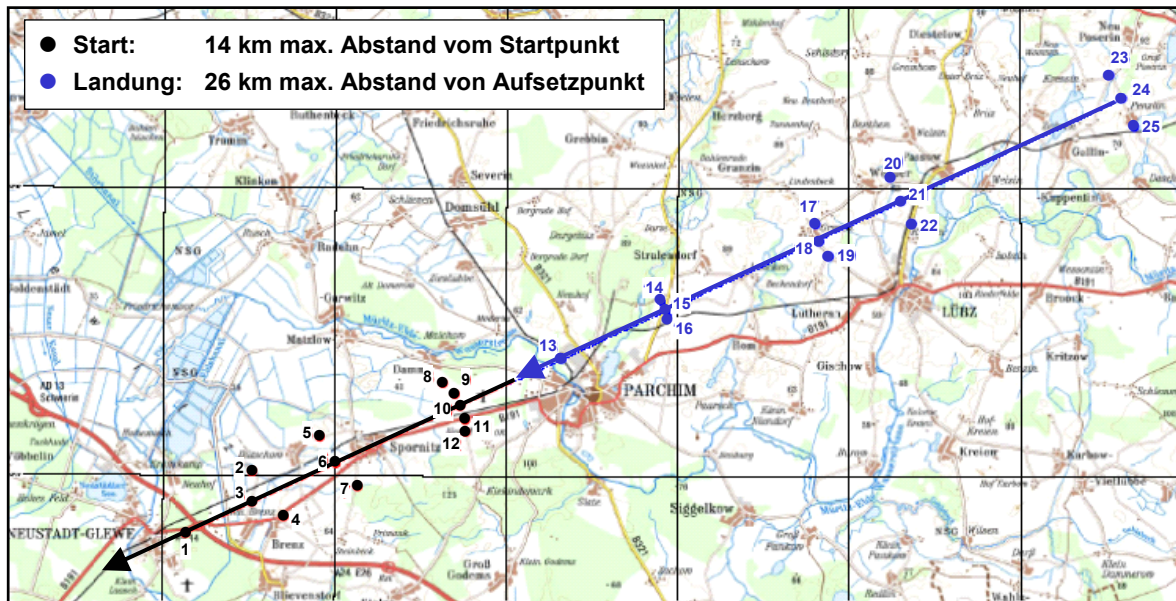


Bild 8: Lage der Messstellen in der Umgebung des Flughafens Parchim.

An jeder Messstelle wurde mit einem auf einer Bodenplatte montierten Mikrofon sowie einem 1,2m-Mikrofon gemessen. Die Messungen erfolgten beobachtet, so dass zu jeder Messung ein detailliertes Messprotokoll vorlag. Gemessen wurden spektrale Zeitverläufe, aus denen dann A-bewertete Maximalschallpegel  $L_{A,max}$  sowie Sound Exposure Level  $SEL$  ermittelt wurden. Der  $SEL$  – häufig auch als A-bewerteter Einzelergebnispegel  $L_{AX}$  oder A-bewerteter Schallleistungspegel  $L_{PAE}$  bezeichnet – berechnet sich durch Integration des A-bewerteten Schalldruckquadrats über die Zeitspanne, in der das Geräusch als solches erkennbar ist (mindestens jedoch über die Zeitspanne  $t_{10}$ , in der der Schalldruckpegel des Geräusches höchstens 10 dB unter dem Maximalschallpegel liegt):

$$SEL = 10 \lg \left( \frac{1}{t_0} \int \frac{p_A(t)^2}{p_0^2} dt \right) \text{ dB} \quad (8)$$

Dabei ist  $t_0$  eine Normierungszeit von 1 Sekunde und  $p_0 = 2 \cdot 10^{-5}$  Pa der Bezugsschalldruck.

Neben den akustischen Messungen, die von DLR-ASB koordiniert wurden, wurden die meteorologischen Parameter Temperatur, relative Luftfeuchtigkeit, Windgeschwindigkeit und Windrichtung durch das Institut für Meteorologie und Klimatologie der Universität Hannover aufgezeichnet.

Insgesamt wurden 4 Anflug- und 4 Abflugverfahren untersucht, wobei pro Verfahren 2 Messflüge mit einer A319 der Deutschen Lufthansa (DLH) durchgeführt wurden. Tabelle 4 zeigt eine Übersicht über diese Verfahren.

Für alle 16 untersuchten Flüge wurden die Flugleistungsparameter aufgezeichnet. Diese Daten wurden durch DLR-FT in für das Programm SIMUL geeignete Path-Files konvertiert. Sie dienen dann als Eingabe für vergleichende Berechnungen, die für die Standorte der Mikrofone durchgeführt wurden.

Weitere Details zu der durchgeführten Messkampagne – einschließlich einer Beurteilung des Lärminderungspotenzials – finden sich im Abschlussbericht für das Programmpaket 1640.



Tabelle 4:  
Untersuchte An- und Abflugverfahren

	Abkürzung	Bezeichnung
<b>Anflug</b>	LDLP	Low-Drag-Low-Power-Approach (Referenzverfahren)
	LCDA	Continuous-Descent-Approach mit spätem Ausfahren des Fahrwerks
	SLDLP	Optimierter Low-Drag-Low-Power-Approach mit steilem Endanflug
	SCDA	Segmented-Continuous-Descent-Approach
<b>Abflug</b>	MATA-FLEX	modifiziertes ATA-Verfahren mit reduzierter Startleistung (Referenzverfahren)
	ICAO-FLEX	ICAO-A-Verfahren (Steilstart) mit reduzierter Startleistung
	MATA-TOGA	modifiziertes ATA-Verfahren mit voller Startleistung
	ICAO-TOGA	ICAO-A-Verfahren (Steilstart) mit voller Startleistung

## 6.2 Vergleich von Mess- und Rechenwerten für Anflüge

Die Bilder 9 bis 16 zeigen einen Vergleich zwischen gemessenen Werten des A-bewerteten Maximalschallpegels  $L_{A,max}$  (Bilder 9 bis 12) und des Sound Exposure Level  $SEL$  (Bilder 13 bis 16) mit Berechnungen nach dem SIMUL-Verfahren. Aufgetragen sind jeweils die Pegelwerte für die Messstationen 13 bis 25. Die Lage der einzelnen Messebenen ist grau hinterlegt. Diese Ebenen befanden sich in 2, 7, 13, 17 und 26 km Abstand von der Landeschwelle und bestanden jeweils aus drei Messpunkten, von denen jeweils einer direkt unter der Flugbahn und die beiden anderen symmetrisch seitlich versetzt dazu lagen. Ausnahme bildete die Messstelle 13 in 2 km Abstand von der Landeschwelle – in dieser Ebene wurden keine seitlichen Messstellen eingerichtet.

Aufgrund von Kalibrierungsfehlern, Fremdgeräuschen oder anderen Ursachen mussten eine Reihe von Messungen verworfen werden. Näheres hierzu findet sich im Abschlussbericht zu PP 1640 [18]. In den Bildern sind für die Messungen daher nicht in allen Fällen Pegelwerte ausgewiesen. In einigen Fällen ergaben sich für die Bodenmikrofone niedrigere Maximalpegelwerte als für die 1,2m-Mikrofone, was eigentlich nicht der Fall sein sollte. Dies betrifft durchweg die Messstelle 13 beim Anflug. Derartige Messungen wurden bei der Beurteilung des Lärminderungspotentials in [18] nicht mit einbezogen. Bei dem Vergleich mit den SIMUL-Berechnungen sind diese Werte aber ausgewiesen, da nicht beurteilt werden kann, durch welches der beiden Mikrofone dieser Effekt verursacht wurde. Hinsichtlich der Systematik beim Vergleich zwischen Mess- und Rechenwerten ist aber zu vermuten, dass die Abweichungen vom Bodenmikrofon herrühren.

Die Messwerte in den Diagrammen stellen entweder einen Mittelwert aus 2 Flügen oder einen Einzelwert dar. Die Rechenwerte sind jeweils Mittelwerte aus den Berechnungen für 2 Trajektorien. Die Mittelung erfolgte arithmetisch.

Das SIMUL-Verfahren geht bei der Berechnung von Freifeld-Ausbreitung aus, berücksichtigt also nicht explizit den Einfluss der Mikrofonhöhe. Die Datengrundlage stellt allerdings eine Mischform dar, da die Quellmodelle für den Umströmungslärm keine Mikrofoneinflüsse beinhalten, während das Triebwerksmodell auf der Basis von Standortmessungen beruhte, bei denen 1,2m-Mikrofone benutzt wurden. Insgesamt war zu erwarten, dass die Rechnungen für den Anflug tendenziell besser mit den Messungen des Bodenmikrofons korrelieren, allerdings niedrigere Werte aufweisen. Das ist auch der Fall, wobei die Größenordnung der Abweichung beim A-bewerteten Maximalschallpegel im Mittel über die Einzelmessungen bei etwa 3,5 dB liegt (Bilder 9 bis 12). Verglichen mit dem Bodenmikrofon liegen die Rechenergebnisse im Mittel um etwa 1,5 dB niedriger.

Die Differenzen der  $SEL$ -Werte fallen erwartungsgemäß niedriger aus, da hier die Mikrofonposition keinen so starken Einfluss liefert. Die Werte für das Bodenmikrofon liegen hier im Mittel 1,5 dB über der Rechnung, das 1,2m-Mikrofon liefert im Mittel keine Abweichung gegenüber der Rechnung (Bilder 13 bis 16).

Diese Ergebnisse können natürlich nur einen tendenziellen Eindruck liefern, da der Umfang der Messdaten vergleichsweise gering ist. Er deckt aber einen weiten Bereich der Parameter Geschwindigkeit, Rotordrehzahl und Konfiguration ab. Wenn man noch berücksichtigt, dass an den Quellmodellen noch keine Kalibrierung anhand von Messdaten erfolgt war, so ist die Übereinstimmung unter Berücksichtigung der obigen Randbedingungen nicht schlecht. Zur Erarbeitung von Anflugverfahren ist das Modell durchaus geeignet.

Auf der Basis der durchgeführten Messungen sowie aus den ANIP-Daten werden sich auf jeden Fall weitere Anpassungen des Modells ableiten lassen. Allerdings bieten die verfügbaren Daten noch keine ausreichenden Informationen über die laterale Richtcharakteristik beim Triebwerkslärm. Die zu diesem Problem verfügbaren Daten weisen darauf hin, dass dieser Effekt Abweichungen im Bereich von 1-2 dB erklären kann. Weiterführende Messungen – vor allem auch für andere Flugzeugmuster – sind hier auf jeden Fall notwendig.

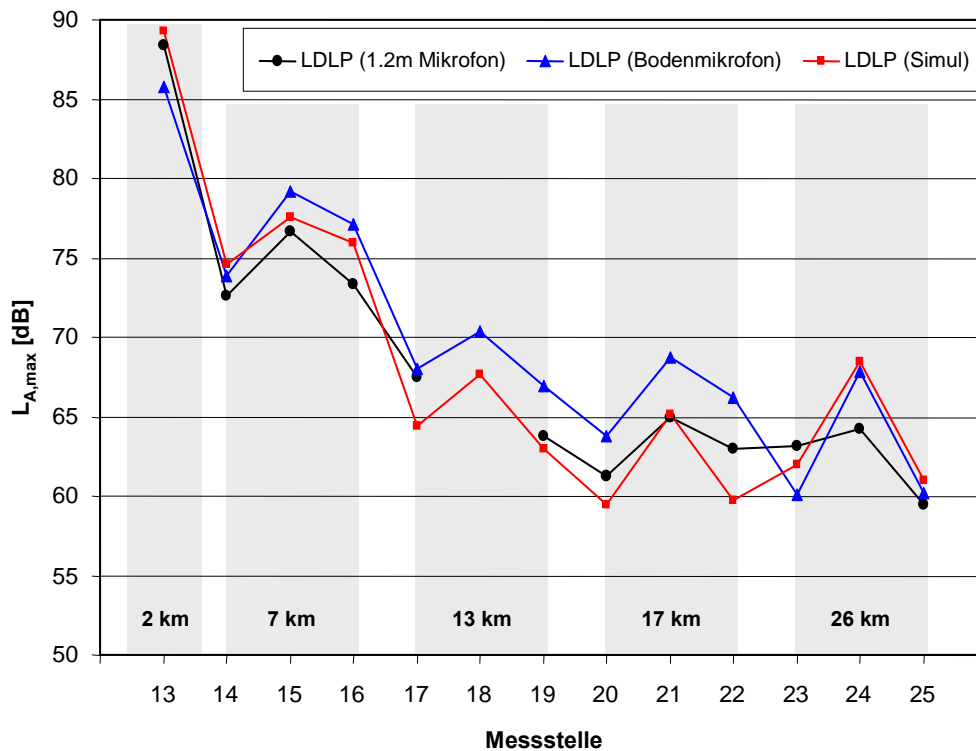


Bild 9: A-bewertete Maximalschallpegel  $L_{A,max}$  an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das LDLP-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.



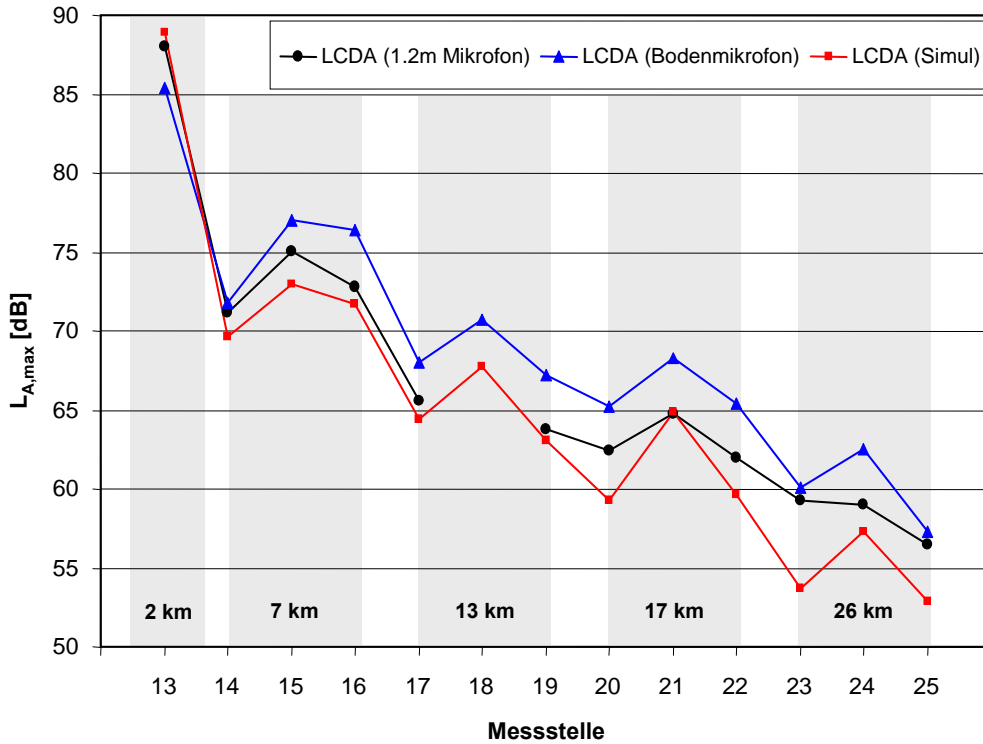


Bild 10: A-bewertete Maximalschallpegel  $L_{A,max}$  an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das LCDA-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

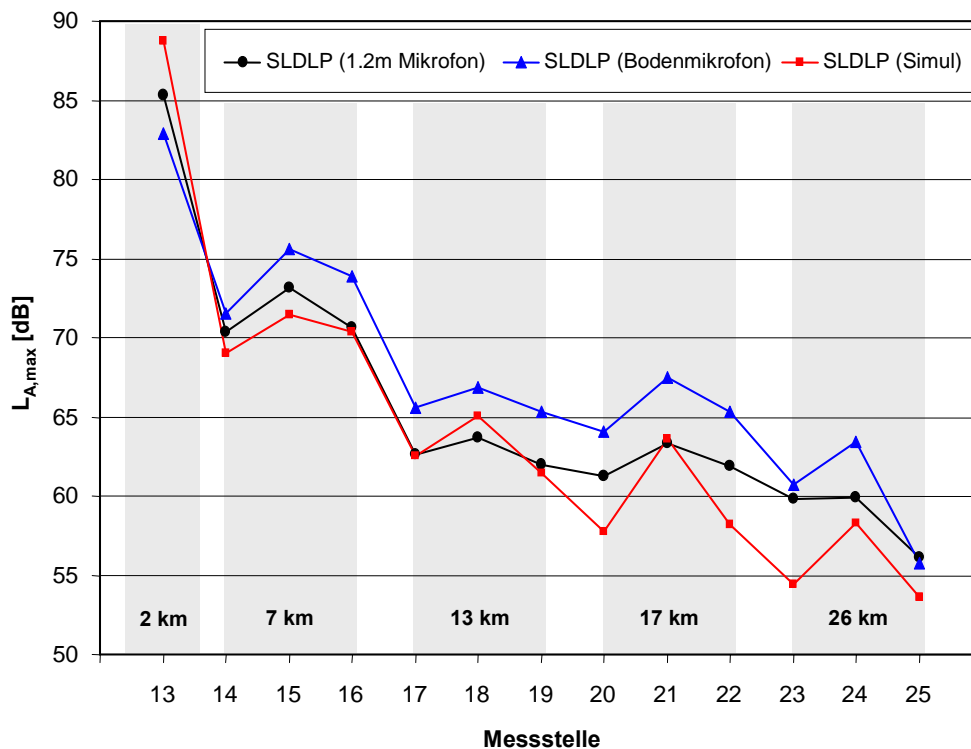


Bild 11: A-bewertete Maximalschallpegel  $L_{A,max}$  an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das SLDLP-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

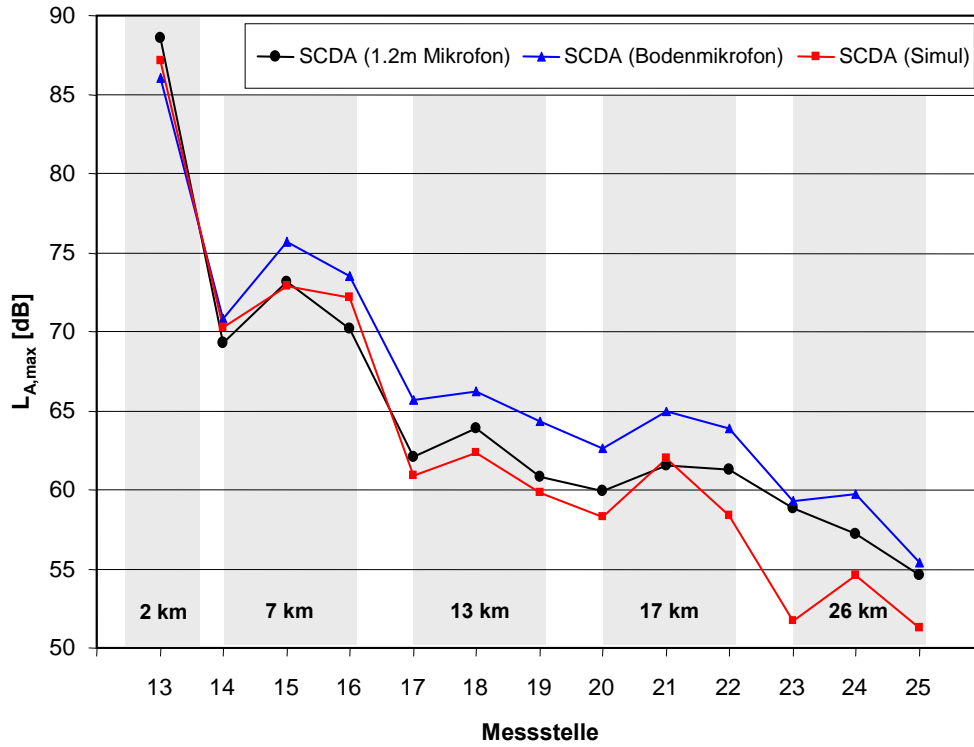


Bild 12: A-bewertete Maximalschallpegel  $L_{A,max}$  an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das SCDA-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

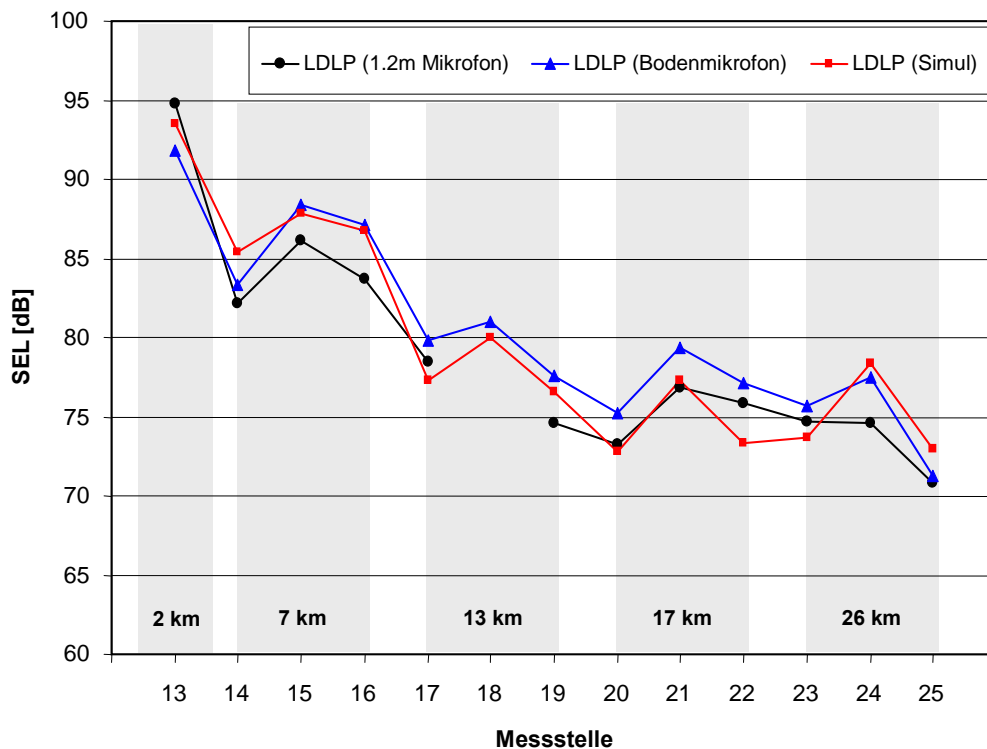


Bild 13: Sound Exposure Level  $SEL$  an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das LDLP-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

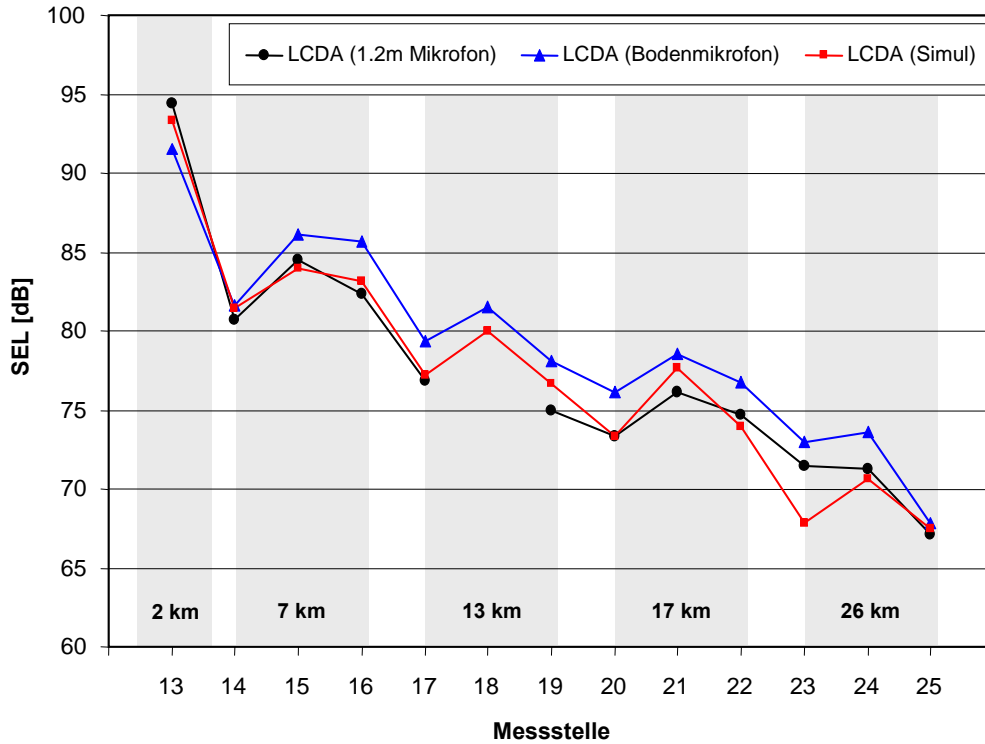


Bild 14: Sound Exposure Level *SEL* an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das LCDA-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

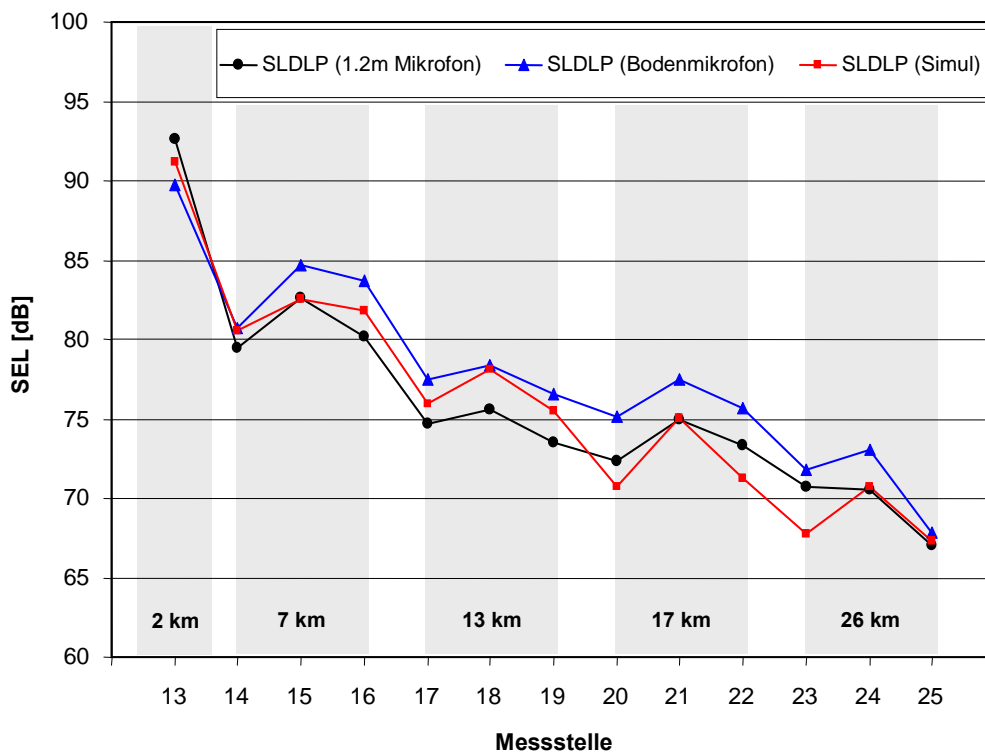


Bild 15: Sound Exposure Level *SEL* an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das SLDLP-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

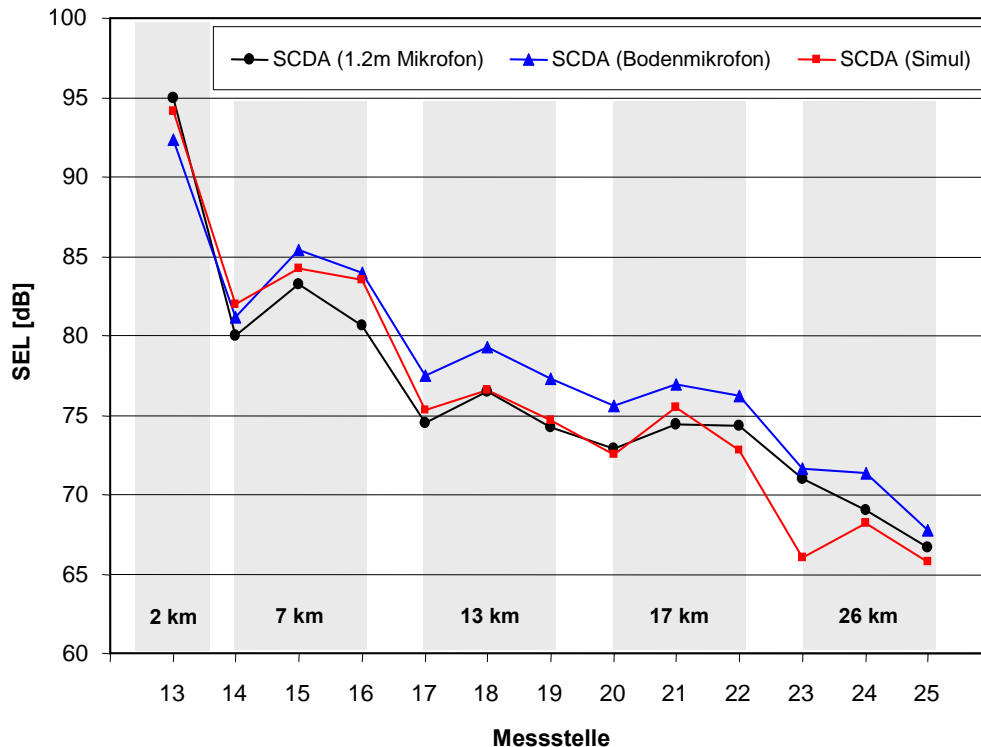


Bild 16: Sound Exposure Level  $SEL$  an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das SCDA-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

## 6.2 Vergleich von Mess- und Rechenwerten für Abflüge

Die Bilder 17 bis 24 zeigen einen Vergleich zwischen gemessenen Werten des A-bewerteten Maximalschallpegels  $L_{A,max}$  (Bilder 17 bis 20) und des Sound Exposure Level  $SEL$  (Bilder 21 bis 24) mit Berechnungen nach dem SIMUL-Verfahren. Aufgetragen sind jeweils die Pegelwerte für die Messstationen 1 bis 12. Die Lage der einzelnen Messebenen ist auch hier grau hinterlegt. Die Ebenen befanden sich in 2,5, 7,5, 10 und 14 km Abstand vom Startpunkt. Die Messebenen in 7,5 und 10 km Abstand bestanden jeweils aus drei Messpunkten, von denen jeweils einer direkt unter der Flugbahn und die beiden anderen symmetrisch seitlich versetzt dazu lagen. In 14 km Abstand war nur eine Messstelle (1) direkt unter der Flugbahn positioniert. Im Abstand von 2,5 km waren 5 Messstellen angeordnet, die hauptsächlich zur Validierung der Ausbreitungsmodelle von DLR-IPA dienen (bodennahe Ausbreitung unter niedrigen Höhenwinkeln). Diese Untersuchung ist im Abschlussbericht von PP 1640 [18] dokumentiert. In den Darstellungen ist diese Messebene gelb hinterlegt.

Wie bei den Darstellungen für den Anflug stellt ein Punkt in den Diagrammen entweder einen Einzelwert oder einen Mittelwert aus zwei Flügen dar. Da bei den Abflugmessungen kaum Messwerte verworfen werden mussten, handelt es sich in der Regel um einen Mittelwert. Die SIMUL-Ergebnisse sind Mittelwerte.

Im Gegensatz zum Anflug liefern beim Abflug die Resultate der Berechnungen durchweg höhere Maximalschallpegel als die Messungen. Dies ist ein Indiz dafür, dass das von SIMUL verwendete Triebwerksmodell bei hohen Leistungen die Emission überschätzt. Das muss aber nicht der alleinige Effekt sein: Bei den entfernter liegenden Messstellen zeigen die Rechnungen einen stärkeren seitlichen Pegelabfall als die Messungen. Das weist darauf hin, dass die verwendete laterale Richtcharakteristik nach ECAC Doc.29 [4] möglicherweise für den A319 keine adäquaten Ergebnisse liefert. Insgesamt besteht hier auf jeden Fall noch weiterer Forschungsbedarf, allerdings sind Informationen über die laterale Richtcharakteristik nur spärlich gesät.

Für die Messstellen, bei denen kein Bodeneinfluss zu erwarten ist (Positionen 1-7 und 10) liegen die berechneten Maximalpegel etwa 1 dB unter den mit dem Bodenmikrofon gemessenen Werten und etwa 2 dB über den Messungen mit dem 1,2m-Mikrofon. Beim *SEL* liefert die Rechnung hier bezogen auf das Bodenmikrofon im Mittel keine Abweichung, bezogen auf das 1,2m-Mikrofon um etwa 2 dB höhere Werte. Diese Systematik deckt sich mit den Anflugmessungen.

Bei den seitlichen Messstellen nahe am Startpunkt (Positionen 8,9,11 und 12) sind die Überschätzungen durch die Berechnung höher. Hier wurde in SIMUL allerdings ein Bodendämpfungsalgorithmus nach AzB [5] zu Grunde gelegt, der konservativ ausgelegt ist und daher die Pegel bei bodennaher Schallausbreitung überschätzt. Die Ergebnisse von Modellrechnungen von DLR-IPA im Rahmen des PP 1640, die auf einem fortschrittlichen Ausbreitungsmodell sowie den von SIMUL verwendeten Quelldaten beruhen, zeigten eine bessere Übereinstimmung [18].

Tendenziell – d.h. insbesondere hinsichtlich des Abfallverhaltens – geben die Rechnungen die Messungen insgesamt in befriedigender Weise wieder.

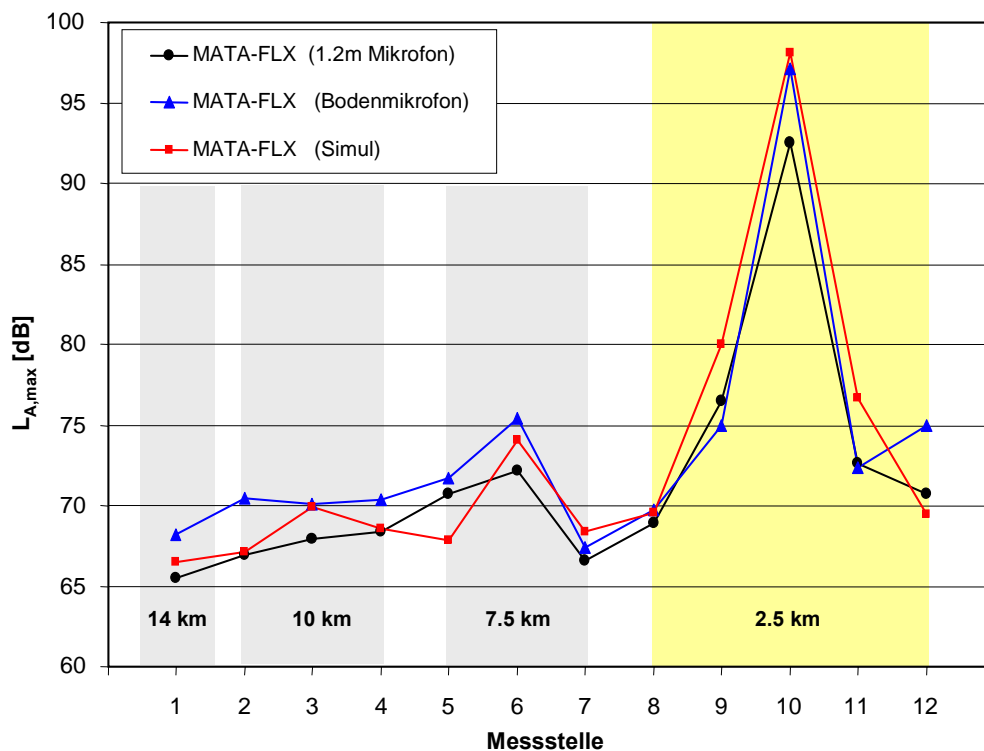


Bild 17: A-bewertete Maximalschallpegel  $L_{A,max}$  an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das modified ATA-Verfahren mit Flex-Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

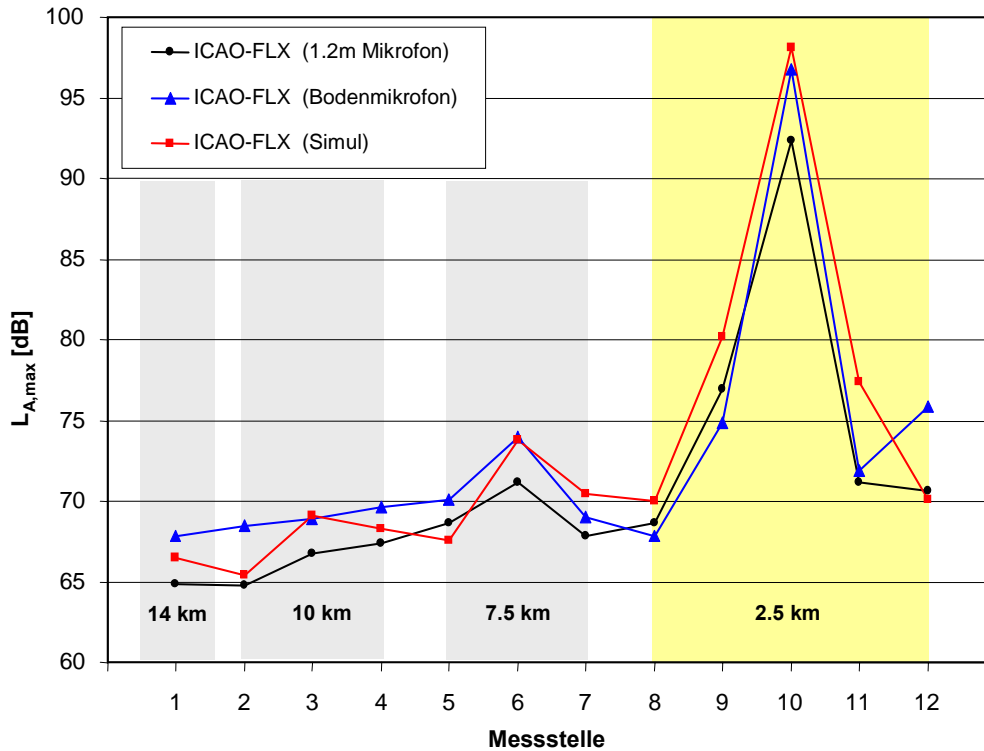


Bild 18: A-bewertete Maximalschallpegel  $L_{A,max}$  an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das ICAO-A-Verfahren mit Flex-Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

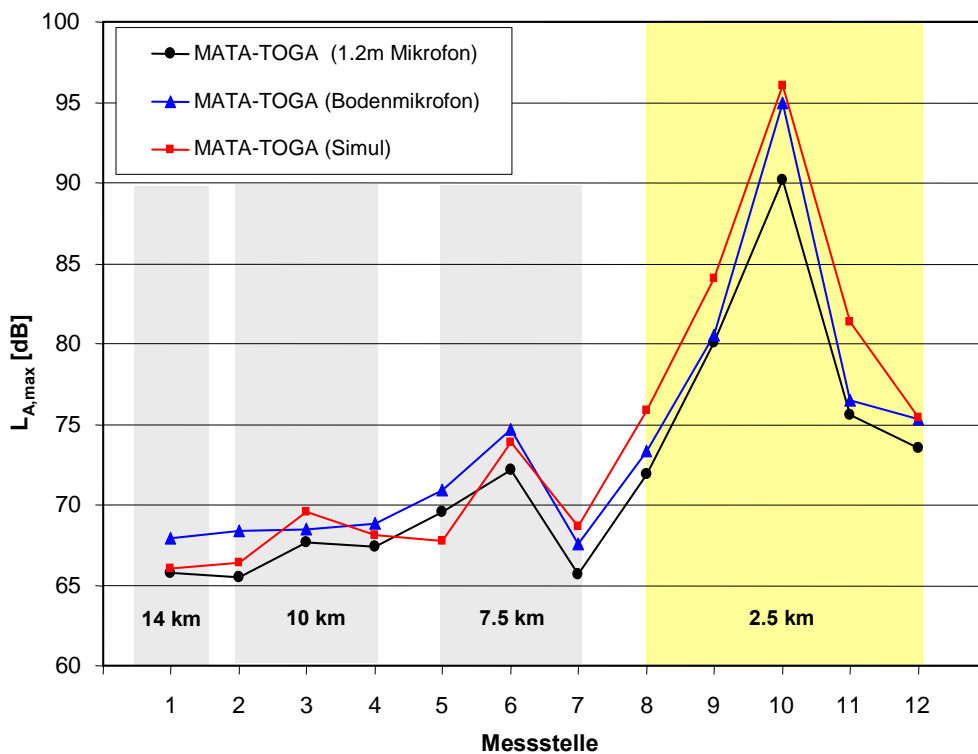


Bild 19: A-bewertete Maximalschallpegel  $L_{A,max}$  an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das modified ATA-Verfahren mit TOGA Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

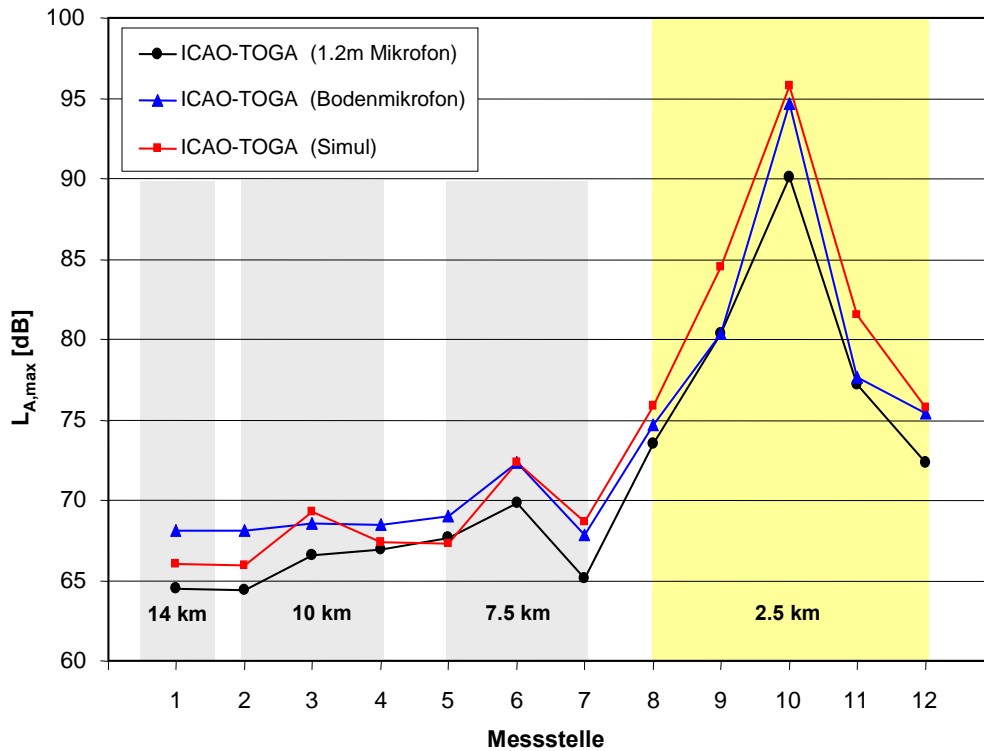


Bild 20: A-bewertete Maximalschallpegel  $L_{A,max}$  an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das ICAO-A-Verfahren mit TOGA Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

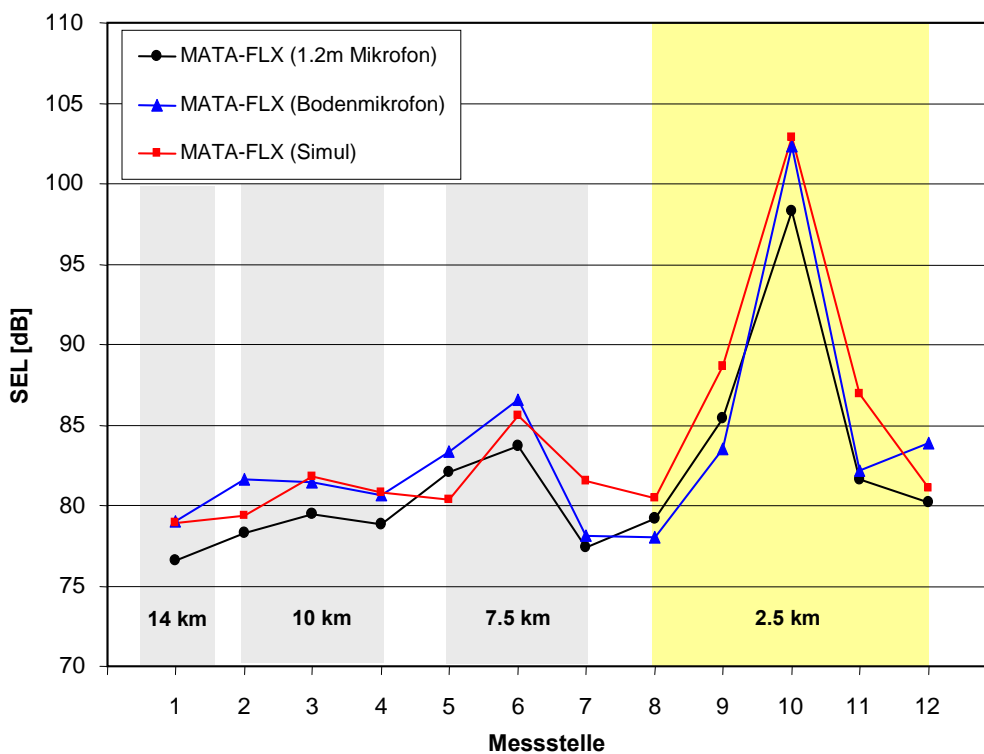


Bild 21: Sound Exposure Level SEL an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das modified ATA-Verfahren mit Flex-Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

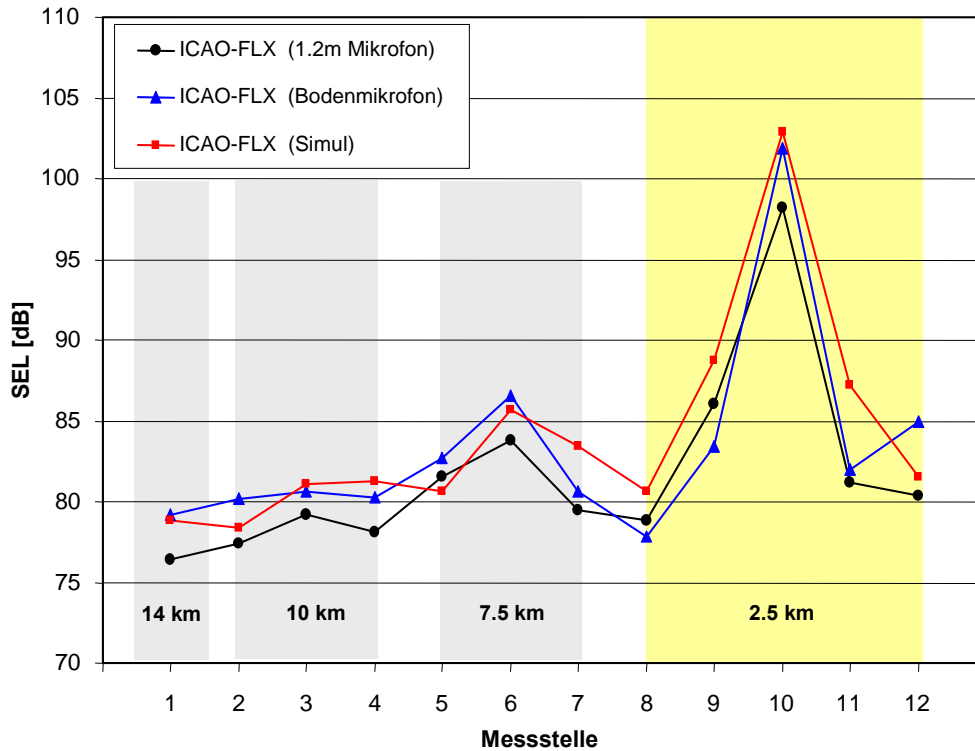


Bild 22: Sound Exposure Level  $SEL$  an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das ICAO-A-Verfahren mit Flex-Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

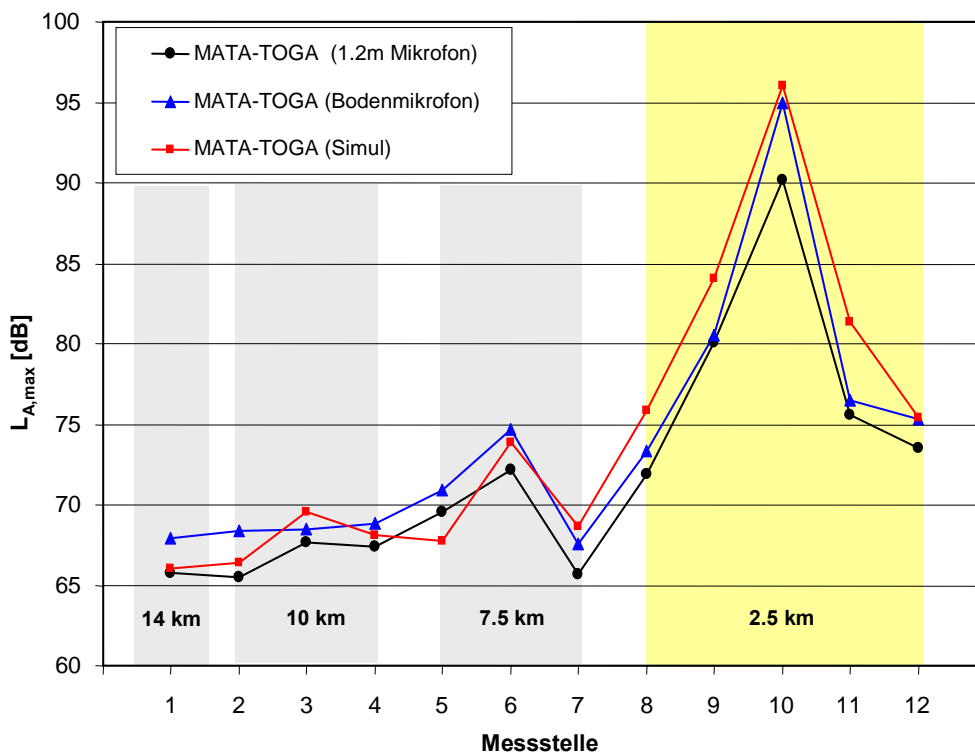


Bild 23: Sound Exposure Level  $SEL$  an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das modified ATA-Verfahren mit TOGA Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.



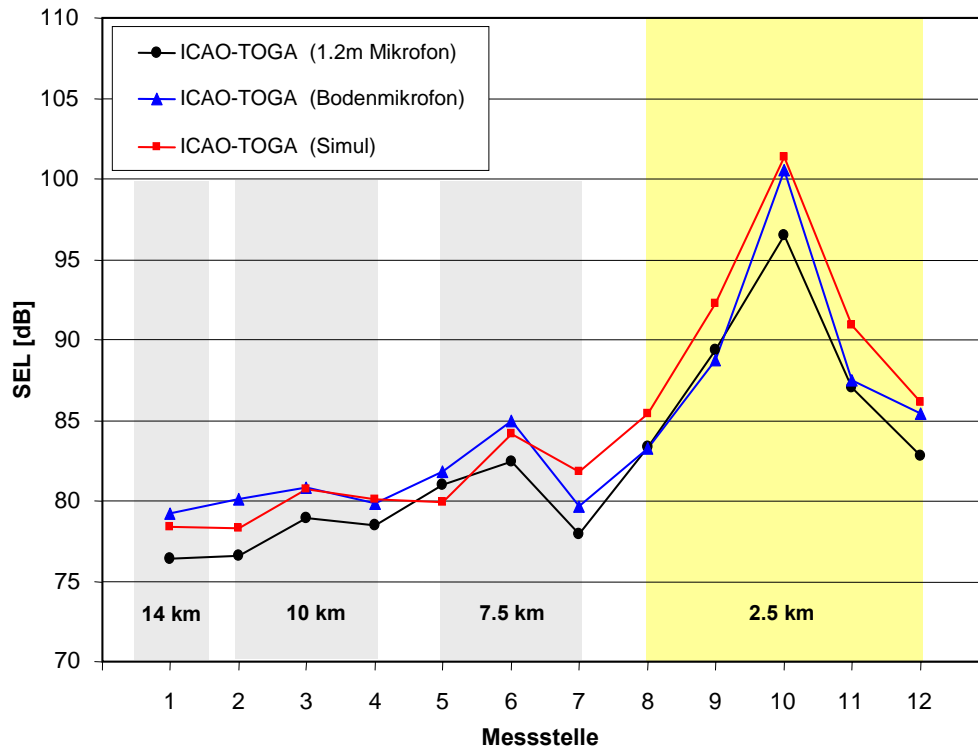


Bild 24: Sound Exposure Level *SEL* an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das ICAO-A-Verfahren mit TOGA Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

## 7. Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen des Programmpakets 1620 wurde das Rechenprogramm SIMUL, mit dem Fluglärm Berechnungen auf der Basis eines Teilschallquellenmodells möglich sind, weiterentwickelt. Zielsetzungen innerhalb des *LAnAb*-Projekts waren:

- Verbesserung der Quellmodells für Umströmungslärm für den A319
- Erstellung eines „Black-Box“-Programms für die Definition lärmarmen An- und Abflugverfahren im Programmpaket 1630
- Validierung des Programms auf der Basis der im Rahmen der Programmpakets 1640 durchgeführten Messkampagne am Flughafen Parchim

Aufgrund zeitlicher Verzögerungen im Projekt wurde parallel zur Weiterentwicklung des SIMUL-Verfahrens unter der Bezeichnung SIMUL2 ein Rechenprogramm entwickelt, das auf eine empirische (also nur auf Messungen beruhende) akustische Datengrundlage aufsetzt. Diese wurde auf der Basis der im Programmpaket 1610 durchgeführten Überflugmessungen mit einem A319 erstellt. Zwar stellte sich letztendlich heraus, dass der Umfang dieser Datengrundlage nicht ausreichte, um den seitens der Flugsystemtechnik geforderten Parameterbereich von Geschwindigkeit und Triebwerksleistung vollständig abzudecken, dennoch ergaben sich aus der Entwicklung von SIMUL2 nützliche Erkenntnisse:

- Ein Vergleich zwischen Rechnungen mit SIMUL und SIMUL2 am Beispiel eines Anflugs ergab über weite Bereiche gute Übereinstimmung. Da beide Programme vollkommen unterschiedliche Ansätze verfolgen und auf unterschiedliche Daten zurückgreifen, ist dies ein Indiz dafür, dass der mit SIMUL verfolgte Ansatz sinnvolle Ergebnisse liefert.
- Das Konzept einer empirischen Datenbasis hat den Vorteil, dass es weitgehend flexibel hinsichtlich des Detaillierungsgrads und daher entsprechend der Datenverfügbarkeit ausgelegt werden kann. Insofern kann das Konzept als Plattform für eher praxisorientierte Simulationsverfahren eingesetzt werden – SIMUL ist zur Zeit aufgrund der Datenverfügbarkeit auf den wissenschaftlichen Bereich beschränkt.

Letztendlich wurde daher – trotz der Verzögerungen im Projektablauf – wie geplant das Teilschallquellenkonzept von SIMUL weiter verfolgt. Eine Überarbeitung des Quellmodells für Umströmungslärm erfolgte auf der Basis eines durch das DLR entwickelten semiempirischen Modells. Das parallel dazu von EADS erarbeitete Modell wurde nicht in SIMUL implementiert. Diese Vorgehensweise beruht allerdings nicht auf Qualitätsunterschieden – hierüber kann zunächst keine Aussage getroffen werden. Sie ergab sich vielmehr aus der Notwendigkeit, das erste verfügbare Modell einzuarbeiten, um den Fortgang von PP 1630 zu gewährleisten. Eine Implementation des EADS-Verfahrens kann erst nach Ende des Projekts *LAnAb* vorgenommen werden.

Auf der Basis der im PP 1630 unter Verwendung der SIMUL-Black-Box definierten An- und Abflugverfahren wurden dann im PP 1640 Flugversuche mit einem A319 am Flughafen Parchim durchgeführt. Dabei wurden jeweils vier unterschiedliche An- und Abflugverfahren geflogen und hinsichtlich ihres Lärminderungspotenzials untersucht. Zur Überprüfung des SIMUL-Verfahrens wurden die Flugbahndaten der einzelnen Flüge in das Programm eingegeben. Daraus wurden dann für die 25 Positionen, an denen in Parchim eine Messung erfolgt war, entsprechende Immissionsrechnungen durchgeführt.

Ein Vergleich zwischen gemessenen und berechneten Immissionswerten wurde für den Abwerteten Maximalschallpegel und den Sound Exposure Level *SEL* (also ein zeitintegriertes Pegelmaß) durchgeführt. Bei der Interpretation der Ergebnisse war zu berücksichtigen, dass Rechnungen mit SIMUL für Freifeldbedingungen gelten, also keine Effekte der Mikrofonhöhe berücksichtigen. In Parchim wurde dagegen gleichzeitig mit Bodenmikrofonen und mit 1,2m-Mikrofonen gemessen. Die korrespondierenden Messungen unterschieden sich je nach Messstelle schon um bis zu 4 dB, hatten aber bezogen auf die unterschiedlichen Messpositionen und Flugverfahren tendenziell den gleichen Verlauf. Dieser wurde durch die SIMUL-

Rechnungen wiedergegeben. Quantitativ ergaben sich erwartungsgemäß Abweichungen, die im Mittel folgende Größenordnung hatten:

- Die berechneten Maximalpegel lagen beim Abflug um 3,5 dB bzw. 1,5 dB unter den Messwerten für Boden- bzw. 1,2m-Mikrofon. Die mittleren Differenzen der SEL-Werte fielen kleiner aus (1,5 dB bzw. 0 dB).
- Beim Abflug ergaben sich an den maßgeblichen Messstellen mit Ausnahme der Maximalpegelmessungen mit dem Bodenmikrofon für die Rechnung höhere Pegelwerte (im Bereich von bis 2 dB).

Insgesamt werden die durch die Messungen aufgezeigten Tendenzen durch die Rechnungen gut wiedergegeben. Hinsichtlich der Absolutwerte ist zu berücksichtigen, dass das SIMUL-Verfahren Ergebnisse für Freifeldbedingungen liefert, was natürlich zu Abweichungen gegenüber den gemessenen Werten führen muss. Diese Abweichungen sind bei den Anflugmessungen von der Größenordnung her erklärbar (die Rechenwerte müssen niedriger als die Messwerte ausfallen).

Bei den Abflugmessungen überschätzt dagegen die Rechnung. Das impliziert, dass das SIMUL-Quellmodell für das Triebwerk bei hohen Triebwerksleistungen zu hohe Pegelwerte liefert. Die Analyse des seitlichen Abfallverhaltens der Pegel in den einzelnen Messebenen deutet außerdem auf einen Effekt der lateralen Richtcharakteristik hin. Diese wurde für SIMUL aus einem Standard-Modell (ECAC Doc.29) entnommen und repräsentiert nur eine durchschnittliche laterale Charakteristik.

Die Messkampagne in Parchim bot die erste Möglichkeit überhaupt, das Programm SIMUL mit Messungen unter kontrollierten Bedingungen zu vergleichen. Bis zu diesem Zeitpunkt war eine Kalibrierung des Modells nicht möglich. Unter diesem Aspekt ist die Übereinstimmung auf jeden Fall als befriedigend einzustufen, allerdings deutet sich zumindest beim Triebwerksmodell für hohe Leistungen ein Überarbeitungsbedarf an. Mehr als tendenzielle Aussagen kann man aus dem Vergleich aber nicht ziehen, da die Anzahl der durchgeführten Messungen gering war (insgesamt 16 Flüge). Statistische Aussagen lassen sich auf dieser Basis nicht treffen.

Die detaillierten Messungen, die nunmehr zur Verfügung stehen, bilden zusammen mit den Messungen aus der ersten, im PP 1610 in Parchim durchgeführten Kampagne einen Grundstock, um eine zusätzliche Kalibrierung des Programms durchzuführen. Allerdings ist dies sehr zeitaufwändig und war daher im Zeitrahmen von *LAnAb* nicht realisierbar.

Für die Anforderungen, die hinsichtlich der Optimierung von Flugverfahren zu stellen sind, sind die derzeitigen Fähigkeiten von SIMUL aber ausreichend, da die Aufgabenstellung letztendlich nur auf die Untersuchung von Änderungen abzielt und damit nur eine relative, aber keine absolute Genauigkeit erfordert.

## 8. Literatur

- [1] Müller, G.: *LAnAb* Abschlussbericht, Programmpaket 1620, Einzelaufgabe 1621: „Parametrisierung der Schallquellen“. April 2006.
- [2] Hoffmann, F.; Müller, G.: *LAnAb* Abschlussbericht, Programmpaket 1620, Einzelaufgabe 1622: „Physikalische Parameter der Schallquellen“ und Einzelaufgabe 1623: „Anpassung auf praxisnahe Modelle“. April 2006.
- [3] Isermann, U., Schmid, R.: „Bewertung und Berechnung von Fluglärm“. Im Auftrag des Bundesministeriums für Verkehr, FE-Bericht Nr. L-2/96-50144/96. Göttingen, 20.07.2000.
- [4] European Civil Aviation Conference: „Methodology for Computing Noise Contours around Civil Airports. Volume 1: Applications Guide, Volume 2: Technical Guide“. E-CAC.CEAC Doc.29, 3<sup>rd</sup> Edition 2005.
- [5] Der Bundesminister des Innern: „Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen an zivilen und militärischen Flugplätzen nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm vom 30.3.1971“. GMBI 26, Ausgabe A, S.162-227 (1975).
- [6] Fleming, G.C.; Olmstead, J.R.; Gerbi, P.J.; Rapoza, A.S.; Roof, C.R.; Gulding, J.M.: „Integrated Noise Model Version 6.0 Technical Manual“. FAA-AEE-01-04, December 2001.
- [7] Society of Automotive Engineers: „Procedure for the Calculation of Aircraft Noise in the Vicinity of Airports“. SAE AIR 1845, 1986. (z.Z. in Überarbeitung)
- [8] International Civil Aviation Organization (ICAO): „Recommended Method for Computing Noise Contours around Airports“. ICAO Circular 205-AN/1/25, 1988. (z.Z. in Überarbeitung als ICAO Document xx-AN/xx, 1<sup>st</sup> edition, 2007)
- [9] Isermann, U.: „Berechnung der Fluglärmimmission in der Umgebung von Verkehrsflughäfen mit Hilfe eines Simulationsverfahrens“. Max-Planck-Institut für Strömungsforschung, Bericht 7/1988, Göttingen, Februar 1988.
- [10] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR): „Leiser Flugverkehr - zusammenfassender Projekt-Abschlußbericht“. 5. Juni 2004.
- [11] Dobrzynski, W.; Pott-Pollenske, M.; Buchholz, H.; Almonit, D.; Boden, F.: *LAnAb* Abschlussbericht, Programmpaket 1610, Einzelaufgabe 1611: „Auswertung vorhandener Windkanal-Messdaten“ und Einzelaufgabe 1613 „Durchführung einer Messkampagne mit Überflügen zur Gewinnung von Validierungsdaten mit Einzelmikrofonen“. Braunschweig, Juni 2006.
- [12] Michel, U.: „Comparison of measured flyover data with results of program ANIP V0.2“. Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt. August 2005.
- [13] Society of Automotive Engineers: „Standard values of atmospheric absorption as a function of temperature and humidity“. SAE ARP 866A, 1975.
- [14] International Organization for Standardization (ISO): „Acoustics – Attenuation of sound during propagation outdoors – Part 2: General method of calculation“. ISO 9613-1, 1996.
- [15] Society of Automotive Engineers: „Prediction Method for Lateral Attenuation of Airplane Noise during Takeoff and Landing“. SAE AIR 1751, 1981 (in Überarbeitung).
- [16] Isermann, U.: „Rechenprogramm SIMUL – Benutzerhandbuch und Befehlsreferenz“. DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik. Februar 2007.
- [17] „Aircraft Noise and Performance Database“: <http://www.aircraftnoisemodel.org/>
- [18] Dobrzynski, W., Pott-Pollenske, M., Buchholz, H., Isermann, U., König, R., Heimann, D., Jans, W., Brandes, K.-H., Scheid, U., Saueressig, G. & Köhler, I.: „Messkampagne zur Verifizierung lärmoptimierter Flugverfahren“. Abschlussbericht zu *LAnAb* **PP 1640**, DLR-AS-TA, DLR-FT, DLR-PA, DLH, UH-IMK, FPM, 2007.