



Forschungsverbund **Leiser Verkehr**
Bereich **Leises Verkehrsflugzeug**
Projekt 1600 Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (*LAnAb*)

Zusammenfassender Schlussbericht
Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren
(LAnAb)

Beteiligte Partner: siehe Folgeseiten

Autor:

Prof. Dr.-Ing. W. Neise (für den zusammenfassenden Schlussbericht)
DLR-Institut für Antriebstechnik, Triebwerksakustik, Berlin

Berlin, im November 2007

Förderung des Vorhabens:



**Bundesministerium
für Wirtschaft
und Technologie**

Forschungspartner

Antragsteller:	Förderkennzeichen	Abkürzung
Deutsche Flugsicherung GmbH Am DFS-Campus 10, D-63225 Langen Frau G. Zaki, Tel.: 06103/707-1241, Fax: 06103/707-1295, E-Mail: Gabriele.Zaki@dfs.de	19U2087EDFS	DFS
Deutsche Lufthansa AG Umweltkonzepte Konzern - FRA CP/U; Lufthansa Aviation Center - LAC B0.614, Airport-Ring, D-60546 Frankfurt/Main Dr. Gerd Saueressig Tel.: 069/696-90890, Fax:069/696-94970 E-Mail: Gerd.Saueressig@dlh.de	19U2087B	DLH
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) D-51147 Köln Beteiligte Institute:	19U2087A	DLR
DLR-Institut für Antriebstechnik, Triebwerksakustik, Müller-Breslau-Straße 8, D-10623 Berlin, Dr. U. Michel, Tel.: 030/310006-26, Fax: 030/31006-39, E-Mail: Ulf.Michel@dlr.de		DLR-AT-TA
DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Technische Akustik Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig Dr. W. Dobrzynski, Tel.: 0531/295-2172, Fax: 0531/295-2320 E-Mail: Werner.Dobrzynski@dlr.de		DLR-AS-TA
DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Technische Strömungen Bunsenstraße 10, D-37073 Göttingen Dr. U. Isermann, Tel.: 0551/709-2255, Fax: 0551/709-2581 E-Mail: Ullrich.Isermann@dlr.de		DLR-AS-TS
DLR-Institut für Flugführung Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig Dipl.-Inform. A. Kuenz, Tel.: 0531/295-3008, Fax: 0531/295-2550 E-Mail: Alexander.Kuenz@dlr.de		DLR-FL
DLR-Institut für Flugsystemtechnik Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig Dr. R. König, Tel.: 0531/295-2668, Fax: 0531/295-2845 E-Mail: Reinhard.Koenig@dlr.de		DLR-FT
DLR-Institut für Luft- und Raumfahrtmedizin D-51170 Köln Dr. A. Samel / M. Vejvoda, Tel.: 02203/601-3670, Fax: 02203/695211 E-Mail: Martin.Vojvoda@dlr.de		DLR-ME
DLR-Institut für Physik der Atmosphäre D-82234 Weßling Dr. D. Heimann, Tel.: 08153/28-1325, Fax: 08153/28-1841 E-Mail: Dietrich.Heimann@dlr.de		DLR-PA
EADS Corporate Research Center, Aeroacoustics, Ottobrunn Postfach 80 04 65, D-81663 München, Dr. M. Grünewald, Tel.: 089/607-27974, Fax: 089/607-23607, E-Mail: Michael.M.Gruenewald@eads.net	19U2087D	EADS-CRC
Institut für Flugführung der Technischen Universität Braunschweig Hermann-Blenk-Str. 27, D-38108 Braunschweig Prof. Dr.-Ing. H. G. Jacob, Tel.: 06181/495623, Fax: 06181/495623 E-Mail: h.jacob@tu-bs.de	19U2087C	TUBr-IFF

Unterauftragnehmer

Ingenieurbüro akustik-data, **ak-data**
Giesensdorfer Str. 29, D-12207 Berlin
Dipl.-Ing B. Barsikow, Tel.: 030/8090-2606, Fax: 030/8090-2607,
E-Mail: Barsikow@akustik-data.de

Design-/Objekt-/Stadtplanung **BEH**
Prof. Dipl.-Ing., Dr.-Ing. T. Behrens, Architekt BDA, Städtebauarchitekt AKH
Am Treutengraben 25, D-60488 Frankfurt am Main
Tel.: 069/761-669, Fax: 069/768-2110
E-Mail: info@TillBehrensSysteme.de

Flughafen Schwerin-Parchim, FPM Flughafen Parchim Mecklenburg GmbH **FPM**
Dammer Weg, D-19370 Parchim,
Herr Hermann Ertl, Tel.: 03871-60711, Fax: 03871-60770
E-Mail: info@airport-parchim.de

Flughafen München GmbH, Abteilung Umweltschutz **FMG**
D-85326 München
Dr. Frank-Thomas Winter, Tel.: 089/975-40450, Fax: 089/975-40406,
E-Mail: Frank-Thomas.Winter@munich-airport.de

Ingenieurbüro SIMULOPT für Simulation und Optimierung **Simulopt**
August-Bebel-Str. 10, D-63477 Maintal
Prof. Dr. H. G. Jacob, Tel.: 06181/495623, Fax: 06181/495623
E-Mail: h.g.jacob@simulopt.de

Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin **TUB-ILR**
Marchstr. 12-14, D-10587 Berlin
Dipl.-Ing. Oliver Lehmann Tel.: 030/314-24372, Fax: 030/314-24459
E-Mail: Oliver.Lehmann@TU-Berlin.de

Institut für Meteorologie und Klimatologie, Universität Hannover, **UH-IMK**
Herrenhäuser Straße 2, D-30419 Hannover
Dr. C. Drüe, Tel.: 0511/762-4101, Fax: 0511/762-4418
E-Mail: druee@muk.uni-hannover.de

Dr. Ludwig May, Wilhelm-Hauff-Straße 6, D-34613 Schwalmstadt **May**
Tel.: 06691/9110014, Fax: 06691/9110015
E-Mail: Ludwig.May@gmx.de

Meteorologisches Institut der Universität München, **MIM**
Theresienstr. 37, D-80333 München
Dipl.Met. Heinz Lösslein, Tel.: 089/2180 4217, Fax: 089/2180 4182
E-Mail: heinz@meteo.physik.uni-muenchen.de

Technisch-Mathematische Studiengesellschaft mbH in Bonn **TMS-Bn**
Holtorfer Str. 54, D-53229 Bonn
GF W. Küster, Tel.: 0228/97760-21, Fax: 0228/97760-99
E-Mail: team@tms-bonn.de

Zentrum für Flugsimulation GmbH **TUB-ZFB**
Marchstr. 12-14, D-10587 Berlin
Dipl.-Ing. Oliver Lehmann Tel.: 030/314-24372, Fax: 030/314-24459
E-Mail: Oliver.Lehmann@TU-Berlin.de

Projektkoordination

DLR-Institut für Antriebstechnik, Triebwerksakustik, **DLR-AT-TA**
Müller-Breslau-Straße 8, D-10623 Berlin,
Prof. Dr. W. Neise, Tel.: 030/310006-10, Fax: 030/31006-39,
E-Mail: Wolfgang.Neise@dlr.de

Inhaltsverzeichnis

Forschungspartner	iii
Antragsteller	iii
Unterauftragnehmer	iv
Projektkoordination.....	iv
1 Einleitung	1
2 Stand der Wissenschaft.....	2
3 Programmübersicht	4
3.1 Programmpaket 1610: Modellierung der Schallquellen an Verkehrsflugzeugen	4
3.2 Programmpaket 1620: Entwicklung eines Berechnungsverfahrens für die Lärmkonturen beim An- und Abflug von Verkehrsflugzeugen	5
3.3 Programmpaket 1630: Abschätzung des Lärminderungspotenzials und der Fliegbarkeit von An- und Abflugverfahren.....	6
3.4 Programmpaket 1640: Durchführung einer Messkampagne zur Verifizierung des prognostizierten Lärminderungspotenzials lärmarmer Start- und Landeverfahren.....	7
3.5 Programmpaket 1650: Übertragung von Teilergebnissen der Programmpakete 1620 und 1640 in das Programm NIROS der Deutschen Flugsicherung	8
4 Ergebnisse des Programmpakets 1610 „Modellierung der Schallquellen an Verkehrsflugzeugen“.....	9
4.1 Einzelaufgaben 1613, 1614 und 1615: Bereitstellung des Flugzeuges und Durchführung einer Messkampagne mit Überflügen zur Gewinnung von Validierungsdaten mit Einzelmikrofonen und Mikrofonarray / Bereitstellung der Flugleistungsdaten (DLH [3])	9
4.1.1 Überflugmessungen und Flugzeug.....	9
4.1.2 Messprogramm und Vorbereitungen	9
4.1.3 Flugleistungsdaten	10
4.1.4 Planung der Messtage - Wetterprognosen.....	10
4.1.5 Verknüpfung und Zusammenarbeit mit anderen Projekten	11
4.2 Modellierung von Umströmungslärm – Ergebnisse EA 1611 „Auswertung vorhandener Windkanal-Messdaten“ und EA 1613 „Durchführung einer Messkampagne mit Überflügen zur Gewinnung von Validierungsdaten mit Einzelmikrofonen“ (DLR-AS-TA [5]).....	11
4.2.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1611 und EA 1613.....	11
4.2.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung	12
4.2.3 Datenbasis und Erkenntnisstand zu Projektbeginn	12
4.2.4 Überflugmessungen mit dem Airbus A319 zur Weiterentwicklung und Validierung der Quellmodelle für die Umströmungsgeräusche	13
4.2.5 Quellmodelle für die Umströmungsgeräusche.....	15
4.2.6 Zusammenfassung und Ausblick.....	19
4.3 Modellierung von Umströmungslärm – Ergebnisse EA 1612 „Auswertung vorhandener Überflugmessungen – A340 Tarbes“ (EADS-CRC [8]).....	19
4.3.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1612.....	19
4.3.2 Einleitung und Aufgabenstellung	19
4.3.3 Beschreibung der Überflugmessungen	20
4.3.4 Datenanalyse.....	21
4.3.5 Quellbereiche am Flugzeug.....	22
4.3.6 Zusammenfassung	23
4.4 Modellierung von Umströmungslärm – Ergebnisse EA 1614 „Überflugmessungen mit einem Mikrofonarray“ (EADS-CRC [9]).....	24
4.4.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1614.....	24
4.4.2 Einleitung und Aufgabenstellung	24
4.4.3 Beschreibung der Überflugmessungen	24

4.4.4	Datenanalyse.....	26
4.4.5	Quellbereiche am Flugzeug.....	26
4.4.6	Ergebnisse.....	27
4.5	Modellierung von Umströmungslärm – Vergleich der akustischen Quellmodelle von DLR-AS-TA [5] und EADS-CRC [8], [9], [11]	28
4.5.1	Vergleich der korrigierten Ausgangsmesswerte	28
4.5.2	Vergleich der Modellierungsphilosophien.....	34
4.5.3	Prognosegenauigkeiten relativ zur jeweiligen Datengrundlage.....	35
4.5.4	Schlussfolgerungen bezüglich der Verwendung der Quellmodelle	36
4.6	Modellierung von Triebwerksgeräuschen – Ergebnisse EA 1612 „Auswertung vorhandener Überflugmessungen“ und EA 1614 „Überflugmessungen mit einem Mikrofonarray“ (DLR-AT-TA [14]).....	41
4.6.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1612 und EA 1614.....	41
4.6.2	Einleitung.....	41
4.6.3	Geräuschcharakteristika des Airbus A319.....	42
4.6.4	Fanrotor-Geräusche	46
4.6.5	Strahlärm	48
4.6.6	Ergebnisse für das gesamte Triebwerksgeräusch.....	50
4.6.7	Zusammenfassung und Ausblick.....	52
5	Ergebnisse des Programmpakets 1620 „Entwicklung eines Berechnungsverfahrens für die Lärmkonturen beim An- und Abflug von Verkehrsflugzeugen“	53
5.1	Vorbemerkung	53
5.2	Einzelaufgabe EA 1621 „Parametrisierung der Schallquellen“ (EADS CRC [10]) 54	
5.2.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1621.....	54
5.2.2	Einleitung.....	54
5.2.3	Flugzeugkonfigurationen und Datenbasis	54
5.2.4	Quellbereiche am Flugzeug.....	55
5.2.5	Parametrisierung der Umströmungsgeräuschquellen	56
5.2.6	Ergebnisse.....	56
5.3	Einzelaufgaben EA 1622 „Physikalische Parameter der Schallquellen“ und EA 1623 „Anpassung auf praxisnahe Modelle“ (EADS-CRC, DLR-AS-TA [11])	59
5.3.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1622 und EA 1623.....	59
5.3.2	Einleitung.....	59
5.3.3	Physikalische Parameter	59
5.3.4	Quellmodell.....	60
5.3.5	Programmaufbau.....	61
5.3.6	Vergleich von Modellrechnungen mit Messergebnissen („Analyse“) für das Flugzeug Airbus A319	61
5.3.7	Zusammenfassung	63
5.4	Einzelaufgaben EA 1624-EA 1627 „Erweiterung des Rechenprogramms SIMUL“ (DLR AS-TS [17]).....	63
5.4.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1624-EA 1627.....	63
5.4.2	Einleitung.....	63
5.4.3	Das Konzept von SIMUL	64
5.4.4	Modell für die Umströmungsgeräusche	66
5.4.5	Vergleich von SIMUL und SIMUL2.....	67
5.4.6	Vergleich von Rechen- und Messergebnissen	68
5.4.7	Zusammenfassung und Ausblick.....	70
6	Ergebnisse des Programmpakets 1630.....	72
6.1	Einzelaufgabe EA 1631 „Lärminderungspotenzial und Fliegbarkeit von steilen Anflügen“ (DLR-FT [18]).....	72
6.1.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1631.....	72
6.1.2	Aufgabenstellung und Zielsetzung	73
6.1.3	Untersuchung akustisch verbesserter Anflugverfahren.....	73

6.1.4	Variation des Standard-Anflugverfahrens LDPL zur Lärminderung.....	76
6.1.5	Zusammenfassung	78
6.2	Einzelaufgabe EA 1632 „Lärminderungspotenzial und Kapazitätsauswirkungen von „Continuous Descent Approach“-Verfahren“ (DLR-FL [19]).....	78
6.2.1	Übersicht zum Einzelbericht EA 1632	78
6.2.2	Aufgabenstellung und Zielsetzung	78
6.2.3	Durchführung der Versuche	79
6.2.4	Flugversuche A330 Simulator im ZFB	80
6.2.5	Flugversuche ATTAS	81
6.2.6	Lärminderungspotenzial der Verfahren	82
6.2.7	Zusammenfassung	83
6.3	Einzelaufgabe EA 1633 „Lärmminimale Abflugbahnen unter Beachtung des Einflusses der mittleren Windsituation auf die Schallausbreitung“ (TUBr-IFF, Simulopt, TMS-Bn [21]).....	83
6.3.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1633.....	83
6.3.2	Aufgabenstellung und Zielsetzung	84
6.3.3	Ergebnisse.....	84
6.3.4	Zusammenfassung	87
6.4	Einzelaufgabe EA 1634 „Lärminderungspotenzial durch Bündelung von Flugrouten mit Autobahnen“ (DLR-AS-TS, BEH [22]).....	88
6.4.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1634.....	88
6.4.2	Aufgabenstellung und Zielsetzung	88
6.4.3	Untersuchungskonzept und -methoden.....	88
6.4.4	Ergebnisse.....	90
6.4.5	Anmerkung zu Maximalpegeln	93
6.4.6	Zusammenfassung	94
6.5	Einzelaufgabe EA 1635 „Lärmarme Abflugverfahren“ (DLR-FT, DLR-AS-TS, DLH, EADS-CRC [25]).....	95
6.5.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1635.....	95
6.5.2	Einleitung.....	96
6.5.3	Operationell eingesetzte Start- und Steigflugverfahren.....	96
6.5.4	Schallimmission, Treibstoffverbrauch und Zeitbedarf unterschiedlicher Start- und Steigflugverfahren.....	98
6.5.5	Zusammenfassung	101
6.6	Einzelaufgabe EA 1635 „Lärmarme Abflugverfahren Heavy Aircraft Boeing 747-400“ (EADS-CRC [28])	102
6.6.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1635.....	102
6.6.2	Einleitung.....	102
6.6.3	Flugroute und Definition des Abflugpfades.....	102
6.6.4	Für die Schallimmission verwendete Kenngrößen	102
6.6.5	Ergebnisse.....	103
6.7	Einzelaufgabe EA 1636 „Abschätzung des Lärminderungspotenzials wetterabhängiger Flugrouten“ (DLR-PA, FMG, DFS, DWD, MIM [29])	105
6.7.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1636.....	105
6.7.2	Aufgabenstellung und Zielsetzung	105
6.7.3	Untersuchungskonzept und -methoden.....	106
6.7.4	Zusammenfassung der Ergebnisse	109
6.8	Einzelaufgabe EA 1637 „Untersuchung der Fliegbarkeit von lärmoptimierten Anflugverfahren durch den Piloten“ (DLR ME, DLR-FT, DLH, TUB-ZFB [30])	111
6.8.1	Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1637.....	111
6.8.2	Aufgabenstellung und Zielsetzung	111
6.8.3	Untersuchungskonzept und -methoden.....	112
6.8.4	Auswahl der zu untersuchenden Anflugverfahren	113
6.8.5	Zusammenfassung der Ergebnisse	116

7	Ergebnisse des Programmpakets 1640 „Messkampagne zur Verifizierung lärmoptimierter Flugverfahren“ (DLR-AS-TA, DLR-AS-TS, DLR-FT, DLR-PA, DLH, UH-IMK, FPM [31])	118
7.1	Übersicht zum Einzelbericht zu PP 1640	118
7.2	Einleitung	118
7.3	Versuchsprogramm.....	118
7.3.1	Versuchsflugzeug	118
7.3.2	Beschreibung der Messanordnung.....	118
7.3.3	Geflogene Verfahren	119
7.3.4	Akustische Messtechnik	120
7.3.5	Flugmechanische Datenerfassung	121
7.3.6	Erfassung meteorologischer Daten	122
7.4	Ergebnisse	123
7.4.1	Auswertung der Messungen	123
7.4.2	Anflugverfahren	124
7.4.3	Abflugverfahren	125
7.5	Einflüsse meteorologischer Parameter auf die Schallausbreitung.....	127
7.6	Zusammenfassung	128
8	Ergebnisse des Programmpakets 1650 „Übertragung von Teilergebnissen der Programmpakete 1620 und 1640 in das Programm NIROS der Deutschen Flugsicherung“ (DFS, DLR-AS-TS, DLR-PA [33])	129
8.1	Übersicht zum Einzelbericht zu Projektpaket 1650.....	129
8.2	Einleitung und Aufgabenstellung	129
8.3	Ergebnisse	130
8.3.1	AP 1: Überarbeitung und Neustrukturierung der Algorithmenimplementation	130
8.3.2	AP 2: Konzeption und Implementation Schallemission am Flugzeug AP 3: Konzeption und Implementation Schallausbreitung in der Atmosphäre	130
8.3.3	AP 4: Konzeption und Implementation Schallimmission am Boden AP 6: Überarbeitung weiterer betroffener Programmfunktionen.....	131
8.3.4	AP 5: Überarbeitung der Flugsimulation.....	131
8.3.5	AP 7: Validierung	131
8.4	Zusammenfassung und Ausblick	133
9	Zusammenfassung	133
10	Ausblick und Anschlussfähigkeit.....	135
11	Danksagung.....	137
12	Literatur.....	138

Tabellenverzeichnis:

Tabelle 1:	Geometrische Daten der vermessenen Fahrwerkstypen	12
Tabelle 2:	Vermessene Konfigurationen des Lufthansa Airbus A319	14
Tabelle 3:	Untersuchte Konfigurationen des Airbus A340.....	20
Tabelle 4:	Klappenstellungen in Grad und Indikator „ECAM“ für die einzelnen Flugsegmente.....	25
Tabelle 5:	Konfigurationen der Quellparametrisierung.....	55
Tabelle 6:	Richtcharakteristik Slat, ECAM 1.....	58
Tabelle 7:	Richtcharakteristik Flap, ECAM 1.....	58
Tabelle 8:	Richtcharakteristik Wing, ECAM 1.....	58
Tabelle 9:	Validiertes und vereinfachtes Wind- und Lärmmodell nach INM, SAE und SIMULOPT.	85

Tabelle 10: Mittlere Pegeldifferenzen $\Delta L_{AS,max}$ und ΔSEL für die untersuchten Anflugverfahren gegenüber dem Low-Drag-Low-Power-Verfahren (LDLP) an den einzelnen Messstellen.	125
Tabelle 11: Mittlere Pegeldifferenzen $\Delta L_{AS,max}$ und ΔSEL für die untersuchten Abflugverfahren.	126

Bildverzeichnis:

Bild 1: Schallquellen an einem Verkehrsflugzeug.	4
Bild 2: Schematische Darstellung unterschiedlicher vertikaler An- und Abflugprofile.	6
Bild 3: Mikrofonverteilung auf dem Flughafen Schwerin-Parchim.	14
Bild 4: Koordinatensystem.	15
Bild 5: Schematischer Aufbau des modularen Quellmodells.	16
Bild 6: Vergleich normierter Terzpegelspektren des Umströmungsgeräusches für die verschiedenen Hochauftriebskonfigurationen aus Messung und Prognose für eine Referenzgeschwindigkeit von 100 m/s und Referenzhöhe von 120 m ($s_{ref} = 1$ m).	16
Bild 7: Vergleich der polaren Richtcharakteristiken des Umströmungsgeräusches für die Hochauftriebskonfigurationen ECAM 1 und „full“ aus Messung und Prognose für zwei ausgewählte Strouhalzahlen (Referenzgeschwindigkeit von 100 m/s und Referenzhöhe von 120 m).	17
Bild 8: Vergleich der azimutalen Richtcharakteristiken des Umströmungsgeräusches für die Hochauftriebskonfigurationen ECAM 1 und „full“ aus Messung und Prognose für zwei ausgewählte Strouhalzahlen (Referenzgeschwindigkeit von 100 m/s und Referenzhöhe von 120 m).	17
Bild 9: Vergleich normierter Terzpegelspektren für das Fahrwerksgeräusch aus Messung und Prognose für eine Referenzgeschwindigkeit von 100 m/s und Referenzhöhe von 120 m ($s_{ref} = 1$ m).	18
Bild 10: Prognosegenauigkeit bezüglich des A-bewerteten Gesamtschalldruckpegels.	18
Bild 11: Schematische Darstellung eines Überfluges mit den Analysepositionen des Abstrahlwinkels $\theta = 60^\circ, 90^\circ$ und 120° , der Lage des Mikrofonarrays und den ausgewählten Analyse-Scanfeldern.	21
Bild 12: Beispiel der Emissionsdarstellung (Schalleistungsdichte – Source Power Density SPD) errechnet für Flugzeugebene mit Angabe des Maximalpegels, Frequenzbereich: Terzbänder (TOB) 400 - 4000 Hz.	22
Bild 13: Definition der Quellbereiche an Flugzeug A340, Ansicht von unten.	23
Bild 14: Darstellung der Quellleistungen der analysierten Flugzeugkonfigurationen, Monopol-Quellmodell, Anströmgeschwindigkeit 160 kts, Frequenzbereich TOB 400- 4000 Hz.	24
Bild 15: Anordnung der Mikrofone im Array (Spiralform).	25
Bild 16: Verwendete Bezeichnungen und Winkel für die Überflugmessungen am A319.	26
Bild 17: Übersichtsplot, Segment „Take Off“, „Konfiguration 1“, Flug Nr.2, $\theta = 90^\circ$	27
Bild 18: Schalleistung Quellbereich Fan, A319; Take Off; Konfiguration 1, Überflug-Nr. 2.	28
Bild 19: Schallquellenanalyse nach SDM für ECAM 1.	29
Bild 20: Vergleich der Differenz der Quellleistungen aus den Scanflächen zum Einzelmikrofonsignal.	30
Bild 21: Vergleich der Datengrundlagen für ECAM 1.	31
Bild 22: Vergleich der Datengrundlagen für ECAM 2.	32
Bild 23: Vergleich der Datengrundlagen für die Konfiguration „full“.	33
Bild 24: Vergleich der Datengrundlagen für das Fahrwerksgeräusch.	34
Bild 25: Vergleich der Prognoseergebnisse für ECAM 1.	37
Bild 26: Vergleich der Prognoseergebnisse für ECAM 2.	38
Bild 27: Vergleich der Prognoseergebnisse für Konfiguration „full“.	39
Bild 28: Vergleich der Prognoseergebnisse für das Fahrwerksgeräusch.	40

Bild 29: Schallabstrahlung des A319 beim Start (F2; $N_1 = 85,2\%$; ECAM 3).	43
Bild 30: Schallabstrahlung der A319 bei der Landung mit eingefahrenem Fahrwerk (F69; $N_1 = 64,9\%$; ECAM 2).	44
Bild 31: Quellzerlegung angewandt für Überflug F67 (ECAM 2, LG up, $N_1 = 60\%$).	45
Bild 32: Schalleistungspegel bei BPF und 2×BPF als Funktion der relativen Drehzahl N_1 .	48
Bild 33: Schallerzeugende Gebiete eines koaxialen Triebwerkstrahls.	49
Bild 34: Vergleich der Prognosen für das Breitbandgeräusch mit Messungen beim Abflug für die Abstrahlwinkel $\psi = 50^\circ, 70^\circ, 90^\circ, 110^\circ, 130^\circ$ ($U_{Flight} = 85$ m/s; Schallabstrahlung von einem Triebwerk).	50
Bild 35: Vergleich der Prognosen mit Messungen beim Abflug.	51
Bild 36: Quellbereiche für Hauptfahrwerk, Bugfahrwerk (NWG), Hauptfahrwerk (MLG).	55
Bild 37: Quellbereiche für Slat (wing forward), Flap (wing aft) und Gesamtfügel (wing).	55
Bild 38: Quellbereiche für die Spoiler.	56
Bild 39: Approximationskurven der Quelleleistungen für die Konfiguration ECAM 1; Bereiche Slat, Flap und Wing, $v_{ref} = 90$ m/s, $\theta = 90^\circ$.	57
Bild 40: Prinzipieller Ablauf zur Berechnung der Teilschallquellen.	61
Bild 41: Vergleich berechneter („Prediction“) und gemessener („LAnAb Analyse“) Schalldruckspektren für die Konfiguration: ECAM 1 (Slat = 18° / Flap = 0°).	62
Bild 42: Vergleich berechneter („Prediction“) und gemessener („LAnAb Analyse“) Schalldruckspektren für Bug- und Hauptfahrwerk.	62
Bild 43: Schema einer Fluglärmrechnung. Quell- und Ausbreitungsmodell bilden den Rechenkern des Verfahrens (<i>Noise-Engine</i>).	65
Bild 44: Verlauf des A-bewerteten Maximalschallpegels $L_{A,max}$ unter der Flugbahn für einen Low-Drag-Low-Power-Anflug berechnet mit verschiedenen SIMUL-Varianten.	68
Bild 45: Lage der Messstellen in der Umgebung des Flughafens Schwerin-Parchim.	69
Bild 46: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das Low Drag-Low Power-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.	69
Bild 47: 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.	70
Bild 48: Verfahren LDLP, LCDA, SLDLP und SCDA.	74
Bild 49: Konturen konstanten Schalldruckpegels für die LDLP-, LCDA-, SLDLP- und SCDA-Verfahren.	75
Bild 50: Größe der Konturflächen (links), Treibstoffverbrauch (Mitte) und Flugdauer für die LCDA-, SLDLP- und SCDA-Verfahren im Vergleich zum LDLP-Referenzverfahren.	75
Bild 51: LDLP mit verschiedenen Gleitpfadwinkeln.	77
Bild 52: Einfluss des Gleitpfadwinkels auf die Größe der Konturflächen (links), den Treibstoffverbrauch (Mitte) und die Flugdauer.	77
Bild 53: Berechnung des TOD beim ACDA.	79
Bild 54: Flugsimulatorversuch mit dem A330 und ACDA-Verfahren.	81
Bild 55: Fluglärmteppich A320, LDLP-Verfahren.	82
Bild 56: Fluglärmteppich A320, ACDA-Verfahren.	82
Bild 57: Abflugrouten am Flughafen Frankfurt/M. (Quelle: Fraport).	85
Bild 58: Schallausbreitung bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten und -richtungen nach dem in Tabelle 9 beschriebenen Modell.	86
Bild 59: Berechnete Querschnittsprofile des energieäquivalenten Dauerschallpegels seitlich zur Autobahn für eine Beipilflugroute A mit 40.000 Tagesbewegungen.	90
Bild 60: Darstellung derjenigen Bereiche, in denen der L_{Aeq} für Flug- bzw. Autobahnlärm überwiegt. Zu Grunde liegt der Flugbetrieb auf Route A.	91
Bild 61: Flächenhafte Darstellung des L_{Aeq} für Flugroute A, eine Autobahn mit durchschnittlichem Verkehrsaufkommen sowie die Überlagerung.	91
Bild 62: Vergleich der lärmbelasteten Flächen für L_{Aeq} -Isolinien von 50 bis 70 dB bei Einzelbetrachtung und Überlagerung für die Modellroute A.	92

Bild 63: Vergleich der lärmbelasteten Flächen für L_{Aeq} -Isolinien von 50 bis 70 dB bei Einzelbetrachtung und Überlagerung für die Modellroute B.....	93
Bild 64: Übersicht der operationell eingesetzten Start- und Steigflugverfahren.....	97
Bild 65: Vergleiche für ausgewählte Pegelflächen (Rechenverfahren: NAPSIM plus SIMUL).....	99
Bild 66: Größe der Konturflächen des A-bewerteten Maximalschallpegels und Differenzen zum MODATA-FLEX Verfahren (Rechenverfahren: NAPSIM plus SIMUL).....	100
Bild 67: Aufwachreaktionen bei Start- und Steigflugverfahren (Berechnungsverfahren NAPSIM).....	101
Bild 68: Höhenprofile der untersuchten Abflugpfade.....	103
Bild 69: Pegelverteilungen L_{ASmax} für die Abflugpfade a) Standard und b) User 5.....	104
Bild 70: Vergleich der Pegelverteilungen L_{ASmax} (oben) und L_{AX} 55 – 85 dB (unten) im Nahbereich des Flughafens für die Abflugprozeduren Standard (links) und User 5 (rechts); Farbcodierung wie in Bild 69.....	104
Bild 71: Vergleich der Flächenverhältnisse der Immissionsklassen 55 – 85 dB der Kenngrößen L_{ASmax} (links) und L_{AX} (rechts) für die Abflugprozeduren M-ATA, User 5 und User bezogen auf Standard.....	105
Bild 72: Grundprinzip der Wahl einer geräuscharmen Flugroute (blau) unter Berücksichtigung natürlicher Schalldämpfung in der Atmosphäre.....	106
Bild 73: Synchronisation verschiedener Datensätze von FMG, DFS, LMU-MIM und DWD.....	107
Bild 74: Partieller Korrelationskoeffizient zwischen dem Maximalpegel L_{ASmax} an der Messstation Acherung, den meteorologischen Einflussparametern G_{MIM} , G_{DWD} <i>gnd</i> , G_{DWD} <i>air</i> , (Zeile ‚meteo‘, Spalten ‚MIM‘, ‚DWD gnd‘, ‚DWD air‘) und anderen emissionsrelevanten Flugparametern für Abflüge von B737-300 Flugzeugen von Startbahn 26L (nur Abflüge nach Westen).....	108
Bild 75: Schema der Prozedur zur 2D-Auslegung des lärmreduzierten Anflugverfahrens.....	114
Bild 76: Bahnprofile des lärmreduzierten Segmented Continuous Descent Approach's (SCDA) und des Referenzanfluges Low Drag Low Power (LDLP).....	115
Bild 77: Lage der Messstellen am Flughafen Schwerin-Parchim.....	119
Bild 78: Schematische Darstellung der untersuchten Flugverfahren (oben: Start; unten: Landung).....	120
Bild 79: Prinzipskizze der akustischen Messanlage.....	121
Bild 80: Liste der im Flugzeug aufgezeichneten Flugbetriebsparameter.....	122
Bild 81: Beispiel für einen gemessenen Schallpegelverlauf für einen SCDA-Anflug; Messpunkt 23 (26 km vor Landeschwelle, 1 km seitlich der Anfluggrundlinie).....	123
Bild 82: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{AS,max}$ an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für die vier unterschiedlichen Anflugverfahren. Messung mit den Bodenmikrofonen.....	124
Bild 83: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{AS,max}$ an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für die vier unterschiedlichen Abflugverfahren. Messung mit den Bodenmikrofonen.....	126
Bild 84: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{AS,max}$ an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das LCDA-verfahren. Vergleich der Messungen mit den SIMUL-Rechnungen.....	128
Bild 85: A320 Berechnete und gemessene L_{Amax} Werte.....	131
Bild 86: Konturen (oben) und Konturflächen (unten) für L_{Amax} bei einem 90°-Abflug (A320).....	132

1 Einleitung

Die in den nächsten Jahren zu erwartende weitere Verringerung der Triebwerksgeräusche und die einsetzenden Erfolge bei der Verringerung der Umströmungsgeräusche werden erst langfristig die Lärmsituation an den Flughäfen verbessern, weil die Verbesserung nur bei neuen Flugzeugmustern wirksam wird und die heute eingesetzten Flugzeuge zum Teil noch Jahrzehnte in Betrieb bleiben werden. Eine kurz- bis mittelfristig erzielbare Lärminderung ist dagegen erreichbar durch leisere An- und Abflugverfahren, wenn diese auch mit den heutigen Flugzeugen geflogen werden können.

Die Flugverfahren wurden auch in der Vergangenheit im Hinblick auf eine Verringerung der Lärmimmission optimiert, allerdings zu einer Zeit als die Schallleistung der Triebwerke noch mehrfach höher war als heute. Selbst bei der Landung spielten damals die Umströmungsgeräusche im Vergleich zu den lauten Triebwerksgeräuschen eine untergeordnete Rolle. Diese Situation hat sich geändert. Während die Triebwerke in den letzten drei Jahrzehnten erheblich leiser geworden sind, haben die Umströmungsgeräusche möglicherweise sogar zugenommen, da die Hochauftriebshilfen technisch immer komplizierter wurden und die Landegeschwindigkeiten sich erhöht haben. Vor diesem Hintergrund ist eine erneute Optimierung der Start- und insbesondere der Landeverfahren im Hinblick auf die Lärmbelastung in der Umgebung von Flughäfen dringend erforderlich.

Ziel des vorliegenden Forschungsprojekts ist die Entwicklung und Überprüfung von An- und Abflugverfahren, die im Vergleich mit den derzeit an deutschen Flughäfen geflogenen Standardverfahren eine geringere Geräuschbelastung in der Umgebung von Verkehrsflughäfen bewirken sollen. Das Verbundprojekt *LAnAb* wurde im Forschungsverbund *Leiser Verkehr* konzipiert und vom Bundesministerium für Bildung und Forschung BMBF bzw. dem Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie gefördert.

Eine rein experimentelle Erprobung neuer Start- und Landeverfahren verbietet sich wegen der Vielzahl der zu behandelnden Varianten aus Kosten- und Zeitgründen und auch weil die Reproduzierbarkeit der Versuchsbedingungen bei den Flugversuchen wegen der wetterbedingten Änderungen nicht in ausreichendem Maße gesichert erscheint. Aus diesem Grund sollen in dem Projekt unterschiedliche Flugverfahren auf der Basis von Simulationsprogrammen untersucht und bewertet werden, um leisere Verfahren zu finden.

Die Verfügbarkeit eines zuverlässigen, validierten Simulationstools ist also unabdingbare Voraussetzung für diese Vorgehensweise. Dazu gehört die genaue Kenntnis der Geräuschemission der einzelnen Schallquellen des Flugzeuges, also des Einflusses von Flugeschwindigkeit, Flugzeugmasse, Triebwerksleistung, Klappenstellung und Fahrwerkposition auf die Schallemission als Funktion des Emissionswinkels in und quer zur Flugrichtung. Außerdem müssen die Einflüsse von Wind- und Temperaturprofilen auf die Schallausbreitung bekannt sein. Die heute üblichen Quell- und Ausbreitungsmodelle erfüllen diesen Anspruch bei weitem nicht.

Das Projekt wurde im Dezember 2002 begonnen und im März 2007 abgeschlossen. Die an der Durchführung des Projektes beteiligten Partner und Unterauftragnehmer sind auf den Seiten (ii) bis (iii) aufgelistet. Die Projektkoordination lag beim DLR.

Die Erarbeitung eines verbesserten Simulationstools, seine Anwendung zur Untersuchung geeigneter Lärm reduzierender Flugverfahren und die daran anschließende Verifizierung durch Flugversuche sind die wesentlichen Elemente des vorliegenden Forschungsvorhabens, das in die in Kapitel 3 beschriebenen fünf Programmpakete untergliedert ist.

2 Stand der Wissenschaft

Fluglärmrechnungsverfahren werden im Wesentlichen für zwei Anwendungsfälle benötigt:

1. Als Planungswerkzeug für Zwecke der Lärmschutzgesetzgebung oder Flughafen- und Bebauungsplanung, wo die längerfristigen durchschnittlichen Lärmbelastungen auf der Basis von Mittelungspegeln als Bewertungskriterium herangezogen werden. Solche Verfahren basieren auf vereinfachten Modellen zur Schallabstrahlung und -ausbreitung und stellen dementsprechend vergleichsweise geringe Anforderungen an die Datengrundlagen und an die Rechenleistung.
2. Als Simulationswerkzeug für den Einsatz im wissenschaftlichen Bereich, beispielsweise zur Untersuchung der Geräuschemission bei einzelnen Flügen wie sie für die Entwicklung von akustisch optimierten Flugverfahren – wie im Projekt *LAnAb* – erforderlich sind. Grundprinzip eines Simulationsverfahrens zur Fluglärmrechnung ist die Zerlegung der Flugbahn in einzelne Punkte. Jeder Punkt der so diskretisierten Flugbahn stellt einen Emissionsort dar, von dem ausgehend eine Ausbreitungsrechnung zum jeweiligen Immissionsort erfolgt. Unter Berücksichtigung der physikalischen Gesetze der Schallausbreitung ergibt sich dort ein zeitlicher Schallpegelverlauf, der im Idealfall einem gemessenen Verlauf entspricht.

Vor Beginn des Verbundprojekts *LAnAb* wurde beim DLR im Rahmen des internen HGF-DLR-Projekts *Leiser Flugverkehr* die Entwicklung eines Rechenverfahrens zur Bestimmung der Fluglärmimmission in der Umgebung von Verkehrsflughäfen betrieben, das wie oben unter Punkt 1 beschrieben für umfangreiche Flugbetriebsszenarien (viele Flugzeugmuster, komplexe Flugstreckengeometrien, An- und Abflüge, charakteristische Wetterbedingungen etc.) anwendbar sein sollte. Die exakte Beschreibung von Einzelflügen war hier nur von sekundärer Bedeutung.

Weiter wurden im Rahmen des DLR-internen Projekts am Institut für Flugsystemtechnik (DLR-FT) lärmärmere Ab- und Anflugverfahren untersucht, wobei zur Berechnung der am Boden auftretenden Geräusche das „Integrated Noise Model“ (INM) eingesetzt wurde. Bei diesem Berechnungsverfahren wird nicht zwischen den Zellen- und Triebwerksgeräuschquellen unterschieden, deswegen sind die auf dieser Basis bestimmten Verbesserungen von Ab- und Anflugverfahren wenig belastbar.

Die Arbeiten im DLR konzentrierten sich überdies auf das Vertikalprofil des Ab- und Anflugweges. Bahnoptimierungen in weiterer Umgebung des Flughafens wurden nicht untersucht, da diese sehr von der jeweiligen Situation des betreffenden Flughafens abhängen, obwohl sich hier ein zusätzliches Lärminderungspotenzial bietet.

In den Niederlanden lief über einige Jahre ein Kooperationsprogramm zwischen dem NLR, dem Flughafen Schiphol und der holländischen Flugsicherung zur Untersuchung von neuen Anflugverfahren mit dem Ziel, die Fluglärmprobleme in der Umgebung Schiphols zu lösen.

In der Europäischen Union hatte das Projekt SOURDINE (Study of Optimisation procedURes for Decreasing the Impact of NoisE around airports; Laufzeit 12/1998-12/1999) geräuschkindernde Ab- und Anflugverfahren zum Inhalt. In der Studie SOURDINE 1 sollte anhand von Vorschlägen für verbesserte An- und Abflugverfahren für bestimmte Flugplätze (Schiphol, Madrid und Neapel) nachgewiesen werden, dass sich der Aufwand lohnt und eine weitere Förderung durch die EU gerechtfertigt ist. Das Resultat war ein Nachfolgeprojekt SOURDINE 2 (Laufzeit 11/2001-11/2004), in dem schwerpunktmäßig betriebliche Aspekte neuer Verfahren betrachtet wurden. Dabei ging es um Fragen einer europäischen Standardisierung, Implementierung an Flughäfen, Hilfen für die Flugsicherung, damit die Sicherheit gewährleistet bleibt, und finanzielle Aspekte, die mit der Einführung neuer Verfahren verbunden sind. An dem Projekt SOURDINE waren keine deutschen Partner beteiligt.

In SOURDINE ging es jedoch nicht um die Optimierung neuer An- und Abflugverfahren unter

Lärmgesichtspunkten.

Rechenverfahren, die einzelne Teilschallquellen modellieren können, werden z.B. von den Flugzeugherstellern für interne Zwecke benutzt (beispielsweise das Noise Load Calculation Program, NLCP, von EADS-Airbus Frankreich), aber für Forschungszwecke nicht frei zur Verfügung gestellt. Dies führte letztendlich zu der Notwendigkeit, eigene Rechenmodelle auf Teilschallquellenbasis für wissenschaftliche Zwecke zu entwickeln. Als Grundlage dafür dient das DLR-Modell SIMUL, das im Zuge des Projekts *LAnAb* durch physikalisch fundierte Modellierungen der Triebwerks- und Umströmungsgeräusche für die spezifischen Anforderungen der Untersuchung lärmarmen An- und Abflugverfahren ertüchtigt und durch Geräuschmessungen bei Flugversuchen validiert werden sollte.

Im selben Jahr wie *LAnAb* wurde das EU-Projekt AWIATOR ("Aircraft Wing with Advanced Technology Operation", Laufzeit 2002-2007) gestartet, in dem schwerpunktmäßig innovative Flügeltechnologien zur Steigerung der Flugleistungen und Verminderung der Wirbelschleppen entwickelt wurden. Verbesserungen der Flugleistungen sind auch für die Durchführung lärmarmen Flugverfahren von Bedeutung, deswegen wurden verschiedene neuartige Flügelkomponenten sowohl hinsichtlich ihrer aerodynamischen Leistungsfähigkeit als auch der damit verbundenen Umströmungsgeräusche untersucht.

Zur Simulation der Wirkung verbesserter Flugleistungen bezüglich der Optimierung lärmarmen An- und Abflugverfahren wurden zunächst verschiedene, in den EU-Projekten SOURDINE 1 und 2 als aussichtsreich befundene CDA-Verfahren als Referenz ausgewählt. Zur Optimierung dieser CDA-Verfahren bei Anwendung von AWIATOR Flügelementen wurden die jeweiligen Softwarepakete der Flugleistungsprogramme bei Airbus und die des Flugsimulators im Zentrum für Flugsimulation in Berlin (ZFB) an die neuen aerodynamischen Leistungskennwerte adaptiert. Weiterhin wurden die akustischen Messdaten aus den Windkanal- und Flugversuchen benutzt um die Geräuschdatenbasen für die Simulation von Pegelkonturen anzupassen.

Die – nach Abschluss des *LAnAb*-Projekts vorgelegten – Ergebnisse dieser Simulationen zeigen Geräuschpegelminderungen in bestimmten Gebieten unter der Flugbahn als Folge der aerodynamischen Verbesserungen. Eine systematische Variation von Flugprofilen wurde nicht durchgeführt.

15 Monate nach Beginn von *LAnAb* wurde das EU-Projekt OPTIMAL gestartet, das noch bis Anfang 2008 läuft und die Definition und Validierung neuer Anflugverfahren zum Inhalt hat mit den Schwerpunkten

- improving airport accessibility,
- increasing global (aircraft and rotorcraft) capacity,
- minimising environmental impact,
- increasing, or at least maintaining, existing safety levels.

Auch in den USA gibt es Anstrengungen "Noise Abatement Procedures" (NAPs) zu definieren, allerdings sind diese Arbeiten nicht so systematisch angelegt wie *LAnAb*, sondern konzentrieren sich auf einzelne Flughäfen. Wesentliche Arbeiten werden hier am Massachusetts Institute of Technology (MIT) in Boston, USA, geleistet. Am 17. bis 20. August 2004 fand auf Einladung der Deutschen Lufthansa ein trilateraler Erfahrungsaustausch zum Thema akustisch optimierter Flugverfahren statt, an dem Wissenschaftler des MIT sowie Mitarbeiter von DLH und DLR beteiligt waren, letztere als Partner im Projekt *LAnAb*.

3 Programmübersicht

3.1 Programmpaket 1610: Modellierung der Schallquellen an Verkehrsflugzeugen

Bild 1 zeigt die wichtigsten Schallquellen an einem Verkehrsflugzeug am Beispiel des Airbus A319. Alle wichtigen Quellen müssen für die Zwecke der Simulation durch geeignete empirische Beziehungen in Abhängigkeit von den Flug- und Betriebsparametern des Flugzeugs beschrieben werden. Es standen dafür vorhandene Messungen an Fahrwerken und Hochauftriebssystemen in Windkanälen sowie am Gesamtflugzeug bei Überflugmessungen mit Hilfe von Mikrofonarrays (akustischen Kameras) zur Verfügung, die für den vorliegenden Zweck ausgewertet werden mussten. Weitere wichtige Daten konnten aber nur mit neuen Flugtests gewonnen werden. Dazu gehörten Überflüge zur Gewinnung von Validierungsdaten mit Einzelmikrofonen und einem Mikrofonarray. Diese Messungen wurden mit einem Lufthansa Airbus A319 am Flughafen Schwerin-Parchim (Mecklenburg-Vorpommern) durchgeführt, wobei Überflüge mit unterschiedlichen Einstellungen der Triebwerke, Klappen und Fahrwerke akustisch vermessen wurden, um die verschiedenen Geräuschquellen besser separieren zu können. Aus Kostengründen wurden diese Flugtests auf nur einen Flugzeugtyp (A319) beschränkt. Insgesamt konzentrierten sich die Arbeiten zur Schallquellenmodellierung auf die Airbus-Flugzeuge A319/320 und A340, also auf einen zweistrahligen und einen vierstrahligen Typ.

A319 und A320 sind zahlenmäßig stark verbreitet, starten und landen wegen der oft kurzen Flugstrecken relativ häufig und beeinflussen damit die Lärmpegel an deutschen Flughäfen erheblich. Da sich die Hochauftriebssysteme moderner Verkehrsflugzeuge sehr ähneln, ist zu erwarten, dass die Ergebnisse über Skalierungsregeln auch auf andere Geometrien übertragen werden können.



Bild 1: Schallquellen an einem Verkehrsflugzeug.

Das Programmpaket 1610 umfasst die folgenden Einzelaufgaben (EA):

Programmpaket 1610: Modellierung der Schallquellen an Verkehrsflugzeugen

Federführer: Dr. U. Michel, DLR-AT-TA

EA 1611: Auswertung vorhandener Windkanal-Messdaten

Leitung: Dr. W. Dobrzynski, DLR-AS-TA

EA 1612: Auswertung vorhandener Überflugmessungen

Leitung: Dr. U. Michel, DLR-AT-TA,

weitere Beteiligte: EADS CRC.

EA 1613: Durchführung einer Messkampagne mit Überflügen zur Gewinnung von Validierungsdaten mit Einzelmikrofonen

Leitung: Dr. W. Dobrzynski, DLR-AS-TA,
weitere Beteiligte: DLH, FPM, UH-IMK, DLR-PA, DLR-AS-TS.

EA 1614: Überflugmessungen mit einem Mikrofonarray

Leitung: Dr. U. Michel, DLR-AT-TA
weitere Beteiligte: DLH, EADS-CRC.

EA 1615: Bereitstellung von Flugleistungsdaten, Generierung flugbetrieblicher Daten

Leitung: Dr. G. Saueressig, DLH.

3.2 Programmpaket 1620: Entwicklung eines Berechnungsverfahrens für die Lärmkonturen beim An- und Abflug von Verkehrsflugzeugen

Beim derzeitigen technischen Stand der Rechner-technik ist die Anwendung einer Simulationstechnik zur Fluglärm-berechnung problemlos durchführbar. Dazu wird die Flugbahn eines Flugzeuges in diskrete Einzelpunkte zerlegt, an denen Fluggeschwindigkeit, Triebwerksleistung und im Landeanflug Klappen- und Fahrwerkspositionen (also implizit die Schallabstrahlungseigenschaften) des Flugzeugs bekannt sein müssen. Unter Berücksichtigung der Schallausbreitungsgesetze und der Geometrie zwischen Flugzeug und Immissionsort kann dann an letzterem ein zeitlicher Schallpegelverlauf ermittelt werden, der im Idealfall einem gemessenen Verlauf entspricht.

Die derzeit in der Praxis benutzten Fluglärm-berechnungsverfahren sind für Prognosezwecke in komplexen Flugbetriebsszenarien mit vielen verschiedenen Flugzeugmustern ausgelegt und greifen deshalb auf vereinfachte Schallquellen- und Schallausbreitungsmodelle zurück. Die Entwicklung neuer Flugprozeduren mit geringerer Lärmimmission erfordert aber den Einsatz verbesserter Modelle für sowohl die Geräuschemission als auch für die Schallausbreitung von der Quelle zum Boden und stellt hohe Genauigkeitsanforderungen an die Datengrundlagen.

Den Ausgangspunkt des im Rahmen des vorliegenden Projekts zu entwickelnden Simulationsmodells bildet das Rechenmodell SIMUL aus dem DLR-Projekt *Leiser Flugverkehr* [1]. Generell basiert das Programm auf einer Teilschallquellenzerlegung, die die Abstrahlcharakteristik des Flugzeugs und deren Geschwindigkeitsabhängigkeit sowie die spektrale Verteilung der Schallenergie für verschiedene Geräuschmechanismen (Strahl-lärm, Fanlärm, Zellenlärm) berücksichtigt [2]. Es ist so konzipiert, dass die Ergebnisse aus dem Programmpaket 1610 "Schallquellenmodellierung" integriert werden können. Darüber hinaus werden moderne Ausbreitungsmodelle implementiert, die vom DLR in dem internen Projekt *Leiser Flugverkehr* erarbeitet wurden.

Ein derartiges Prognosemodell ermöglicht es, die Wirkung beliebiger – auch noch technisch in der Entwicklung befindlicher – lärm-mindernder Ab- und insbesondere Anflugverfahren (Berücksichtigung von Umströmungslärm) in adäquater Weise zu untersuchen. Das aus dem Programmpaket resultierende Rechenprogramm wird den spezifischen Anforderungen zur Untersuchung lärm- armer Anflugverfahren angepasst und für die Aktivitäten im Programmpaket 1630 zur Verfügung gestellt.

Programmpaket 1620: Entwicklung eines Berechnungsverfahrens für die Lärmkonturen beim An- und Abflug von Verkehrsflugzeugen

Federführer: Dr. U. Isermann, DLR-AS-TS

EA 1621: Parametrisierung der Schallquellen aus PP 1610

Leitung: G. Müller, F. Hoffmann, EADS-CRC.

EA 1622: Ermittlung der physikalischen Quellparameter mit komplexen analytischen und semi-empirischen Modellen für Umströmungslärm

Leitung: G. Müller, F. Hoffmann, EADS-CRC.

EA 1623: Anpassung und Reduktion auf praxisnahe Modelle

Leitung: G. Müller, F. Hoffmann, EADS-CRC.

EA 1624: Erweiterung des Rechenmodells

Leitung: Dr. U. Isermann, DLR-AS-TS.

EA 1625: Integration von Ausbreitungsmodellen und Definition der Schnittstellen zu Flugleistungsdaten

Leitung: Dr. U. Isermann, DLR-AS-TS.

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

Leitung: Dr. U. Isermann, DLR-AS-TS.

EA 1627: Validierung und Bereitstellung eines "Black-Box"-Programms für PP 1630

Leitung: Dr. U. Isermann, DLR-AS-TS.

3.3 Programmpaket 1630: Abschätzung des Lärminderungspotenzials und der Fliegbarkeit von An- und Abflugverfahren

Eine schematische Darstellung unterschiedlicher An- und Abflugprofile in der vertikalen Ebene ist in Bild 2 gegeben. In dem vorliegenden Vorhaben werden aber auch horizontale Variationen der An- und Abflugverfahren untersucht. Dabei geht es um die Frage, ob es für die heute üblichen Landeverfahren leisere Alternativen gibt, beispielsweise durch Flug mit der minimal möglichen Triebwerksleistung über weite Strecken des Anfluges, Ausfahren des Fahrwerkes so spät wie möglich, Fliegen mit niedrigstmöglicher Fluggeschwindigkeit, weil hierdurch der Umströmungslärm minimiert wird, Fliegen mit möglichst großer Flughöhe, Nutzung der Flächennavigation zur Durchführung von 4D-Anflügen (die 4. Dimension ist die Zeit). Auch beim Abflug können verschiedene Parameter geändert werden, so kann auch untersucht werden, ob für bestimmte Flughäfen eine Führung von Abflugrouten entlang Autobahnen ("Lärmbündelung") und/oder unter Berücksichtigung der meteorologischen Bedingungen sinnvoll ist.

Bei Veränderungen der An- und Abflugprozeduren zur Reduzierung der Lärmimmission müssen selbstverständlich gleichzeitig die sicherheitsrelevanten Aspekte berücksichtigt werden, die sich aus der möglicherweise erhöhten Arbeitsbelastung der Piloten ergeben. Dazu wurden flugmedizinische Untersuchungen bei unterschiedlichen Flugverfahren durchgeführt. Unter dem Aspekt "Sicherheit geht vor Lärm" kann dieser Punkt entscheidend sein für die Akzeptanz und Realisierbarkeit veränderter An- und Abflugverfahren.

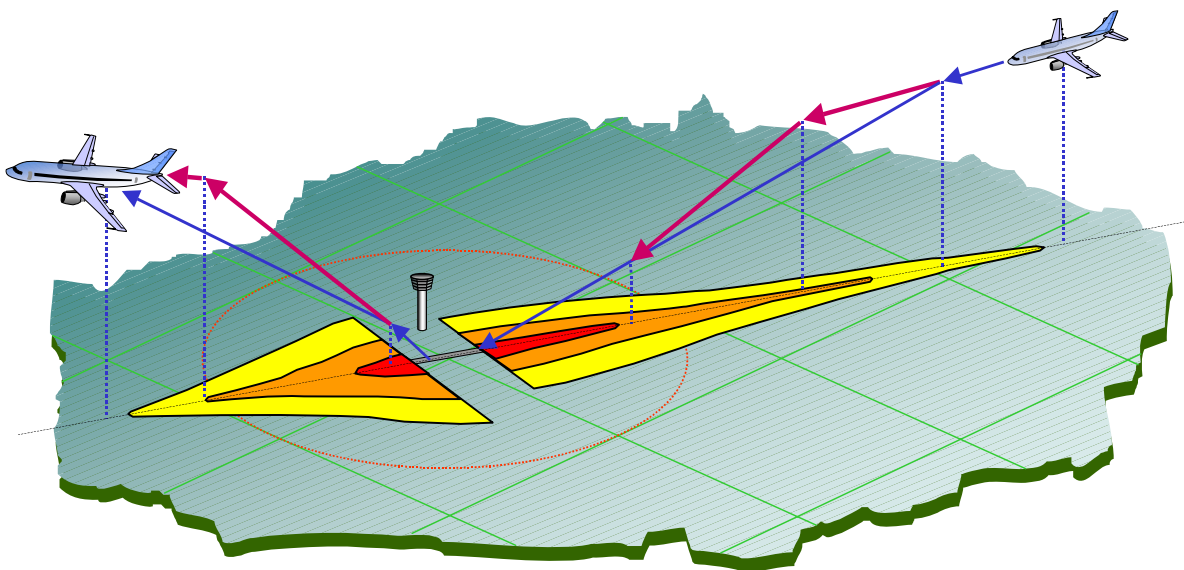


Bild 2: Schematische Darstellung unterschiedlicher vertikaler An- und Abflugprofile.

Programmpaket 1630: Abschätzung des Lärminderungspotenzials und der Fliegbarkeit von An- und Abflugverfahren

Federführer: Dr. R. König, DLR-FT

EA 1631: Lärminderungspotenzial und Fliegbarkeit von steilen Anflügen

Leitung: Dr. R. König , DLR-FT.

EA 1632: Lärminderungspotenzial und Vermeidung von Kapazitätseinbußen bei „Continuous Descend Approach“-Verfahren

Leitung: A. Kuenz, DLR-FL,

weitere Beteiligte: TUB-ZFB.

EA 1633: Lärmminimale Abflugbahn unter Berücksichtigung des Einflusses der mittleren Windrichtung auf die Schallausbreitung

Leitung: Dipl.-Ing. Th. Feuerle, TUBr-IFF,

weitere Beteiligte: Simulopt, TMS-Bn.

EA 1634: Lärminderungspotenzial durch Bündelung von Flugrouten mit Autobahnen

Leitung: Dr. U. Isermann, DLR-AS-TS,

weitere Beteiligte: ak-data, BEH.

EA 1635: Lärmarme Abflugverfahren

Leitung: Dr. R. König , DLR-FT,

weitere Beteiligte: DLH, DLR-AS-TS, EADS-CRC.

EA 1636: Abschätzung des Lärminderungspotenzials wetterabhängiger Flugrouten

Leitung: Dr. D. Heimann, DLR-PA,

weitere Beteiligte: FMG, MIM.

EA 1637: Untersuchung der Fliegbarkeit von lärmoptimierten Ab- und Anflugverfahren durch den Piloten

Leitung: Dr. A. Samel, DLR-ME,

weitere Beteiligte: DLR-FT, DLH, TUB-ILR, TUB-ZFB.

3.4 Programmpaket 1640: Durchführung einer Messkampagne zur Verifizierung des prognostizierten Lärminderungspotenzials lärmarmer Start- und Landeverfahren

Die Simulationsergebnisse müssen durch Flugtests mit einem Verkehrsflugzeug, ebenfalls auf dem Flughafen Schwerin-Parchim, mit genau vermessenen Starts und Landungen validiert werden. Dies war mit den im Rahmen der Entwicklung der Quell- und Ausbreitungsmodelle durchgeführten Flugtests (PP 1610) nicht möglich, bei denen Überflüge mit unterschiedlichen Triebwerks-, Klappen- und Fahrwerkskonfigurationen bei konstanter Flughöhe über dem Messpunkt durchgeführt wurden. Überdies lagen auch zum Zeitpunkt der ersten Messkampagne die Ergebnisse des Programmpakets 1630 noch nicht vor.

Zur Vorbereitung speziell der Landeverfahren wurden diese kurz vor der Messkampagne in einem Flugsimulator erprobt. Die Messflüge mit dem Airbus A319 fanden am 3. und 4. Oktober 2006 auf dem Flughafen Schwerin-Parchim statt. Im An- und Abflugbereich wurden die jeweiligen Schallimmissionen auch in den erforderlichen großen Abständen (bis zu ca. 25 km) vom Flughafen mit Hilfe einer großen Anzahl von Einzelmikrofonen gemessen. Für diese Art der großräumigen Lärmerfassung ist der Flughafen Schwerin-Parchim auf Grund seiner geographischen Lage in besonderer Weise geeignet (niedriger Hintergrundgeräuschpegel und nahezu ungestörte Mikrofonpositionierung auf Grund geringer Besiedlungsdichte auch in der weiteren Umgebung).

Programmpaket 1640: Durchführung einer Messkampagne zur Verifizierung des prognostizierten Lärminderungspotenzials lärmarmer Start- und Landeverfahren
Federführer: Dr. W. Dobrzynski, DLR-AS-TA

EA 1641: Bereitstellung und Betrieb des Flugzeuges
Leitung: Dr. W. Dobrzynski, DLR-AS-TA,
weitere Beteiligte: DLH.

EA 1642: Durchführung der Überflugmesskampagne und Datenanalyse
Leitung: Dr. W. Dobrzynski, DLR-AS-TA,
weitere Beteiligte: DLR-AT-TA, DLR-PA, FPM, UH-IMK.

EA 1643: Bewertung der Messergebnisse
Leitung: Dr. W. Dobrzynski, DLR-AS-TA,
weitere Beteiligte: DLR-AS-TS.

3.5 Programmpaket 1650: Übertragung von Teilergebnissen der Programmpakete 1620 und 1640 in das Programm NIROS der Deutschen Flugsicherung

Das Programm NIROS dient der praktischen Umsetzung von wissenschaftlichen Verfahren zur Fluglärmsimulation und -minimierung bei der Planung von Abflugrouten. Kern des Programms ist die Bewertung von Fluglärmeeinflüssen anhand einer Gewichtung des beim Abflug entstehenden Lärmpegels mit der örtlichen Bevölkerungsverteilung.

Ziel des Programmpaketes 5 ist es, die im Gesamtvorhaben erarbeiteten Erkenntnisse zur Schallemission am Flugzeug, zur Schallausbreitung in der Atmosphäre und zur Schallimmission am Boden in die entsprechenden NIROS Softwaremodule zu integrieren bzw. die vorhandenen durch die neu entwickelten Verfahren zu ersetzen. Damit soll sichergestellt werden, dass diese Verfahren auch in der Praxis der Routenplanung der Deutschen Flugsicherung Anwendung finden und damit genauere und zuverlässigere Grundlagen genutzt werden.

Programmpaket 1650: Übertragung von Teilergebnissen der Programmpakete 1620/1640 in das Programm NIROS der Deutschen Flugsicherung
Federführer: Frau G. Zaki, DFS

EA 1651: Implementierung des Berechnungsverfahrens für Lärmkonturen in das DFS-Programm NIROS:
Leitung: Dr. Isermann, DLR-AS-TS

EA 1652: Implementierung von Schallausbreitungsmodellen in das DFS-Programm NIROS):
Leitung: Dr. D. Heimann, DLR-PA

EA 1653 Überarbeitung und Erweiterung DFS-Programm NIROS durch Arbeitsergebnisse der Einzelaufgaben 1651 und 1652:
Leitung: Frau G. Zaki, DFS

4 Ergebnisse des Programmpakets 1610 „Modellierung der Schallquellen an Verkehrsflugzeugen“

4.1 Einzelaufgaben 1613, 1614 und 1615: Bereitstellung des Flugzeuges und Durchführung einer Messkampagne mit Überflügen zur Gewinnung von Validierungsdaten mit Einzelmikrofonen und Mikrofonarray / Bereitstellung der Flugleistungsdaten (DLH [3])

4.1.1 Überflugmessungen und Flugzeug

Wie schon in Abschnitt 3.1 erwähnt sind für die Gewinnung neuer Daten zur Quellmodellierung Überflugmessungen mit einem Airbus A319/320 erforderlich. Ein solches Flugzeug wurde von der Deutschen Lufthansa als Partner des Verbundprojekts *LAnAb* bereitgestellt.

Die Überflugmessungen wurden im Juni 2004 von den Partnern DLH, DLR-AS-TA, DLR-AT-TA, FPM und UH-IMK gemeinsam geplant und durchgeführt. Unteraufträge wurden an Lufthansa Technik AG (LHT) zur Datenaufzeichnung und Bereitstellung der Flugleistungsdaten sowie an Lufthansa Flight Training (LFT) zum Training und zur Vorbereitung der geforderten Flugprozeduren erteilt.

Mehr als 120 Überflüge wurden mit dem Lufthansa A319 durchgeführt und von DLR-AS-TA und DLR-AT-TA mit Einzelmikrofonen [5] bzw. einem Mikrofonarray [14] akustisch vermessen. Dabei wurden 40 verschiedene Flugzeugkonfigurationen untersucht, (siehe Tabelle A1 des Einzelberichts [3]). Alle Überflüge fanden im Rahmen der Zulassung des Flugzeugs und unter Einhaltung aller Sicherheitsvorschriften statt. Die über der Messstelle angestrebte Flughöhe lag bei 600 ft. Die Mehrzahl der Überflüge waren Anflüge mit Leerlaufschubsetzung (idle descent), die mit jeweils unterschiedlichen Kombinationen aus Klappen- und Fahrwerksetzungen sowie mit verschiedenen Geschwindigkeiten über der Messstelle durchgeführt wurden. Durch die systematische Variation dieser Parameter erreicht man, dass einzelne Schallquellen im Vergleich zu anderen „herauspräpariert“ werden und ihre Geschwindigkeitsabhängigkeit bestimmt werden kann. So gelingt es, Quellstärken und Richtcharakteristiken sowie die Relationen einzelner Quellen zueinander zu ermitteln.

Ergänzend konnten die Projektpartner in *LAnAb* auch auf Daten von A319-Überflugmessungen zurückgreifen, die DLR und Lufthansa in einem bilateralen Projekt „Leises Flugzeug“ [4] in 2001 gemessen hatten.

Um bestmögliche Anknüpfung an diese Messdaten zu garantieren, sollten die Überflüge mit demselben Flugzeug wie 2001 durchgeführt werden. Tatsächlich gelang es der Lufthansa Flugzeugeinsatzplanung im Zuge des gesamten etwa dreimonatigen Einsatzplanungsprozesses, dieses Flugzeug dem Projekt *LAnAb* zuzuordnen, so dass der Airbus A319 D-AILW ab dem 2.6.2004 bis zum 8.6.2004 freigestellt werden konnte und dem Projekt zur Verfügung stand.

Auch bei der zweiten *LAnAb*-Überflugmesskampagne, die Anfang Oktober 2006 im Rahmen des Programmpakets 1640 zur experimentellen Validierung akustisch optimierter Flugverfahren durchgeführt wurde, konnte dasselbe Flugzeug durch entsprechende Vorausplanung bereitgestellt werden.

4.1.2 Messprogramm und Vorbereitungen

Das Messprogramm wurde in Zusammenarbeit der wissenschaftlichen Seite (DLR) und des Lufthansa Flugbetriebs vertreten durch den Flottenchef der Lufthansa Airbus-A320-Flotte und weiterer erfahrener Flugkapitäne beraten und festgelegt. Drei Checkkapitäne kamen je Messtag zum Einsatz, vier Kapitäne waren an den Messflügen beteiligt und insgesamt sechs haben sich auf das Programm vorbereitet, da je nach Festlegung der Messtage eine andere Crew gemäß der Einsatzplanung im regulären Flugbetrieb zum Einsatz gekommen wäre.

Im Vorfeld wurde das Programm von den beteiligten Piloten im A319-„full flight-simulator“ der LFT trainiert, weil keine Standardprozeduren sondern speziell auf das Messprogramm ausgerichtet Flugprofile geflogen wurden. Insbesondere die Anflüge mit Leerlaufschubsetzung stellten ein besondere fliegerische Herausforderung dar, denn es galt, die richtige Geschwindigkeit und den Ort für den Beginn des Sinkflugs zur Messstelle im Simulator „zu erfliegen“, denn beides variiert stark in Abhängigkeit von der unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen und der geforderten Geschwindigkeiten über der Messstelle. Obwohl die tatsächlichen Windbedingungen im Vorfeld nur schwer genau zu berücksichtigen waren, gelang es den Piloten, die gewünschten Überflüge mit hoher Genauigkeit der angestrebten Flugparameter und –wege zu fliegen und so eine möglichst hohe Messdatenqualität zu erreichen.

Die Überflugmessungen fanden am Baltic Airport Schwerin-Parchim statt, mit dem das Messprogramm und seine Dauer abgestimmt und koordiniert werden musste, so dass paralleler Flugbetrieb am Flughafen keine Störung der akustischen Messungen verursachte.

4.1.3 Flugleistungsdaten

Die Aufzeichnung der Flugleistungsdaten erfolgte mit dem Smart Access Recorder (SAR) - einer integrierten Aufzeichnungsfunktion innerhalb der „data management unit“ (DMU) - für den ein entsprechendes Aufzeichnungsprogramm eingesetzt und getestet wurde. Für jeden Flug wurden die im Einzelbericht [3] gelisteten Parameter für die Zeit während des Überfluges aufgezeichnet. Da die Menge der aufzuzeichnenden Daten deutlich größer war als bei üblicher Anwendung im Flugbetrieb, mussten aufgrund der geringen Speicherkapazität des Rekorders spezielle Vorkehrungen beim Komprimieren und Speichern der Daten getroffen werden. Darüber hinaus wurden die Daten während der Flüge regelmäßig gesichert. Die Arbeiten wurden von der Abteilung Aircraft System Engineering der LHT vorbereitet und durchgeführt. Die Daten wurden nach Beendigung der Flüge ausgelesen, aufbereitet und dem Projektpartner DLR zur Verfügung gestellt.

Im Zuge der Datenauswertung durch den Partner DLR wurde ein bis zu diesem Zeitpunkt unbekanntes Problem mit der Qualität der Flugbahndaten, die vom SAR-Rekorder aufgezeichnet wurden, festgestellt. Die Ursache hierfür konnte seitens LHT ermittelt werden. Lösungswege, um die gewünschte Qualität wieder herzustellen, sind gemeinsam mit dem DLR erarbeitet worden und in die Planung der Messflüge im Programmpaket 1640 im Jahr 2006 eingeflossen.

4.1.4 Planung der Messtage - Wetterprognosen

Das Flugzeug wurde planmäßig für insgesamt 8 Tage in Frankfurt vorgehalten. Ob an einem Tag gemessen werden konnte, wurde anhand von Wetterprognosen der Universität Hannover entschieden. Die wichtigsten Kriterien waren dabei die Regenwahrscheinlichkeit, die Windgeschwindigkeiten (parallel und senkrecht zur Start- und Landebahn) und die voraussichtliche Stabilität des Wetters. Diese Kriterien ergeben sich aus den Anforderungen der Messsysteme (kein Regen) und den Anforderungen an die Datenqualität (kein Querwind über 5 kt und kein Parallelwind über 10 kt).

Zusätzlich lieferte die Universität Hannover schon ab dem 27.5.2004 Langfristprognosen für sechs Tage im Voraus. Die 6-Tage-Prognose vom 1.6.2004 zeigte beispielsweise, dass die Messbedingungen im Zeitraum 4. bis 7.6.2004 nicht ausreichend waren. Tatsächlich waren die Bedingungen erst am 8.6.2004 wieder so, dass Überflugmessungen durchgeführt werden konnten.

Die Entscheidung an einem bestimmten Tage zu messen, wurde also frühestens am Vortag getroffen. Danach wurden seitens Lufthansa die folgenden Dinge in die Wege geleitet, die mit den entsprechenden Bereichen im Vorfeld abgesprochen wurden:

- Endgültige Freistellung des Flugzeugs durch die Flugzeugeinsatzsteuerung und Angabe der geplanten Flug-Cycles,

- Anmeldung der Flüge nach Schwerin-Parchim (Hin- und Rückflug) und Vergabe der Flugnummern bei der Lufthansa-Verkehrszentrale,
- Erstellen der Flugtickets und Bordkarten für mitreisendes Personal (Trainingsabteilung Lufthansa Passage)
- Organisation Gate und Bus zum Flugzeug für mitreisendes Personal (Lufthansa Station Frankfurt),
- Bestellung Catering zu den angemeldeten Flügen (LSG Frankfurt),
- Bestellung von Ballast für das Flugzeug (Fraport),
- Anmeldung der Flüge beim Flughafen Schwerin-Parchim; Abklärung Tankbedarf,
- zusammen mit der Lufthansa Konzernsicherheitsabteilung: Vorbereitung für mögliche Absicherung (Versiegelung) des Flugzeugs bei Übernachtung am Flughafen Schwerin-Parchim.

4.1.5 Verknüpfung und Zusammenarbeit mit anderen Projekten

Bei allen Überflügen wurde ein im LuFo IV Verbundprojekt FREQUENZ von DLR, LHT und Lufthansa entwickeltes Bauteil (Wirbelgeneratoren) verwendet, das zwei für die A320-Familie charakteristische Töne eliminierte, die durch Überströmen der Hohlräume vor den Tank-Überdruckventilen auf der Flügelunterseite entstehen. Wenige Flüge am Ende des Messprogramms wurden ohne die Wirbelgeneratoren durchgeführt, um auch die Referenzdaten mit den Tönen zu Vergleichszwecken zu erhalten. Die Beseitigung dieser Töne während der Messflüge erhöhte die Datenqualität bzgl. anderer zu untersuchender Schallquellen, weil weniger Störungen vorhanden waren. Gleichzeitig erzielt man damit auch den Vorteil, dass die für die A320-Familie gültigen Messergebnisse besser auf andere 2-motorige Flugzeuge skaliert werden können. Die Arbeiten der beiden Verbundprojekte *LAnAb* und *FREQUENZ* konnten so zum jeweiligen Vorteil zusammengeführt und sinnvoll verknüpft werden.

4.2 Modellierung von Umströmungslärm – Ergebnisse EA 1611 „Auswertung vorhandener Windkanal-Messdaten“ und EA 1613 „Durchführung einer Messkampagne mit Überflügen zur Gewinnung von Validierungsdaten mit Einzelmikrofonen“ (DLR-AS-TA [5])

4.2.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1611 und EA 1613

Nach der Einleitung und Beschreibung der Aufgabenstellung in Kapitel 1 werden in den Kapiteln 2 und 3 die bei DLR-AS-TA vorhandene Datenbasis und der Erkenntnisstand zum Umströmungsgeräusch von Fahrwerken und Hochauftriebshilfen beschrieben. Kapitel 4 ist der Gewinnung von Validierungsdaten aus den Überflugmessungen mit Einzelmikrofonen mit dem Airbus A319 im Juni 2004 am Flughafen Schwerin-Parchim gewidmet, die zusammen mit den vorher erwähnten vorhandenen Daten die experimentelle Grundlage der in Kapitel 5 dargestellten Quellmodellierung der Umströmungsgeräusche bilden. In Kapitel 6 wird der Weg skizziert, wie unter Verwendung der Quellmodelle Schallpegelverläufe am Boden für vorgegebene Überflugszenarien berechnet werden können.

Parallel zu den Untersuchungen von DLR-AS-TA wurden auch von EADS-CRC akustische Quellmodelle für den Zellenlärm entwickelt, allerdings basierend auf anderen Daten, die in den Abschnitten 4.3 und 4.4 beschrieben werden. Kapitel 7 des DLR Einzelberichts zu EA 1611 und EA 1613 vergleicht ausführlich die DLR- und EADS-Quellmodelle und ihre Ergebnisse. Kapitel 8 beschließt den Bericht mit einer Zusammenfassung und einem Ausblick.

Der Vergleich der DLR- und EADS-Quellmodelle wird in Abschnitt 4.5 des vorliegenden Berichts wiederholt, er findet sich zudem auch im EADS-Bericht zu EA 1623 [11].

4.2.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung

Zur Entwicklung lärmarmen Anflugverfahren ist die möglichst genaue Kenntnis der Geräuschquellencharakteristiken unerlässlich. Im Landeanflug sind neben den Abstrahlcharakteristiken des Triebwerksgeräusches auch die der Umströmungsgeräuschquellen wesentlich, also die der Hochauftriebssysteme und der Fahrwerke und zwar für alle denkbaren Betriebsbedingungen. Erst eine zuverlässige Beschreibung der Schallquellen am Flugzeug ermöglicht die Bestimmung der Einflüsse von Modifikationen bei den An- und Abflugverfahren auf die Geräuschmission.

In der Vergangenheit wurde das von Fink [6] auf der Grundlage von Überflugmessungen an verschiedenen Flugzeugtypen entwickelte, empirische Verfahren zur Umströmungsgeräuschvorhersage herangezogen. Für die Entwicklung von lärmarmen Flugverfahren zeigte sich dieses Geräuschprognosemodell allerdings als unzureichend detailliert, da zu dieser Zeit nur wenig über die Rangfolge einzelner Umströmungsgeräuschquellen bekannt war. Daher wurde kürzlich bei Airbus-France ein auf neueren Erkenntnissen beruhendes Quellmodell auf der Basis einer Arbeit von Molin [7] entwickelt, das jedoch nicht öffentlich zugänglich ist. Aus diesem Grunde wurden eigene Datenbasen herangezogen, mit dem Ziel geeignete Quellmodelle für die Entwicklung von lärmarmen Flugverfahren verfügbar zu machen.

Hierzu konnten zunächst vorhandene Datensätze aus Windkanal- und Flugversuchen einer gezielten Analyse unterworfen werden. Dies sind Versuchsdaten, die im Rahmen von Auftragsarbeiten bisher nur hinsichtlich der jeweilig interessierenden Problemstellung ausgewertet wurden. Zur Vervollständigung der benötigten akustischen und flugbetrieblichen Datensätze wurden ergänzende Überflugmessungen an einem Airbus A319 durchgeführt.

4.2.3 Datenbasis und Erkenntnisstand zu Projektbeginn

4.2.3.1 Aerodynamische Fahrwerksgeräusche

Zur Beschreibung des Umströmungsgeräusches von Flugzeugfahrwerken standen Ergebnisse aus Untersuchungen an Originalfahrwerken des Airbus A320 und A340 im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW-LLF) zur Verfügung, die im Rahmen einer Auftragsarbeit für Airbus Industrie und des EU-Projekts RAIN in den vergangenen Jahren erarbeitet wurden. Aus diesen Untersuchungen liegen Fernfeld-Geräuschdaten für einen großen Bereich von Abstrahlwinkeln bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten vor, die hinsichtlich Pegelspektrum, Richtwirkung und Geschwindigkeitseinfluss ausgewertet wurden. Installationseffekte, wie zum Beispiel der Einfluss der jeweiligen lokalen Geschwindigkeit unter der Tragfläche als Funktion des Flugzeuganstellwinkels (Auftrieb), wurden auf der Grundlage aerodynamischer Grundgesetze abgeschätzt.

Die Übersicht in Tabelle 1 zeigt, dass Geräuschdaten von geometrisch sehr unterschiedlichen Fahrwerkskonfigurationen erhoben und als Basis des zu entwickelnden empirischen Verfahrens zur Lärmprognose herangezogen wurden.

Tabelle 1:
Geometrische Daten der vermessenen Fahrwerkstypen
(NLG = Bugfahrwerk; MLG = Hauptfahrwerk)

Fahrwerkstyp	Länge des Fahrwerksbeins [m]	Zahl der Räder	Achsabstand [m]	Radstand [m]	Raddurchmesser [m]	Radbreite [m]
A340 NLG	2,141	2	-	0,710	1,000	0,375
A340 MLG	4,067	4	2,000	1,400	1,275	0,515
		6	1,500			
A320 MLG	2,869	2	-	0,927	1,143	0,406
		4	1,005	0,900	0,915	0,280

Die Windkanaldaten wurden im Rahmen des DLR-Projekts *Leiser Flugverkehr* zur Entwicklung eines zunächst vereinfachten Prognoseverfahrens für das Fahrwerksgeräusch analysiert und das Ergebnis mit ersten Überflugmessungen an einem Lufthansa Airbus A319 ([4]) verglichen. Die Ergebnisse aus diesen Überfliegergeräuschmessungen wurden weiterhin herangezogen, um die Ergebnisse der Windkanalmessungen zu überprüfen und auch Daten zur azimutalen Richtcharakteristik zu gewinnen, die im Rahmen von Windkanaluntersuchungen nicht vermessen werden konnte. Weiterhin waren bisher Installationseffekte nicht berücksichtigt worden, die geeignet sind die Geräuschabstrahlung von Hauptfahrwerken zu verändern.

4.2.3.2 Aerodynamisches Geräusch von Hochauftriebshilfen

In DLR Projekt *Leiser Flugverkehr* wurden Modellversuche an 2D Hochauftriebskonfigurationen im AWB (Aeroakustischer Windkanal Braunschweig) durchgeführt. Weiterführende Untersuchungen zum Hochauftriebsgeräusch erfolgten im Rahmen des vom BMBF geförderten nationalen Forschungsprogramms „Eigengeräuschminderung an Verkehrsflugzeugen“ und später in den EU-Projekten RAIN und SILENCE(R). Hierzu gehörten auch Geräuschmessungen an Ganzmodellen von Airbus A320 und A340 Flugzeugen in Hochauftriebskonfiguration als auch Geräuschmessungen an einer Originaltragfläche des Airbus A320 im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW-LLF).

Eine detaillierte Datenanalyse zeigte, dass der Vorflügel (vom Typ Handley-Page) die dominierende Quelle von Umströmungsgeräusch bei heutigen Hochauftriebskonfigurationen darstellt. Auf der Basis der in diesen Projekten gewonnenen Erkenntnisse wurde ein erstes Quellmodell für das Vorflügelgeräusch entwickelt, das jedoch noch nicht den Einfluss der Ausstellwinkel von Vorflügel und Landeklappen enthielt, da diese Parameter bei den Windkanalstudien an Modellen wegen des damit verbundenen Umbauaufwandes nicht im Einzelnen untersucht wurden. Aus den Windkanaldaten war sinngemäß auch der Beitrag des Geräuschs von Klappenseitenkanten praktisch nicht bestimmbar. Hierzu sind Überflugmessdaten besser geeignet, wie sie im Projekt *LAnAb* erhoben wurden, siehe Abschnitt 4.2.4.

4.2.4 Überflugmessungen mit dem Airbus A319 zur Weiterentwicklung und Validierung der Quellmodelle für die Umströmungsgeräusche

Zur Weiterentwicklung und Validierung der Quellmodelle für das Umströmungsgeräusch und auch das Triebwerksgeräusch (siehe hierzu Abschnitt 4.6 und den Bericht zu EA 1612 und EA 1614 [14]) wurden im Juni 2004 Überfliegergeräuschmessungen an einem Airbus A319 der Deutschen Lufthansa für alle standardmäßigen Flugzeugkonfigurationen am Flughafen Schwerin-Parchim durchgeführt (vgl. Abschnitt 4.1).

Alle Überflüge, die der Erfassung der Umströmungsgeräusche dienten, wurden mit minimal einstellbarer Triebwerksleistung („flight idle“) durchgeführt. Im Bereich von ca. ± 600 m vor und nach Passieren der Messstelle befand sich das Flugzeug im stationären Flugzustand. Für vorgegebene minimale Triebwerksleistung und definierte Fluggeschwindigkeit ergeben sich hieraus für jede Flugzeugkonfiguration unterschiedliche aber während eines Überfluges konstante Sinkflugwinkel und Anstellwinkel der Flugzeugachse. Die jeweiligen Flugbahnen waren so berechnet, dass sich das Flugzeug über der Messstelle nach Möglichkeit immer in einer Höhe von 200 m befand. In Zeitabständen von ca. 2 Stunden wurde Kraftstoff nachgetankt, um die Flugzeugmasse in etwa konstant zu halten. Die Messungen erfolgten an zwei aufeinander folgenden Tagen. Die Wetterbedingungen entsprachen den begrenzenden Vorgaben für Messungen zum Zwecke der Lärmzulassung.

Tabelle 2 zeigt eine Zusammenfassung der vermessenen Flugzeugkonfigurationen und die zugehörigen Konfigurations- und Betriebsparameter. Die vollständige Testmatrix ist im Anhang des Einzelberichts [5] aufgeführt.

Zur Erfassung der Abstrahlrichtcharakteristik des Versuchsflugzeugs bei allen geflogenen

Konfigurationen und Betriebszuständen wurden 36 Einzelmikrofone in 4 Reihen mit jeweils 9 Mikrofonen pro Reihe auf dem Flughafengelände installiert (Bild 3). Alle Mikrofonensignale wurden synchron mit dem GPS-Zeitsignal, den Fluglage- und Flugbetriebsdaten für die spätere Datenauswertung mit 48 kHz Abtastrate digital aufgezeichnet. Zu den Flugdaten gehörten im Wesentlichen die Bahnkoordinaten, die Fluggeschwindigkeit, Anstell- und Rollwinkel sowie die Triebwerksdrehzahlen.

Luftdruck, -temperatur und -feuchte sowie Betrag und Richtung der Windgeschwindigkeit wurden durch das Institut für Meteorologie und Klimatologie der Universität Hannover gemessen, wobei ein stationärer Wettermast mit Messsonden in 2 m, 6 m und 12 m Höhe (Windrichtung nur in 2 m Höhe) zum Einsatz kam. Weiter wurden auch die Höhenprofile der Wetterdaten durch periodische Radiosondenaufstiege während der Messtage ermittelt.

Tabelle 2:
Vermessene Konfigurationen des Lufthansa Airbus A319

Konfiguration	Vorflügelstellung [Grad]	Klappenstellung [Grad]	Fahrwerk	Geschwindigkeitsbereich [kts]
"Cruise"	0	0	ein	210
ECAM 1	18	0	ein	190 - 210
ECAM 1+F	18	10	ein	190 - 210
ECAM 2	22	15	ein	170 - 190
ECAM 3	22	20	ein	130 - 150
Full	27	40	ein	135 - 170
"Cruise"+Fahrwerk	0	0	aus	210 - 250
Full + Fahrwerk	27	40	aus	135 - 170
ECAM 1+Spoiler halb	18	0	ein	190
ECAM 1+Spoiler ganz	18	0	ein	190

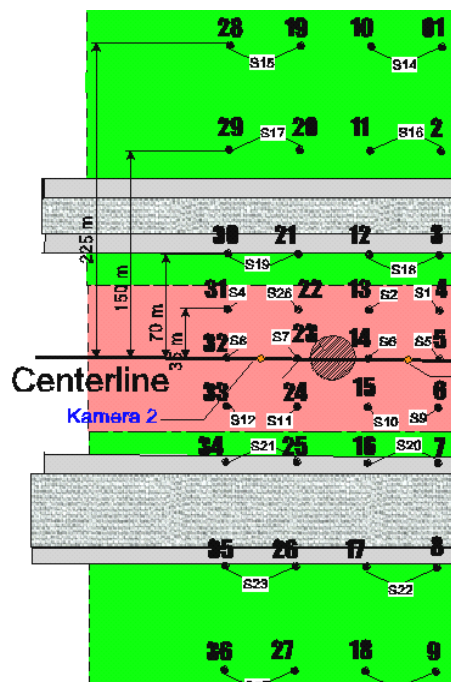


Bild 3: Mikrofonverteilung auf dem Flughafen Schwerin-Parchim.

Der Datenanalyse liegt das in Bild 4 dargestellte Koordinatensystem zugrunde. Die Mikrofone liegen in der x-y-Ebene, und die Flugrichtung entspricht der positiven x-Richtung.

Die von den Mikrofonen aufgenommenen Schallsignale werden entdopplert und bezüglich verschiedener Flug- und atmosphärischer Effekte korrigiert als Abstrahlcharakteristik einer stationären Quelle auf einer Halbkugel mit dem Referenzradius von 1 m in Form von Terz-

spektralen in Abhängigkeit von den jeweiligen Werten der longitudinalen und lateralen Abstrahlwinkel für den Vergleich mit den Ergebnissen der Schallquellmodelle dokumentiert. Details der Datenanalyse und -auswertung sind dem Einzelbericht [5] zu entnehmen.

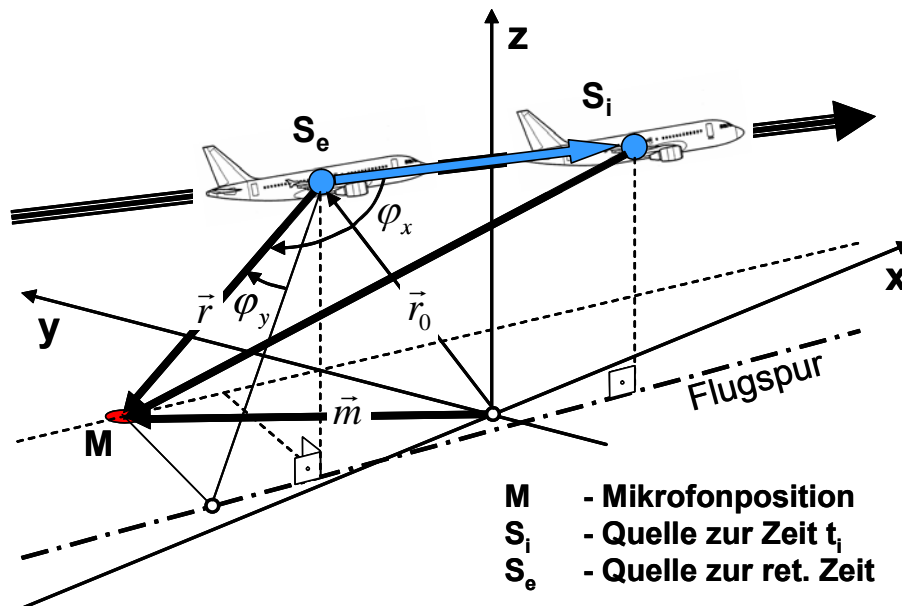


Bild 4: Koordinatensystem.

4.2.5 Quellmodelle für die Umströmungsgeräusche

Für die Entwicklung von lärmarmen Flugverfahren wird ein Quellmodell benötigt, das die beliebige Kombination von Einzelschallquellen für die Geräuschsimulation in den unterschiedlichen Anflugsegmenten erlaubt. Im Einzelnen wurden die folgenden Geräuschanteile modelliert:

- Umströmungsgeräusch in Reiseflugkonfiguration („cruise“),
- Umströmungsgeräusch von Hochauftriebssystemen (Vorflügel, Klappen, Spoiler),
- Umströmungsgeräusche von Fahrwerken (Bug- und Hauptfahrwerke), wobei auch Installationseffekte berücksichtigt wurden

Während die Geräuschabstrahlung in Hochauftriebskonfiguration die von der Reisekonfiguration per Definition enthält, kann das Fahrwerksgeräusch mit dem Geräusch von den Tragflächen/Hochauftriebssystemen nach Bedarf kombiniert werden (Bild 5).

Das derzeitige Quellmodell ist wegen noch lückenhafter oder gänzlich fehlender Erkenntnisse zu den relevanten Quellmechanismen verschiedener wichtiger Geräuschquellen jedoch noch nicht vollständig, bzw. beinhaltet nur rein empirische Modelle (z.B. für das Geräusch von Spoilern). Entsprechend der künftigen Verfügbarkeit geeigneten Wissens und experimenteller Validierungsdaten kann und soll das modular aufgebaute Quellmodell jedoch sukzessive verbessert und erweitert werden.

Für Einzelheiten der Modellierung sowie der Ein- und Ausgabedaten des Rechenprogramms wird ebenfalls auf den Einzelbericht [5] verwiesen. Einen Eindruck von der Voraussagegenauigkeit, die die Quellmodellierung bietet, geben die grafischen Darstellungen in Bild 6 bis Bild 9. In Bild 6 wird deutlich, dass (ausgehend von ECAM 1) mit wachsenden Ausstellwinkeln der Vorflügel und Landeklappen insbesondere die Pegel im Bereich niedriger Strouhalzahlen ansteigen, was durch das Quellmodell für das Vorflügelgeräusch gut wiedergegeben wird. Allerdings zeigen sich bei großen Klappenausstellungen im höheren Frequenzbereich deutliche Abweichungen zwischen den gemessenen und prognostizierten Spektren. Diese Diskrepanz rührt voraussichtlich daher, dass das Quellmodell bisher das Seitenkantengeräusch von Landeklappen nicht berücksichtigt und/oder die bei den Messungen verwendete

Mikrofonanordnung trotz Korrektur zu fehlerhaften Ergebnissen führt. Weiterhin ist zu beachten, dass in Windkanaluntersuchungen am Originalflügel des A320 wesentliche Zusatzgeräuschquellen durch die Überströmung der Durchbrüche in der Flügelvorderkante (zur Aufnahme der Vorflügelhalter) ermittelt wurden. Zusatzgeräuschquellen infolge der konstruktiven Detailausführung von Flugzeugkomponenten kann das vorliegende Quellmodell jedoch vom Ansatz her nicht berücksichtigen.

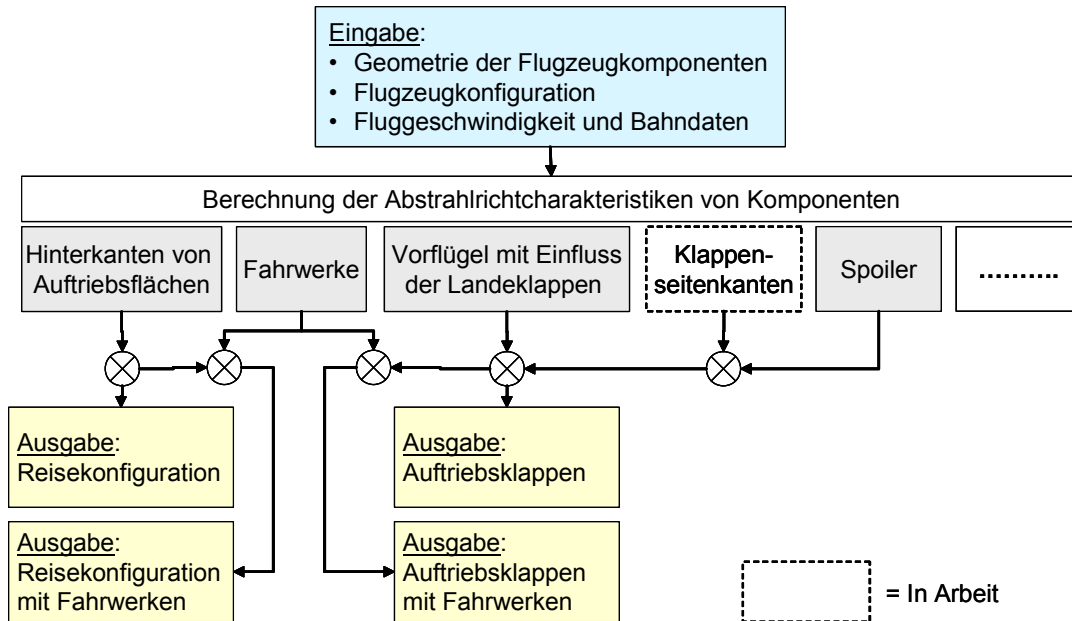


Bild 5: Schematischer Aufbau des modularen Quellmodells.

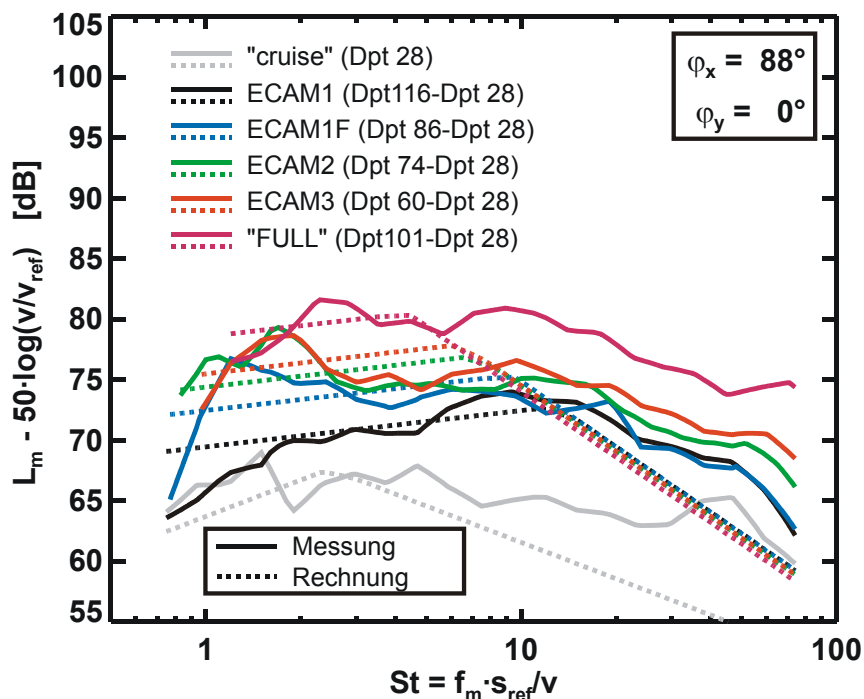


Bild 6: Vergleich normierter Terzpegelspektren des Umströmungsgeräusches für die verschiedenen Hochauftriebskonfigurationen aus Messung und Prognose für eine Referenzgeschwindigkeit von 100 m/s und Referenzhöhe von 120 m ($s_{ref} = 1$ m).

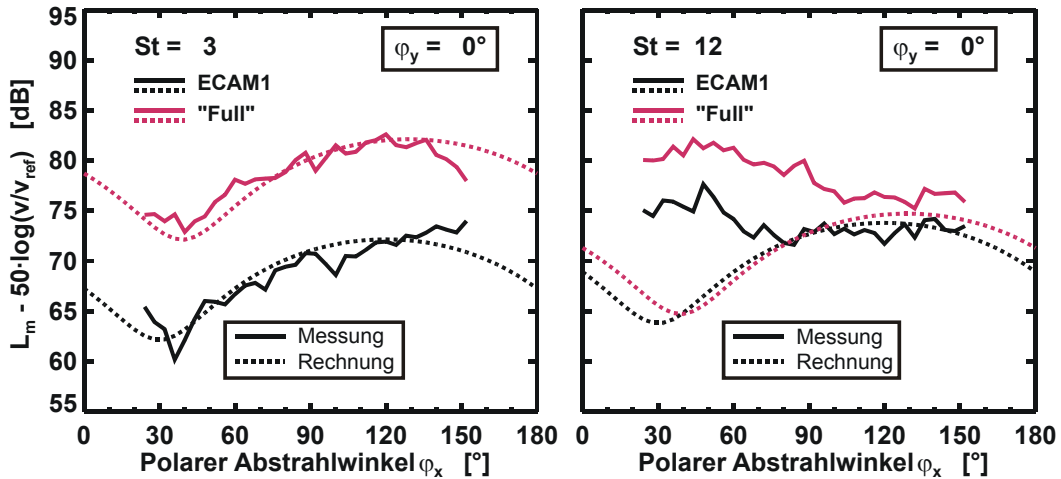


Bild 7: Vergleich der polaren Richtcharakteristiken des Umströmungsgeräusches für die Hochauftriebskonfigurationen ECAM 1 und „full“ aus Messung und Prognose für zwei ausgewählte Strouhalzahlen (Referenzgeschwindigkeit von 100 m/s und Referenzhöhe von 120 m).

Der Vergleich der gemessenen und prognostizierten polaren Richtcharakteristiken in Bild 7 und Bild 8 zeigt gute Übereinstimmung für kleine Strouhalzahlen ($St = 3$, linke Diagramme), mit dem ausgeprägten Maximum der Abstrahlung im hinteren Quadranten, weist aber bei großen Strouhalzahlen ($St = 12$, Bild 7 rechts) ein ausgeprägtes Pegelmaximum in Abstrahlrichtung nach vorn unter der Flugbahn auf, das auf der Basis des gegenwärtigen Erkenntnisstandes keiner bekannten Geräuschquelle zugeordnet werden kann. Hier besteht Bedarf an einer Erweiterung der Datenbasis zu Klärung der Ursache für dieses Ergebnis.

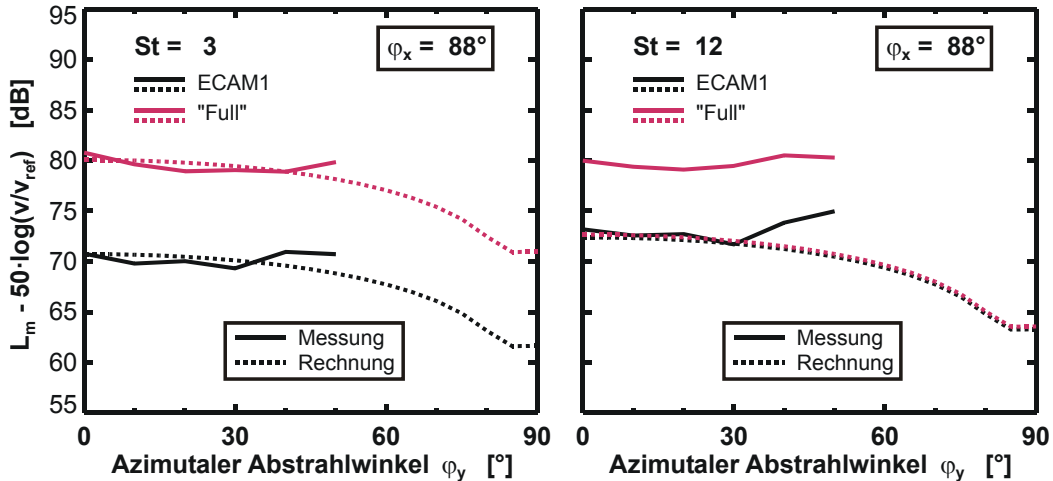


Bild 8: Vergleich der azimuthalen Richtcharakteristiken des Umströmungsgeräusches für die Hochauftriebskonfigurationen ECAM 1 und „full“ aus Messung und Prognose für zwei ausgewählte Strouhalzahlen (Referenzgeschwindigkeit von 100 m/s und Referenzhöhe von 120 m).

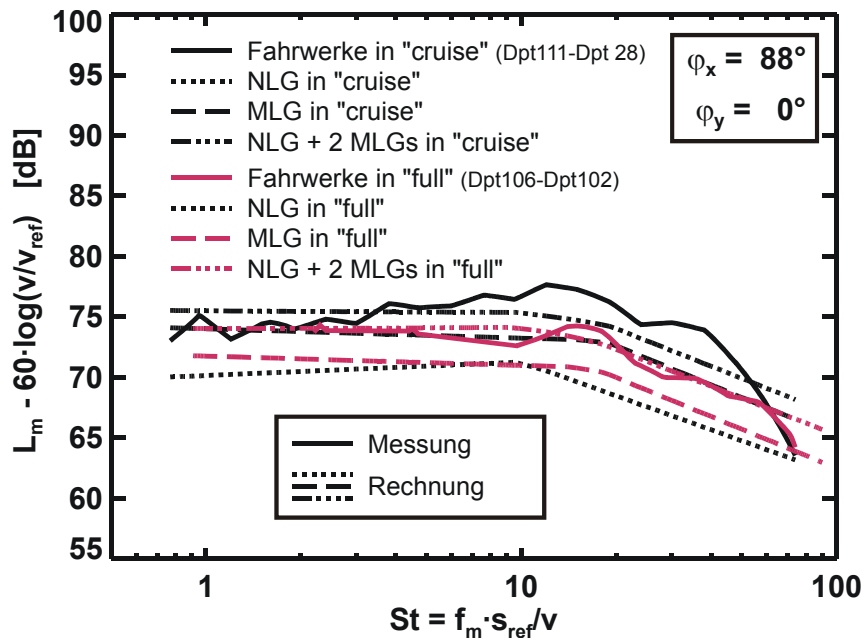


Bild 9: Vergleich normierter Terzpegelspektren für das Fahrwerksgeräusch aus Messung und Prognose für eine Referenzgeschwindigkeit von 100 m/s und Referenzhöhe von 120 m ($s_{ref} = 1$ m).

Bild 9 zeigt den Vergleich der gemessenen und prognostizierten Fahrwerksgeräuschpegel in Form normierter Terzpegelspektren für die Abstrahlung unter dem Flugfad bei $\varphi_x \approx 90^\circ$. Übereinstimmend zeigen Messung und Rechnung geringere Pegel für das von allen Fahrwerken zusammen abgestrahlte Geräusch bei voll ausgestellten Klappen gegenüber dem Geräusch der ausgefahrenen Fahrwerke in Reisekonfiguration („cruise“). Dieser Installationseffekt gilt jedoch nur für die unter dem Flügel positionierten Hauptfahrwerke (Main Landing Gear, MLG), während für das Bugfahrwerk (Nose Landing Gear, NLG) in beiden Fällen der identische Pegel berechnet wird. Gemäß der Geräuschprognose ist die Abstrahlung von den Hauptfahrwerken trotz des geräuschmindernden Installationseffekts dominierend. Für die hier betrachtete Abstrahlrichtung ist die Prognosegenauigkeit über dem gesamten Frequenzbereich ausreichend gut.

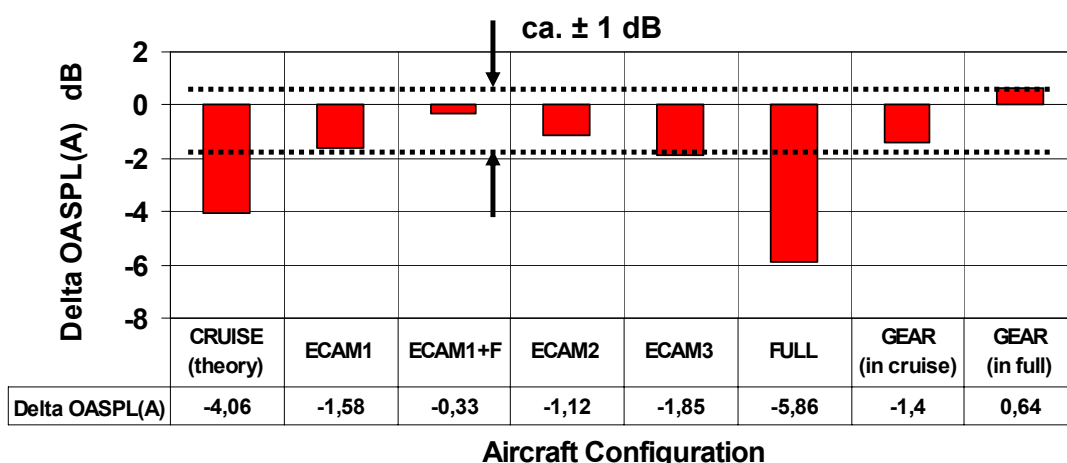


Bild 10: Prognosegenauigkeit bezüglich des A-bewerteten Gesamtschalldruckpegels.

Beim Vergleich von A-bewerteten Gesamtschalldruckpegeln ergeben sich gegenüber der spektralen Darstellung erwartungsgemäß wesentlich geringere Pegelunterschiede zwischen Messung und Prognose, wie Bild 10 zeigt. Tendenziell ergibt sich jedoch eine Unterbewertung des Hochauftriebsgeräuschs, die bei großen Klappenwinkeln nahezu -6 dB(A) beträgt.

Eine Modellierung des Seitenkantengeräuschs auf der Basis eines erweiterten Datensatzes ist daher vordringliche Aufgabe weiterführender Arbeiten.

4.2.6 Zusammenfassung und Ausblick

Auf der Basis von Geräuschmessdaten aus Windkanaluntersuchungen an Modellen und Originalkomponenten von Hochauftriebskonfigurationen und Fahrwerken wurde ein halbempirisches bzw. empirisches Modell zur quantitativen Abschätzung der Geräuschabstrahlung von den wesentlichsten Flugzeugkomponenten, den Hochauftriebssystemen und Fahrwerken, entwickelt. Das modular aufgebaute Modell erlaubt die separate Berechnung der Abstrahlcharakteristik von Hochauftriebskonfigurationen und Fahrwerken in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit und globalen Auslegungsparametern. Berechnet werden Schalldruckspektren auf einer Halbkugel mit konstantem Radius als Ausgangspunkt für die Berechnung von Geräuschpegelkonturen am Boden bei beliebigen Flugbahntrajektorien.

Die entsprechenden Quellmodelle wurden an Hand der im Rahmen von Überflugmessungen an einem Airbus A319 gewonnenen Geräuschmessdaten überprüft und an diese angepasst. Damit besteht zunächst eine gute Vorhersagegenauigkeit für das Zellengeräusch für Flugzeuge vom Typ A319 und A320. Da die Quellmodelle soweit als möglich charakteristische geometrische Abmessungen und Konfigurationsparameter berücksichtigen, wird davon ausgegangen, dass auch die Geräuschabstrahlung von anderen Flugzeugtypen ähnlicher Konfiguration zumindest qualitativ abgeschätzt werden kann. Eine abgesicherte Geräuschprognose für anderen Flugzeugtypen bedarf allerdings noch der Überprüfung der Quellmodelle durch entsprechende, derzeit aber nicht verfügbare, Geräuschmessdaten.

Das bestehende Quellmodell für das Zellengeräusch von Verkehrsflugzeugen stellt einen ersten Ansatz dar, mit dem Potenzial der sukzessiven Verbesserung entsprechend dem fortschreitenden Erkenntnisstand bezüglich der relevanten Schallerzeugungsmechanismen an unterschiedlichen Flugzeugkomponenten. Insbesondere gilt es, bisher nur auf rein empirischer Grundlage basierende Quellmodelle (z.B. für das Umströmungsgeräusch von Spoilern), auf eine physikalische Grundlage zu stellen und ein Quellmodell für das Geräusch von Landeklappen-Seitenkanten zu entwickeln.

Ebenso ist eine genauere Berücksichtigung von Entwurfsdetails wichtig, insbesondere solcher mit Einfluss auf lokale Strömungsgeschwindigkeiten und Charakteristiken der Strömungsturbulenz an den betrachteten Flugzeugkomponenten. Hierzu können mittelfristig die Ergebnisse von CFD-Rechnungen herangezogen und langfristig das Potenzial von CAA-Verfahren genutzt werden.

4.3 Modellierung von Umströmungslärm – Ergebnisse EA 1612 „Auswertung vorhandener Überflugmessungen – A340 Tarbes“ (EADS-CRC [8])

4.3.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1612

Nach der Einleitung in Kapitel 1 werden die akustischen Messungen (Kapitel 2), die untersuchten Flugzeugkonfigurationen (Kapitel 3), die Datenanalyse (Kapitel 4) und die Definition unterschiedlicher Quellbereiche am Flugzeug (Kapitel 5) beschrieben, bevor in Kapitel 6 eine umfangreiche Ergebnisdarstellung und –dokumentation erfolgt und ein akustischer Vergleich der untersuchten Flugzeugkonfigurationen (Kapitel 7) vorgenommen wird. Der Bericht schließt mit einer kurzen Ergebnisdiskussion ab.

4.3.2 Einleitung und Aufgabenstellung

Um den Anteil der Umströmungslärmquellen am Flugzeuggesamtgeräusch in Größe und Spektrum zu erhalten, wurden in dieser Einzelaufgabe Daten von Überflugmessungen mit dem viermotorigen Airbus-Flugzeug A340 mittels der bei EADS entwickelten Source Density Method (SDM) analysiert.

Mit dem SDM -Verfahren kann man die Hauptquellen des Umströmungslärms gezielt in Quellbereiche einteilen und deren spektrale Quelleistung bestimmen. Des Weiteren erhält man durch die Quellstärke bei verschiedenen Abstrahlwinkeln die Richtcharakteristik der Quellen und bekommt außerdem Kenntnis über den Typ der Quelle.

4.3.3 Beschreibung der Überflugmessungen

Die Messungen fanden im Rahmen des EU-Projekts RAIN statt. Damit die Einflüsse der Einzelquellbereichen möglichst separat analysiert werden konnten, wurden die Flugzeugkonfigurationen mit den jeweilig aktiven Funktionen wie Fahrwerk ausgefahren (Landing Gears), Vorflügel (Slats) und/oder Landeklappen (Flaps) voll ausgefahren und die Konfiguration „clean“, alles eingefahren, für die Analyse ausgewählt. Bei allen Flügen war der Triebwerkschub gering (Ground Idle), um den hier nicht interessierenden Einfluss der Triebwerksgeräusche möglichst gering zu halten.

Tabelle 3:
 Untersuchte Konfigurationen des Airbus A340
 S (Slat) und F(Flap) 0 = eingefahren,
 Main Landing Gear Centre (C/LG) war immer eingefahren.

Konfiguration	Test	Engine Setting	S/F	Main Landing Gears	TAS
Theta 60,90,120°		Ground Idle		C/LG up	(kts)
A/C Complete	Item 844-02	GI	23/32	down	151
Landing Gear	Item 844-11	GI	0/0	down	184
Slat & Flap	Item 844-15	GI	23/32	up	153
Slat only -20	Item 844-20	GI	23/0	up	173
Flap only	Item 844-23	GI	0/32	up	171
A/C Clean	Item 844-17	GI	0/0	up	183

In Tabelle 3 sind die Flugzeugkonfigurationen mit den Testbezeichnungen und den Stellungen der Fahrwerke und Vorflügel/Klappen aufgelistet. Bei den Fahrwerken wurde nur das vordere (Nose Gear) und die beiden Hauptfahrwerke links und rechts zusammen betätigt. Das Hauptfahrwerk Mitte (C/LG) war immer eingefahren.

Die Mess- und Flugdaten der analysierten Überflüge wurden von DLR-FT (Flugsystemtechnik) aufbereitet.

Die akustischen Messungen wurden mit einem aus 61 Mikrofonen bestehenden Mikrofonarray in Kreuzform gemacht, das von der ONERA aufgebaut und betrieben wurde. Die Mikrofone waren auf Holzplatten gelagert, so dass eine totale Bodenreflexion zur Berechnung angesetzt wurde. Bild 11 zeigt schematisch die Lage des Arrays relativ zum Überflugpfad und die zugehörigen Winkelbezeichnungen. Die Mikrofonsignale wurden von DLR-AT-TA digital aufgezeichnet und für die Auswertungen zur Verfügung gestellt.

Für die ermittelten Emissionsdaten der Quellen wurden die Luftdämpfung sowie die Bodenreflexion berücksichtigt. Die Ergebnisse werden spektral in Terzbändern für die Abstrahlwinkel $\theta = 60^\circ$, 90° und 120° gegeben und sind auf die Anströmgeschwindigkeit von 160 kts normiert.

Die Resultate sind wegen unverifizierter Gesamtverstärkereinstellungen nur untereinander vergleichbar. Die tatsächlichen Quelleleistungen aller Konfigurationen sollten in etwa um 15 dB höhere Pegel ergeben, was bei weiteren Analysen bzw. mit neuen Messungen verifiziert werden muss. Davon abgesehen zeigen die Untersuchungen, dass mit dem SDM-Verfahren die Bestimmung der Quelleleistungen definierter Bereiche sehr gut ermöglicht wird. Weitere Analysen und Vergleiche mit anderen Prozeduren sollten zur Verifizierung und Anpassung erfolgen.

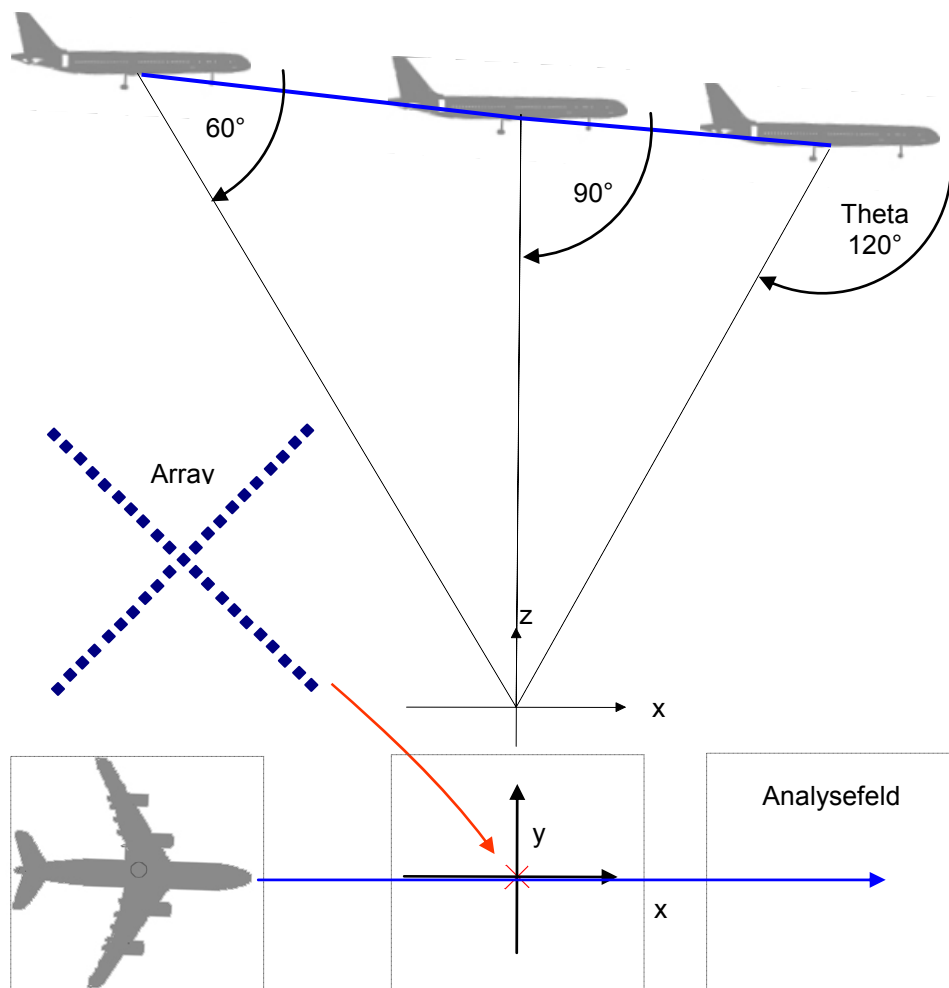


Bild 11: Schematische Darstellung eines Überfluges mit den Analysepositionen des Abstrahlwinkels $\theta = 60^\circ$, 90° und 120° , der Lage des Mikrofonarrays und den ausgewählten Analyse-Scanfeldern.

4.3.4 Datenanalyse

Bei der Datenanalyse wurde entsprechend der Positionsangabe des Flugzeuges ein Abtastfeld von $64 \times 64 \text{ m}^2$ definiert, in dem mittels Fokussierung/Beamforming Flächeneinheiten von jeweils $1 \times 1 \text{ m}^2$ abgetastet und analysiert wurden. Für jeden Abtastpunkt wird aus dem entdopplerten Zeitsignal über eine Fourieranalyse die Schallimmission am Arraymittelpunkt als Schalldruckspektrum $L_p(f)$ ermittelt. Für das Konvektionsmodell wurde ein Monopol als Quelltyp angesetzt. Die Verbindung aller Abtastpunkte ergibt eine Karte der Schallquellen am Flugzeug mit den am Boden immittierten Pegelgrößen.

Mit der Source Density Method werden aus den ermittelten Immissionsdaten und der gegebenen Arraygeometrie störende Beiträge von Nebenkeulen der Beamforming-Methode weitgehend eliminiert. Des Weiteren werden die Amplituden der Quellleistungsdichte an der Quelle bestimmt. In einer weiteren Berechnung werden die frequenzselektive Luftdämpfung nach ISO 9613-1 sowie die Bodenreflexion, hier 100%, mit einbezogen, so dass als Ergebnis eine Schallemissionskarte der Quellbereiche am Flugzeug in Form einer 2D-Grafik (Bild 12) mit den ermittelten Schallleistungsdichten L_{SPD} in dB, re. 1 pW/m^2 erzeugt wird.

Fasst man weiterhin die Bereiche gleicher Quellenart wie Slats, Flaps oder Fahrwerk zusammen und integriert die Beiträge auf, dann erhält man deren Quellstärke in spektraler Zusammensetzung. Analysen bei verschiedenen Abstrahlwinkeln ergeben dann die Richtcharakteristik dieser Teilschallquellen.

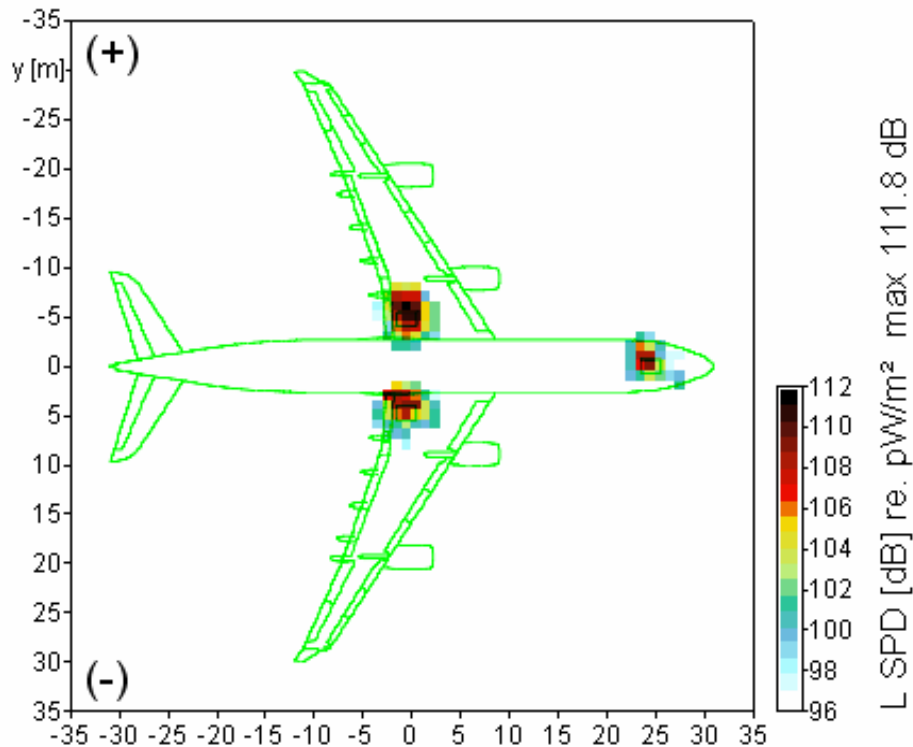


Bild 12: Beispiel der Emissionsdarstellung (Schalleistungsdichte – Source Power Density SPD) errechnet für Flugzeugebene mit Angabe des Maximalpegels, Frequenzbereich: Terzbänder (TOB) 400 - 4000 Hz.

4.3.5 Quellbereiche am Flugzeug

Für die Quellenquantifizierung am A340 wurden die in Bild 13 dargestellten Teilbereiche definiert. Nur die Hauptgeräuschquellbereiche werden hier betrachtet, Beiträge durch den Rumpf oder durch fehlende Bereiche der Tragflächen werden außer Acht gelassen, so dass die Summe aller Teilquellen immer kleiner sein muss als der Pegel eines Einzelmikrofons.

In Kapitel 6 des Einzelberichts [8] wird eine umfassende Darstellung der Ergebnisse gegeben. Die in Tabelle 3 aufgelisteten Flugzeugkonfigurationen werden kurz beschrieben und ihre Geräuschemission durch Schallemissionskarten und Frequenzspektren charakterisiert. Diese Grafiken beinhalten die Immissions- und Emissionskarten der Analyse und als Diagramm den Vergleich der Schalleistungssumme aller Quellbereiche und die des Gesamtsignals, rückgerechnet aus dem Immissionssignal eines Einzelmikrofons. Des Weiteren sind hier die Verweise für die Darstellung der spektralen Schalleistung der Einzelquellen in Terzbandbreite und die Richtcharakteristiken gegeben.

Alle Quellstärken der Bereiche sind zum besseren Vergleich auf eine Anströmgeschwindigkeit von 160 kts normiert. Wegen fehlender Variation der Anströmgeschwindigkeiten v bei gleicher Konfiguration, wird für die Anpassung der Quellstärken der Geschwindigkeitsexponent β aus Erfahrungswerten verwendet mit:

- $\beta = 5$ für Quellbereich Slat/ Flap/ Gesamtflugzeug clean
- $\beta = 6$ für Quellbereich Landing Gears, wenn ausgefahren

Die Anpassung der Quellstärke an die Referenzgeschwindigkeit von 160 kts erfolgt mit

$$L_{W v ref} = L_{W Messung} + 10 \cdot \beta \cdot \log (v_{ref} / v_{Messung})$$

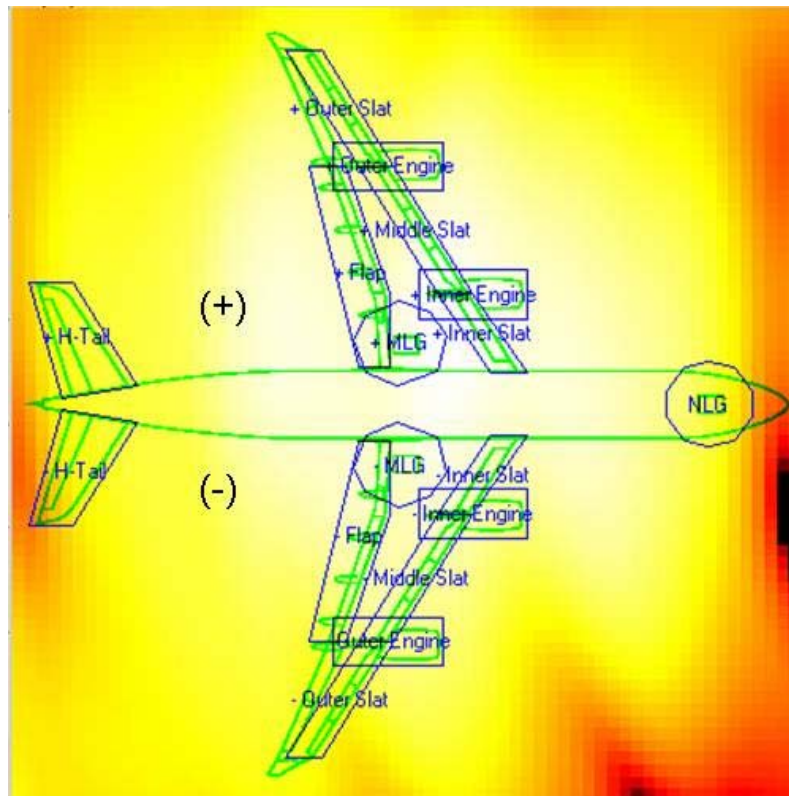


Bild 13: Definition der Quellbereiche an Flugzeug A340, Ansicht von unten.

Zum Vergleich der untersuchten Flugzeugkonfigurationen sind in Bild 14 die Emissionssummpiegel der Hauptschallquellen für alle drei Abstrahlwinkel dargestellt. Wie zu erwarten ist die Konfiguration „Complete“ die lauteste mit einem gegenüber der Konfiguration „Clean“ um etwa 12 dB höheren Pegel. Für die Konfiguration SlatFlap (beide voll ausgefahren) ergibt sich eine geringere Schallabstrahlung als bei den Konfigurationen Slat oder Flap allein. Dieser Effekt wäre nur durch die Quelleleistungsminderung durch die Interaktionen beider Auftriebshilfen erklärbar und sollte mittels neuer Überflugmessungen verifiziert werden. In allen Fällen sind die abgestrahlten Schallstärken im Anflug ($\theta = 60^\circ$) geringer als bei dem Überflug ($\theta = 90^\circ$), der wiederum kleinere Pegel als die Abflugphase ($\theta = 120^\circ$) aufweist.

4.3.6 Zusammenfassung

Die Ergebnisse zeigen, dass mit der Source Density Method (SDM) die Lokalisierbarkeit der Hauptlärmquellen durch Umströmungslärm (Airframe Noise) verbessert und die Quantifizierung der Quellen für den gesamten spektralen Bereich ermöglicht wird. Die Ergebnisse für analysierten Quelleleistungen der untersuchten Flugzeugkonfigurationen können in der Quellstärke nur untereinander verglichen werden, nicht mit anderen Daten, da die bei der Messung vorgenommenen Einstellungen und Kalibrierungen der Messverstärker im Nachhinein nicht verifizierbar waren.

Ergebnisse von EADS-CRC zur Quellmodellierung werden im gemeinsamen Bericht zu den Einzelaufgaben EA 1622 „Physikalische Parameter der Schallquellen“ und EA 1623 „Anpassung auf praxisnahe Modelle [11] dargestellt.

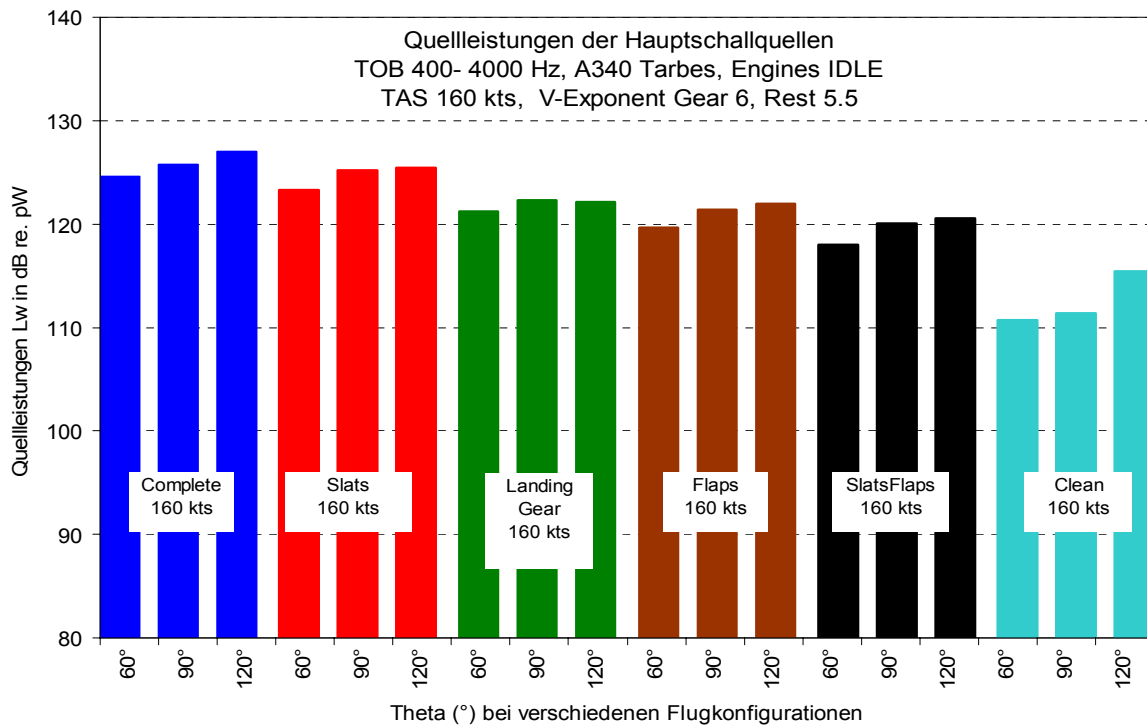


Bild 14: Darstellung der Quelleleistungen der analysierten Flugzeugkonfigurationen, Monopol-Quellmodell, Anströmgeschwindigkeit 160 kts, Frequenzbereich TOB 400- 4000 Hz.

4.4 Modellierung von Umströmungslärm – Ergebnisse EA 1614 „Überflugmessungen mit einem Mikrofonarray“ (EADS-CRC [9])

4.4.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1614

Der Bericht ist ähnlich gegliedert wie der zu EA 1612 in Abschnitt 4.3: Nach der Einleitung in Kapitel 1 werden die akustischen Messungen (Kapitel 2), die untersuchten Flugzeugkonfigurationen (Kapitel 3), die Datenanalyse (Kapitel 4) und die Definition unterschiedlicher Quellbereiche am Flugzeug (Kapitel 5) beschrieben. Kapitel 6 ist der Überprüfung des Analyseprogramms mit Hilfe einer Simulationsrechnung gewidmet. Die Ergebnisse werden in Kapitel 7 dargestellt und dokumentiert.

4.4.2 Einleitung und Aufgabenstellung

Zur Ermittlung der Hauptgeräuschquellen an Verkehrsflugzeugen wurden mit dem zweimotorigen Flugzeug Airbus A319 Überflugmessungen am Flughafen Parchim-Schwerin durchgeführt, wobei wie schon in der Einzelaufgabe EA 1612 (Abschnitt 4.3) die Mikrofonarraytechnik zur Anwendung kam, dieses Mal allerdings mit der Messtechnik und der Mikrofonverteilung des DLR-AT-TA Berlin.

Zielstellung dieser Einzelaufgabe war, mit der bei der EADS entwickelten Source Density Method (SDM) die Hauptgeräuschquellen zu lokalisieren und ihre Schalleistungsspektren zu ermitteln. Die Ergebnisse bilden die Grundlage für die Parametererstellung der einzelnen Teilschallquellen (Einzelaufgabe EA 1621) und Ermittlung derer physikalischen Abhängigkeiten zur Erstellung von analytischen und semi-empirische Quellmodellen in Einzelaufgabe EA 1622, wo sie anhand der verschiedenen Flugbedingungen angepasst und modifiziert werden.

4.4.3 Beschreibung der Überflugmessungen

Zur besseren Separierung der verschiedenen Lärmquellen wurden mehrere Konfigurationen des A319 geflogen, die sich in der Variationen der Antriebsleistung, der Klappen- und Vorflügelstellungen sowie der Fahrwerkspositionen, wie aus- oder eingefahren, unterschieden,

siehe Tabelle 4. Des Weiteren wurden beide Triebwerksdrehzahlen (synchron) und die Fluggeschwindigkeit verändert, sowie bei einigen Flügen der Einfluss der Spoiler untersucht.

Zusätzlich waren bei einigen Flügen die Wirbelgeneratoren entfernt, die zur Vermeidung von akustischen Resonanzen auf der Flügelunterseite montiert sind (siehe hierzu Dobrzynski & Michel [4]). Die dabei hervortretenden Resonanztöne mit bekannter Ursache und Entstehungsorten boten eine Gelegenheit, die Ergebnisse der Arraytechnik erneut zu überprüfen.

Tabelle 4:
Klappenstellungen in Grad und Indikator „ECAM“ für die einzelnen Flugsegmente.

Position	SLATS	FLAPS	Indications on ECAM	Flugsegmente	
0	0	0		CRUISE	HOLD
1	18	0	1	TAKEOFF	
		10	1 + F		
2	22	15	2	LDG	APPR
3	22	20	3		
FULL	27	40	FULL		

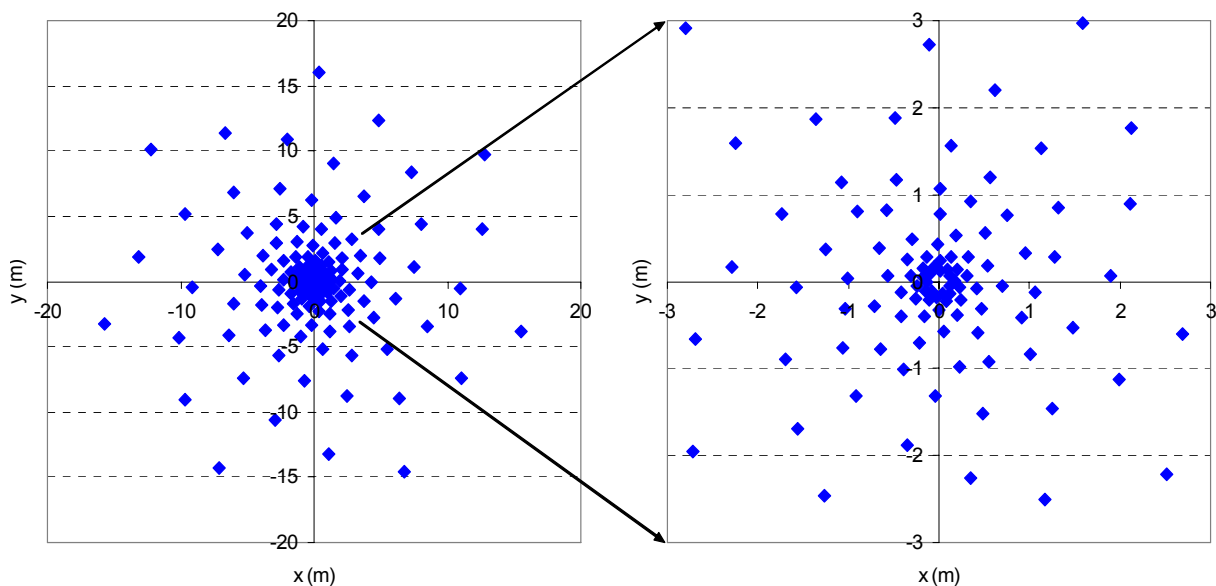


Bild 15: Anordnung der Mikrofone im Array (Spiralform).

Die Arraymessungen wurden von DLR-AT-TA definiert und durchgeführt. Das Mikrofonarray bestand aus 168 spiralförmig angeordneten Mikrofonen (Bild 15). Die Lage des Arrays relativ zum Überflugpfad und die verwendeten Winkel der Fluglage und Analyse sind in Bild 16 schematisch dargestellt. Die Mikrofone waren auf schallhartem Untergrund gelagert, so dass für die Berechnung eine totale Bodenreflexion angesetzt wurde. Die Messdaten und Flugparameter wurden von DLR-AT-TA bereitgestellt.

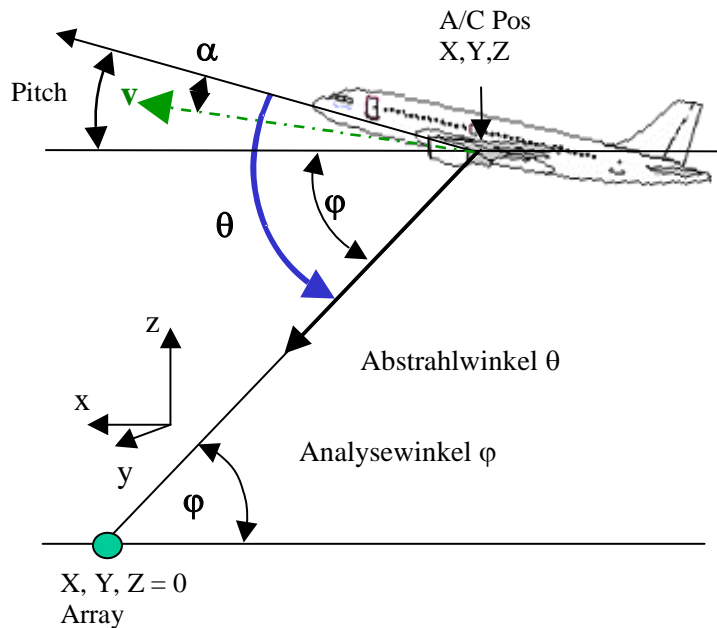


Bild 16: Verwendete Bezeichnungen und Winkel für die Überflugmessungen am A319.

4.4.4 Datenanalyse

Die Arraymesstechnik benötigt wegen der erforderlichen Fokussierung auf die interessierenden Quellbereiche am Flugzeug sehr genaue Angaben zur Flugzeugposition und eine exakte Synchronisation mit der Datenaufzeichnung der Schallsignale. Dies war mit den verwendeten Positionsgebern im Flugzeug und den gegebenen Synchronisationszeitpunkten nicht immer gegeben. Deshalb konnten trotz zusätzlichen Analyseaufwands nur 72 der 80 vorgesehenen Überflüge ausgewertet werden, und nur für 49 davon eine ausreichende Genauigkeit erreichen. Diese 49 Analysen decken aber die 40 geflogenen Konfigurationen direkter Überflüge ab, so dass die Ergebnisse für die Ermittlung der Quellparameter ausreichend sind.

Wie schon bei EA 1612 wurde die Analyse bei Flugzeugpositionen entsprechend den Abstrahlwinkeln $\theta = 60^\circ, 90^\circ$ und 120° durchgeführt. Ausgehend vom geometrischen Zentrum der Flugzeugdraufsicht, wurde ein Abtastfeld von $48 \times 48 \text{ m}^2$ definiert, das mittels der Fokussierung der Arraytechnik in Schritten von $1 \times 1 \text{ m}^2$ Rastergröße abgetastet wurde. Das weitere Vorgehen ist wie schon in Abschnitt 4.3.4 erläutert.

4.4.5 Quellbereiche am Flugzeug

Wie schon in EA 1612 für den A340 wurden auch für den A319 Teilbereiche definiert, die je nach Flugzeugkonfiguration die dominierenden Lärmquellen einschließen, so dass eine Angabe der Quellstärke für diese Bereiche bzw. Flugzeugkomponenten möglich ist. Für die Ergebnisdarstellung werden die Beiträge der symmetrisch zur Längsachse liegenden Komponenten zusammengefasst:

Fan	= Summe rechter u. linker Fan		
Jet	= Summe rechter u. linker Strahl		
Wing Aft	= Summe rechte u. linke (WAO+WAI)	Wing aft outer, inner	Bereich Klappen
Wing Forward	= Summe rechter u. linker (WFO +WFI)	Wing forward outer, inner	Bereich Vorflügel
NWG	= NWG	Nose Wheel Gear	Bugfahrwerk
MLG	= Summe rechtes u. linkes MLG	Main Landing Gear	Hauptfahrwerk

4.4.6 Ergebnisse

Für jeden analysierten Überflug werden die Übersichtsplots und die ermittelte Schalleistung der Quellbereiche berechnet und dargestellt, siehe das Beispiel in Bild 17 für das Flugsegment „Take Off“, „Flugkonfiguration 1“ und den Abstrahlwinkel $\theta = 90^\circ$. Gleichartige Darstellungen finden sich im Einzelbericht [9] für dasselbe Flugsegment und dieselbe Flugkonfiguration auch für die Abstrahlwinkel $\theta = 60^\circ$ und $\theta = 120^\circ$. Die Diagramme oben links und oben rechts zeigen die Immissionskarten ($40 \times 40 \text{ m}^2$) als Ergebnis des Beamforming und die Emissionskarten als Ergebnis des Source Density Modelling für den Abstrahlwinkel $\theta = 90^\circ$. Im Diagramm unten links sind die Terz-Schalleistungsspektren der Teilschallquellen, die Aufsummierung aller Teilschallquellen (grüne Kurve) und die des Gesamtsignals (schwarze Kurve) dargestellt. Die Gesamtschalleistung ist gleich dem Immissionssignal eines Einzelmikrofons und dient zur Kontrolle des Analyseergebnisses einschließlich der Quellbereichsdefinition. Die Summe aller Teilschallquellen darf die Schalleistung des Gesamtsignals nicht überschreiten.

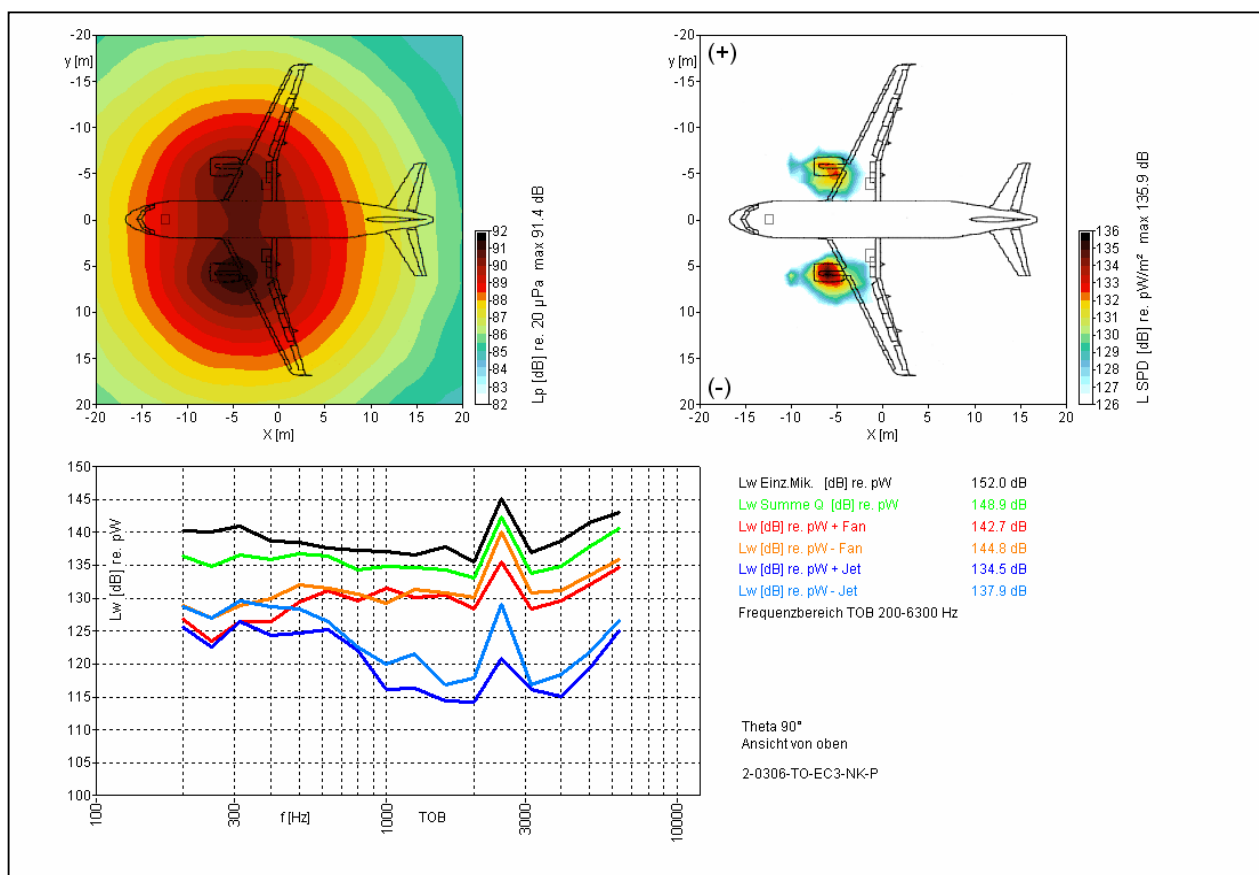


Bild 17: Übersichtplot, Segment „Take Off“, „Konfiguration 1“, Flug Nr.2, $\theta = 90^\circ$.

Zusätzlich zu den Übersichtsdarstellungen werden die Schalleistungsspektren der Einzelquellen für alle drei Abstrahlungswinkel grafisch aufgetragen und in einer Tabelle aufgelistet, siehe das Beispiel in Bild 18 für den Geräuschanteil „Fan“ und den Einzelbericht [9] für die Schalleistungsspektren der anderen Teilschallquellen des A319.

Gleichartige Ergebnisdarstellungen – Übersichtplots“ für die Abstrahlwinkel $\theta = 60^\circ$, 90° und 120° wie in Bild 17 und Schalleistungsspektren der Einzelquellen wie in Bild 18 – werden im Einzelbericht [9] für eine Vielzahl von Flugsegmenten und Flugkonfigurationen angegeben.

Die Ergebnisse von EADS-CRC zur Quellmodellierung werden im gemeinsamen Bericht zu den Einzelaufgaben EA 1622 „Physikalische Parameter der Schallquellen“ und EA 1623 „Anpassung auf praxisnahe Modelle [11] sowie in Abschnitt 5.3 dargestellt.

f [TOB]	Lw_FAN 60°	Lw_FAN 90°	Lw_FAN 120°
200	125.2	131.0	131.1
250	123.5	128.6	130.6
315	118.6	130.8	129.9
400	122.0	131.5	127.1
500	125.9	134.0	128.1
630	126.2	134.4	128.1
800	134.6	133.1	131.1
1000	130.2	133.6	128.7
1250	137.3	133.8	128.7
1600	139.6	133.7	129.7
2000	135.8	132.4	129.0
2500	138.8	141.3	135.8
3150	134.4	132.7	130.8
4000	132.3	133.4	132.3
5000	132.2	135.8	135.7
6300	130.7	138.4	137.0
Summe	145.9	146.9	144.0

Schalleistungspegel Lw
in dB, re. 1pW

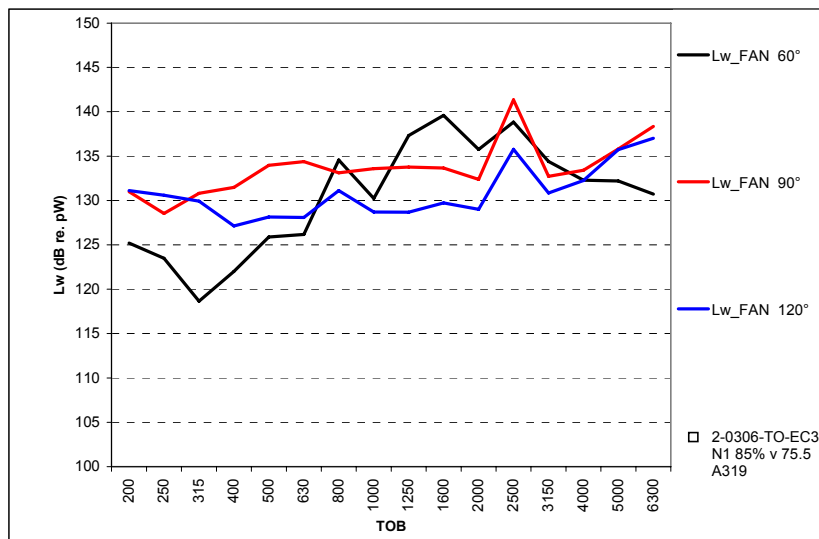


Bild 18: Schalleistung Quellbereich Fan, A319; Take Off; Konfiguration 1, Überflug-Nr. 2.

4.5 Modellierung von Umströmungslärm – Vergleich der akustischen Quellmodelle von DLR-AS-TA [5] und EADS-CRC [8], [9], [11]

An der Messkampagne im Arbeitspaket 1613 waren zwei Arbeitsgruppen des DLR mit unterschiedlichen Messsystemen und Zielsetzungen beteiligt:

1. DLR-AT-TA mit einem Mikrofonarray zur Quelllokalisierung und Auswertung der Schalleistungen von Einzelquellen durch EADS-CRC.
2. DLR-AS-TA mit 36 Einzelmikrofonen zur Bestimmung der Richtcharakteristik der Geräuschabstrahlung auch in lateraler Richtung.

Die mit den Systemen messtechnisch erfassten akustischen Daten wurden bei EADS-CRC beziehungsweise bei DLR-AS-TA mit den in diesen Institutionen jeweils verfügbaren Auswerteprogrammen analysiert und zur Entwicklung von Schallquellmodellen benutzt.

Im Folgenden sollen die Ergebnisse dieser Arbeiten an ausgewählten Beispielen verglichen werden, um mögliche Diskrepanzen aufzuzeigen und deren Ursachen einzugrenzen. Der Vergleich der Modellierungsergebnisse erfolgt daher in mehreren Schritten:

- Vergleich der jeweiligen Datengrundlagen
- Modellierungsphilosophie
- Vergleich der Prognoseergebnisse

Abschließend werden die Ergebnisse des Vergleiches diskutiert. Ein zu diesem Kapitel 7 gleichlautendes Kapitel enthält auch der Bericht von EADS-CRC zu EA 1623.

4.5.1 Vergleich der korrigierten Ausgangsmesswerte

4.5.1.1 DLR Datengrundlage

Zur Auswertung der Lärmcharakteristiken wurden die Messdaten korrigiert bezüglich der wahren Emissionskoordinaten (zur retardierten Zeit), Richtcharakteristik der Mikrofonanordnung, atmosphärischer und geometrischer Dämpfung bis auf einen Referenzabstand von 1 m, Doppler-Frequenzverschiebung und konvektiven Verstärkung (für Dipolquellen). Anschließend wurden alle tonalen Geräuschkomponenten eliminiert.

Der verbleibende Breitbandanteil des Triebwerkslärms wurde dadurch unterdrückt, dass der Umströmungslärm von Klappen und Fahrwerken durch energetische Subtraktion der für "cruise" gemessenen Pegel extrahiert wurde.

Die direkte Analyse der Einzelmikrofondaten beinhaltet keine über die Genauigkeit der Messkette hinausgehenden Fehler, abgesehen von dem derzeit noch nicht genau zu quantifizierenden Frequenzgang des Bodenmikrofonensystems. Dieser wurde zwar auf der Basis einer Kalibrationsmessung auf normal unebenem und trockenem Grasboden korrigiert, jedoch bleibt offen welchen Einfluss unterschiedliche Bodenbeschaffenheiten auf den Frequenzgang haben. Dies gilt allerdings in gleicher Weise auch für die Unterlegplatten der Array-Mikrofone. Änderungen im Frequenzgang führen zu Verzerrungen im Spektrum, haben aber nur geringen Einfluss auf den jeweiligen Gesamtschalldruckpegel. Da bei der Auswertung von Einzelmikrofondaten nur die Signale von jeweils 4 Mikrofonen gemittelt werden konnten, weisen die zugehörigen Pegelspektren naturgemäß größere Schwankungen auf als solche, die aus der Mittelung über weit mehr Array-Mikrofone ermittelt werden. Auch dieser Effekt hat aber wenig Einfluss auf die zugehörigen Gesamtschalldruckpegel.

4.5.1.2 EADS-CRC Datengrundlage

Als Basis zur Parametrisierung der Schallquellen wurden ausgewählte Messflüge verwendet und mittels der „Source Density Method“ (SDM) analysiert. Die Auswahl erfolgte einerseits anhand der Datenqualität und war andererseits aufgrund der für die SDM teils zu ungenauen Flugpfadangaben limitiert. Insgesamt konnten 31 Überflüge ausgewertet werden. Die Schallquellenanalyse berücksichtigt sowohl die frequenzselektive Luftdämpfung nach ISO 9613-1 [12] sowie die Bodenreflexion, die hier mit 100% bzw. -6 dB angenommen wurde. Weiterhin sind die Messdaten bezüglich ihrer wahren Emissionskoordinaten (zur retardierten Zeit), Doppler Frequenzverschiebung und Doppler Verstärkung (Monopol) korrigiert. Die Analyse basiert auf der Annahme unkorrelierter Monopolquellen. Störende diskrete Frequenzanteile, wie die verursacht durch Tanköffnungen an der Flügelunterseite, wurden im Nachhinein eliminiert. Die SDM liefert Schallleistungspegel (Quellstärken) für eine definierte Scanfläche (hier 48 m x 48 m). Die Verbindung aller Scanpunkte ergibt eine 2D Karte der Schallquellen am Flugzeug wie in Bild 19 am Beispiel von ECAM 1 dargestellt. Fasst man weiterhin die Bereiche gleicher Quellenart wie Slats, Flaps oder Fahrwerksbereiche zusammen und integriert die Beiträge auf, erhält man deren Quellstärke in spektraler Zusammensetzung. Analysen bei verschiedenen Abstrahlwinkeln ergeben dann die Richtcharakteristik dieser Teilschallquellen. Um den Schalldruckpegel in einem Meter Entfernung vom Ort der Schallentstehung zu bestimmen wurden vom Schallleistungspegel 11 dB abgezogen.

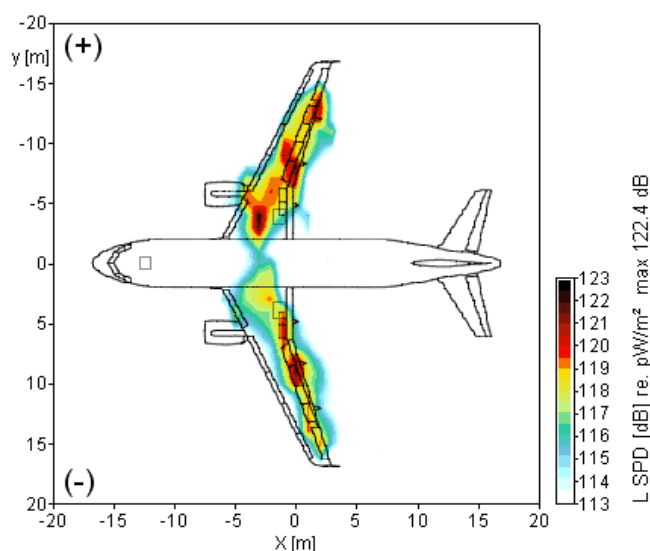


Bild 19: Schallquellenanalyse nach SDM für ECAM 1.

Zur Verifizierung der analysierten Quellstärken wurden Untersuchungen bezüglich der Genauigkeit der SDM durchgeführt. Dabei wurden für acht verschiedene Konfigurationen die zurückgerechnete Quellstärke des Einzelmikrofonensignals mit den analysierten Quellstärken

des Verfahrens für die Emissionswinkel $\theta = 60^\circ, 90^\circ$ und 120° verglichen. Die Quellbereiche (siehe Bild 20 rechts) sind durch

- a) die gesamte Scanfläche (48 m x 48 m, hellblau eingerahmt) und
- b) die Hauptlärmquellbereiche (grün eingefasst)

definiert.

Bild 20 (links) zeigt die lineare Mittelung der Quellstärkendifferenzen der Terzpegel L_W von Einzelmikrofon (L_{W_EM}) zur Scanfläche (L_{W_SF}) und der Hauptlärmquellbereiche (L_{W_Q}). Das Ergebnis zeigt, dass im Vergleich zum Einzelmikrofon die Quellleistung der gesamten Scanfläche (Bild 20 links, durchgezogene Linien) im Frequenzbereich unter 500 Hz um bis zu 2 dB geringere Pegel aufweist während für $f > 500$ Hz die Differenz sogar nur 1 dB beträgt. Die Qualität der Rückrechnung nimmt also tendenziell zu niedrigeren Frequenzen ab. Dies lässt sich durch zunehmende Unschärfen bei der Fokussierung erklären, die letztendlich zu einer schlechten Konditionierung des zu lösenden Gleichungssystems führt.

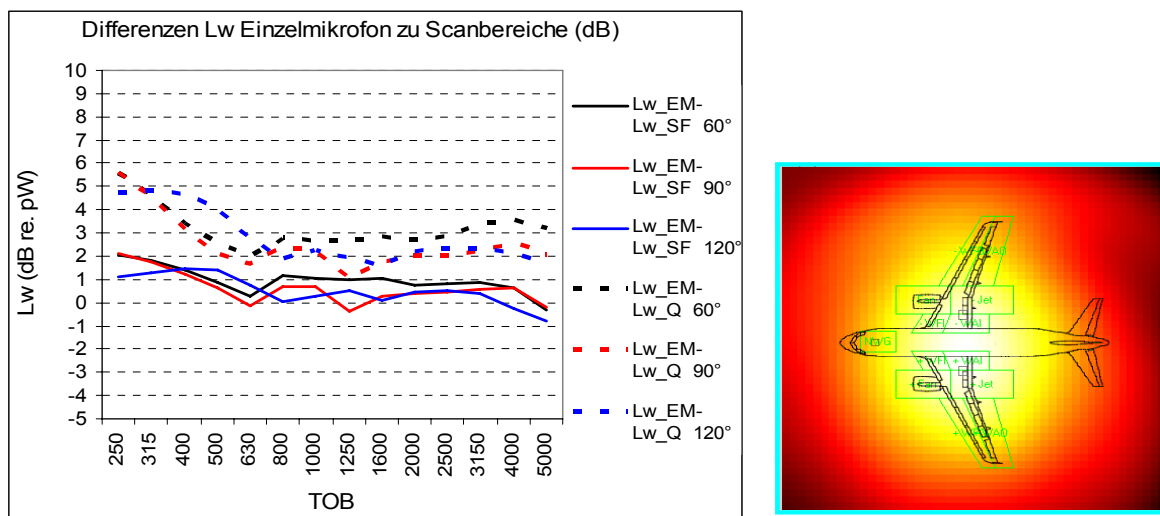


Bild 20: Vergleich der Differenz der Quellleistungen aus den Scanflächen zum Einzelmikrofonsignal.

Der definierte Quellbereich (grün dargestellt) zeigt gegenüber dem Einzelmikrofon größere Abweichungen, die mit den fehlenden Energieeinträgen des Rumpfes und des Leitwerkes erklärbar sind.

Insgesamt kann man feststellen, dass die SDM-Methode im relevanten Frequenzbereich zuverlässige Ergebnisse liefert. Ungenauigkeiten können sich aber aufgrund nicht genau bekannter bzw. nicht berücksichtigter Parameter ergeben. Dies sind z.B. inhomogener Temperatur- und/oder Feuchteverlauf entlang des Ausbreitungsweges sowie der Einfluss des Windes auf die Schallausbreitung.

In Anbetracht der geringen Anzahl auswertbarer Messflügen basieren die Parameterstudien zum Teil auf Ergebnissen von nur 2 Messflügen gleicher Konfiguration. Für statistische Aussagen ist es deshalb wünschenswert, die Datenbasis durch weitere Messflüge zu erweitern.

4.5.1.3 Vergleich der Quelldaten (Datengrundlage) von DLR und EADS-CRC

Im Folgenden werden die jeweiligen Geräuschdaten aus Einzelmikrofonmessungen (DLR) und Array-Analysen (EADS-CRC) für ausgewählte Flugzeugkonfigurationen und drei unterschiedliche Abstrahlwinkel verglichen. Dieser Vergleich erfolgt im Frequenzbereich für eine Referenzfluggeschwindigkeit von 90 m/s (Bild 21 bis Bild 24).

Der Vergleich der Daten zeigt zum Teil beträchtliche Unterschiede zwischen den jeweiligen

Geräuschpegeln, vornehmlich für die Abstrahlrichtung in Flugrichtung. Dabei liefern die Einzelmikrofonergebnisse fast ausschließlich höhere Pegelwerte (mit Ausnahme des Fahrwerksgeräusches bei vertikaler Abstrahlung zum Boden). Die spektralen Pegelverteilungen zeigen im Mittel brauchbare Übereinstimmung.

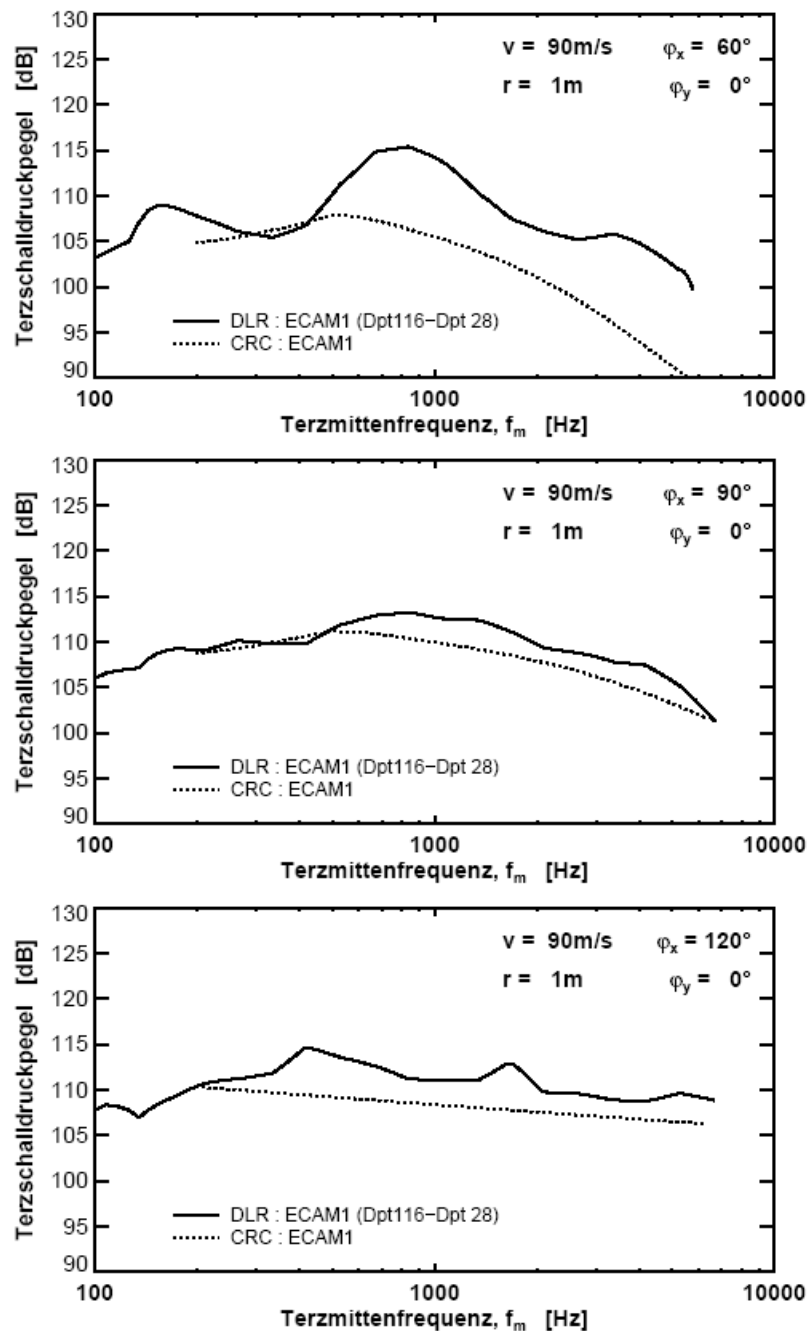


Bild 21: Vergleich der Datengrundlagen für ECAM 1.

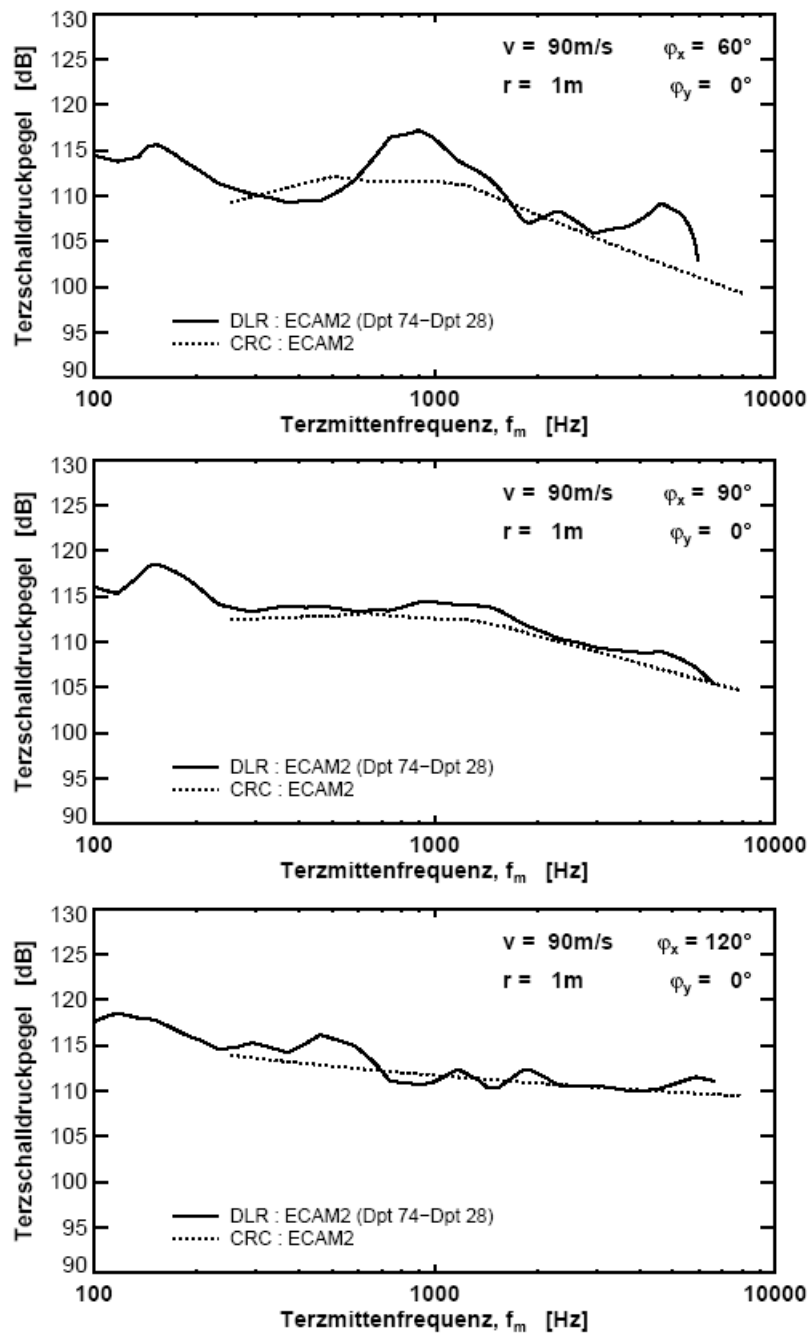


Bild 22: Vergleich der Datengrundlagen für ECAM 2.

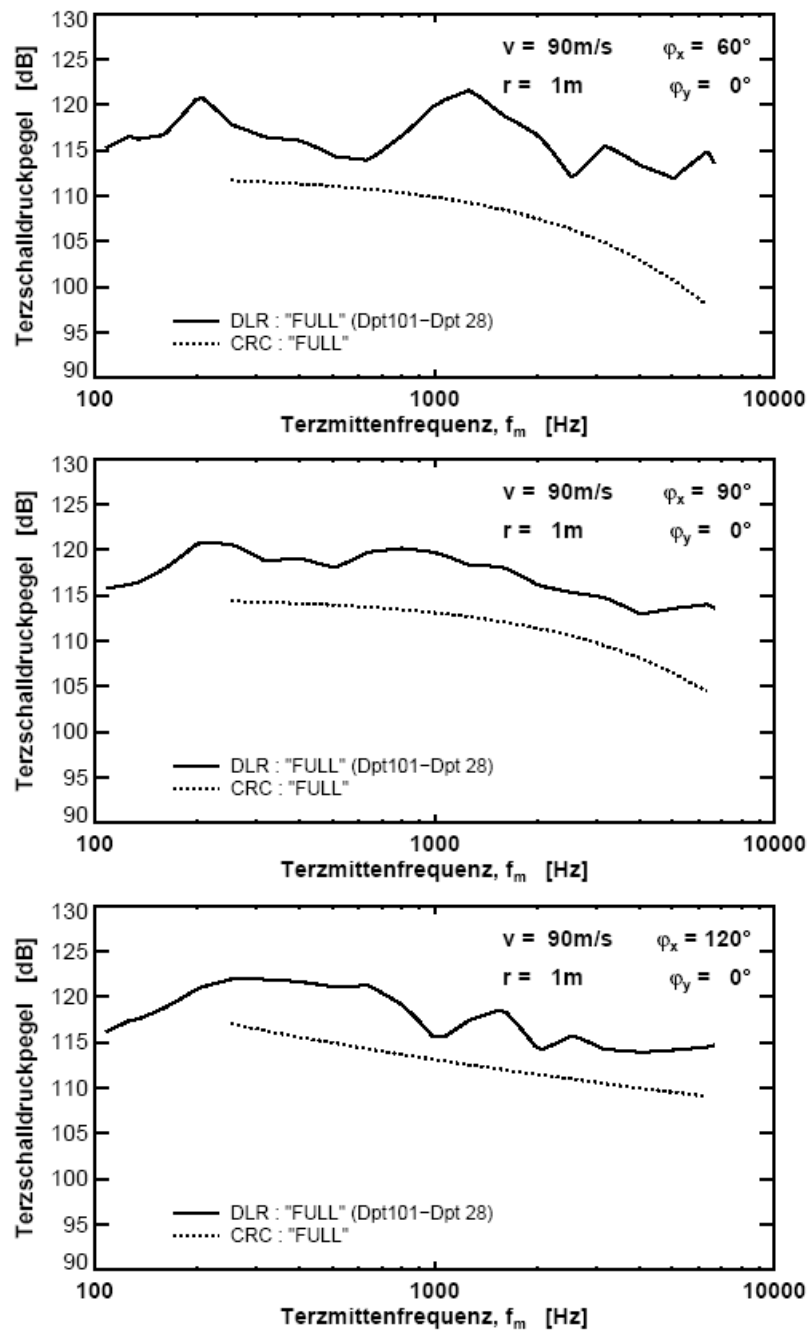


Bild 23: Vergleich der Datengrundlagen für die Konfiguration „full“.

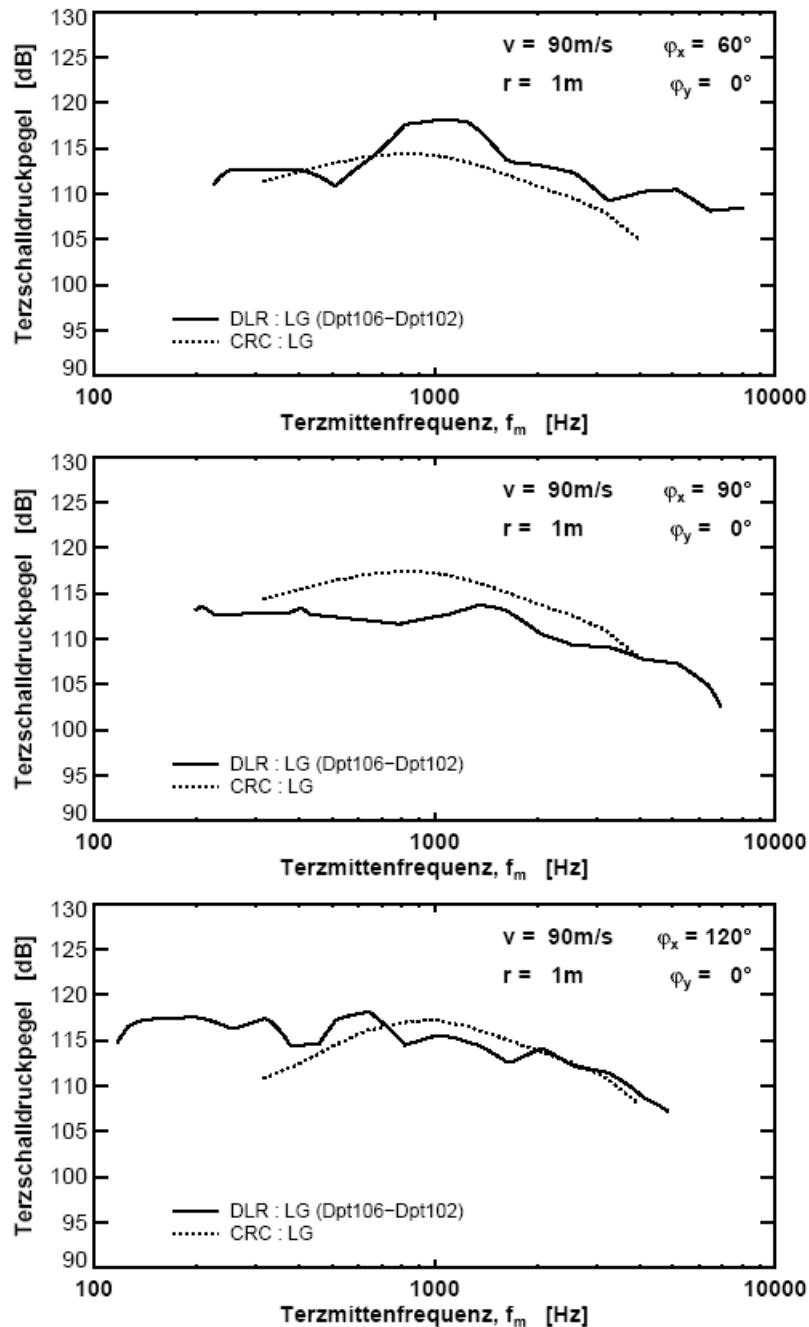


Bild 24: Vergleich der Datengrundlagen für das Fahrwerksgeräusch.

4.5.2 Vergleich der Modellierungsphilosophien

4.5.2.1 Quellmodell des DLR

Die Arbeiten des DLR zur Quellmodellierung zielen 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 Rahmen von *LAnAb* konnte jedoch nur ein erster Schritt in diese Richtung getan werden, da es zum gegenwärtigen Zeitpunkt noch viele Wissenslücken bezüglich der Schallentstehungsmechanismen insbesondere bei 3D Komponenten (z.B. Klappenseitenkanten) gibt.

Grundlage der hier durchgeführten Quellmodellierung sind eine umfangreiche, experimentelle Datenbasis aus aeroakustischen Windkanalstudien und einschlägige Ergebnisse aus der Fachliteratur. Hieraus wurden die wesentlichsten Parameterabhängigkeiten der Umströmungsgeräusche abgeleitet und (wo 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.

Bevor jedoch eine solche Detaillierung erreicht wird, ist ein universelles Quellmodell im ersten Entwicklungsstadium allerdings mit dem Nachteil behaftet, im konkreten Einzelfall nur begrenzte Vorhersagegenauigkeiten zu erreichen.

4.5.2.2 Quellmodell von EADS-CRC

Die vom CRC entwickelte Vorhersagemethode ist semi-empirisch und beruht auf der „Lärm Komponenten Methode“ von Fink [6], dem „Airframe Noise Prediction“ Tool von ESDU [13], sowie auf Erfahrungen gesammelt in diversen Projekten (siehe Bericht von EADS-CRC [11] zu *LAnAb* EA 1623) und Überflugmessungen. Grundlage der Quellmodellierung sind analysierte Parameterabhängigkeiten, die einen Bezug (wenn möglich physikalisch) zwischen 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 A319 Überflugmessdaten in Parchim. Um dennoch die Allgemeingültigkeit des Quellmodells zu erhalten wurde versucht, nur die besonders groben Abweichungen in Amplitude und Richtcharakteristik zu beheben. Diese Quellmodelladaptation bezieht sich im momentanen Stand auf die analysierten Hauptlärmquellen wie Flügel und Fahrwerk. Die Bereiche wie Höhen- und Seitenleitwerk sind zwar im Quellmodell implementiert, wurden aber zum jetzigen Zeitpunkt noch nicht mit Analysen der Überflugmessungen überprüft.

Das Quellmodell erlaubt die unabhängige Berechnung von Teilschallquellen einzelner Flugzeugkomponenten (s. Kapitel 3 des EADS-CRC Berichts [11]). Dadurch können gezielte Analysen beliebiger Teilquellen sowie deren Kombination auch im Hinblick auf lärmreduzierende Maßnahmen durchgeführt werden. Die Methode ist beliebig erweiterbar und kann für verschiedene Flugzeugtypen und Flugzeugkonfigurationen herangezogen werden.

4.5.3 Prognosegenauigkeiten relativ zur jeweiligen Datengrundlage

4.5.3.1 Prognosegenauigkeit des DLR-Modells

Im Vergleich zu den Messergebnissen am A319 geben die für das Hochauftriebsgeräusch und das Fahrwerksgeräusch entwickelten Quellmodelle die grundsätzlichen Parameterabhängigkeiten der Geräuschcharakteristiken wieder. Während im Spektralbereich im Einzelfall (insbesondere bei hohen Frequenzen) Abweichungen von bis zu 10 dB zwischen Messwert und Vorhersage auftreten, ergibt sich bezüglich der A-bewerteten Gesamtschalldruckpegel für den wesentlichen Abstrahlbereich eine Vorhersagegenauigkeit von 1 dB mit Ausnahme der Vorhersage für die Konfiguration „full“, wo eine Abweichung von -6 dB zum Messwert auftritt. Als eine der Ursachen für diese Ungenauigkeit wird das Fehlen eines Quellmodells für das Geräusch der Seitenkanten der Landeklappen gesehen. Ein solches Modell wurde noch nicht entwickelt, da zur Zeit keine ausreichende Datenbasis hierzu vorliegt.

4.5.3.2 Prognosegenauigkeit des EADS-CRC-Modells

Wie im Bericht von EADS-CRC [11] (Abschnitt 6) gezeigt wird, ergibt der Vergleich der Messanalyse mit der Vorhersage nur sehr geringe Pegelabweichungen die selten die 4 dB Marke, bei einzelnen Frequenzen übersteigt. Die Ursache dafür liegt in der Zielsetzung be-

gründet, das Quellmodell an die Messanalyse anzupassen (EA 1623). Nachteile dieses Ansatzes sind die unmittelbare Abhängigkeit der Vorhersagequalität von der Genauigkeit der Messanalyse und die Gefahr, dass das Quellmodell an Allgemeingültigkeit (für verschiedene Flugzeugtypen) verliert. Gerade deshalb ist es besonders wichtig, durch weitere Überflugmessungen mit Großraumflugzeugen die Übertragbarkeit des „verbesserten“ Quellmodells zu verifizieren. Die größten Abweichungen ergeben sich jeweils bei sehr tiefen und sehr hohen Frequenzen. Insbesondere bei tiefen Frequenzen (< 300 Hz) ist die Genauigkeit der Array-messmethode aufgrund der gegebenen geometrischen Anordnung begrenzt. Die Differenz bei hohen Frequenzen ist durch die zunehmende Abnahme des S/N Verhältnisses aufgrund der atmosphärischen Dämpfung erklärbar. Die Übereinstimmungen im interessierenden mittleren Frequenzbereich zeigen den richtigen Ansatz, der durch zusätzliche Analysen noch weiter verbessert werden kann.

4.5.3.3 Vergleich der Prognosen von DLR und EADS-CRC

In diesem Kapitel werden die jeweiligen Prognoseergebnisse (DLR und EADS-CRC) für die gleichen Flugzeugkonfigurationen und Abstrahlwinkel verglichen, für die auch der Vergleich der Datengrundlage erfolgte.

Auch hier werden die Daten im Frequenzbereich für eine Referenzfluggeschwindigkeit von 90 m/s angegeben (Bild 25 bis Bild 28).

4.5.4 Schlussfolgerungen bezüglich der Verwendung der Quellmodelle

Eine Bewertung der jeweiligen Prognosegenauigkeiten beider Modelle ist schwierig, da sowohl die Datenbasis (Ergebnisse der Messanalysen) als auch der verfolgte Ansatz bei der Modellbildung nur bedingt vergleichbar sind.

Eine gute bis sehr gute Übereinstimmung beider Vorhersagen gibt es für die Konfigurationen ECAM 1 und ECAM 2 (mit größeren Abweichungen hin zu hohen Frequenzen (> 3000 Hz). Für die Konfiguration „full“ ergeben sich größere Pegelabweichungen, die unterhalb von 1000 Hz maximal ~4 dB betragen („DLR“ > „EADS CRC“) und hin zu 10 kHz auf ~15 dB („EADS-CRC“ > „DLR“) anwachsen. Die EADS-CRC Prognoseergebnisse zum Fahrwerksgeräusch zeigen im mittleren Frequenzbereich zum Teil deutlich höhere Pegel um bis zu 6 dB. Bei tiefen und sehr hohen Frequenzen liegen sie aber unter den mit dem DLR-Modell prognostizierten Pegeln. Außerdem zeigen die EADS-CRC Prognosen eine aus der Analyse ermittelte Richtcharakteristik.

Zusammenfassend kann man feststellen, dass es zum jetzigen Zeitpunkt schwierig ist zu beurteilen, welches Prognosemodell die genaueren Werte liefert, da zum Teil bereits deutliche Abweichungen zwischen den jeweiligen Datenbasen bestehen. Legt man jedoch die jeweilige Datenbasis zugrunde liefert das „angepasste“ semiempirische EADS-CRC Quellmodell erwartungsgemäß geringere Abweichungen als das mit Hilfe von Windkanaldaten mehr physikalisch basierte Modell des DLR, das jedoch zur Zeit noch nicht die Einzelbeiträge aller relevanten Quellen beschreiben kann (siehe hierzu die entsprechenden Vergleiche in beiden Abschlussberichten).

Demzufolge haben beide Prognosemodelle ihre Berechtigung und sollten weiter entwickelt werden. Dies insbesondere im Hinblick auf ihr jeweiliges Potenzial zur Lärmprognose auch für andere Flugzeugtypen als den Airbus A319.

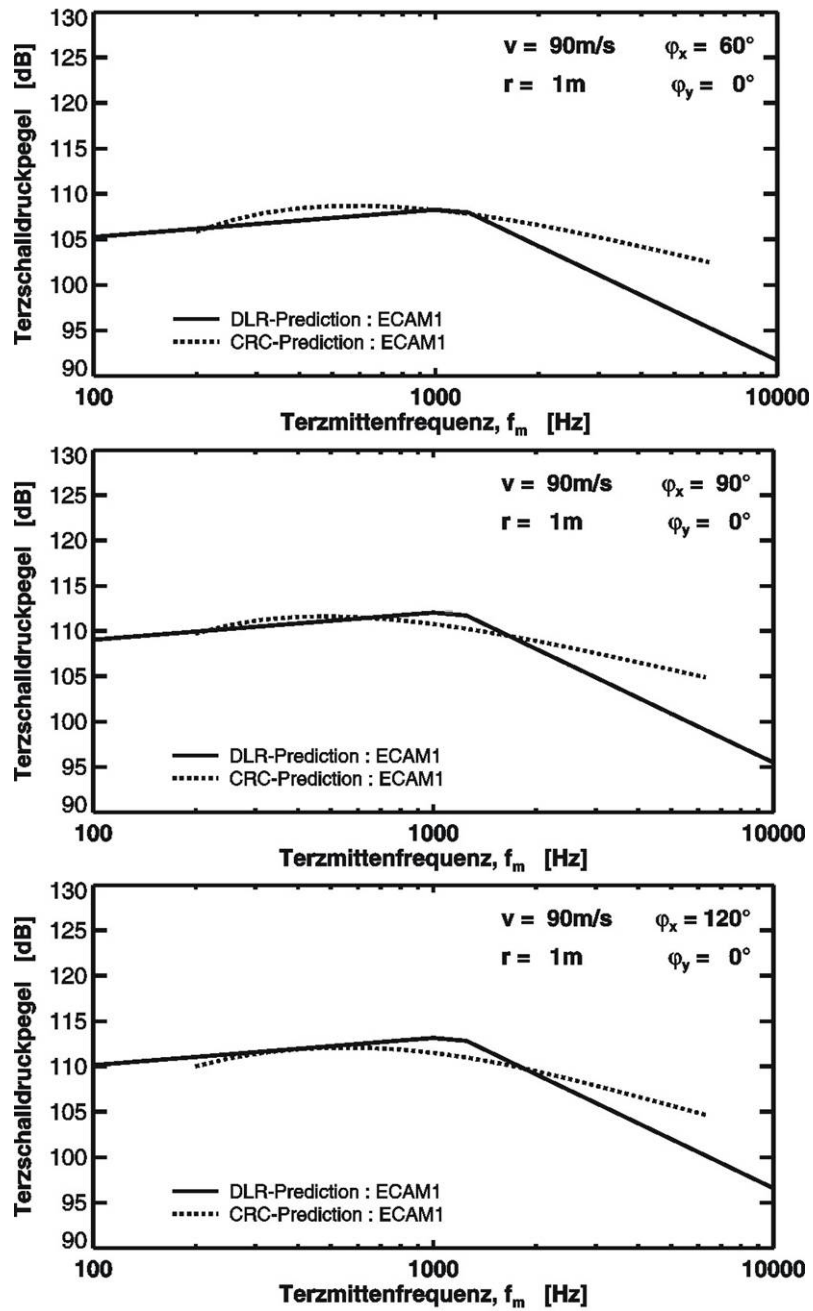


Bild 25: Vergleich der Prognoseergebnisse für ECAM 1.

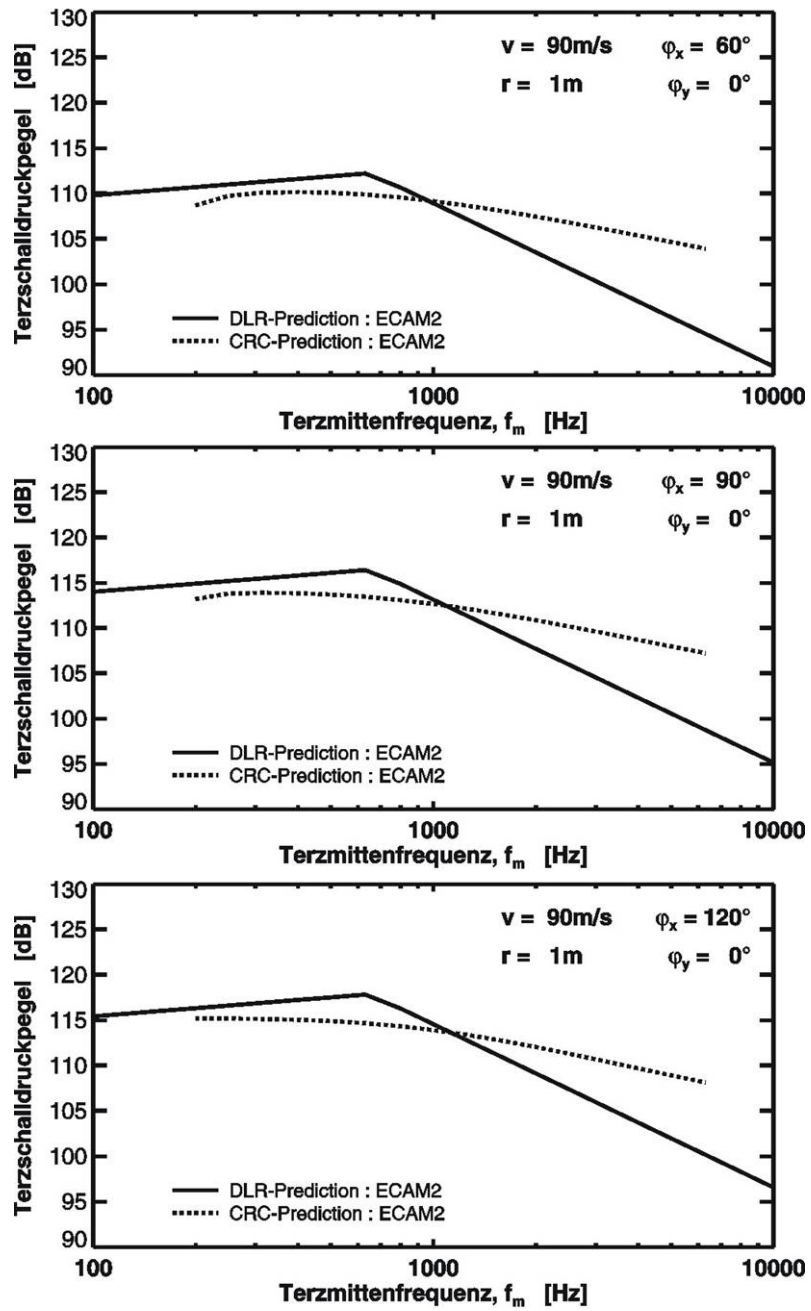


Bild 26: Vergleich der Prognoseergebnisse für ECAM 2.

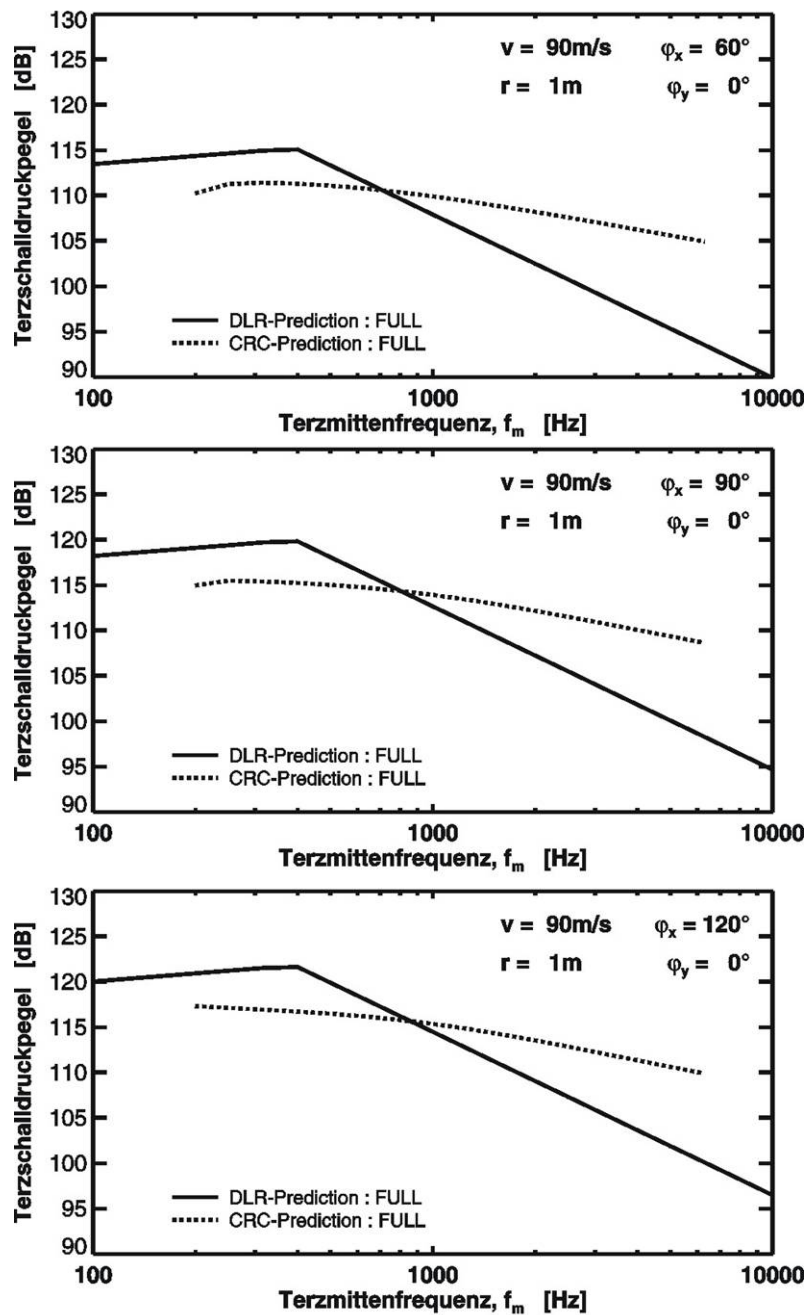


Bild 27: Vergleich der Prognoseergebnisse für Konfiguration „full“.

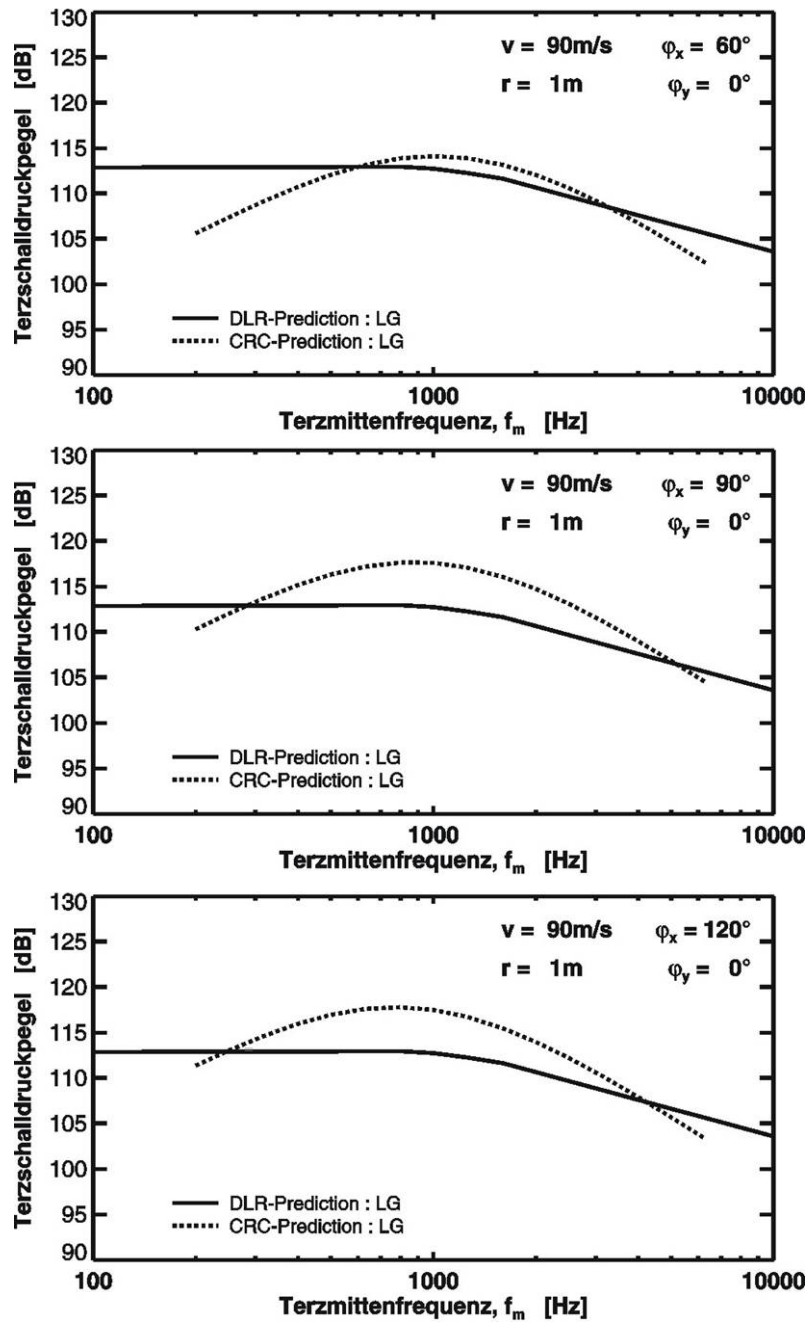


Bild 28: Vergleich der Prognoseergebnisse für das Fahrwerksgeräusch.

4.6 Modellierung von Triebwerksgeräuschen – Ergebnisse EA 1612 „Auswertung vorhandener Überflugmessungen“ und EA 1614 „Überflugmessungen mit einem Mikrofonarray“ (DLR-AT-TA [14])

4.6.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1612 und EA 1614

Die wichtigsten Ergebnisse in Bezug auf das gesamte Triebwerksgeräusch sind in der Kurzfassung am Beginn des Berichts dargestellt.

Nach der Einleitung in Kapitel 1 werden im zweiten Kapitel die Geräuschcharakteristika des Airbus A319 beim Start und bei der Landung beschrieben. Kapitel 3 ist der Schallabstrahlung vom Fanrotor und seiner Modellierung gewidmet und Kapitel 4 dem Geräusch des Triebwerksstrahls und seiner Modellierung. Zusammenfassung und Ausblick in Kapitel 5 beschließen den Einzelbericht.

4.6.2 Einleitung

Ziel des Verbundprojekts *LAnAb* ist die Entwicklung und Überprüfung von An- und Abflugverfahren, die im Vergleich mit den derzeit an deutschen Flughäfen geflogenen Standardverfahren eine geringere Geräuschbelastung in der Umgebung von Verkehrsflughäfen bewirken sollen. Da sich eine rein experimentelle Erprobung neuer Verfahren aus Kostengründen und wegen der wetterbedingten unzureichenden Reproduzierbarkeit von Versuchsbedingungen verbieten, soll die akustische Optimierung der Flugverfahren auf der Basis von Simulationsprogrammen erreicht werden. Wesentliches Element solcher Simulationen ist die genaue Kenntnis der Geräuschemission der einzelnen Schallquellen unter allen bei Start und Landung in Frage kommenden Flugzuständen. Aufgabe von DLR-AT-TA innerhalb der Einzelaufgaben EA 1612 und EA 1614 war die Modellierung der Triebwerksgeräusche als Input für das Simulationstool.

Wesentliches Element dieser empirischen Modellierung waren Überflugmessungen, die im Juni 2004 mit einem Lufthansa Airbus A319 am Flughafen Schwerin-Parchim gemacht wurden (siehe Abschnitt 4.1 und den Einzelbericht [3]). Dieses Flugzeug ist repräsentativ für ein modernes zweimotoriges Flugzeug mittlerer Größe. Das Versuchsflugzeug war mit zwei CFM56-5A5 Triebwerken ausgestattet.

Die akustische Messeinrichtung bestand aus einem Array mit 168 auf dem Boden unter dem Flugweg platzierten Mikrofonen und weiteren 36 Einzelmikrofonen unter verschiedenen Seitenwinkeln postierten Mikrofonen. Die GPS-Positionen des Flugzeugs und die Wetterbedingungen wurden ebenfalls aufgezeichnet. Für die Analyse der Triebwerksgeräusche wurden das Mikrofonarray und die Auswerterroutinen des DLR-AT-TA eingesetzt, die weiter unten beschrieben werden. Die Überflüge dienten aber neben den hier interessierenden Triebwerksgeräuschen auch der Erfassung von Daten zur Modellierung der Umströmungsgeräusche von Hochauftriebshilfen und Fahrwerken, siehe hierzu die Abschnitte 4.2, 4.3, 4.4 und 4.5.

Um Vorhersagemodelle zu entwickeln, wurde eine Geräuschdatenbank für alle Konfigurationen erstellt, mit denen das Flugzeug bei Start und Landung fliegt. Eine Übersicht dieser Flüge findet sich in Kapitel 1 des Einzelberichts [14]. Jede Flugzeugkonfiguration wurde bei drei Fluggeschwindigkeiten und vier Triebwerksleistungen einschließlich Leerlauf getestet. Insgesamt wurden 119 Überflüge mit 30 unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen durchgeführt.

Das Geräusch eines Flugzeugtriebwerks hängt u. a. davon ab, ob es sich in einem stationären Triebwerksprüfstand oder im Flugzustand befindet. Der Grund dafür ist, dass der Fanrotor im Flug weniger belastet ist als im Prüfstand, so dass sich sein Arbeitspunkt ändert und damit auch seine Geräuschemission. Der niedrigere Turbulenzgrad der Zuströmung im Flug spielt ebenfalls eine Rolle. Studien zeigen eine Diskrepanz zwischen Boden- und Flugtests in Bezug auf den Tonpegel bei der Blattpassierfrequenz auf. Der Einfluss der Flugge-

schwindigkeit auf den Strahlärm ist bekannt: sie verringert die Turbulenz in der Strahlmischungsschicht und ändert deren Richtcharakteristik. Schwieriger vorherzusagen sind Wechselwirkungseffekte mit der Zelle. Aus allen diesen Gründen muss die Übertragung von Prüfstandsmessdaten auf den Flugzustand mit Sorgfalt geschehen.

Seit mehr als einem Jahrzehnt werden akustische Überflugtests mit Mikrofonarrays durchgeführt, um die dominierenden Schallquellen zu identifizieren und lokalisieren. Nach einer Entfernung der Dopplerverschiebung („Entdopplung“) repräsentieren diese Signale die Frequenzverteilung der vom Flugzeug in Messrichtung abgestrahlten akustischen Leistung. Vor kurzem wurden Methoden entwickelt, um die Amplituden von einzelnen Schallquellen (Fan, Vorflügel, Klappen) separat zu erfassen, siehe z.B. die Arbeit von Guerin et al [15]. Verglichen mit Messungen auf Bodenprüfständen und in Windkanälen sind Überflugmessungen technisch anspruchsvoller und statistisch ungenauer, da nur kurze Integrationszeiten möglich sind. Ferner ist es nicht möglich, die Quellmechanismen im Einzelnen zu analysieren, und außerdem kann man einige Parameter wie z.B. die Fluggeschwindigkeit nur in einem schmalen Bereich variieren. Andererseits, und das ist der große Vorteil dieser Messtechnik, liefern diese Tests die Geräuschemission eines Flugzeugs unter realen Betriebsbedingungen.

4.6.3 Geräuschcharakteristika des Airbus A319

4.6.3.1 Schallabstrahlung beim Start

Bei den Überflugmessungen wurden 37 Starts mit 9 unterschiedlichen Kombinationen von Triebwerksdrehzahlen, Klappenstellungen und Fluggeschwindigkeiten geflogen. Die Triebwerke werden als dominierende Schallquellen erkannt, wie Bild 29 für die Terzbänder 400 Hz bis 8 kHz zeigt.

Die Schallquellen der Triebwerke sind sehr stark gerichtet. Beim Abstrahlwinkel $\varphi_u = 60^\circ$ (vorderer Quadrant) wird der größte Anteil des Schalls aus dem Einlauf abgestrahlt. Dagegen wird das Schallmaximum bei $\varphi_u = 120^\circ$ im Bereich der Düse und des Abgasstrahls gefunden. Im Terzband 400 Hz wird bei allen drei Abstrahlwinkeln φ_u der Schall aus der Düse abgestrahlt, wobei der breitbandige Strahlärm und Kerntriebwerkslärm dominieren. Im Terzband 800 Hz wird bei $\varphi_u = 60^\circ$ die Schallabstrahlung von Buzz-Saw-Noise aus dem Einlauf heraus bestimmt, während bei $\varphi_u = 90^\circ$ und 120° Strahlärm und Breitband-Fangeräuschen aus der Austrittsdüse heraus dominieren. Im Terzband 2000 Hz liegen die Blattpassierfrequenz und weitere Harmonische der Wellendrehzahl (Buzz-Saw-Noise), die sowohl über die Einlaufdüse ($\varphi_u = 60^\circ$) als auch über die Austrittsdüse ($\varphi_u = 90^\circ$ und 120°) abstrahlen. Bei 4 kHz sind Buzz-Saw-Noise und das vom Fanrotor erzeugte Breitbandgeräusch pegelbestimmend mit einer Abstrahlcharakteristik wie bei 2000 Hz. Im Terzband 8 kHz schließlich sind die dreifache Blattpassierfrequenz ($3 \times \text{BPF}$) und Buzz-Saw-Noise die wesentlichen Geräuschanteile.

Die Schallabstrahlung der tonalen Geräuschkomponenten hat ihren scheinbaren Ursprung nicht auf der Triebwerksachse, wie die Diagramme bei $\varphi_u = 60^\circ$ zeigen. Das liegt am Beamforming-Verfahren, das kugelförmige Schallquellen annimmt, wohingegen die Wellenfronten der Tonkomponenten von akustischen Moden der Schallausbreitung im Triebwerkseinlauf (Spinning-Moden) geprägt sind, die am Boden tangential mit einem kleinen lateralen Versatz ankommen.

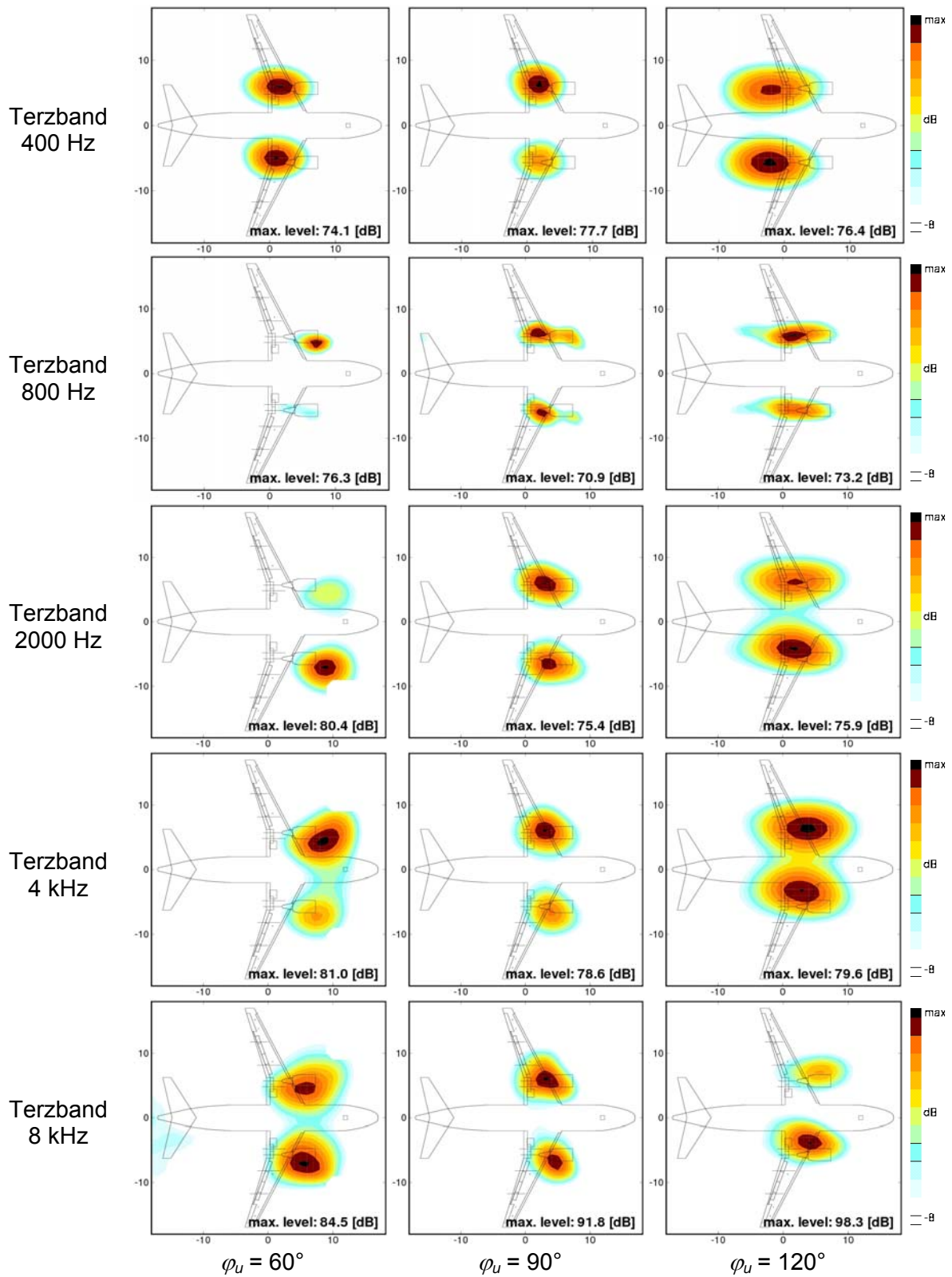


Bild 29: Schallabstrahlung des A319 beim Start (F2; $N_1 = 85,2\%$; ECAM 3).

4.6.3.2 Schallabstrahlung beim Landeanflug

Während des Anflugs laufen die Triebwerke bei geringer Leistung, dabei wird das Geräusch deutlich reduziert. Verglichen mit dem Start läuft der Fan mit Unterschallgeschwindigkeit, so dass Buzz-Saw-Töne vermieden werden. Außerdem ist der Strahlärm aufgrund der geringen Strahlgeschwindigkeit reduziert. Allerdings, wichtig für den Zellenlärm, sind die Hochoauftriebsklappen teilweise oder ganz gesetzt, und das Fahrwerk ist ausgefahren. Obwohl ein signifikanter Anteil des Lärms von der Zelle kommt, stellen, wie im Folgenden gezeigt wird, die Triebwerke auch bei der Landung eine wichtige Schallquelle dar.

Die Schallstärkenverteilungen des Flugzeugs in Bild 30 wurden für eine Anflugskonfiguration mit teilweise ausgefahrenen Hochoauftriebsklappen und mittlerer Drehzahl $N_1 = 64,9\%$ berechnet. Die Hauptquellen des Fluglärms liegen bei Triebwerksdüse und -einlauf, sowie bei den rumpfnahen Vorflügelseitenkanten und den Vorflügeln selbst.

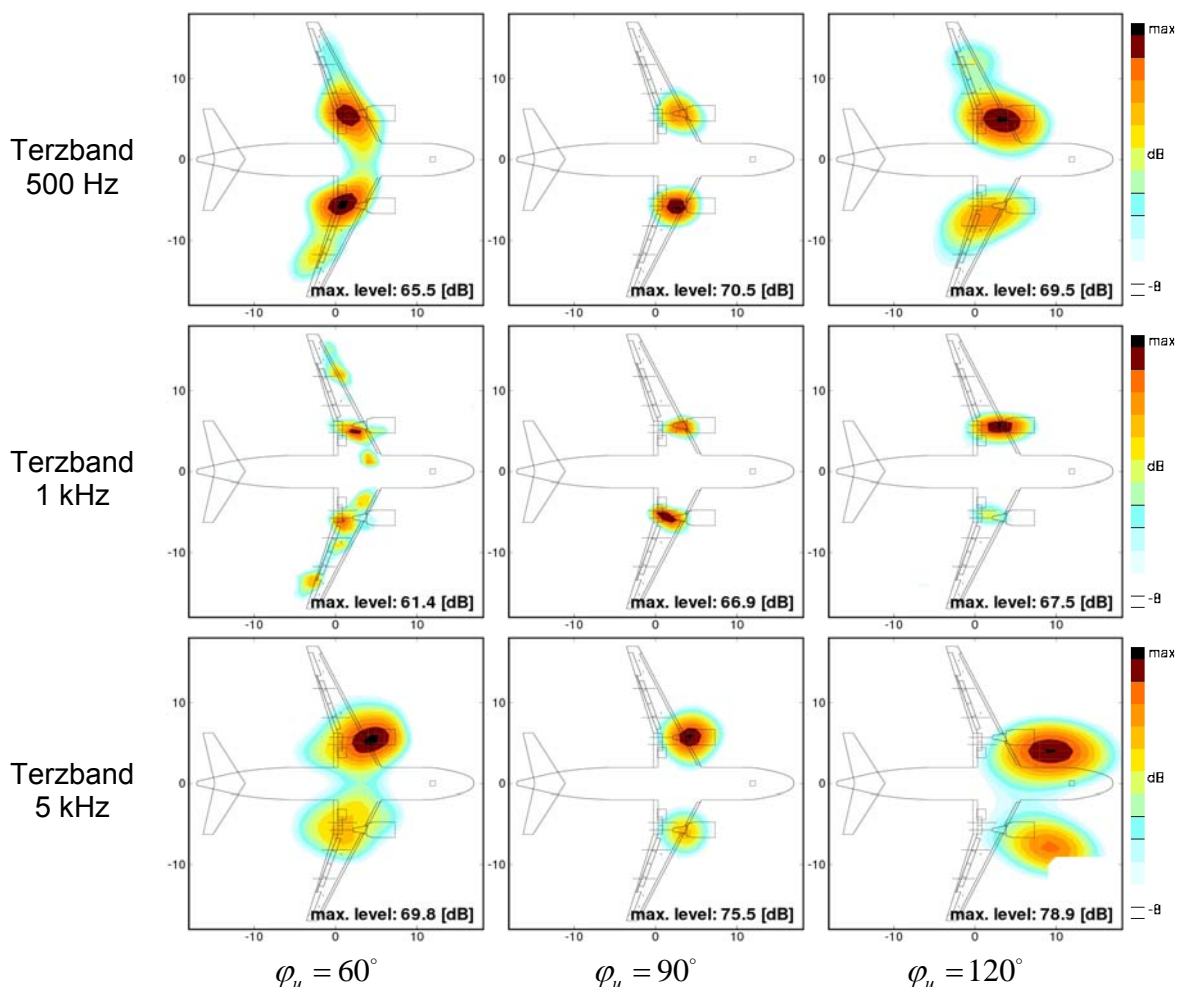


Bild 30: Schallabstrahlung der A319 bei der Landung mit eingefahrenem Fahrwerk (F69; $N_1 = 64,9\%$; ECAM 2).

Für den Flug F67 (ECAM 2, $N_1 = 60\%$) wurden die in Bild 31 gezeigten Spektren der Teilschallquellen mit Hilfe der Arraytechnik berechnet. Diese Spektren zeigen, dass das Triebwerksgeräusch bei hohen und tiefen Frequenzen dominiert. Im mittleren Frequenzbereich von 600 bis 2000 Hz ist das Umströmungsgeräusch vorderen Quadranten ($\psi = 60^\circ$) in einem weiten Frequenzbereich etwa genau so laut wie das Triebwerksgeräusch, in der Abstrahlung nach unten ($\psi = 90^\circ$) und im hinteren Quadranten ($\psi = 120^\circ$) aber signifikant leiser.

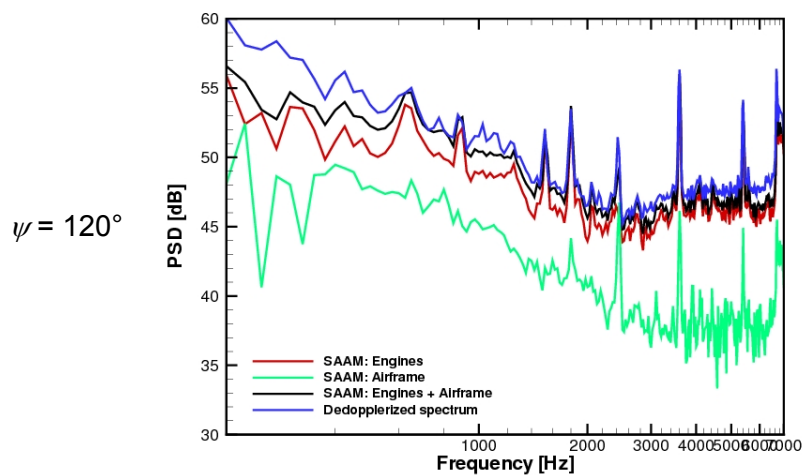
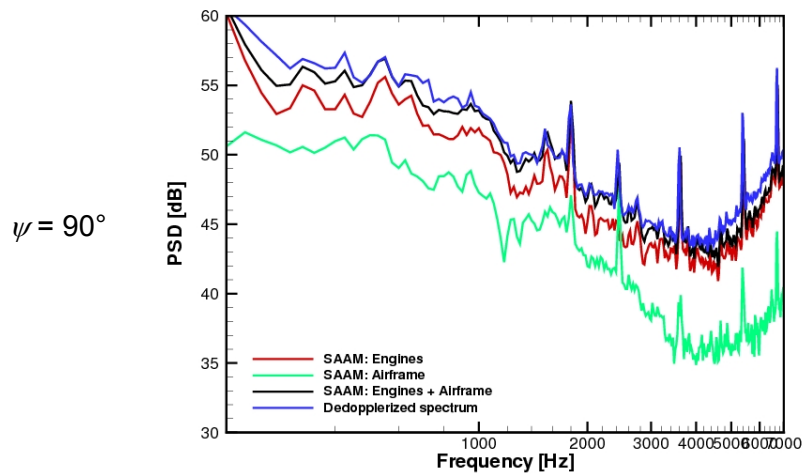
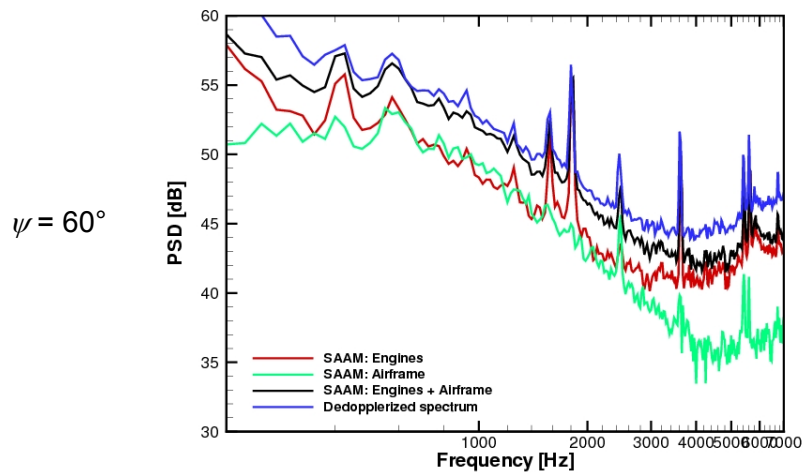


Bild 31: Quellzerlegung angewandt für Überflug F67 (ECAM 2, LG up, $N_1 = 60\%$).

4.6.3.3 Komponenten des Triebwerksgeräusches

In der unten aufgeführten Liste sind alle bei Turbofantriebwerken identifizierten Schallquellen zusammengefasst. Jede Quellstärke variiert mit Triebwerksdrehzahl, der Fluggeschwindigkeit und ist mehr oder weniger abhängig von Triebwerkstyp. Einige dieser Quellen, wie z.B.

der Strahlärm, sind Gegenstand jahrzehntelanger Forschung, andere wurden gerade erst als mögliche Lärmquellen erkannt, z.B. der Verbrennungslärm.

In dem DLR-Beitrag zu EA 1612 und EA, der sich auf die Triebwerksgeräusche konzentriert, werden die mit einem Haken (✓) markierten akustischen Quellen modelliert, die anderen (×) werden nicht behandelt.

- Strahl
 - Primäre Strahlmischung (✓)
 - Sekundäre Strahlmischung (✓)
 - Gemischter Strahl (✓)
 - Stoßlärm (×)
- Fan: Schallabstrahlung aus dem Einlauf
 - Buzz-Saw-Töne (✓)
 - BPF Töne (✓)
 - Breitbandgeräusche (✓)
- Fan: Schallabstrahlung aus der Düse
 - BPF Töne (✓)
 - Breitbandgeräusch (✓)
- Turbine
 - BPF Töne (×)
 - Breitbandgeräusche (×)
- Verdichter
 - BPF Töne (×)
 - Breitbandgeräusche (×)
- Kern/Brennkammer
 - Töne (×)
 - Breitbandgeräusch (×)

4.6.4 Fanrotor-Geräusche

Die wesentlichen Entstehungsmechanismen des vom Fan abgestrahlten Geräusches sind

- die Wechselwirkung des Fanrotors mit Einlaufstörungen, die Töne bei der Blattpassierfrequenz (BPF) und Vielfache davon sowie Breitbandgeräusche erzeugt,
- das Eigengeräusch des Fanrotors (rotor-alone-noise, BPF + Harmonische plus Breitbandgeräusch),
- die Wechselwirkung der Nachläufe des Fanrotors mit den stromab liegenden Statorschaufeln und Stützstreben (BPF + Harmonische plus Breitbandgeräusch) und
- das sogenannte „Kreissägengeräusch“ (Buzz-Saw-Noise), das durch die Verdichtungsstöße am Außenumfang der Rotorschaufeln bei Überschall-Geschwindigkeit der Relativströmung entsteht.

Grundlage der in EA 1612 und EA 1614 verwendeten Modellierung der vom Fanrotor abgestrahlten Geräusche ist eine von Heidmann [16] entwickelte semi-empirische Vorhersagemethode, die auf Prüfstandsversuchen der NASA mit acht verschiedenen Fans in Originalgröße beruht. Das Verfahren gilt für verlustlose Atmosphäre, Freifeldbedingungen und bezieht sich auf den Schalldruckpegel SPL in Terzbändern um die mittlere Frequenz f in Abhängigkeit vom Abstrahlwinkel ψ .

$$SPL(f, \psi) = F_1(\Delta T, Q_m) + F_2(M_{Tr,d}, M_{Tr}) + F_3(f, BPF, M_T, V, B) + F_4(RSS) + F_5(\psi) \quad (4.1)$$

wobei

F_1 eine dimensionslose Funktion zur Beschreibung des Gesamtschalldruckpegels (siehe Gleichung (4.2) unten),

- F_2 der relative Maximalpegel (spezifisch für jede Fanschallquelle),
- F_3 die Frequenzverteilung (spezifisch für jede Fanschallquelle),
- F_4 die Abhängigkeit vom Rotor-Stator-Abstand (nur für das Breitbandgeräusch und die Drehtonkomponente) und
- F_5 die Richtcharakteristik

bedeuten.

Die dimensionslose Funktion F_1 wird durch die folgende Beziehung bestimmt:

$$F_1(\Delta T, Q_m) = 20 \cdot \log(\Delta T / \Delta T_0) + 10 \cdot \log(Q_m / Q_{m0}), \quad (4.2)$$

wobei ΔT die Gesamttemperaturerhöhung des Fans mit $\Delta T_0 = 0,555$ K als Bezugsgröße und Q_m der Massenstrom mit $Q_{m0} = 0,453$ kg/s als Referenzmassenstrom sind.

Der Term F_1 wurde abgeleitet aus der Erkenntnis, dass die abgestrahlte Gesamtschallleistung proportional ist zur Wellenleistung ($W_s = Q_m \cdot c_p \cdot \Delta T$) multipliziert mit der spezifischen Arbeit des Fan, die zur Gesamttemperaturerhöhung ΔT der Strömung führt. Das bedeutet, dass die Schallabstrahlung proportional zu N^6 ist. Die anderen Funktionen F in Gleichung (4.1) gehören zu den einzelnen Quellmechanismen (Breitbandlärm, Drehklangtöne, Buzz-Saw-Lärm) und wurden experimentell bestimmt. Sie sind abhängig von den folgenden Parametern:

- M_T : Blattspitzenmachzahl,
- M_{Tr} : relative Blattspitzenmachzahl,
- M_{TrD} : relative Blattspitzenmachzahl im Auslegungspunkt („Design“)
- BPF : Blattfolgefrequenz,
- V : Anzahl der Leitrad-schaufeln,
- B : Anzahl der Rotorschaufeln,
- RSS : Abstand zwischen Rotor- und Statorblätter, bezogen auf die Sehnenlänge des Rotorblatts (in Prozent).

Der Gesamtschalldruckpegel wird durch energetische Addition der verschiedenen Quellbeiträge bestimmt.

Bild 32 zeigt als Beispiel einen Vergleich der gemessenen (links) und berechneten (rechts) Schallleistungspegel bei BPF und $2 \times BPF$ in Abhängigkeit von der Wellendrehzahl N_1 . Die verschiedenen Farben stehen für unterschiedliche Zellenkonfigurationen, die aber für den hier beabsichtigten Vergleich von Messung und Rechnung nicht von Bedeutung und deshalb im Bild nicht aufgeschlüsselt worden sind. In beiden Fällen repräsentieren die Kreissymbole den Gesamtschallleistungspegel, die Quadrat- und Kreuzsymbole bezeichnen den vorderen bzw. hinteren Abstrahlbereich.

Beim BPF-Ton stimmt der mit Heidmanns Methode vorhergesagte Schallleistungspegel mit einer Genauigkeit von ± 5 dB mit den Messergebnissen überein. Beim $2 \times BPF$ -Ton liegen die berechneten Werte um mindestens 10 dB über den Messergebnissen. Die bei den Messungen beobachtete Asymmetrie zwischen den nach vorn und nach hinten abgestrahlten BPF-Pegeln ist eine weitere starke Abweichung von der Vorhersage. Im Unterschallbereich ist die gemessene Schallabstrahlung nach hinten um 10 dB geringer als die Schallabstrahlung nach vorne. In der Vorhersage (siehe zum Beispiel den Vergleich bei 60% in Bild 32) sind sie ungefähr gleich. Die Überschätzung könnte daran liegen, dass das Heidmann-Modell auf Bodentests beruht, das die Einlaufströmung im Triebwerkskanal nicht adäquat berücksichtigt und auch nicht in Bezug auf die Fluggeschwindigkeit korrigiert ist¹. Weiter muss erwähnt

¹ Die aerodynamische Belastung des Fanrotors verändert sich mit der Fluggeschwindigkeit und damit auch der abgestrahlte Schallpegel.

werden, dass in dem Heidmann-Verfahren keine Schalldämpfer berücksichtigt werden, tatsächlich aber sind bei den CFM56-5A5 Triebwerken der Einlauf- und der Nebenstromkanal mit akustischem Dämmmaterial ausgerüstet. Falls der Schalldämpfer im Nebenstromkanal wirksamer ist als der im Einlauf, dann wäre das eine mögliche Erklärung für die im Experiment beobachtete kleinere BPF-Amplitude bei der Abstrahlung nach hinten.

Weitere Ergebnisse zu akustischen Modellierung des Buzz-Saw-Noise und der breitbandigen Geräuschkomponenten sind im Einzelbericht [14] zu finden.

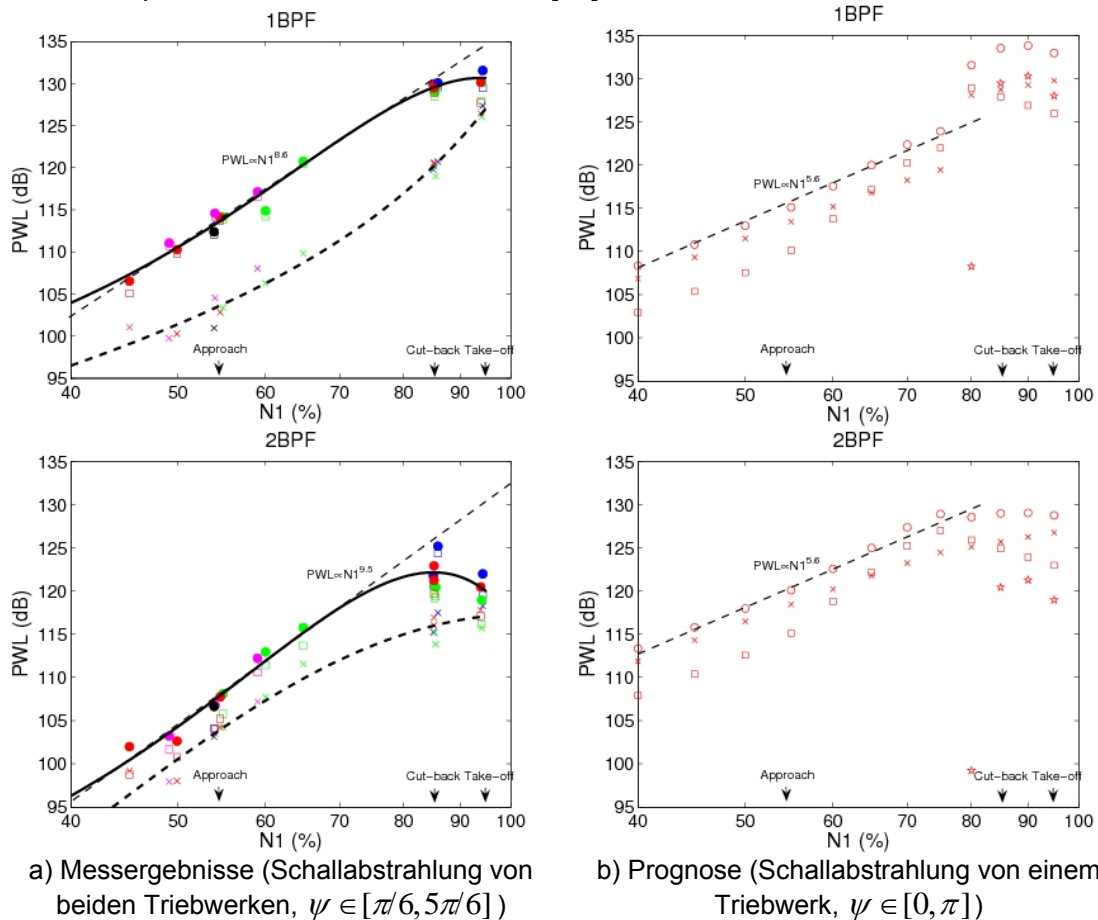


Bild 32: Schalleistungspegel bei BPF und 2×BPF als Funktion der relativen Drehzahl N_1 .

4.6.5 Strahlärm

Bild 33 zeigt den Querschnitt eines modernen Triebwerkes mit hohem Nebenstrom und einer kurzen Gondel, wie sie aus Gewichtsgründen bei solchen Triebwerken üblich geworden ist. Nebenstromtriebwerke haben zwei koaxiale Strahlen mit verschiedenen Temperaturen und Geschwindigkeiten. Der heiße Primärstrahl strömt aus der Primärdüse mit dem Querschnitt A_p und hat die Temperatur T_p und die Geschwindigkeit V_p . Der kalte Sekundärstrahl strömt aus der Nebenstromdüse mit dem Querschnitt A_s und umschließt den Primärstrahl. Der Sekundärstrahl hat die Temperatur T_s und die kleinere Geschwindigkeit V_s .

Obwohl der Strahlärm durch die Einführung von Triebwerken mit großem Nebenstromverhältnis erheblich verringert werden konnte, ist er auch bei modernen Flugzeugen eine wichtige Schallquelle, insbesondere beim Start, weil auch die anderen Geräuschquellen der Triebwerke reduziert wurden. Die relativ niedrigen Frequenzen des Strahlärms machen ihn über große Entfernungen hörbar. Für die vorliegende Untersuchung wurden zwei Strahlärmmodelle berücksichtigt: das ISVR-Modell, das auf mehreren Veröffentlichungen des Institute of Sound and Vibration Research (ISVR) basiert, und das Stone-Modell, das von der NASA entwickelt wurde. Diese Modelle sind im Einzelbericht [14] (zusammen mit den Quellenangaben) im Detail dargestellt. Hier sollen nur Beispielergebnisse gezeigt werden.

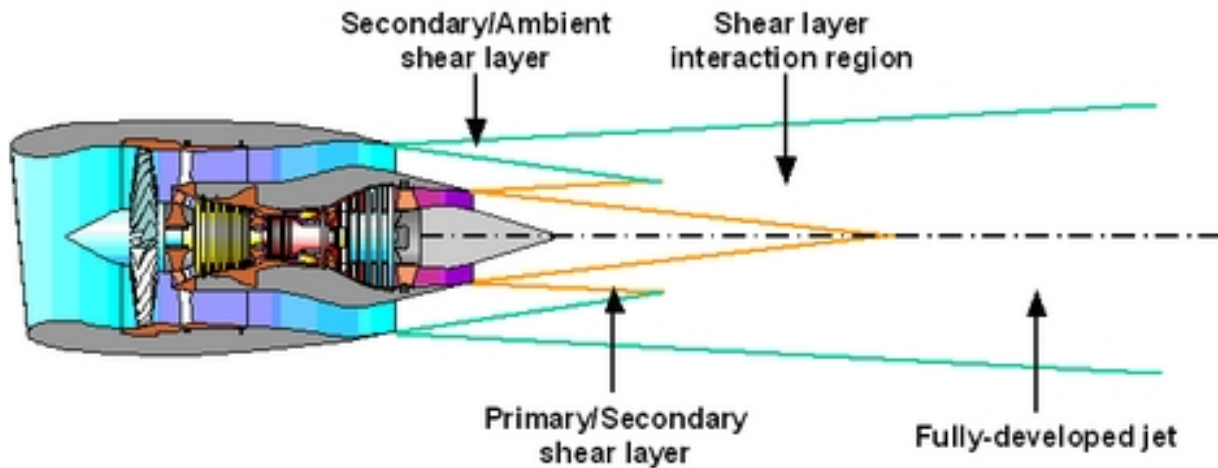


Bild 33: Schallerzeugende Gebiete eines koaxialen Triebwerkstrahls.

In Bild 34 werden die vorhergesagten Schalldruckpegel mit den gemessenen Breitbandlärmdaten beim **Abflug** miteinander verglichen. Das ISVR-Modell und das NASA-Modell („Stone“) können die auf den Strahlärm zurückzuführenden Frequenzspektren gut vorhersagen. Die Prognosen der beiden Modelle unterscheiden sich leicht und wegen der Unsicherheit bei den Eingabedaten ist es nicht möglich, festzustellen ob eines der beiden Modelle besser ist. Es muss auch beachtet werden, dass beide Modelle für koplanare Düsen entwickelt wurden, während das Triebwerk CFM56-5A5 eine kurze Gondel besitzt, bei der die Sekundärdüse kürzer als die Primärdüse ist. Ebenfalls nicht berücksichtigt sind mögliche Installationseffekte durch den Einbau der Triebwerke unter dem Flügel.

Bei 120° , also nahe der maximalen Schallabstrahlung, stimmen Pegel und Maximalfrequenz beim ISVR-Modell gut mit den Messungen überein, während das NASA-Modell niedrigere Pegel und Frequenzen liefert. Leider ist der Prognosebereich des ISVR-Modells auf Winkel kleiner als 130° beschränkt, da es keine Prognosen für Winkel nahe der Strahlachse liefert (Konus der Stille). Das NASA-Modell deckt alle Winkel ab. Die Prognosen sind tendenziell richtig, liefern nur leicht verschobene Pegel und Frequenzen.

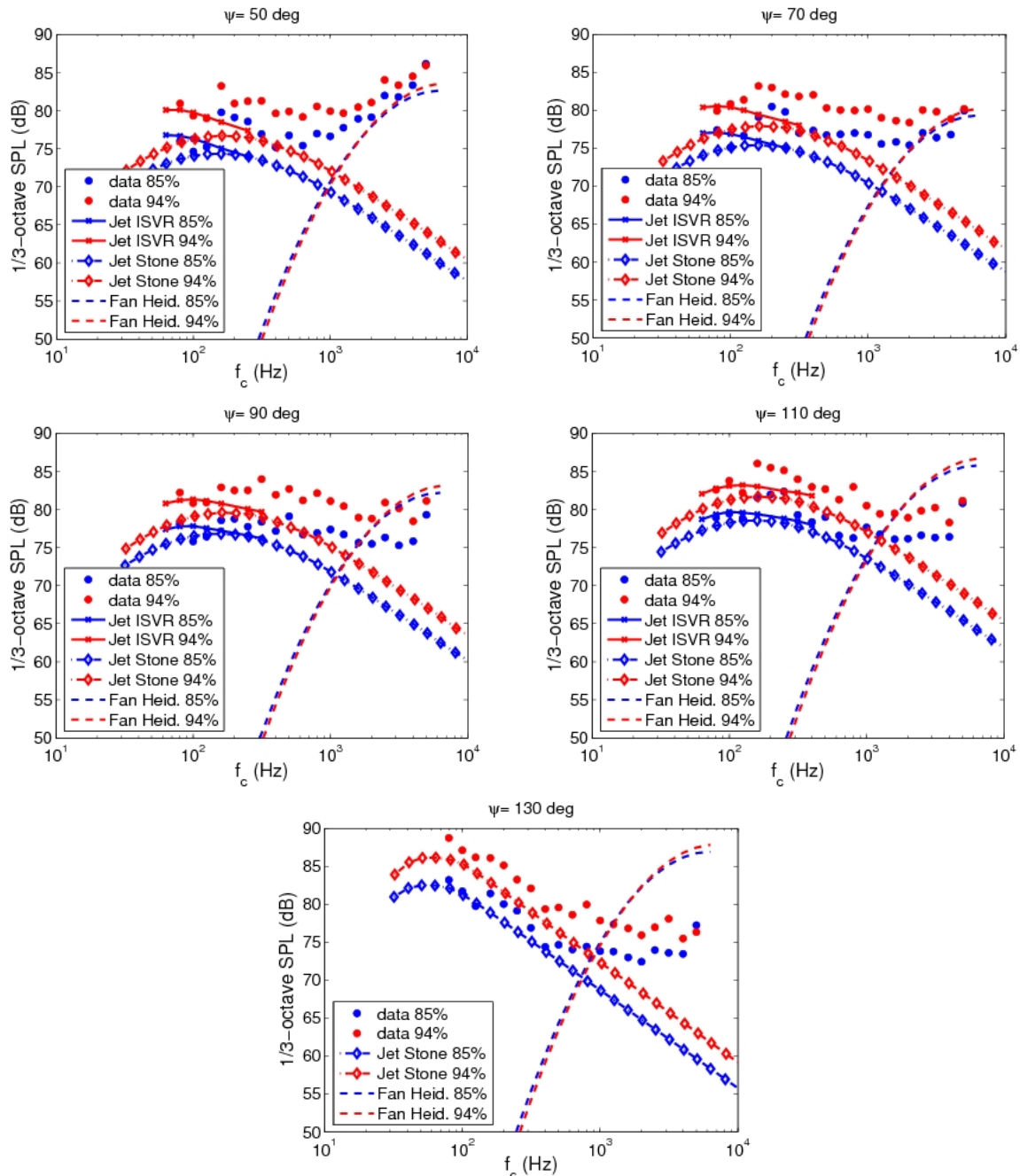
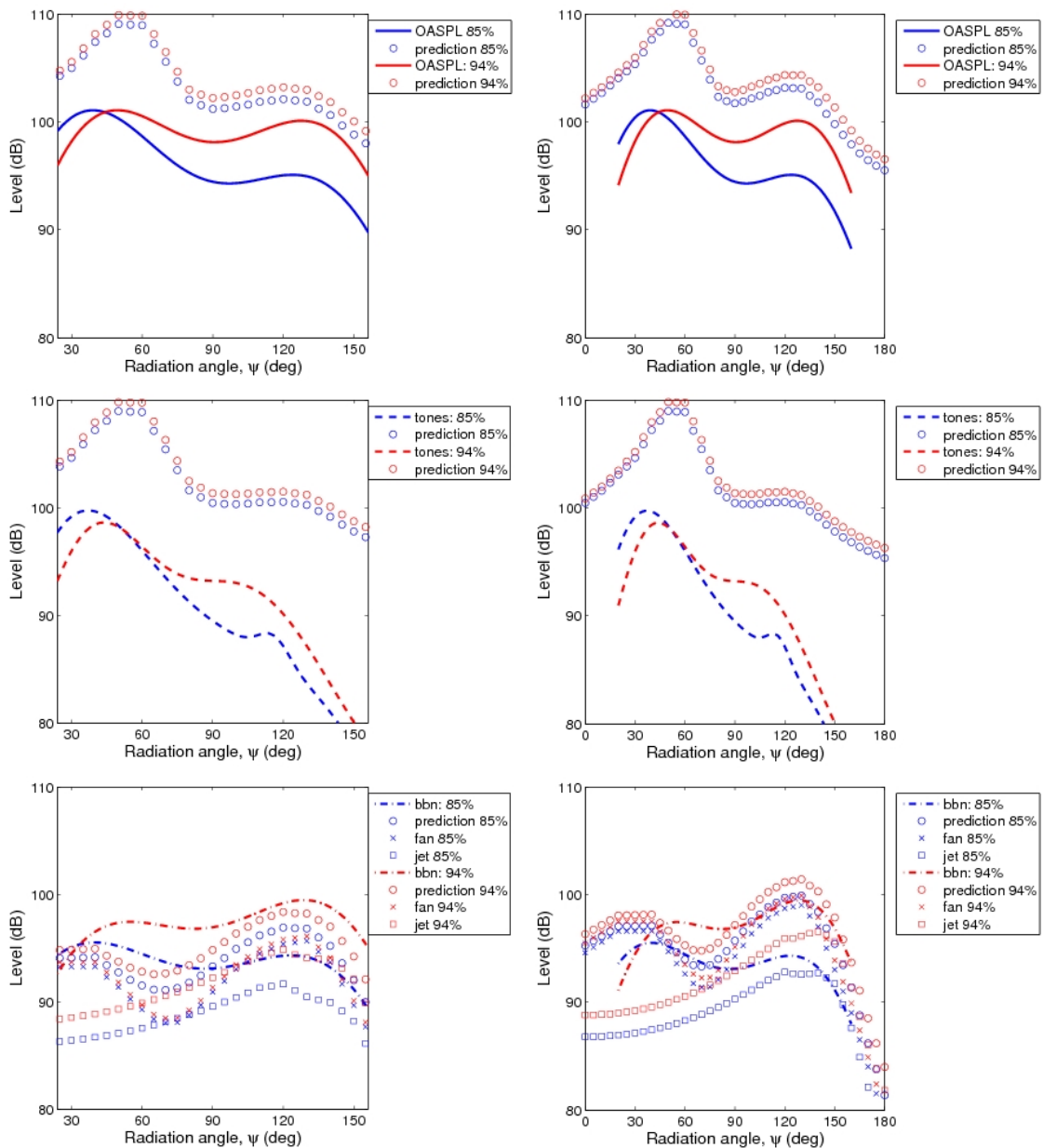


Bild 34: Vergleich der Prognosen für das Breitbandgeräusch mit Messungen beim Abflug für die Abstrahlwinkel $\psi = 50^\circ, 70^\circ, 90^\circ, 110^\circ, 130^\circ$ ($U_{Flight} = 85$ m/s; Schallabstrahlung von einem Triebwerk).

4.6.6 Ergebnisse für das gesamte Triebwerksgeräusch

Bei Zweistromtriebwerken mit einem hohen Nebenstromverhältnis sind der Abgasstrahl und der Fan die Hauptgeräuschquellen. Die anderen akustischen Quellen, Verdichter, Turbine und Brennkammer, können in der ersten Näherung vernachlässigt werden.

Basierend auf Literaturrecherchen und gemessene Daten wurden Vorhersagemodelle für den Strahl- und Fanlärm entwickelt. Bild 35 zeigt einen Vergleich berechneter und gemessener Pegelverläufe als Funktionen des polaren Abstrahlwinkels ψ für den Gesamtschalldruck (obere Zeile), die tonalen Komponenten (mittlere Zeile) und den Buzz-Saw-Noise (untere Zeile).



Frequenzbereich 80 Hz bis 5 kHz

Frequenzbereich 50 Hz bis 20 kHz.

Bild 35: Vergleich der Prognosen mit Messungen beim Abflug.

Der **Strahlärm** ist die dominierende Lärmquelle beim Start. Dessen niederfrequenter Anteil ist über weite Strecken zu hören. Zwei in der Literatur erwähnte Modelle wurden programmiert. Eines wurde von der NASA entwickelt, das andere wurde aufgrund von Erkenntnissen mehrerer Studien des ISVR erstellt. Beide Modelle ergeben ähnliche Resultate. Sie unterschätzen den Schallpegel um ungefähr 5 dB nahe des Maximums, aber die Winkelposition des Maximums und die Form des Spektrums stimmen gut mit den Messergebnissen überein. Die Diskrepanz in der Amplitude liegt an den groben Annahmen der Eingangsparameter.²

Fanlärm ist die zweitwichtigste Lärmquelle bei modernen Zweistromtriebwerken. Die einzige bekannte Methode zur Vorhersage des Fan-Lärms ist die von Heidmann [16] aus den 70er Jahren. Bei Blattspitzengeschwindigkeiten unterhalb der Schallgeschwindigkeit (Anflug), entstehen Töne mit Frequenzen von Vielfachen der Blattfolgefrequenz (Blattpassierfrequenz,

² Der Strahlärm wächst näherungsweise mit der 8. Potenz der Geschwindigkeit. Ein Fehler von nur 10% in der Geschwindigkeit führt zu einer Pegelabweichung von 3,3 dB.

blade passing frequency, BPF) und Breitbandlärm. Die Pegel der BPF- und der 2×BPF-Töne werden mit der Heidmann-Methode um 3 bis 10 dB, abhängig von der Rotordrehzahl, überschätzt, ihre Richtcharakteristik wird nicht sehr gut reproduziert. Während Heidmanns Modell eine Gleichverteilung der nach vorn und nach hinten abgestrahlten BPF-Leistung voraussetzt, zeigen die vorliegenden Ergebnisse, dass Pegel im hinteren Quadranten deutlich kleiner sind als im vorderen Quadranten. Weiter sind die Abhängigkeit der Schallleistung von der Drehzahl sehr unterschiedlich, da für den Gesamtschallleistungspegel $PWL \propto N^{5-6}$ für die Vorhersage und $PWL \propto N^{8-9}$ für die Messergebnisse gelten. Als Erklärung für diese Diskrepanz wird vermutet, dass die schalldämpfenden Elemente der Triebwerksgondel nicht in die Vorhersage einbezogen wurden. Für den Breitbandlärm scheinen die Vorhersagen im vorderen Quadranten gut mit den Messwerten übereinzustimmen, aber wieder wurden die Pegel im hinteren Quadranten überschätzt. Bei Überschallgeschwindigkeiten im Blattspitzenbereich (Start), lösen sich Stoßwellen vom Rotor ab, die laute Drehtöne im vorderen Quadranten, auch als Buzz-Saw-Töne bezeichnet, erzeugen. Die Richtcharakteristik jedes Tones kann zuverlässig mit einem akustischen Moden-Ansatz und der Theorie der Schallabstrahlung aus einem Rohrende vorhergesagt werden. Die von Heidmann vorhergesagte Intensität des Buzz-Saw-Lärms ist viel größer (≈ 10 dB) als die gemessene. Die Tatsache, dass keine akustische Dämpfungsmaßnahmen im Modell berücksichtigt wurden, kann die Überschätzung teilweise erklären.

Obwohl die absoluten Pegel vom Heidmann-Modell nicht genau vorhergesagt werden, sind die Tendenzen gut erfasst. Einige viel versprechende Ergebnisse über das Fan-Geräusch wurden in dieser Studie erlangt, die für zukünftige Vorhersagemodelle sehr nützlich sein werden.

4.6.7 Zusammenfassung und Ausblick

Die Überflugmessungen mit der A319 in Parchim zeigen, dass die Triebwerke beim Abflug die dominierende Schallquelle sind. Der Umströmungslärm spielt nur beim Anflug eine Rolle.

Die Prognose des Triebwerklärms ist schwierig, da viele Quellmechanismen eine Rolle spielen. Empirische Modelle sind nicht befriedigend, da sie nicht auf andere Geometrien und andere Leistungen extrapoliert werden können. Hier wurden deshalb nur solche Prognosemodelle aus der Literatur angewendet, die auf physikalischen Grundlagen beruhen.

Es gibt keine einheitliche **Strahlärm**-Theorie trotz 50 Jahren intensiver Strahlärmforschung, es gibt aber eine Reihe von Vorhersagemethoden. Die beiden in dieser Arbeit eingesetzten Modelle liefern eine zufrieden stellende Übereinstimmung mit den im Rahmen der Studie durchgeführten Überflugmessungen. Verbesserungen sind zur Berücksichtigung des Einflusses der Fluggeschwindigkeit auf die Richtcharakteristik erforderlich.

Für den **Fanlärm**, der besonders wichtig beim Anflug ist, gibt es bislang nur eine Vorhersagemethode von Heidmann aus den 70iger Jahren. Das Thema ist Gegenstand einer Reihe von aktuellen Forschungsvorhaben. Der Vergleich mit den Messdaten zeigt, dass das Modell den Fanlärm der CFM56-5A5 zu hoch prognostiziert. Für die zukünftige Nutzung sollte das Modell an die Bedingungen moderner Triebwerke mit hohen Nebenstromverhältnissen und kleineren Blattspitzengeschwindigkeiten angepasst werden. Außerdem müsste der Einfluss von Schalldämpfern und der Fluggeschwindigkeit berücksichtigt werden. Der Einfluss von Störungen in der Zuströmung und des Abstandes zwischen Rotor und Stator müssten besser berücksichtigt werden. Unglücklicherweise ist die Methode von Heidmann nicht flexibel, weshalb sie nicht auf einfache Weise erweitert werden kann. Daher wurde in der vorliegenden Arbeit begonnen, das Schallfeld in den Strömungskanälen in akustische Kanalmoden zu zerlegen, als möglich zukünftige Lösungsmöglichkeit des Problems. Das Ziel ist es, die Schallerzeugung an der Quelle durch eine Verteilung von Moden zu beschreiben, deren Ausbreitung und Dämpfung in den Strömungskanälen und deren Schallabstrahlung ins Fernfeld mathematisch beschrieben werden kann.

Die übrigen internen Schallquellen wie Verdichterlärm, Turbinenlärm, Verbrennungslärm wurden in der vorliegenden Arbeit nicht berücksichtigt, mit der Annahme, dass sie in erster Ordnung vernachlässigt werden können. Am wichtigsten für die nähere Zukunft ist die Klärung des Beitrags des Kerntriebwerks (core noise) bei tiefen Frequenzen beim Anflug zur Landung. Eine mögliche Verbesserung ist die Berücksichtigung des Installationseinflusses. Beispielsweise ist das gleiche Triebwerk bei Installation am Heck leiser als bei einer Flügelinstallation.

Aus den Erfahrungen der *LAnAb*-Untersuchungen werden für zukünftige Untersuchungen dieser Art die folgenden Empfehlungen ausgesprochen.

- Die Düsengeometrie und Strahlgeschwindigkeiten des Triebwerks müssen bekannt sein.
- Die Flugbahndaten sollten mit DGPS (differential GPS) gemessen werden. Die genaue Bestimmung der Position des Flugzeugs erforderte einen sehr großen Zeitaufwand und war dann nur auf etwa ± 5 m genau, während DGPS-Daten auf etwa 0,5 m genau sind. Eine genaue Position ist unerlässlich, um eine Entfaltung des Beamforming durchführen zu können.
- Die Größe des Arrays sollte erhöht werden um die Auflösung bei tiefen Frequenzen zu verbessern.
- Die Bodenreflexion sollte bei der Installation der Mikrofone besser berücksichtigt werden. Beispielsweise sollte der innere Bereich des Arrays auf einer Betonplatte installiert werden.
- Die seitlichen Überflüge waren für die Auswertung mit dem Mikrofonarray ungeeignet, da die Auflösung zu gering war. Man muss sich daher auf Einzelmikrofonmessungen beschränken.
- Der Einsatz von Wetterballons zur Bestimmung der meteorologischen Bedingungen verbessert die Qualität der Ergebnisse.

5 Ergebnisse des Programmpakets 1620 „Entwicklung eines Berechnungsverfahrens für die Lärmkonturen beim An- und Abflug von Verkehrsflugzeugen“

5.1 Vorbemerkung

Das Programmpaket 1620 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, sind in separaten Einzelberichten [10], [11] dokumentiert und werden in dem vorliegenden Gesamtbericht in den Abschnitten 5.2 und 5.3 behandelt.

Die Einzelaufgaben 1624 bis 1627 wurden vom DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Technische Strömungen in Göttingen (DLR-AS-TS) bearbeitet. Sie sind wie folgt definiert:

Einzelaufgabe 1624: Erweiterung des Rechenmodells

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

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 in einem gemeinsamen Einzelbericht (Isermann [17]) zusammengefasst und im Gesamtbericht in Abschnitt 5.4 dargestellt.

5.2 Einzelaufgabe EA 1621 „Parametrisierung der Schallquellen“ (EADS CRC [10])

5.2.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1621

Nach der Einleitung in Kapitel 1 werden die Datenbasis der Untersuchung (Kapitel 2), die untersuchten Flugzeugkonfigurationen (Kapitel 3) beschrieben und die verschiedenen Quellbereiche am Flugzeug definiert (Kapitel 4). In Kapitel 5 wird die Genauigkeit des SDM-Verfahrens überprüft und Untersuchungen zu diskreten Spektralanteilen am Flügel durchgeführt. Die Kapitel 6 bis 8 sind der Parametrisierung der Umströmungsgeräuschquellen, der Darstellung der Ergebnisse und der Ergebnisdiskussion gewidmet. Die Ergebnisse selbst sind in Kapitel 9 in Form von Datenblättern für die Einzelquellen und für die untersuchten Flugzeugkonfigurationen aufgeführt.

5.2.2 Einleitung

Die Parametrisierung der bei der Umströmung der Hochauftriebshilfen und fahrwerke entstehenden Schallquellen ist ein Baustein für die Entwicklung des Berechnungsverfahrens für die Lärmkonturen beim An- und Abflug von Verkehrsflugzeugen. Die Ergebnisse der Einzelaufgabe 1614 „Auswertung vorhandener Überflugmessungen – Airbus A319 in Parchim“ bilden dabei die Datengrundlage. Mit der Source Density Method (SDM) wurden die Hauptquellen des Umströmungslärms (Airframe Noise) bei Überflügen mit dem Flugzeug Airbus A319 mit verschiedenen Flugzeugkonfigurationen lokalisiert und deren Quelleistung bestimmt.

In der Einzelaufgabe EA 1621 wurden für ausgewählte Messflüge die Quellparameter für die Hauptlärmquellen wie Fahrwerk und die Flügelbereiche, Vorflügel (Slat) und Klappen (Flap, Spoiler) bestimmt. Die Parameter werden in Quelleistung und Richtcharakteristik für Flugzeugkonfigurationen mit/ ohne ausgefahrenem Fahrwerk und den verschiedenen Stellungen der Hochauftriebshilfen Slat, Flap und Spoiler gegeben. Die Schalleistungen dieser Einzelquellen sind auf die Anströmgeschwindigkeit von 90 m/s mit den ermittelten Geschwindigkeitsexponenten normiert und je nach Abhängigkeit über die Strouhalzahl oder der Frequenz in Terzbandbreite mit der Richtcharakteristik für die Abstrahlwinkel 60, 90 und 120° des direkten Überfluges dargestellt.

Mit den Ergebnissen soll die Analysemethode mittels des SDM-Verfahrens mit den vorhandenen Prozeduren der Partner verglichen und die Quellparameter von Einzelquellbereichen validiert werden. Die Quellparameter werden für in Verbindung der physikalischen und geometrischen Parameter für die Erstellung von Quellmodellen Einzelaufgabe 1622 (Physikalische Quellparameter) und Einzelaufgabe 1623 (Anpassung und Reduktion auf praxisnahe Modelle) verwendet.

5.2.3 Flugzeugkonfigurationen und Datenbasis

Die Überflüge waren in verschiedene Flugsegmente wie Take Off, Approach, Landing, Cruise und Hold eingeteilt. Für die Erstellung der Quellparameter werden die Ergebnisse auf die Stellungen der Hochauftriebshilfen Vorflügel (Slat), Klappenstellung (Flap), Spoiler und die Fahrwerksfunktion bezogen, reduziert. In Tabelle 5 sind die Bezeichnungen und Parameter der Konfigurationen aufgeführt.

Tabelle 5:
Konfigurationen der Quellparametrisierung.

Konfiguration HLD	Stellung Slat (°)	Stellung Flap (°)	Stellung Fahrwerk	Geschwindigkeitsbereich (kts / ms ⁻¹)	
Cruise	0	0	ein	215	111
ECAM 1	18	0	ein	206-215	106-111
ECAM 1+F	18	10	ein	188-200	97-103
ECAM 2	22	15	ein	165-188	85-97
ECAM 3	22	20	ein	140-161	72-83
ECAM Full	27	40	ein	140-180	72-93
ECAM 1+Spoiler halb	18	0	ein	190	98
ECAM 1+Spoiler voll	18	0	ein	190	98
Cruise, ECAM1, Full	0 - 27	0 - 40	aus	136-254	70-131

Die Datenbasis aus Einzelaufgabe 1614 musste wegen der für die SDM-Methode teils zu ungenauen Flugpfadangabe eingeschränkt werden, so dass für die Parametererstellung nur 31 Überflüge verwendet werden konnten, die in den Tabellen 27 und 28 des Einzelberichts für die verschiedenen Flugzeugkonfigurationen mit den dazugehörigen Flugparametern aufgeführt sind. Die Parameterstudien müssen zum Teil auf Ergebnisse von nur 2 Messflügen bei gleicher Konfiguration gegründet werden. Eine Verbesserung der Datenbank mittels weiterer Messflüge ist daher wünschenswert.

5.2.4 Quellbereiche am Flugzeug

Für die Quellenquantifizierung wurden für das A319 Messflugzeug die in Bild 36 bis Bild 38 dargestellten Teilbereiche definiert, die die Hauptgeräuschquellen eingrenzen.

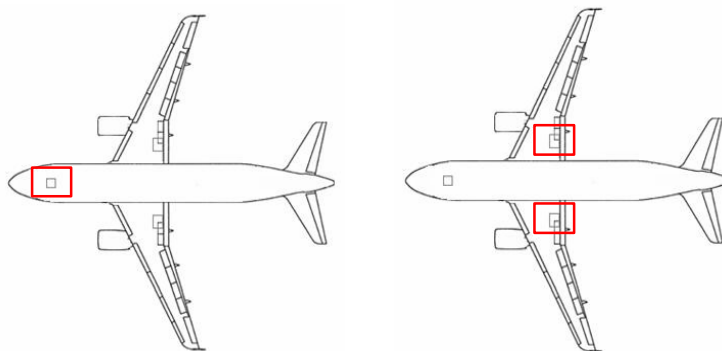


Bild 36: Quellbereiche für Hauptfahrwerk, Bugfahrwerk (NWG), Hauptfahrwerk (MLG).

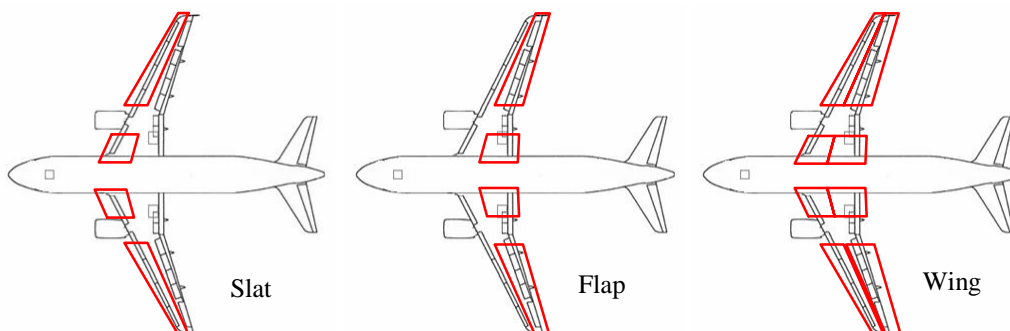


Bild 37: Quellbereiche für Slat (wing forward), Flap (wing aft) und Gesamtfügel (wing).

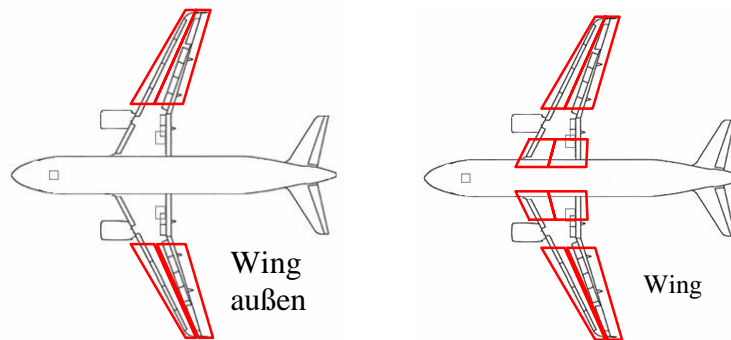


Bild 38: Quellbereiche für die Spoiler.

5.2.5 Parametrisierung der Umströmungsgeräuschquellen

Für die Beschreibung der Einzelschallquellen werden

- a) das Schalleistungsspektrum der Quelle in Terzbandbreiten L_W und $L_{W\text{ref}}$ in dB
- b) bei der Anströmgeschwindigkeit v bzw. v_{ref} in m/s
- c) mit der Richtcharakteristik DI in dB

verwendet, wobei die Terzspektrn entweder in Abhängigkeit von der Frequenz oder der Strouhalzahl $Sr = f_m \cdot L / v$ dargestellt, wobei f_m die Terzmittenfrequenz ist und die Bezugslänge $L = 1$ m gesetzt wurde.

Die bei verschiedenen Geschwindigkeiten v gemessenen Terzpegel L_W werden auf eine einheitliche Bezugsgeschwindigkeit von $v_{\text{ref}} = 90$ m/s normiert nach der folgenden Beziehung

$$L_{W\text{ref}} = L_W + 10 \cdot \beta \cdot \log(v / v_{\text{ref}}),$$

wobei für den Geschwindigkeitsexponenten β unabhängig von der Frequenz und dem Abstrahlwinkel ($\theta = 60, 90$ und 120°) folgende Werte angenommen wurden:

- $\beta = 5$ für Konfigurationen mit Hochauftriebshilfen (dieser Wert wurde wegen zu weniger Vergleichsdaten festgelegt)
- $\beta = 4,5$ für Spoilerbetätigung (dieser Wert wurde wegen zu weniger Vergleichsdaten festgelegt)
- $\beta = 5,3$ für Quellbereich Bugrad (aus Datenanalyse ermittelt)
- $\beta = 5,4$ für Quellbereich Hauptfahrwerk (aus Datenanalyse ermittelt).

Die Richtcharakteristik wird als Richtungsmaß DI bezogen auf den Quellleistungspegel L_W beim Abstrahlwinkel $\theta = 90^\circ$ angegeben

$$DI_\theta(\text{dB}) = 10 \cdot \log(P_\theta / P_{90^\circ}).$$

Einzeltöne, die durch die Überströmung der Hohlräume entstehen, die vor den Tanküberdruckventilen liegen, wurden aus der Betrachtung ausgeklammert.

5.2.6 Ergebnisse

Die Ergebnisse werden im Kapitel 9 des Einzelberichts für die analysierten Einzelquellen und für die untersuchten Flugzeugkonfigurationen in Form von Datenblättern angegeben als

- a) Normierte Terz-Schalleistungsspektren der Quellbereiche als Funktion der Mittenfrequenz f_m oder der Strouhalzahl Sr für die Bezugs-Anströmgeschwindigkeit von $v_{\text{ref}} = 90$ m/s,
- b) Formeln für die zugehörigen Approximationskurven und
- c) Richtcharakteristik als Tabelle mit Diagramm.

Als weitere Information werden

- d) der Geschwindigkeitsbereich der Anströmung,

- e) der Anströmwinkel AoA und
- f) der verwendete Geschwindigkeitsexponent β

angegeben, siehe das Beispiel-Datenblatt in den folgenden Bildern und Tabellen für den Flügel in der Konfiguration ECAM 1 (vgl. Tabelle 5):

Datenblatt Flügel, Konfiguration ECAM 1

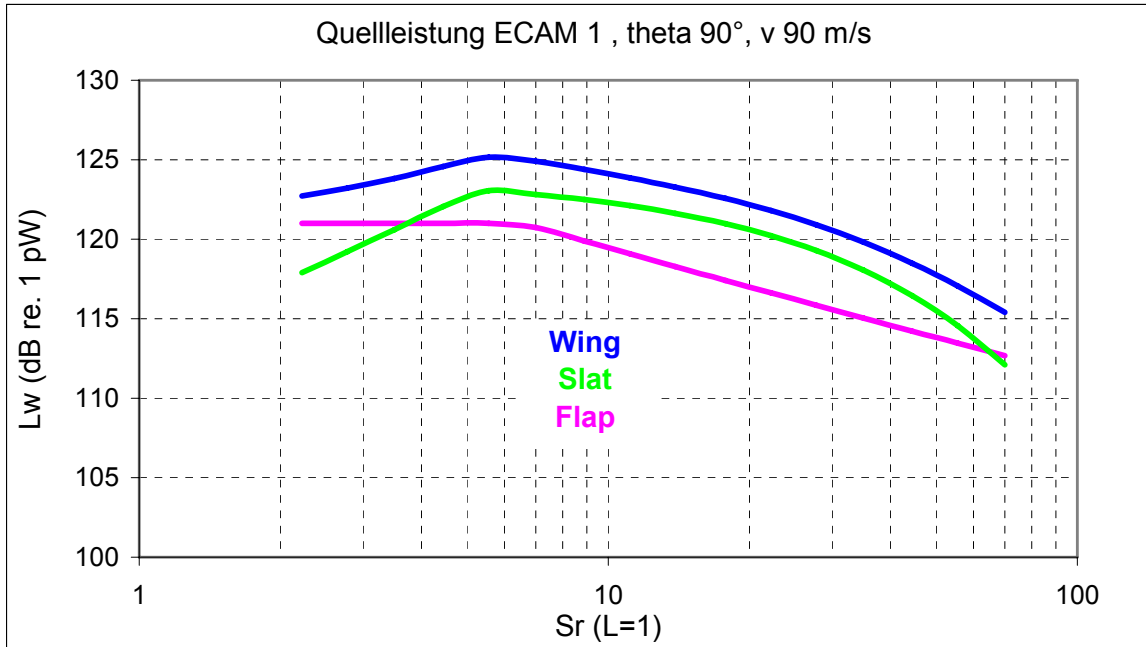


Bild 39: Approximationskurven der Quellleistungen für die Konfiguration ECAM 1; Bereiche Slat, Flap und Wing, $v_{ref} = 90 \text{ m/s}$, $\theta = 90^\circ$.

5.2.6.1 Formel der Approximationskurven, Konfiguration ECAM 1

Slat, $v_{ref} = 90 \text{ m/s}$

$$Sr < 5: L_W(\theta, v) = 113,28 \cdot Sr^{(0,05)} + DI(\theta) + 10 \cdot 5 \cdot \log(v/v_{ref})$$

$$Sr > 5: L_W(\theta, v) = -0,17 \cdot Sr + 124 + DI(\theta) + 10 \cdot 5 \cdot \log(v/v_{ref})$$

Flap, $v_{ref} = 90 \text{ m/s}$

$$Sr < 7: L_W(\theta, v) = 121 + DI(\theta) + 10 \cdot 5 \cdot \log(v/v_{ref})$$

$$Sr > 7: L_W(\theta, v) = 128 \cdot Sr^{(-0,03)} + DI(\theta) + 10 \cdot 5 \cdot \log(v/v_{ref})$$

Wing, $v_{ref} = 90 \text{ m/s}$

$$L_W(\theta, v) = \text{energetische Summe (Slat. + Flap)} + DI(\theta) + 10 \cdot 5 \cdot \log(v/v_{ref})$$

5.2.6.2 Analysebereich, Konfiguration ECAM 1

A/C	A319
für v -Bereich	90 - 120 m/s
für AoA	4° bis 6°
$Sr(L = 1)$	2 bis 70
Geschwindigkeitsexponent β	5,0

5.2.6.3 Richtcharakteristiken

Tabelle 6:
Richtcharakteristik Slat, ECAM 1.

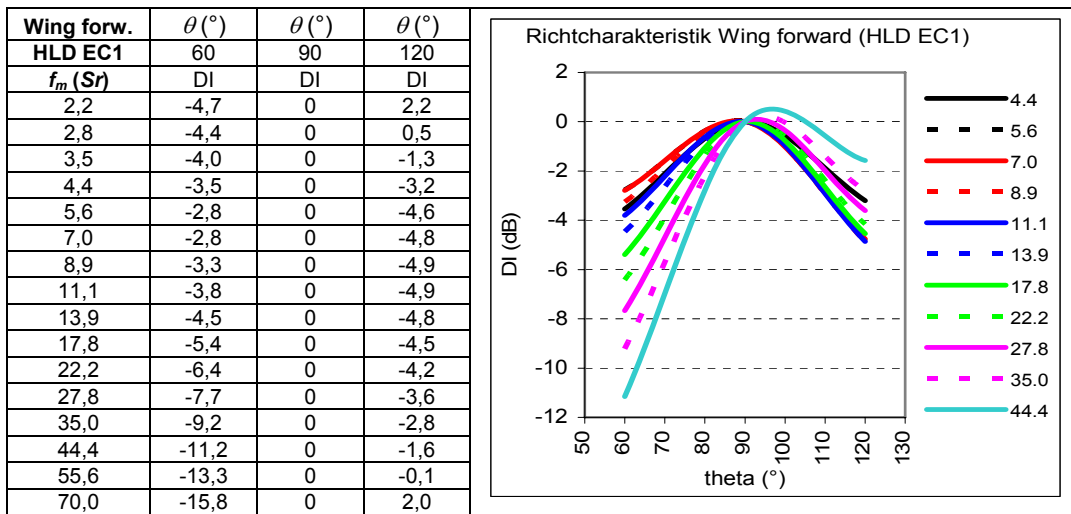


Tabelle 7:
Richtcharakteristik Flap, ECAM 1.

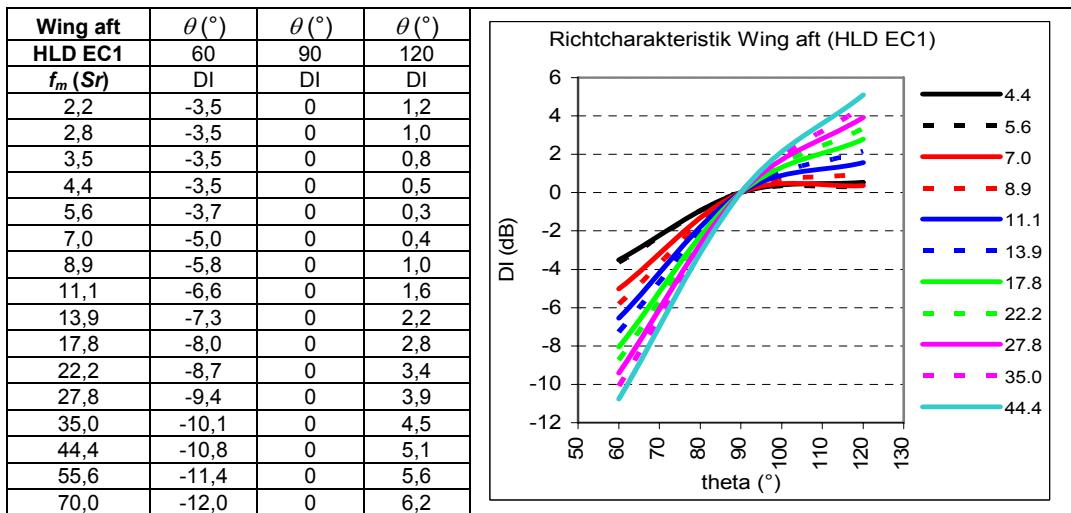
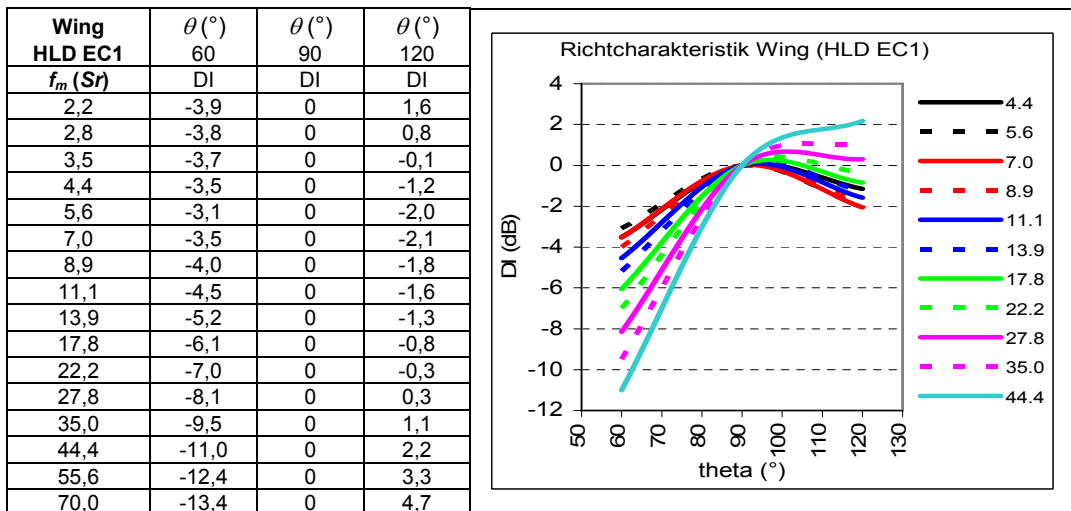


Tabelle 8:
Richtcharakteristik Wing, ECAM 1.



5.3 Einzelaufgaben EA 1622 „Physikalische Parameter der Schallquellen“ und EA 1623 „Anpassung auf praxisnahe Modelle“ (EADS-CRC, DLR-AS-TA [11])

5.3.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1622 und EA 1623

Nach der Einleitung in Kapitel 1 werden in Kapitel 2 die physikalischen Parameter der Modellierung der bei der Umströmung der Flügel, Slats, Flaps, Bug- und Hauptfahrwerke entstehenden Geräusche beschrieben. Kapitel 3 ist der Modellierungen der genannten Quellbereiche gewidmet, und Kapitel 4 zeigt die Gültigkeit und Grenzen dieser Modelle auf. Programmaufbau und Programmiersprache werden in Kapitel 5 erläutert, bevor in Kapitel 6 Ergebnisse von Messungen und von Modellrechnungen miteinander verglichen werden. In Kapitel 7, das identisch ist mit Kapitel 7 des Einzelberichts von DLR-AS-TA zu EA 1611 und EA 1613 [5] und in Abschnitt 4.5 des vorliegenden Berichts wiedergegeben ist, werden die akustischen Quellmodelle von DLR-AS-TA und EADS-CRC miteinander verglichen. Der Bericht schließt mit einer Zusammenfassung in Kapitel 8 ab.

5.3.2 Einleitung

Grundlage der EA 1622 und EA 1623 sind die Ergebnisse der Überflugmessungen, die im Rahmen der Einzelaufgabe 1614 mit einem Lufthansa Airbus A319 am Flughafen Schwerin-Parchim durchgeführt wurden [9]. Die dabei mit einem Mikrofonarray des DLR aufgenommenen Schalldrucksignale wurden von EADS-CRC mit der „Source Density Method (SDM)“ analysiert, um die akustischen Hauptquellbereiche zu orten und ihre Schalleistungen für die Abstrahlwinkel 60° , 90° und 120° unter dem direkten Flugpfad zu quantifizieren, siehe auch den Bericht zur Einzelaufgabe EA 1621 [10] und Abschnitt 5.2 dieses Gesamtberichts.

In EA 1622 und EA 1623 werden diese Teilschalleistungen der Einzelquellen als Basis für die Verbesserung eines semi-empirischen Quellmodells herangezogen. Diese Quellmodell-anpassung bezieht sich im momentanen Stand auf den Flügel, die Vorflügel, die Klappen und das Bug- und Hauptfahrwerk. Die Höhen- und Seitenleitwerke sind zwar in dem momentanen existierenden Modell implementiert, müssen aber noch durch zusätzliche Analysen überprüft werden. Verifikationen durch Überflüge mit weiteren Flugzeugtypen sowie der Abgleich mit zusätzlichen Daten aus Windkanalversuchen sind notwendig und geplant.

5.3.3 Physikalische Parameter

Zur Beschreibung der bei der Umströmung der Flügel, Slats, Flaps, Bug- und Hauptfahrwerke entstehenden und zum Boden transportierten Geräusche werden die folgenden physikalischen Parameter verwendet:

- a) Anströmgeschwindigkeiten;
- b) Anströmwinkel;
- c) Separationseffekte durch Hochauftriebshilfen, Vorflügel- und Klappenstellungen
- d) Geometrische Parameter des Flugzeugs, wie umströmte Flächen für die Pegelgröße, umströmte charakteristische Größen (Profilsehne des Profils) etc. für den Frequenzgang;
- e) Fahrwerksfunktionen;
- f) Quelltyp Monopol, Richtcharakteristik, Dopplerverschiebung bzw. -verstärkung,
- g) Abstandsgesetz, atmosphärische Dämpfung;
- h) Windeinfluss, Bodenreflexion und Bewertungsfilter.

Die Einflüsse dieser Parameter auf die Geräuschemission und die Geräuschimmission am Boden werden im Einzelbericht zu EA 1622 und EA 1623 [11] diskutiert und aufgezeigt, werden im vorliegenden Bericht nicht dargestellt.

Die Datenbasis zur Parametrisierung der Schallquellen wurde bereits im Einzelbericht zu EA 1621 [10] beschrieben, siehe auch Abschnitt 5.2.3 und Tabelle 5 des vorliegenden Berichts.

5.3.4 Quellmodell

Die von EADS-CRC entwickelte Vorhersagemethode ist semiempirisch und beruht auf den „Airframe Noise Prediction“-Methoden von Fink [6], ESDU [13], sowie den in einer Reihe anderer Projekte gewonnenen Erfahrungen. Zur Vorhersage werden die relevanten geometrischen Abmessungen des Flugzeuges sowie dessen Flugzustand benötigt. Anhand dieser Eingaben, einschließlich des Polar- und Azimutalwinkels des Flugzeuges gegenüber dem Beobachter, erfolgt eine Berechnung des Schallleistungspegels in Terzbändern am Ort der Quelle, des Schalldruckpegels in einer beliebigen Entfernung, beide als Terzspektren, sowie der Richtcharakteristik. Das Quellmodell erlaubt die unabhängige Berechnung der Beiträge einzelner Flugzeugkomponenten (Teilschallquellen), z.B.

- vom Flügel,
- vom Seitenleitwerk,
- vom Höhenleitwerk,
- vom Bugfahrwerk,
- vom Hauptfahrwerk,
- vom Vorflügel und
- von den Landeklappen,

wobei die Frequenz- und Richtcharakteristiken der Teilschallquellen analytisch, empirisch oder in Annäherung an bekannte Quellmechanismen bestimmt werden.

Die Vorgehensweise bei der Berechnung der breitbandigen Geräuschanteile ist für alle Flugzeugkomponente gleich. Das Modell berechnet den Schalldruckpegel auf einer Kugeloberfläche mit konstantem Radius r , d.h. die Ergebnisse gelten für Freifeldbedingungen und beinhalten weder die atmosphärische Dämpfung, noch Wind- und Temperaturgradienten, noch Effekte durch Bodenreflexionen, noch Frequenzgangkorrekturen.

$$SPL = 10 \log p^2 + 10 \log \frac{\rho^2 c^4}{p_{ref}^2} - 20 \log \frac{p_l}{p_0} \quad (5.1)$$

Der quadratische Mittelwert des Schalldrucks in Gl.(5.1) ist definiert durch

$$p^2 = \frac{Pb^2 DI(\theta, \phi) F(Sr)}{4\pi r^2 (1 - M \cos \theta)^4} \quad (5.2)$$

Dabei beschreibt Pb^2 eine von der Machzahl M abhängige Funktion

$$Pb^2 = k_1 M^\beta k_2, \quad (5.3)$$

in der P die mit $\rho c^3 b^2$ normierte Schalleistung, β der Geschwindigkeitsexponent und k_1 und k_2 Konstanten zur Anpassung der Leistung bzw. eine geometrische Funktion in Abhängigkeit von der betrachteten Flugzeugkomponente sind. Die Strouhal Zahl Sr ist gegeben durch

$$Sr = \frac{fl}{Mc} (1 - M \cos \theta), \quad (5.4)$$

wobei l eine charakteristische Länge der betrachteten Flugzeugkomponente beschreibt. Jede Teilschallquellen besitzt weiterhin eine eigene Funktion zur Beschreibung der Richtcharakteristik $DI(\theta, \phi)$ und des Frequenzspektrums $F(Sr)$. Das Quellmodell beinhaltet weiter die Doppler Frequenzverschiebung $(1 - M \cos \theta)$ und den Doppler-Verstärkungsfaktor $(1 - M \cos \theta)^4$.

Im Einzelbericht [11] werden für die Teilschallquellen Flügel, Seitenleitwerk, Höhenleitwerk, Vorflügel, Landeklappen, und Fahrwerke die aus den Messwerten bestimmten Konstanten und Geometriefunktionen, die Strouhalzahl, die Spektralfunktionen und die Richtcharakteristik angegeben. Damit lassen sich mit Hilfe der Gleichungen (5.1) bis (5.4) die Schalldruck- und Schalleistungsspektren der Teilschallquellen bestimmen.

5.3.5 Programmaufbau

Das EADS-CRC Berechnungsmodell für die Umströmungsgeräusche wurde in MATLAB programmiert, der prinzipielle Programmablauf ist in Bild 40 dargestellt. Nach Eingabe des Flugzeugtyps werden aus einer Datenbank alle charakteristischen Abmessungen geladen. Nach Abfrage des Flugzustandes erfolgt dann die Berechnung der Schalleistungspegel aller Teilquellen. Im Anschluss daran werden die Ergebnisse grafisch dargestellt. Das Programm besteht aus einer Hauptroutine und vier Unterprogrammen. Diese so genannten Funktionen werden nacheinander aufgerufen und durchgeführt.

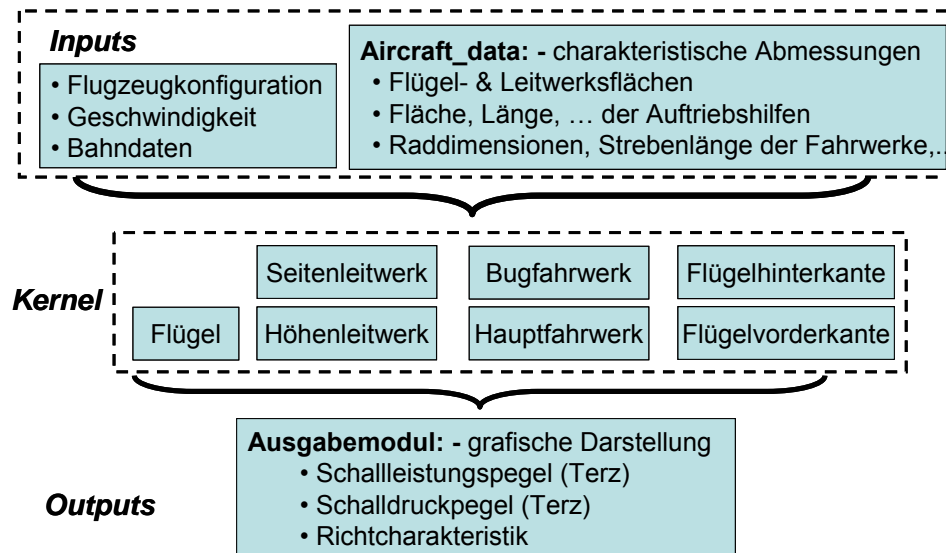


Bild 40: Prinzipieller Ablauf zur Berechnung der Teilschallquellen.

5.3.6 Vergleich von Modellrechnungen mit Messergebnissen („Analyse“) für das Flugzeug Airbus A319

Bild 41 und Bild 42 zeigen beispielhaft Vergleiche von berechneten und gemessenen Schalldruckspektren für die Flugzeugkonfiguration ECAM 1 bzw. Bug- und Hauptfahrwerk. Die ‚LAnAb Analyse ...‘ bezeichneten Kurven stellen das Ergebnisse der SDM-Analyse dar, wobei über so viele gleichartige Flugzeugkonfigurationen wie möglich gemittelt wurde. Alle analysierten Überflüge sind in den Tabellen 3 und 4 im Anhang A des Einzelberichts [11] unter Angabe der Flugzeugkonfiguration, Geschwindigkeit, Temperatur etc. angegeben.

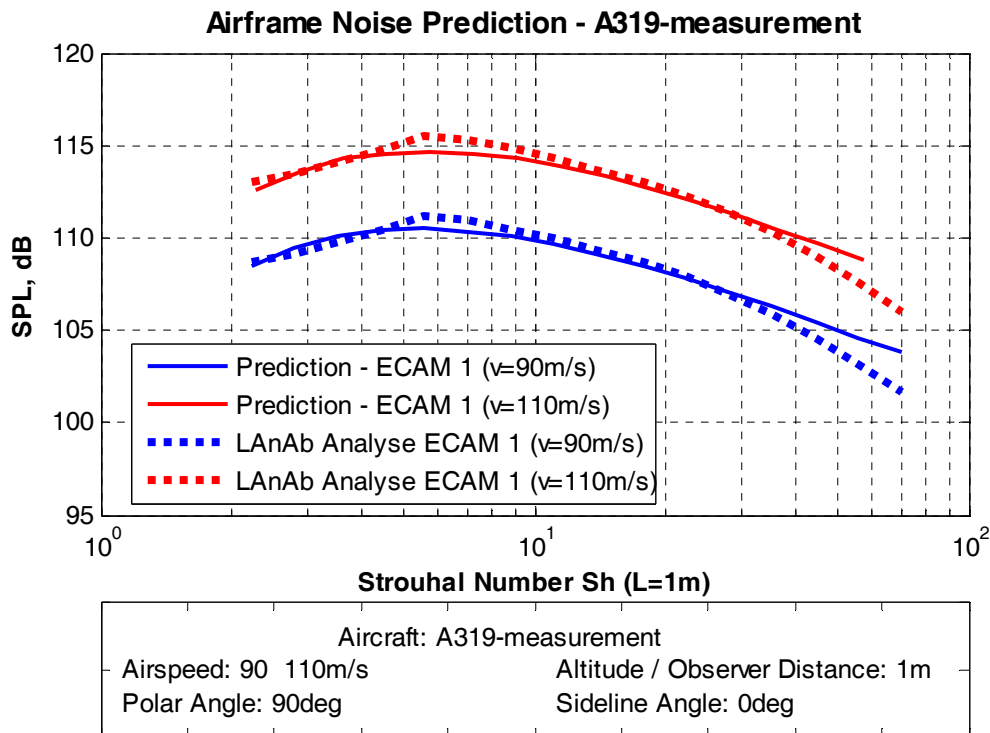


Bild 41: Vergleich berechneter („Prediction“) und gemessener („LAnAb Analyse“) Schall-druckspektren für die Konfiguration: ECAM 1 (Slat = 18° / Flap = 0°).

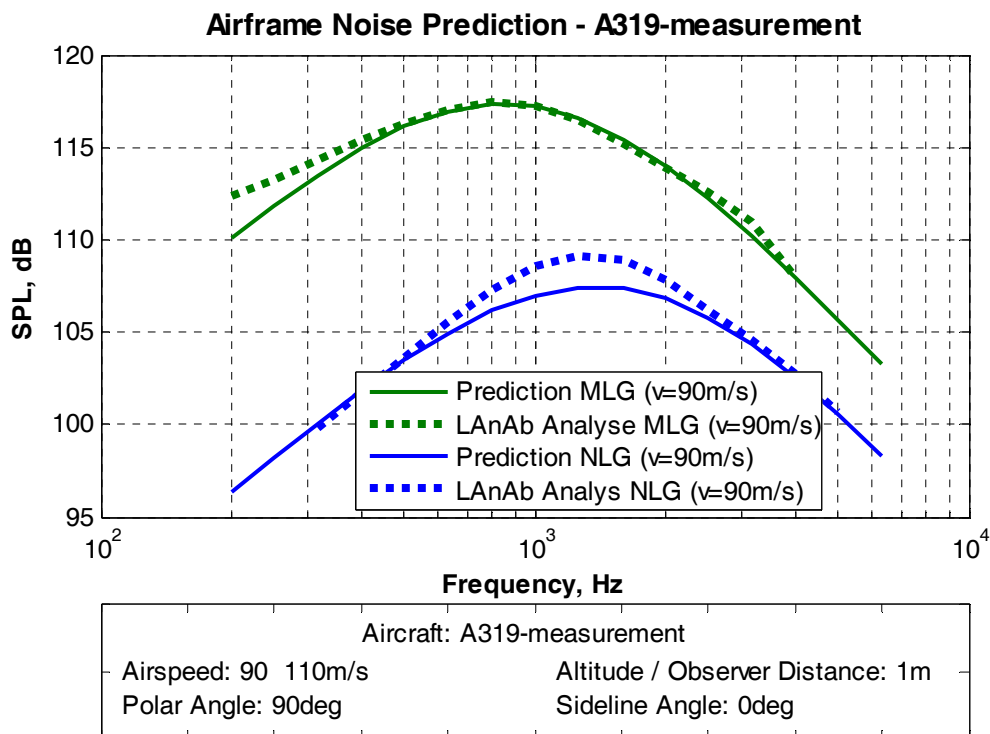


Bild 42: Vergleich berechneter („Prediction“) und gemessener („LAnAb Analyse“) Schall-druckspektren für Bug- und Hauptfahrwerk.

5.3.7 Zusammenfassung

In EA 1622 und EA 1623 wurde von EADS-CRC eine semiempirische Methode zur quantitativen Abschätzung der breitbandigen Geräuschenstehung am umströmten Flugzeug entwickelt, wobei die Überflugmessungen an einem Lufthansa Airbus A319 vom Juni 2004 am Flughafen Schwerin-Parchim als Datenbasis herangezogen wurden. In dem Rechenverfahren werden charakteristische Abmessungen des Flugzeuges verwendet, um für einen vorgegebenen Flugzustand die abgestrahlte Schalleistung zu bestimmen. Das Quellmodell erlaubt dabei die unabhängige Berechnung von Teilschallquellen einzelner Flugzeugkomponenten wie die vom Flügel, Bugfahrwerk, Hauptfahrwerk, Vorflügel, Klappen, Seitenleitwerk und Höhenleitwerk. Die Frequenz- und Richtcharakteristik der Teilschallquellen wird analytisch, empirisch oder in Annäherung an bekannte Quellmechanismen bestimmt. Da es sich zum jetzigen Entwicklungsstand um ein Quellmodell handelt, gelten die Ergebnisse für Freifeldbedingungen und beinhalten weder die atmosphärische Dämpfung, noch Wind und Temperaturgradienten. Ebenso sind derzeit weder Effekte durch Bodenreflexionen, noch die A-Bewertung berücksichtigt.

Die Modellrechnungen zeigen gute bis sehr gute Übereinstimmungen mit den experimentellen Analysen, vgl. Bild 41 und Bild 42. Dies gilt insbesondere für die mittleren Frequenzen ($\sim 250 \dots 5000 \text{ Hz}$) und einen polaren Abstrahlwinkel von $\theta = 90^\circ$. Ähnlich gute Ergebnisse sind aber auch für die quantitative Geräuschabschätzung an einem A320 zu erwarten, da die charakteristischen Abmessungen sich kaum unterscheiden. Noch zu klären ist dagegen die Qualität der Abschätzungen für einen völlig anderen Flugzeugtyp wie zum Beispiel für ein Großraumflugzeug.

Ein ausführlicher Vergleich der von DLR-AS-TA [5] und EADS-CRC [11] entwickelten akustischen Quellmodelle für die bei der Umströmung der Hochauftriebshilfen und Fahrwerke entstehenden Geräusche findet sich in den jeweiligen Kapiteln 7 beider Einzelberichte sowie in Abschnitt 4.5.

5.4 Einzelaufgaben EA 1624-EA 1627 „Erweiterung des Rechenprogramms SIMUL“ (DLR AS-TS [17])

5.4.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1624-EA 1627

Der Einzelbericht ist untergliedert in eine Einleitung (Kapitel 1), die Konzeptbeschreibung des Rechenprogramms SIMUL einschließlich der Emissions- und Immissions- sowie Quell- und Ausbreitungsmodelle (Kapitel 2), die Realisierung dieses Konzepts als Rechenprogramm (Kapitel 3), die Überarbeitung des Modells für das Umströmungsgeräusch (Kapitel 4), den Vergleich zweier Programmvarianten SIMUL und SIMUL 2 (Kapitel 5), den Vergleich von Rechen- und Messergebnissen (Kapitel 6) und eine Zusammenfassung mit Ausblick (Kapitel 7).

5.4.2 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 stehen am anderen Ende der Skala *Simulationsverfahren* für den Einsatz im wissenschaftlichen Bereich. 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 setzen auf der kausalen Kette Emission - Transmission – Immission auf, die die Abstrahlung des Schalls durch das Flugzeug, die Schallausbreitung

durch die Atmosphäre und die Einstrahlung des Schalls an Punkten in der Flughafenumgebung beschreibt.

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. 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.

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 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 derartiges 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 und im Rahmen des DLR-HGF-Projekts *Leiser Flugverkehr* weiter verfeinert. Dabei wurde zunächst ein einfaches Modell für den Umströmungslärm integriert, das allerdings auf nicht sehr belastbaren Abschätzungen basierte. 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 lärmarmen Anflugverfahren im Programmpaket 1630 angepasst sein und in Form eines Black-Box-Programms dem DLR-Institut für Flugsystemtechnik (DLR-FT) zur Verfügung gestellt werden.

5.4.3 Das Konzept von SIMUL

5.4.3.1 Struktur des Rechenverfahrens

Alle Modelle zur Fluglärmrechnung arbeiten nach dem in Bild 43 dargestellten Schema:

- 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.
- 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. Auf jeden Fall müssen aber die Triebwerksleistung und die

Geschwindigkeit bekannt sein, die die Kopplung an das akustische Quellmodell herstellen.

- 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.
- Um eine flächige Darstellung der Lärmbelastung zu erhalten, führt man diese Rechenschritte an einer ausreichenden Anzahl von Punkten in der Flughafenumgebung durch, aus denen dann durch Interpolation so genannte *Lärmkonturen* (Isolinien einer bestimmten Beurteilungsgröße) ermittelt werden können.

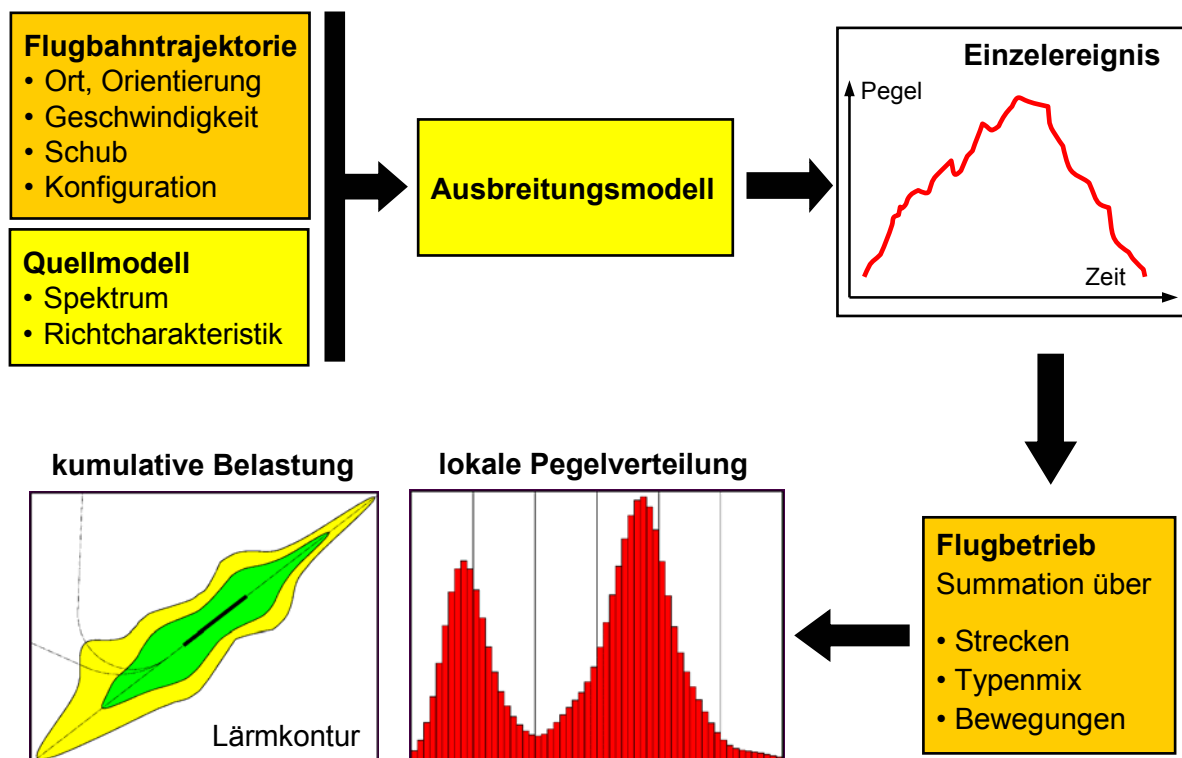


Bild 43: Schema einer Fluglärm-Berechnung. Quell- und Ausbreitungsmodell bilden den Rechenkern des Verfahrens (*Noise-Engine*).

5.4.3.2 Quellmodelle

Ein Flugzeug stellt eine sehr komplexe Schallquelle dar, die verschiedene Schallentstehungsmechanismen beinhaltet, die in Kapitel 4 des vorliegenden Berichts ausführlich diskutiert wurden. Für die Modellierung dieser Quellen sind zwei Grenzfälle denkbar:

1. Eine rein theoretische / analytische Modell würde die Schallentstehung auf der Basis von Triebwerksparametern und Flugzeuggeometrie (Zelle, Tragflächen mit Hochauftriebshilfen, Fahrgestelle) durch Anwendung physikalischer Modelle berechnen und wäre der Idealfall einer Modellierung. Ein solches voll analytische Modell steht jedoch nach derzeitigem Kenntnisstand nicht zur Verfügung.
2. Ein rein empirisches Modell liefert eine vollständige Beschreibung der Abstrahleigenschaften eines Flugzeugs auf der Basis akustischer Vermessung und ist prinzipiell realisierbar, allerdings mit einem sehr hohen Aufwand.

Das Programm SIMUL ist eine Mischform der beiden genannten Varianten. Es stellt einen *semi-empirischen Ansatz* dar, der auf einer *Beschreibung der charakteristischen Schallquel-*

len 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.

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.

Auf eine detaillierte Darstellung der Einzelheiten des Teilschallquellenmodells (SIMUL) und des empirischen Modells (SIMUL2) wird in dem vorliegenden Gesamtbericht verzichtet und auf den Einzelbericht [17] verwiesen.

5.4.3.3 Modellierung von Ausbreitungseffekten

Das Teilschallquellenmodell liefert die auf 1 m Abstand zur Quelle normierten Schalldruckspektren als Funktion des lateralen und longitudinalen Abstrahlwinkels (auch azimutale bzw. polare Abstrahlwinkel genannt), aus denen sich nach einer spektralen Ausbreitungsrechnung die entsprechenden Pegel am Immissionsort ergeben. Die Ausbreitungsrechnung beinhaltet

- die „geometrische“ Pegelabnahme aufgrund der Abstandsvergrößerung von der Quelle,
- die *atmosphärische Dämpfung* als Folge der Wechselwirkung der Schallwellen mit den Luftmolekülen und
- die kumulativen Effekte der Meteorologie (also Wind- und Temperatureinfluss) und der Wechselwirkung der Schallwellen mit dem Erdboden.

5.4.4 Modell für die Umströmungsgeräusche

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 und 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 wurden in SIMUL bzw. SIMUL2 verfolgt (siehe Abschnitt 5.4.3.2).

Innerhalb des *LAnAb*-Projekts wurden zwei Quellmodelle entwickelt, eines von DLR-AS-TA innerhalb der Einzelaufgaben 1611 und 1613 [5] und eines von EADS-CRC innerhalb der Einzelaufgaben 1621-1623 [11]. In SIMUL implementiert wurde das DLR-Modell, weil es im April 2006 bereitgestellt werden konnte, während das EADS-Modell erst im September 2007 an DLR-ASG übergeben wurde und deshalb im Rahmen des engen Zeitplans nicht mehr integriert werden konnte. Eine entsprechende Implementierung in SIMUL ist daher erst nach Ablauf des *LAnAb*-Vorhabens vorgesehen.

Eine Aussage, welches der beiden Modelle vorzuziehen ist, kann nach derzeitigem Kenntnisstand nicht getroffen werden (siehe die jeweiligen Kapitel 7 der Einzelberichte [5] und [11] sowie Abschnitt 4.5 des vorliegenden Berichts). 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.

5.4.5 Vergleich von SIMUL und SIMUL2

Bild 44 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.

Die rote Linie zeigt die Ergebnisse des rein empirischen Verfahrens SIMUL2, die blaue Kurve das Ergebnis der SIMUL-Version vor Beginn von *LAnAb* (d.h. ohne das in *LAnAb* erarbeitete Quellmodell für den Umströmungslärm) und die schwarze Kurve (\diamond) schließlich das Ergebnis von SIMUL mit dem DLR-Quellmodell. Durch eine Überarbeitung des Triebwerksmodells für niedrige Leistungssetzungen ergibt sich die grau eingetragene Kurve (\square).

Durch die Implementation des DLR-Quellmodells wird die Übereinstimmung der Kurven 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 Drehzahlen 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 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.

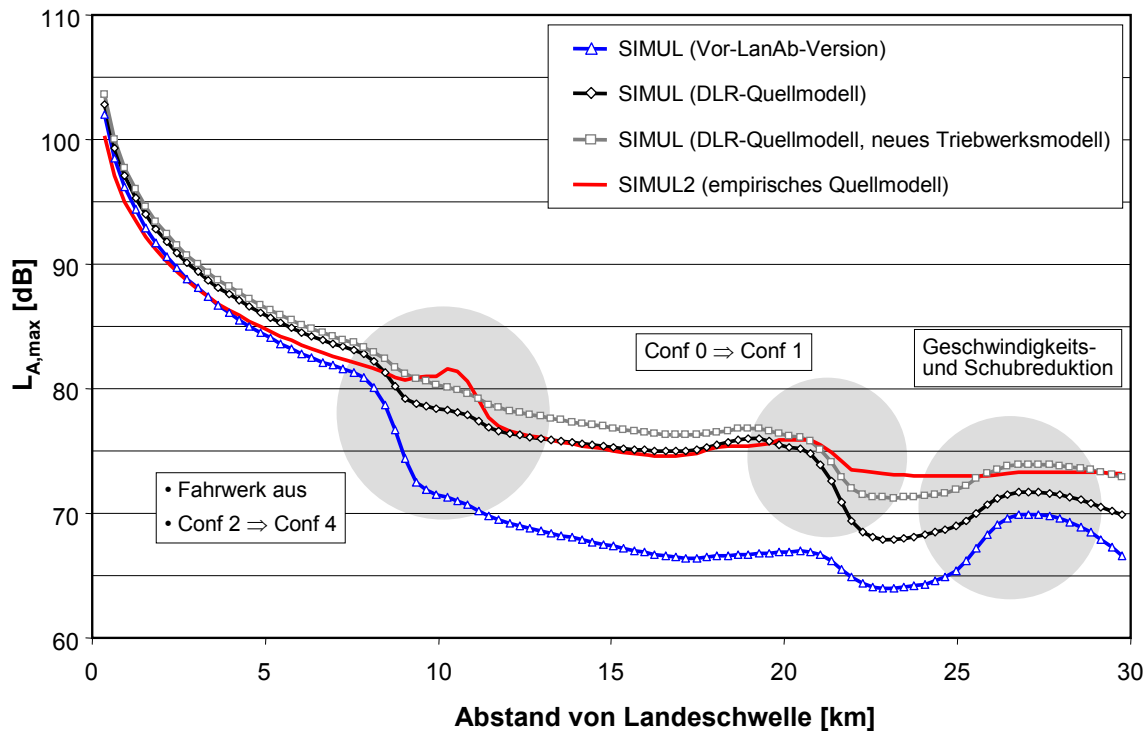


Bild 44: Verlauf des A-bewerteten Maximalschallpegels $L_{A,max}$ unter der Flugbahn für einen Low-Drag-Low-Power-Anflug berechnet mit verschiedenen SIMUL-Varianten.

Positiv einzustufen an dem in Bild 44 gezeigten Vergleich 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 nicht überraschend gewesen.

5.4.6 Vergleich von Rechen- und Messergebnissen

Im Programmpaket 1640 wurde eine weitere Messkampagne mit einem Airbus A319 zur experimentellen Verifizierung der im Programmpaket 1630 durch Simulationsrechnungen gefundenen akustisch optimierten Flugverfahren (siehe [18], [25] und die Abschnitte 6.1 und 6.5) durchgeführt, siehe hierzu den Einzelbericht [31] und Kapitel 7. Bild 45 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).

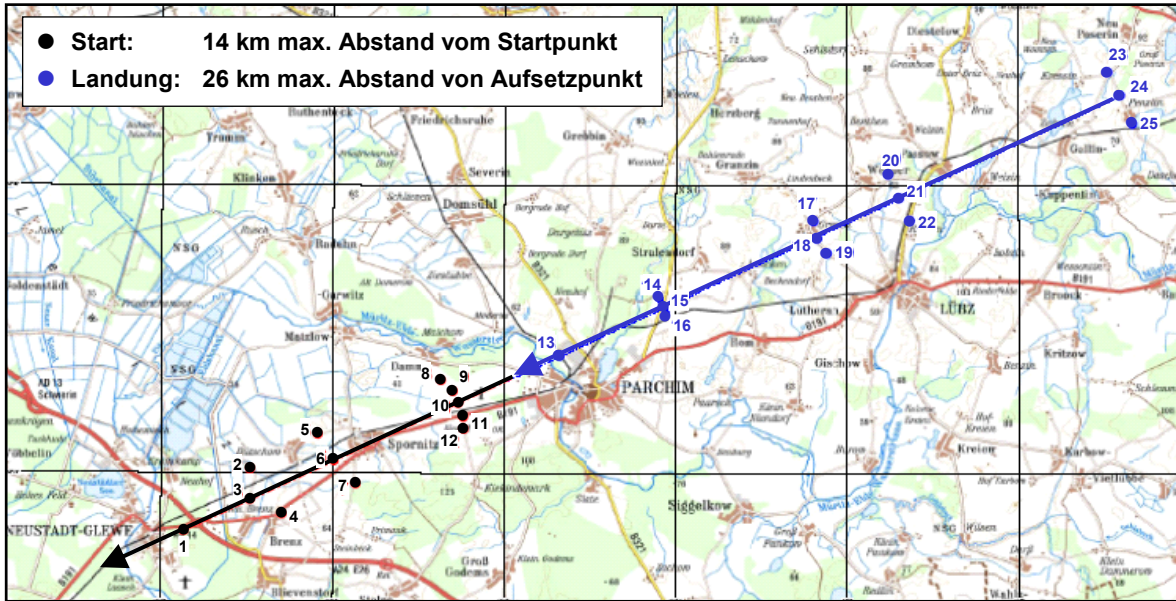


Bild 45: Lage der Messstellen in der Umgebung des Flughafens Schwerin-Parchim.

Bild 46 zeigt einen Vergleich zwischen gemessenen und nach dem SIMUL-Verfahren berechneten Werten des A-bewerteten Maximalschallpegels $L_{A,max}$ beim Anflug. Aufgetragen sind jeweils die Pegelwerte für die Messstationen 13 bis 25. An jeder Messstelle wurde ein Mikrofon auf dem Boden und ein zweites in 1,2 m Höhe eingesetzt. Die Lage der einzelnen Messebenen ist grau hinterlegt. 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.

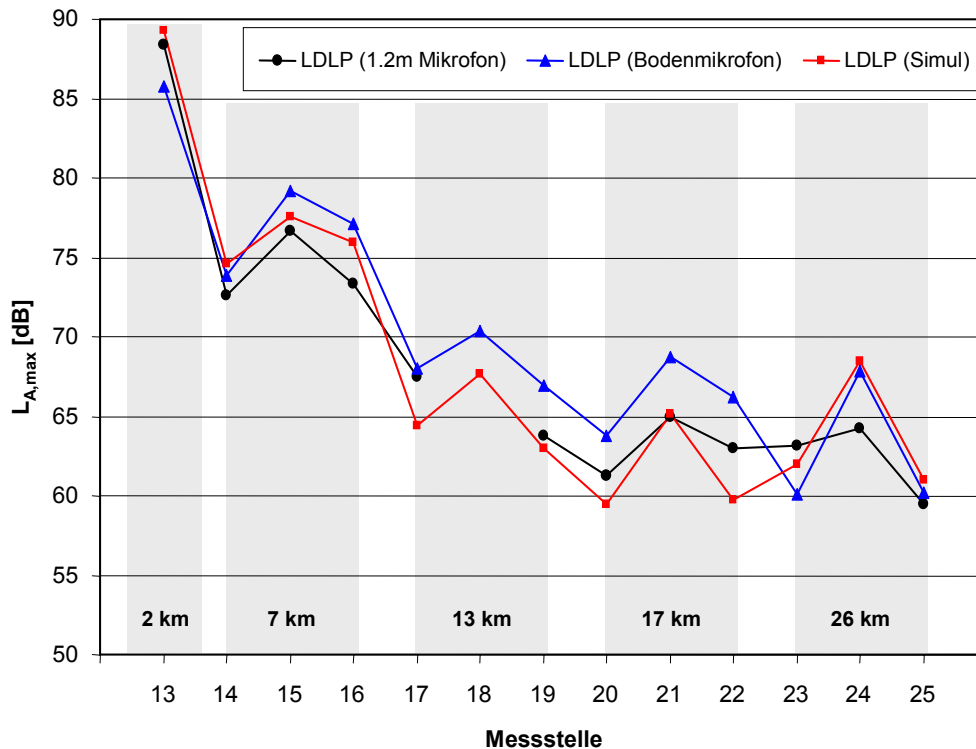


Bild 46: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das Low Drag-Low Power-Verfahren. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

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 Standmessungen beruht, bei denen 1,2 m-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. Verglichen mit dem Bodenmikrofon liegen die Rechenergebnisse im Mittel um etwa 1,5 dB niedriger.

Bild 47 zeigt einen ebensolchen Vergleich zwischen gemessenen und berechneten Pegeln für den Abflug, d.h. für die Messstellen 1 bis 12. Im Unterschied 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, 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 für den A319 möglicherweise nicht adäquat ist. Insgesamt besteht hier auf jeden Fall noch weiterer Forschungsbedarf.

Weitere Vergleiche zwischen Mess- und Rechenergebnissen finden sich im Einzelbericht zu PP 1620 [17].

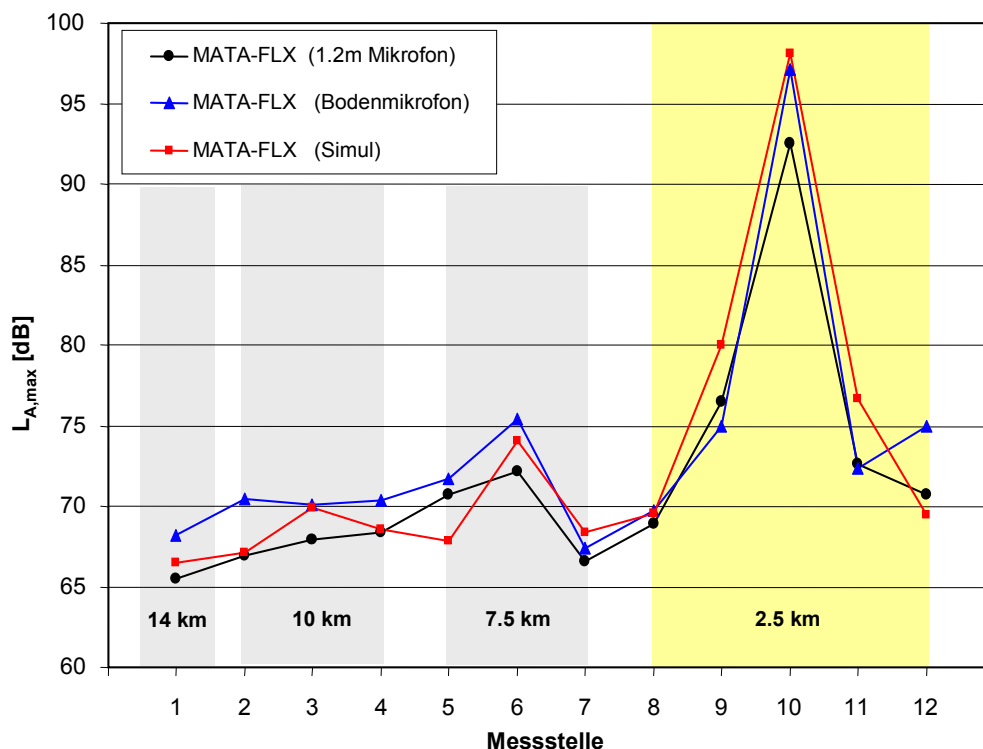


Bild 47: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{A,max}$ an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für das modified ATA-Verfahren mit Flex-Power. Vergleich mit den SIMUL-Rechnungen.

5.4.7 Zusammenfassung und Ausblick

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

- Verbesserung des Quellmodells für Umströmungslärm für den A319.
- Erstellung eines „Black-Box“-Programms für die Definition lärmarmen An- und Abflugver-

fahren im Programmpaket 1630.

- Validierung des Programms auf der Basis der im Rahmen des 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 derzeit aufgrund der Datenverfügbarkeit auf den wissenschaftlichen Bereich beschränkt.

Letztendlich wurde daher – trotz der Verzögerungen im Projektablauf – wie geplant das Teil-schallquellenkonzept 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 noch nicht in SIMUL implementiert, das kann aus Zeitgründen 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 Schwerin-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 A-bewerteten 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 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 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.

6 Ergebnisse des Programmpakets 1630

6.1 Einzelaufgabe EA 1631 „Lärminderungspotenzial und Fliegbarkeit von steilen Anflügen“ (DLR-FT [18])

6.1.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1631

Nach einer kurzen Einleitung (Kapitel 1) werden in Kapitel 2 grundlegende Aspekte von Landeanflügen (Flugleistungen, Sicherheit, Wirtschaftlichkeit, Fliegbarkeit und Standardverfahren) diskutiert. Kapitel 3 ist den für den Fluglärm relevanten akustischen Grundlagen gewidmet, und es werden Verfahren für die Auswertung und Bewertung von Fluglärm vorgestellt. Dazu gehören der Geräuschverlauf am Boden entlang einer Linie beim Überflug des Flugzeugs (Spur), die zweidimensionalen Geräuschkonturen beim Überflug („Fluglärmteppich“) und das vom DLR im Projekt *Leiser Flugverkehr* [1] erarbeitete Aufwachkriterium, in dem ein Zusammenhang zwischen dem Maximalpegel eines Flugzeuggeräuschs und der Wahrscheinlichkeit aufzuwachen nachgewiesen wird.

In Kapitel 4 werden unterschiedliche Anflugprozeduren miteinander verglichen, darauf wird in den hier folgenden Abschnitten eingegangen, und in Kapitel 5 werden Variationen des Standardverfahrens „Low Drag-Low Power“ (LDLP) betrachtet, um akustisch verbesserte Verfahren zu finden, auf die im Folgenden ebenfalls eingegangen wird. Der Bericht schließt mit der Zusammenfassung in Kapitel 6 ab.

6.1.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung

Für eine Betrachtung des Fluglärms im Landeanflug ist es besonders wichtig, die Schall-emission der Hochauftriebshilfen und des Fahrwerkes richtig zu modellieren, da über weite Anflugbereiche die Zelle gegenüber den Triebwerken in ihrer Abstrahlung dominant ist. Diese Modellierung wurde in *LAnAb* für das Fluglärmrechnungsprogramm SIMUL [2], basierend auf einer Vermessung der Schallabstrahlung des Flugzeugmusters Airbus A319, durchgeführt. Die A319 unterscheidet sich von einer A320 im Wesentlichen durch einen kürzeren Rumpf und einen niedrigeren Maximalschub bei gleichen Triebwerken. Die Anwendung von SIMUL zur Fluglärmrechnung im Landeanflug auf eine A320 erscheint deshalb zulässig. Weniger sinnvoll ist jedoch eine Fluglärmrechnung mit SIMUL für das Flugzeugmuster A340, das sich sowohl durch die Anzahl der Triebwerke als auch durch eine vollständig unterschiedliche Aerodynamik von der A319 unterscheidet. Die vorliegenden Untersuchungen wurden deshalb ausschließlich für die A320 durchgeführt.

6.1.3 Untersuchung akustisch verbesserter Anflugverfahren

Bei allen Verfahren ist die Sicherheit oberstes Gebot und auch die Fliegbarkeit muss gewährleistet bleiben, d.h. Pilotenbelastung, Fahrzeiten von Klappen und Fahrwerken sowie die Übergänge zwischen den Flugbahnsegmenten dürfen nicht vernachlässigt werden. Zusätzlich müssen wirtschaftliche Aspekte berücksichtigt werden, insbesondere der Treibstoffverbrauch und die Flugzeit.

Das etablierte Standardverfahren für Landeanflüge ist der Low Drag-Low Power (LDLP) Anflug. Der Name resultiert aus der Tatsache, dass das Fahrwerk bei einer im Vergleich zu früheren Standardverfahren reduzierten Höhe ausgefahren wird. In jenen wurde das Flugzeug sofort nach dem Einfangen des Gleitpfades für die Landung konfiguriert, während jetzt erst in einer Höhe von ca. 2000 ft das Fahrwerk ausgefahren wird. Wegen eines geringeren Widerstandes (Drag) mit eingefahrenem Fahrwerk, ist auch weniger Triebwerksleistung (Power) auf dem Gleitpfad erforderlich, daher der Name. Während eine reduzierte Triebwerksleistung auch den Triebwerkslärm und dadurch den Fluglärm des gesamten Anfluges vermindert, sind die Möglichkeiten zur Lärmreduktion mit dem LDLP Verfahren noch nicht ausgeschöpft.

Beim LDLP-Anflug einer Airbus Kurz-/Mittelstreckenmaschine geht das Flugzeug ausgehend von einer Höhe von 7000 ft und einer Fluggeschwindigkeit von 250 kts in einen Sinkflug mit konstanter Geschwindigkeit und den Triebwerken im Leerlauf über (vgl. Bild 48), einen sogenannten Open Descent. Es folgt ein Horizontalflugsegment auf der Zwischenanflughöhe, typischerweise 3000 ft, mit einer Anpassung des Schubes an den Flugzustand. Um die Geschwindigkeit für die Landung zu verringern, ist eine Verzögerung notwendig, und niedrigere Geschwindigkeiten erfordern das Ausfahren der Hochauftriebshilfen (Vorflügel und Hinterkantenklappen), um ausreichend Auftrieb zu erzeugen. Daher werden die Triebwerke am Verzögerungspunkt (Deceleration Point) wieder in den Leerlauf gebracht und die erste Konfigurationsstufe wird kurz vor Erreichen der Minimalgeschwindigkeit für eingefahrene Klappen (Clean Configuration) ausgefahren. Nach einer weiteren Verzögerung wird die nächste Konfigurationsstufe eingenommen und bis zum Erreichen des 3°-Gleitpfades weiter verzögert. Dieser wird in ca. 10 NM Entfernung vom Aufsetzpunkt von unten her durch den Autopiloten „eingefangen“, d.h. der Autopilot schwenkt automatisch auf den Gleitpfad ein und folgt diesem bis zum Boden. Auf dem Gleitpfad verzögert das Flugzeug geringfügig weiter, während die Triebwerke im Leerlauf bleiben. In einer Höhe von ca. 2000 ft wird das Fahrwerk ausgefahren, direkt gefolgt von den Konfigurationsstufen 3 und 4. Um die Landegeschwindigkeit zu halten, nachdem diese erreicht wird, ist eine Anpassung des Triebwerksschubes notwendig. Das Flugzeug ist in einer Höhe von ca. 1450 ft auf dem Gleitpfad stabilisiert.

Neben den steilen Anflugverfahren wurden im Hinblick auf die im Rahmen von *LAnAb* geplante und durchgeführte Flugversuchskampagne am Flughafen Parchim-Schwerin [31] bereits existierende lärmarme Anflugverfahren genauer untersucht und an spezielle Randbe-

dingungen des Flugversuches angepasst. Das bekannteste dieser Verfahren ist der CDA (Continuous Descent Approach), der bereits teilweise im operationellen Flugbetrieb eingesetzt wird. Doch auch andere Verfahren versprechen Lärminderung, z.T. auch mit steilen Segmenten während des Anfluges. Die drei akustisch und wirtschaftlich den größten Erfolg versprechenden Verfahren CDA, SCDA und SLDLP sollen hier mit Referenz zum LDLP kurz vorgestellt werden.

Bild 48 zeigt die Haupteinflussgrößen der vier Verfahren auf den Fluglärm, nämlich Höhe (height), Geschwindigkeit (speed), Triebwerksdrehzahl N_1 und die Stellung der Klappen und des Fahrwerks. Außerdem ist der A-bewertete Schalldruckpegel unter der Spur (noise level) dargestellt sowie dessen Differenz zum Referenzverfahren LDLP. In Bild 49 sind die Konturlinien konstanten Schalldruckpegels für 55, 60, 65 und 70 dBA dargestellt. Bild 50 schließlich zeigt Lärm, Treibstoffverbrauch und Flugdauer der getesteten Verfahren im Vergleich zum Referenzverfahren LDLP.

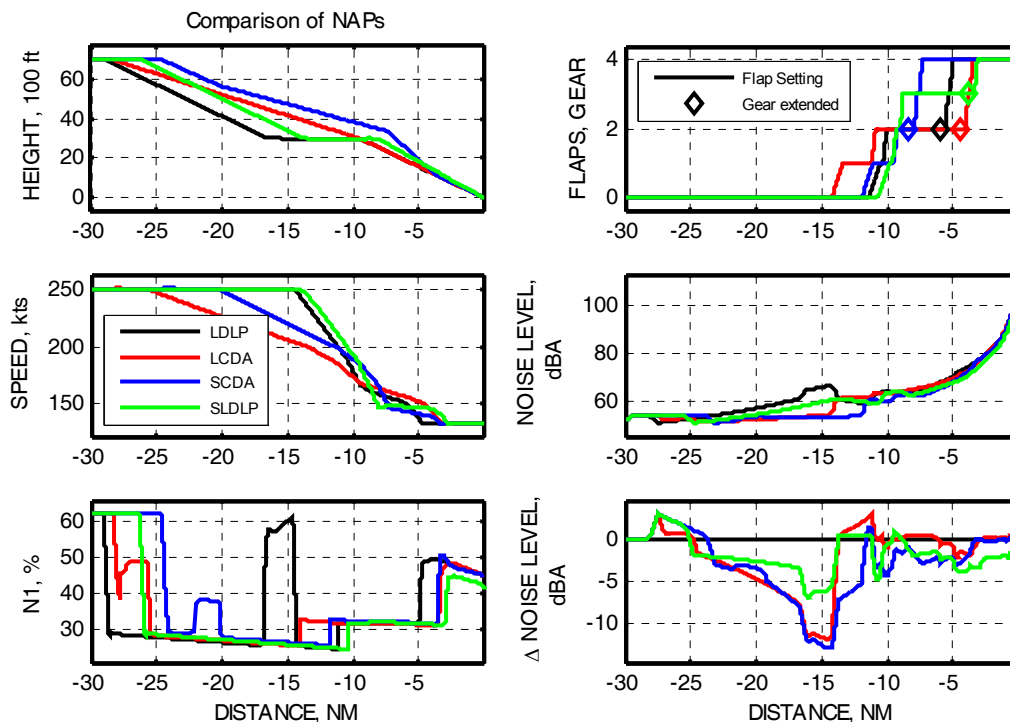


Bild 48: Verfahren LDLP, LCDA, SLDLP und SCDA.

Bei dem CDA-Verfahren wird auf eine Zwischenanflughöhe verzichtet. Die Verzögerung findet auf einem Segment mit geringem Bahnwinkel statt, so dass Höhe und Geschwindigkeit gleichzeitig abgebaut werden (Shared Energy Segment). Dieses trifft wie das Zwischenanflugsegment beim LDLP-Verfahren in 3000 ft auf den Gleitpfad. Daraus resultiert bis zum Gleitpfad eine höhere Flugbahn als beim LDLP und eine niedrigere Fluggeschwindigkeit (vgl. Bild 48), was zu einem leiseren Anflug führt. Dies ist an dem um bis zu 12 dBA geringeren Schalldruckpegel unter der Spur und an den kleineren 55 und 60 dBA-Konturen in Bild 49 vor -14 NM sichtbar. Allerdings müssen wegen der geringeren Verzögerung auf dem Shared Energy Segment im Vergleich zur Verzögerung auf der Zwischenanflughöhe die Klappen früher in die Stellungen 1 und 2 gefahren werden, was den Höhen- und Geschwindigkeitsvorteil teilweise kompensiert (breitere 55 und 60 dBA-Konturen zwischen -14 und -11 NM). Als zusätzliche Maßnahme wird das Fahrwerk noch später als beim LDLP ausgefahren, wobei die sich ergebende Stabilisierungshöhe von 1100 ft die gegebenen Sicherheitsrandbedingungen nicht verletzt. (CDA with Late Gear Extension, LCDA). Die vier betrachteten Konturen des LCDA-Anfluges sind um 12 bis 28 % kleiner als die des LDLP, mit der stärksten Reduktion bei dem relativ geringen Lärmpegel von 55 dBA. Die Aufwachreaktionen sinken um ca. 15 %. Die niedrigere Geschwindigkeit hat eine höhere Flugzeit (vgl. Bild 50) bei geringerem Treibstoffverbrauch im Vergleich zum LDLP (ebenfalls Bild 50) zur Folge.

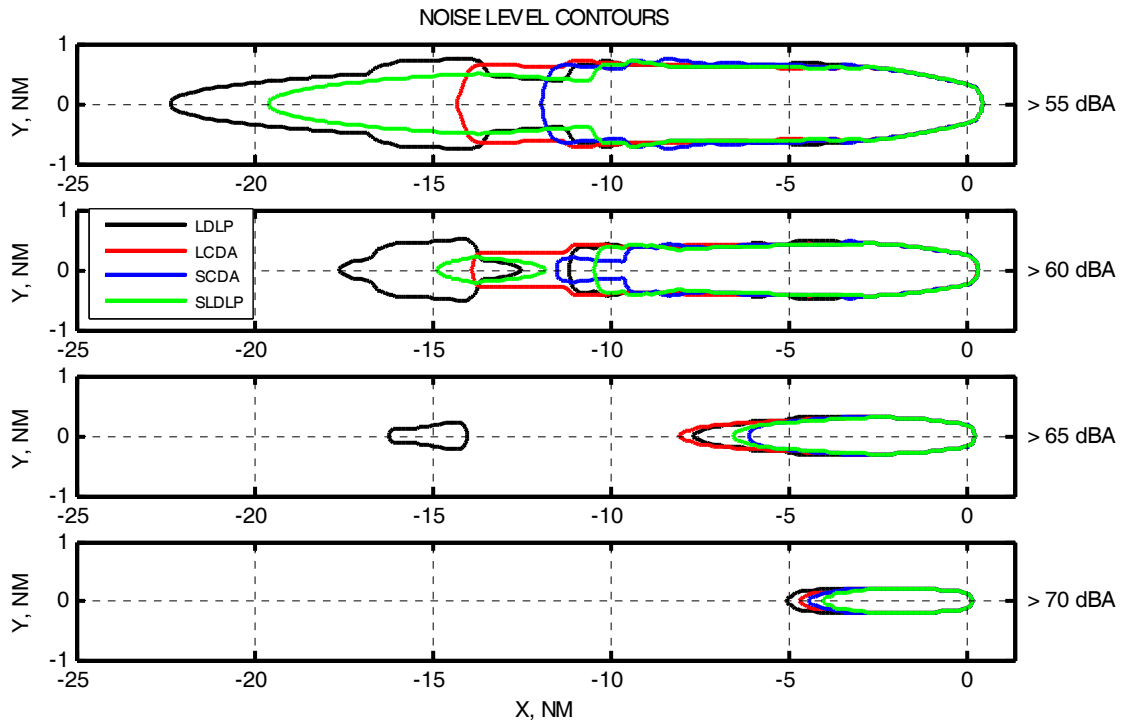


Bild 49: Konturen konstanten Schalldruckpegels für die LDLP-, LCDA-, SLDLP- und SCDA-Verfahren.

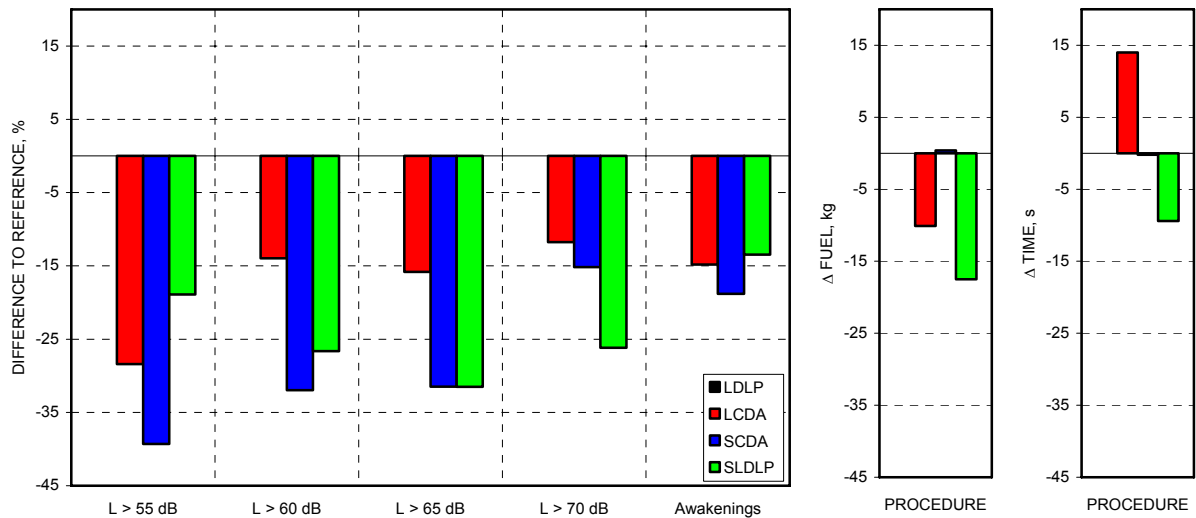


Bild 50: Größe der Konturflächen (links), Treibstoffverbrauch (Mitte) und Flugdauer für die LCDA-, SLDLP- und SCDA-Verfahren im Vergleich zum LDLP-Referenzverfahren.

Der CDA-Anflug kann abgewandelt werden, um eine noch höhere Flugbahn und eine geringere Flugzeit zu erreichen. Dazu wird der CDA in mehrere Segmente aufgeteilt (Segmented CDA, SCDA). Auf das anfängliche Horizontalflugsegment folgt ein Segment mit konstanter Geschwindigkeit bei Triebwerksleerlauf (vgl. Bild 48), gefolgt von einem Segment mit betragsmäßig geringerem Bahnwinkel, das der Verzögerung dient. Auf dem Verzögerungssegment wird das Flugzeug zur Landung durchkonfiguriert. Daran schließt sich ein Steilflugsegment mit einem Bahnwinkel von $-5,7^\circ$ an, so dass die maximal zulässige Sinkgeschwindigkeit von 1500 ft/min unter 2000 ft nicht überschritten wird. In einer Höhe von ca. 1500 ft trifft das Steilflugsegment auf den Gleitpfad, auf dem das Flugzeug sehr schnell stabilisiert, da es sich bereits in Landekonfiguration befindet. Der Lärm unter der Spur ist ab dem Abstand von 18 NM vor der Landebahnschwelle geringer als beim CDA, und alle betrachteten

Konturen sind kleiner (15 bis 39 % kleiner als beim LDLP). Als gewichtete Integration der Konturflächen finden daher auch weniger Aufwachreaktionen als beim CDA statt, nämlich 19 % weniger als beim LDLP (CDA: -15 %). Treibstoffverbrauch und Flugdauer sind nahezu identisch mit dem LDLP-Verfahren.

Auch beim LDLP bestehen noch Verbesserungsmöglichkeiten. So kann der Point of Descent, der von der Flugsicherung oftmals zu früh vorgegeben wird, soweit in Richtung Flughafen verschoben werden, dass die Notwendigkeit für Schub auf der Zwischenanflughöhe entfällt. Der Punkt, an dem der Open Descent auf die Zwischenanflughöhe trifft, fällt dann mit dem Deceleration Point zusammen. Außerdem kann das Fahrwerk in einer geringeren Höhe ausgefahren werden, so dass das Flugzeug später stabilisiert (hier 1100 ft) und die Triebwerksleistung erst später angepasst werden muss. Als weitere Maßnahme kann der Gleitpfadwinkel erhöht werden (Steep LDLP, SLDLP), hier auf 3,5°. Dadurch sinkt der Schubbedarf auf dem Gleitpfad und der POD rückt näher an den Flughafen. Alle diese Maßnahmen senken den Fluglärm am Boden. Um auf dem steileren Gleitpfad nicht zu beschleunigen, kann es nötig sein, die Reihenfolge und/oder die Zeitpunkte zu ändern, in denen Klappen oder Fahrwerk ausgefahren werden. Vor allem die Konturen hohen Schalldrucks um den Gleitpfad herum sind wesentlich kleiner als beim LDLP und sind die kleinsten der vier betrachteten Verfahren. Von diesen hohen Schalldruckpegeln sind jedoch vergleichsweise wenige Anwohner betroffen, so dass die Verbesserungen bei den Aufwachreaktionen mit 13 % leicht hinter den anderen lärmarmen Verfahren zurückbleiben. Treibstoffverbrauch und Flugdauer sind die geringsten der vier betrachteten Verfahren.

6.1.4 Variation des Standard-Anflugverfahrens LDPL zur Lärminderung

Der LDLP-Anflug ist die Standardprozedur der meisten Fluggesellschaften. Kleine Änderungen an diesem Verfahren dürften bei Piloten und Lotsen mehr Akzeptanz finden als völlig neue Verfahren. Um die Auswirkungen auf den Lärm am Boden zu untersuchen, wurden die folgenden Parameter eines LDLP-Anfluges systematisch variiert und die Auswirkungen auf den Fluglärm untersucht:

- Point of Descent (POD)
- Stabilisierungshöhe (Stabilization Height, STABH)
- Zwischenanflughöhe (Intermediate Approach Altitude, IAA)
- Gleitpfadwinkel (Glide Slope, GS)

In dem vorliegenden zusammenfassenden Ergebnisbericht wird nur auf die Variation des Gleitpfadwinkels eingegangen. Der Gleitpfadwinkel wird im Rahmen der Variation auf bis zu 6° erhöht, was nach heutigen Standard Operating Procedures (SOP's) nach Instrumentenflugregeln nicht zulässig ist. Dennoch wurde der 6°-Fall betrachtet, um die mögliche akustische Verbesserung herauszuarbeiten. Bei einem Gleitpfadwinkel von ca. 4° wird bereits die maximale Sinkgeschwindigkeit von 1000 ft/min erreicht. Die Zeitpunkte, zu denen die Klappen gefahren werden (Configuration Schedule), werden mit dem Gleitpfadwinkel geändert, um eine Geschwindigkeitserhöhung auf dem Gleitpfadwinkel zu vermeiden. Um zu hohe Sinkgeschwindigkeiten zu vermeiden, wird als letzter Schritt der Gleitpfad in zwei Segmente aufgeteilt. Das Flugzeug trifft dabei in einer Höhe von ca. 1500 ft nach einem Steilflugsegment von oben auf den normalen 3°-Gleitpfad. Für alle Steilanflüge wird die Stabilisierungshöhe auf 1000 ft eingestellt. Bei dem im vorangegangenen Abschnitt und in Bild 48 bis Bild 50 beschriebenen LDLP-Referenzverfahren beträgt die Stabilisierungshöhe dagegen ca. 1500 ft, d.h. ein direkter Vergleich der Ergebnisse des vorigen und des vorliegenden Abschnitts ist streng genommen nicht möglich.

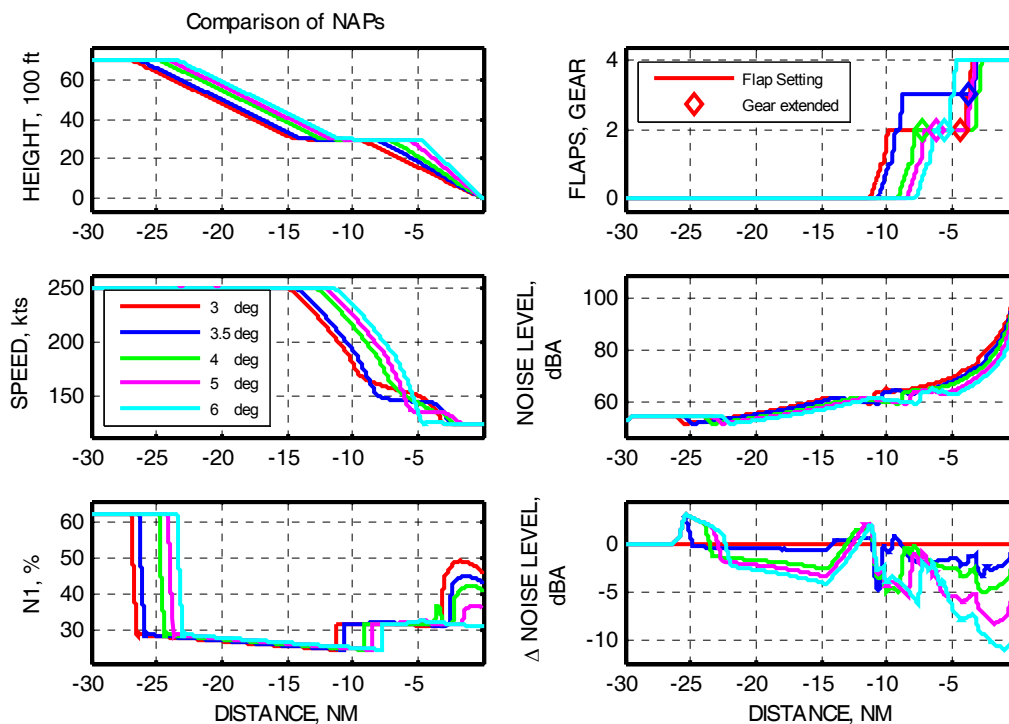


Bild 51: LDLP mit verschiedenen Gleitfadwinkeln.

Bild 51 zeigt die verschiedenen Prozeduren mit unterschiedlichem Gleitfadwinkel. Sie unterscheiden sich stark im Point of Descent, im Höhen- und Geschwindigkeitsverlauf und in der benötigten Triebwerksdrehzahl für einen stabilisierten Flug auf dem Gleitfad. Außerdem wandern bei konstanter Stabilisierungshöhe und steigendem Gleitfadwinkel sowohl die Punkte, an denen die Klappen ausgefahren werden als auch die Punkte, an denen der Schub im Endanflug angepasst wird, in Richtung Flughafen. Dadurch kommt unter der Flugbahn mit steigendem Gleitfadwinkel ein sinkender Schalldruckpegel zustande, insbesondere im Open Descent, vor Ausfahren der Klappenstellung 1 und auf dem Gleitfad. Auf dem 6°-Gleitfad wird das Flugzeug um 8 bis 10 dBA leiser als auf dem 3°-Gleitfad, im Open Descent um 2,5 bis 4,3 dBA. Der spätere POD und die höhere Fluggeschwindigkeit erzeugen dagegen zu Beginn der Prozedur einen um 3 bzw. 2 dBA höheren Schalldruckpegel.

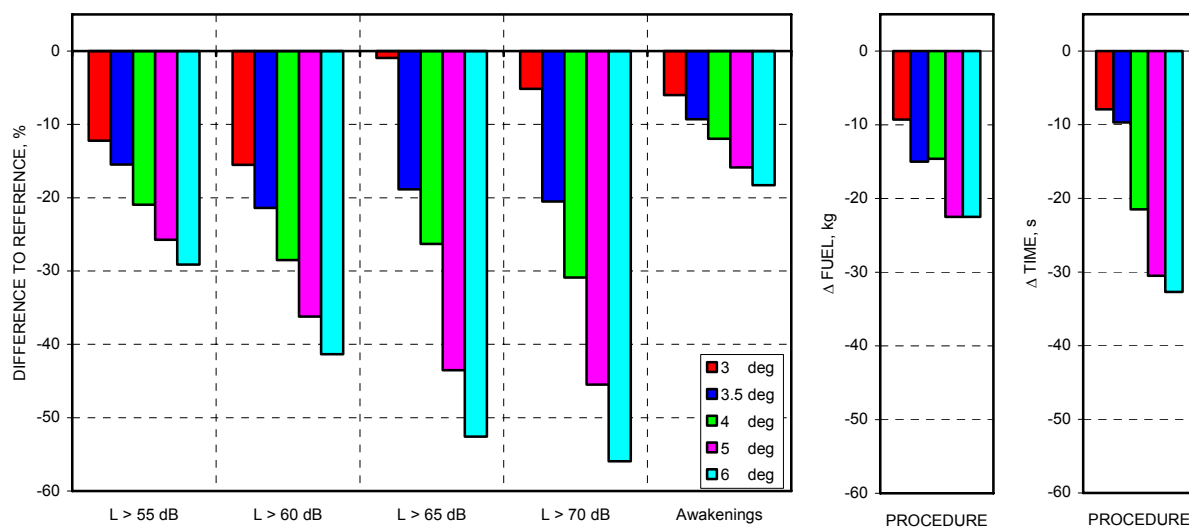


Bild 52: Einfluss des Gleitfadwinkels auf die Größe der Konturflächen (links), den Treibstoffverbrauch (Mitte) und die Flugdauer.

In Bild 52 ist zu sehen, dass eine Erhöhung des Gleitpfadwinkels eine starke Verringerung aller Konturflächen zur Folge hat. Bei den Konturflächen der Schalldruckpegel über 65 dBA sind Reduktionen von über 50% möglich. Auch die Aufwachreaktionen (hier nicht gezeigt), der Treibstoffverbrauch und die Flugzeit nehmen deutlich ab.

6.1.5 Zusammenfassung

In der Einzelaufgabe 1631 wurden unterschiedliche Anflugverfahren mit Hilfe von Simulationsrechnungen daraufhin untersucht, ob sie einerseits unter Praxisbedingungen und vor allem unter Einhaltung der Flugsicherheit fliegbar sind und andererseits zu einer Verringerung der Geräuschbelastung am Flughafen führen. Je nach Verfahren sind Lärminderungen von unterschiedlicher Größe und an unterschiedlichen Orten möglich. Um eine optimale Lärmreduktion zu erreichen, ist eine hohe Genauigkeit des geflogenen Verfahrens nötig. Dazu zählt die Anpassung des Verfahrens an das Fluggewicht und an die herrschenden Windverhältnisse, sowie das Ändern der Konfiguration zu fest definierten Zeitpunkten. Um die Arbeitsbelastung der Piloten bei diesen Aufgaben zu senken, ist eine Unterstützung durch verbesserte Systeme (verbessertes FMS, Area Navigation RNAV o.ä.) wünschenswert.

6.2 Einzelaufgabe EA 1632 „Lärminderungspotenzial und Kapazitätsauswirkungen von „Continuous Descent Approach“-Verfahren“ (DLR-FL [19])

6.2.1 Übersicht zum Einzelbericht EA 1632

Nach der Beschreibung der Aufgabenstellung und Zielsetzung in Kapitel 1 werden in Kapitel 2 die für die Untersuchungen betrachteten Anflugverfahren „Advanced Continuous Descent Approach“ (ACDA) und „Segmented Continuous Descent Approach“ (SCDA, vgl. den vorigen Abschnitt) beschrieben und die für die Berechnungen und Durchführung dieser Verfahren notwendigen Einzelschritte detailliert. Kapitel 3 und 4 gehen auf die Versuche mit dem A330-Flugsimulator bzw. mit dem DLR-Versuchsflugzeug ATTAS ein. In Kapitel 5 wird das Lärminderungspotenzial der untersuchten Verfahren anhand von Rechnungen mit dem Programm SIMUL [2] demonstriert. Kapitel 6 beschließt den Einzelbericht mit einer Zusammenfassung und einem Ausblick auf mögliche Folgeuntersuchungen.

6.2.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung

Im vorangegangenen Abschnitt wurde gezeigt, dass u.a. mit dem Continuous Descent Anflugverfahren (CDA) deutliche Reduktionen der Lärmbelastung erreicht werden können. Beim CDA bleibt das Flugzeug bis zum Aufsetzen auf der Landebahn stets im Sinkflug.

In der aktuellen operationellen Praxis werden CDA-Verfahren nach Freigabe durch die Anflugkontrolle weitgehend nach Ermessen der Piloten durchgeführt. Dies hat größere Schwankungen der Ankunftszeiten zur Folge, so dass die Landeintervalle um etwa zwei Minuten vergrößert werden müssen. Deshalb können CDA-Verfahren bisher lediglich bei geringem Verkehrsaufkommen eingesetzt werden. Wegen der schwierigen Berechnung des passenden Top of Descents (TOD) werden die CDAs zudem in der Regel nicht im Triebwerks-Leerlauf geflogen.

Um CDA Verfahren auch bei hohem Verkehrsaufkommen einsetzen zu können, sind Anflugplanungssysteme am Boden und 4D-fähige Flight Management Systeme (FMS) an Bord erforderlich. Durch die bodenseitige Vorgabe von Zielankunftszeiten und eine genauere 4D-Bahnführung können die nachteiligen Auswirkungen der CDA-Verfahren auf die Kapazität verringert werden.

In der Einzelaufgabe 1632 wurden die Zielzeitabweichungen ermittelt, die bei CDA-Verfahren auftreten. Als Flugzeugmuster wurde eine VFW-614 verwendet, da dieses in Form des Flugversuchsträgers ATTAS auch für reale Flugversuche zur Verfügung steht. Um die Anwendbarkeit der entwickelten Verfahren unabhängig vom Flugmuster nachzuweisen, wurden weitere Versuche im A330-Simulator beim Zentrum für Flugsimulation Berlin (ZFB) durchgeführt.

Die hochgenaue 4D-Führung (laterale, vertikale und zeitliche Führung) wird trajektorienbasiert geregelt. Über eine laterale Wegpunktliste mit Höhen-, Zeit- und Geschwindigkeitsvorgaben berechnet das beim DLR entwickelte AFMS eine sekundengenaue 4D-Trajektorie und kann diese durch Kommandos an den Autopiloten abfliegen. Um ein genaues Abfliegen der Trajektorie zu ermöglichen, muss bei deren Berechnung das aktuelle Wetter entlang der Route und das verwendete Flugmuster berücksichtigt werden.

6.2.3 Durchführung der Versuche

Das in den Versuchen verwendete ACDA-Verfahren (die Bezeichnung "Advanced Continuous Descent Approach" wird in der Literatur leider nicht konsistent verwendet) hat folgende Verbesserungen zum CDA:

- Der Sinkflug wird ohne Schub (idle) geflogen. Sinkrate und Sinkwinkel sind während des Sinkflugs nicht zwingend konstant. Der Leerlaufschub sorgt nicht nur für eine geringe Lärmemission der Triebwerke, sondern reduziert auch den Treibstoffverbrauch, da das Flugzeug so lange wie möglich in der ökonomisch besten Höhe bleibt.
- Das Vertikalprofil wird unabhängig vom lateralen Profil erfolgen. Spezielle Anflüge wie Curved Approaches sind daher möglich.

Der Sinkflug ohne Schub erschwert sowohl die Berechnung als auch die Durchführung eines ACDA.

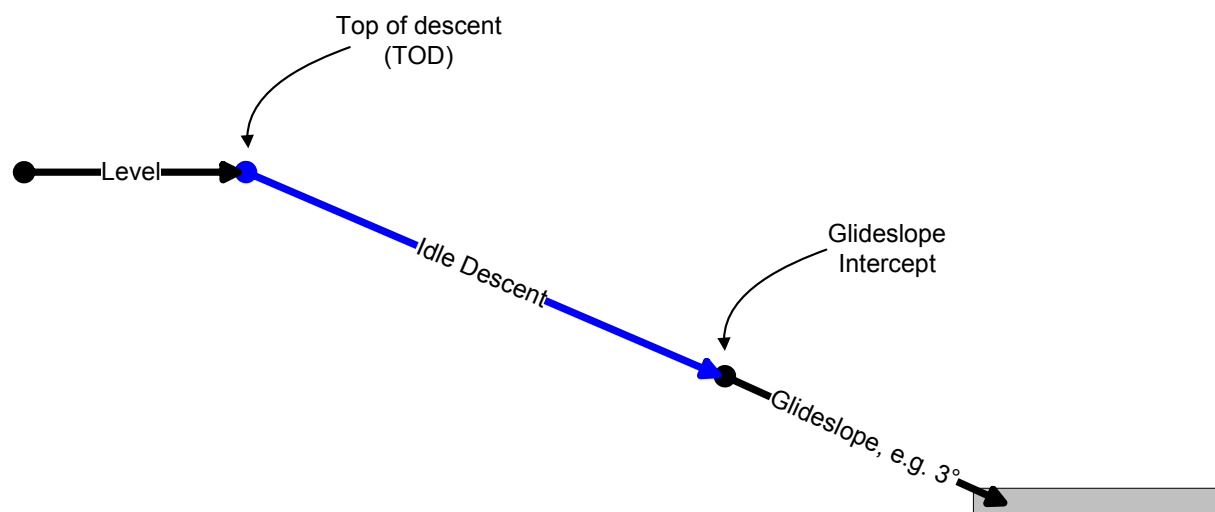


Bild 53: Berechnung des TOD beim ACDA.

Die Hauptproblematik bei der Berechnung eines ACDA besteht darin, den TOD für unterschiedliche Flugmuster und Wetterbedingungen zu berechnen. Das AFMS berechnet den TOD vom Glideslope Intercept Point aus rückwärtsgehend derart, dass ein beim TOD beginnender Sinkflug ohne Schub in der korrekten Höhe auf den Glideslope Intercept Point trifft. Dieser berechnet sich über Position und Höhe der Landebahnschwelle, den Glideslopewinkel und die Intercept-Höhe. Die geplanten Geschwindigkeiten sind dabei flugphasen- und flugmusterabhängig. Die optimalen Geschwindigkeiten für die verschiedenen Flugphasen sind für die meisten Flugmuster in der von Eurocontrol veröffentlichten Base of Aircraft Data (BADA, aktuelle Version 3.6 [20]) verfügbar. Da die Geschwindigkeit im Sinkflug im Regelfall zunehmend langsamer wird, plant das AFMS Verzögerungsphasen ein.

Bei der Durchführung eines ACDA-Verfahrens kommt es darauf an, die berechnete 4D-Trajektorie möglichst genau abzufliegen. Dazu ist es notwendig, die Konfiguration des Luftfahrzeugs in die Trajektorienberechnung einfließen zu lassen. Der höhere Luftwiderstands- und Auftriebsbeiwert bei gefahrenen Landeklappen würde anderenfalls zu inakzeptablen

Abweichungen von der geplanten Trajektorie führen.

Es gibt verschiedene Faktoren, die beim Abfliegen der vom AFMS berechneten 4D-Bahn zu Abweichungen führen können.

Die von Eurocontrol zur Verfügung gestellten BADA-Einträge liefern die Parameter für ein Punktmassenmodell und haben bei den Untersuchungen für die untersuchten Modelle mit hoher Genauigkeit überzeugt. BADA-Einträge bestehen im Wesentlichen aus zwei Dateien:

- Die OPF-Datei beinhaltet die Triebwerksparameter wie Schub-, Luftwiderstand- und Treibstoffkoeffizienten.
- Die APF-Datei beinhaltet operationelle Geschwindigkeiten für verschiedene Flugphasen wie Steig-, Strecken- und Sinkflug.

Derzeitig sind BADA-Einträge für 295 verschiedene Flugmuster verfügbar.

Ein weiterer Einflussfaktor auf die erreichbare Abfluggenauigkeit der Trajektorie ist die Genauigkeit des eingerechneten Wetters. Während sich Modellungenauigkeiten durch kleinere Anpassungen eliminieren lassen, sind Flugversuche immer von einer guten Wettervorhersage abhängig. Die Flugversuche mit dem ATTAS werden mit einer aktuellen Windvorhersage vom Deutschen Wetterdienst (DWD) durchgeführt, die kurz vor dem Flugversuch in das bordseitige AFMS geladen wird.

Die Einhaltung der vom AFMS vorgegebenen Zeiten, Höhen und Geschwindigkeit hängt des Weiteren von einem zeitlich exakten Konfigurieren des Flugzeugs ab. Daher wurden bei den ATTAS- und A330-Versuchen die Landeklappen automatisch vom AFMS gefahren. Ein automatisches Fahren des Fahrwerks wurde nicht integriert, dem Luffahrzeugführer wurden entsprechende Aufforderungen zum Fahren des Fahrwerks auf dem Navigationsdisplay angezeigt.

Bei einer aus oben genannten Gründen unzureichend genauen Trajektorie muss das AFMS beim Abfliegen der Trajektorie nachregeln, soweit das möglich ist. Bei einem im Leerlauf geplanten ACDA gestaltet sich das Nachregeln sehr schwierig, da ein positiver Höhenfehler (zu hoch) nicht durch Schubänderung korrigiert werden kann, es liegt bereits Minimalschub an. Auch bei einem negativen Höhenfehler (zu tief) ist ein Regeln des Schubes zu vermeiden. Daher sind andere Mechanismen notwendig, um Höhenfehler abzubauen. So wird ein positiver Höhenfehler durch früheres Setzen der Hochauftriebshilfen korrigiert, ein negativer Höhenfehler durch ein Sinkflugsegment mit flacherem Bahnwinkel und früher einsetzendem Schub im Endanflug.

6.2.4 Flugversuche A330 Simulator im ZFB

Die Versuche im A330 Simulator im ZFB zeigen, dass das vom DLR entwickelte AFMS sich auf beliebige Verkehrsflugzeugtypen portieren lässt. Zur Ansteuerung des A330 durch das AFMS greift dieses anstelle des Original-FMS von Airbus auf die Schnittstelle des A330-Autopiloten zu. Die Ansteuerung des Autopiloten durch das AFMS wird ausführlich im Einzelbericht [19] beschrieben.

Bei den Flugsimulatorversuchen wurden sowohl das Standardanflugverfahren LDLP, das oben beschriebene ACDA-Verfahren und ein teilweise implementiertes Steep CDA-(SCDA)-Verfahren getestet. Bild 54 zeigt beispielhaft den Verlauf eines Flugsimulatorversuchs mit dem ACDA Verfahren. Der Höhenfehler bewegt sich in einem akzeptablen Bereich von ca. +30 bis -120 Fuß. Bis zum Anschneiden des Gleitpfades lag der Zeitfehler kontinuierlich unter einer Sekunde, bis zum Touchdown bei maximal 3 Sekunden.

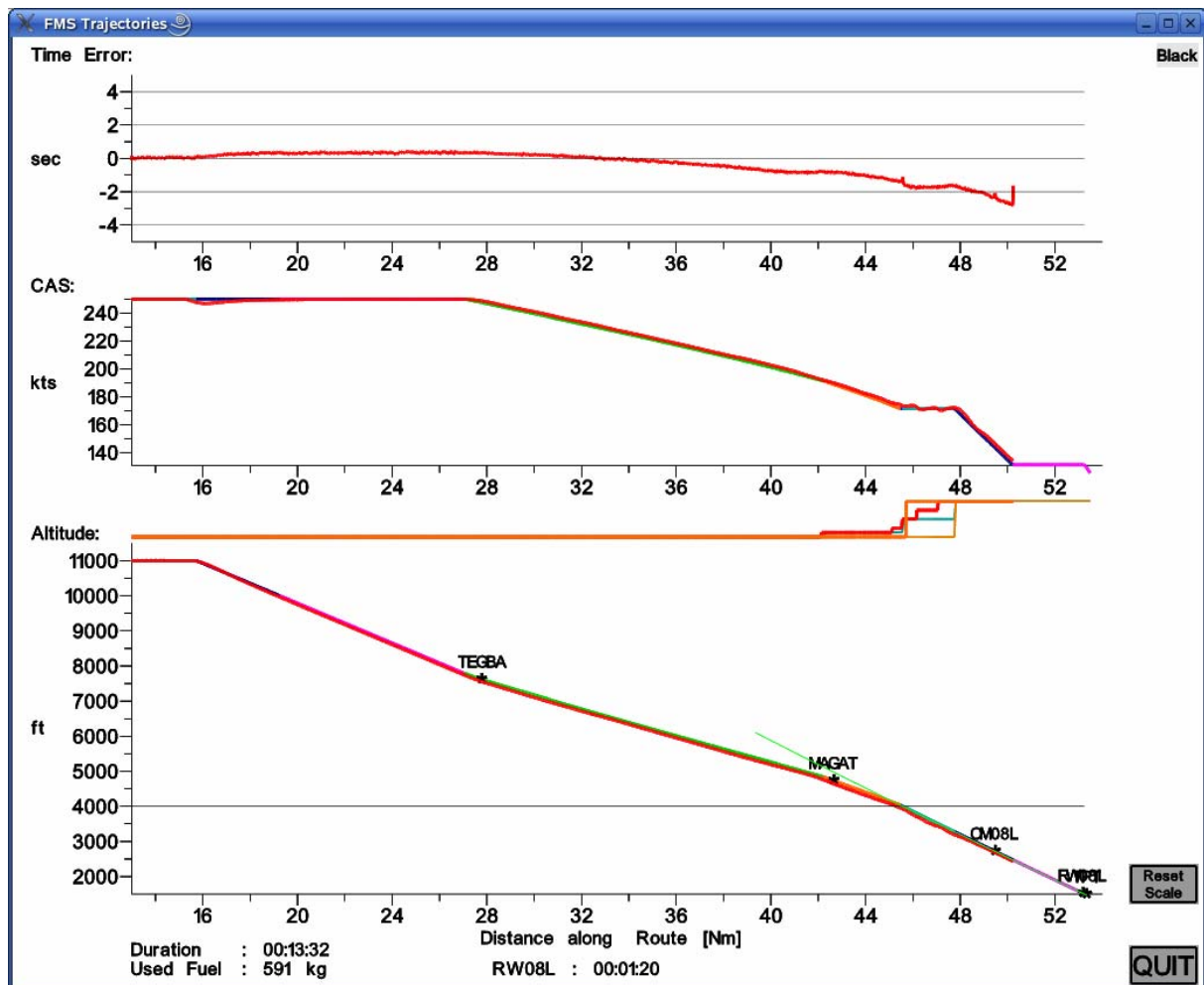


Bild 54: Flugsimulatorversuch mit dem A330 und ACDA-Verfahren.

Beim Low Drag-Low Power Verfahren bewegt sich der Höhenfehler in einem akzeptablen Bereich von ca. +30 bis -130 Fuß. Wie beim ACDA-Verfahren lag der Zeitfehler stets im Bereich weniger Sekunden, da auch hier wie bei beiden anderen Versuchen das vorgegebene Fahrtprofil sehr genau eingehalten wurde und folglich Modellfehler sich nur im Höhenprofil auswirken konnten.

Beim Steep Continuous Descent Approach wird das Flugzeug sehr früh konfiguriert, um mit gesetzten Klappen und Fahrwerk ein besonders steiles Segment zu fliegen. Das SCDA-Verfahren hat durch das steile Segment weitere Lärmvorteile zum ACDA, weil der Sinkflug noch später begonnen wird und das Flugzeug dadurch länger in der größeren Flughöhe verweilt. Ein Abfliegen des SCDA ist mit dem hier beschriebenen AFMS problemlos möglich, ein manuelles Abfliegen ohne Vorgaben vom AFMS ist äußerst schwierig. Der Höhenfehler bewegt sich in einem akzeptablen Bereich von ca. +50 bis -120 Fuß. Der Zeitfehler lag bei diesen Versuchen unter zwei Sekunden, da auch hier das vorgegebene Fahrtprofil sehr genau eingehalten wurde.

6.2.5 Flugversuche ATTAS

Die vorgestellten Verfahren wurden auch in realen Flugversuchen mit dem DLR-Flugversuchsträger ATTAS vom Typ VFW-614 erprobt. Im Zweimanncockpit des ATTAS sitzt auf der rechten Seite der Sicherheitspilot, der den laufenden Versuch jederzeit abbrechen kann. Auf der linken Seite sitzt der Versuchspilot, der über ein Touchpad, zwei Bildschirme und ein Autopilotenbediengerät Zugriff auf die Versuchssysteme (AFMS und AFCS) hat. Die durchgeführten Anflüge wurden auf die Bahn 26 in Braunschweig durchgeführt. Erflogen wurden, wie bei den Simulatorversuchen beim ZFB, die Verfahren Low Drag-Low Po-

wer, ACDA und SCDA. Vor den Flugversuchen wurde die aktuelle Windvorhersage in den AFMS-Rechner geladen.

Trotz ungleich erschwelter Bedingungen (realer Flugversuch, realer Wind) konnten bei den Flugversuchen mit dem ATTAS ähnlich gute Ergebnisse erzielt werden wie bei den Simulatorversuchen mit dem A330. Mit insgesamt 25 Anflügen konnten die Vorarbeiten in der Bodensimulation verifiziert werden. Zudem gab es einige Effekte, die nur im Flugversuch auftraten (siehe Einzelbericht [19]).

Auch bei den Flugversuchen mit dem ATTAS ließen sich durchschnittlich Zielzeitabweichung von +/-3 Sekunden mit akzeptablen Höhenfehlern von +/-150 ft erreichen. Selbst unter ungünstigsten Randbedingungen mit Lee-Wellen-Winden vom Harz und ungenauer Windvorhersage konnte die ursprünglich geplante Ankunftszeit noch auf 10 Sekunden genau eingehalten werden. Der Höhenfehler ist, wie bei den ZFB-Versuchen auch, noch zu relativieren, da das AFMS den Übergang zwischen zwei Flugphasen (etwa der Übergang vom Streckenflug in den Sinkflug) nicht als eigene Phase rechnet, sondern eine Unstetigkeitsstelle in Form eines Knicks plant. Der Übergang wird vom Guidance-Modul an den Autopiloten kommandiert. Da der Höhenfehler als Differenz zwischen Ist und Planung errechnet wird, entsteht so an den Transitionsstellen ein Höhenfehler, der nicht aussagekräftig (zu groß) ist.

6.2.6 Lärminderungspotenzial der Verfahren

Mit Hilfe des in Programmpaket 1620 entwickelten Berechnungsverfahrens SIMUL [2] wurden für die Anflugverfahren LDLP und ACDA die Lärmkonturen ermittelt. Als Luftfahrzeugmuster wurde die für SIMUL vermessene A320 verwendet. Simuliert wurden Anflüge mit einer 44 Tonnen schweren A320 über den Metering Fix Gedern (GED) auf die Landebahn 25 rechts in Frankfurt/Main. Bild 55 und Bild 56 zeigen die von SIMUL berechneten Lärmflächen für die Verfahren LDLP und ACDA. Die dargestellten Lärmflächen fangen in Dunkelblau bei >55 dB(A) an und erhöhen sich in 5 dB(A)-Schritten. Im Vergleich zum LDLP bietet das ACDA-Verfahren eine ortsunabhängige Lärminderung.

Berechnungen von Fluglärmt Teppichen wurden auch unter Berücksichtigung von Höhenfehlern in der Flugbahn vorgenommen, wie sie sich aus ungenauen Windangaben oder wechselnden Geschwindigkeiten ergeben können, um zu prüfen, wie stark sich das auf die Größe und Lage des Fluglärmt Teppichs auswirkt. Die gefundenen Unterschiede ohne und mit Höhenfehler waren marginal, auch wenn die künstlich generierten Höhenfehler deutlich größer waren, als es die Ergebnisse aus Simulator- und Flugversuchen ergaben.

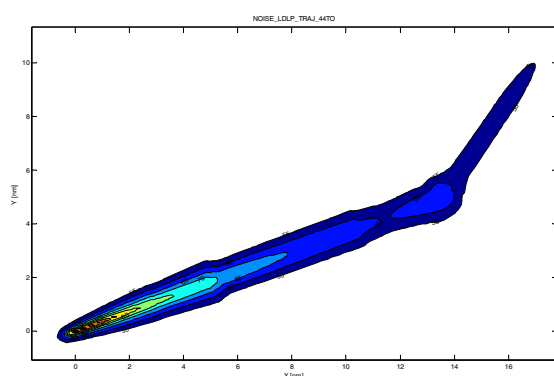


Bild 55: Fluglärmt Teppich A320, LDLP-Verfahren.

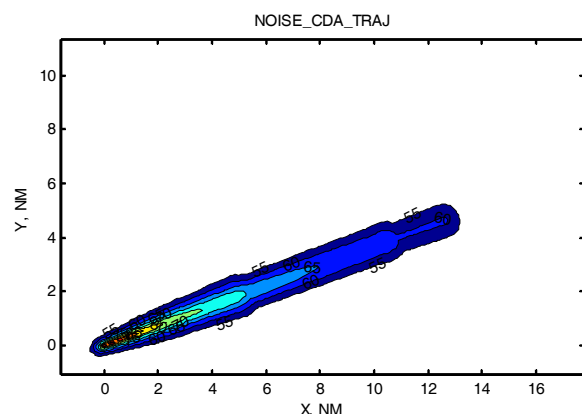


Bild 56: Fluglärmt Teppich A320, ACDA-Verfahren.

6.2.7 Zusammenfassung

Mit dem im Rahmen des Projekts *LAnAb* erweiterten AFMS des DLR wurden im A330 Flug-simulator des ZFB und im Flugversuchsträger ATTAS Versuche durchgeführt, die eine hohe Führungsgenauigkeit für die Anflugverfahren ACDA, LDLP und SCDA nachweisen. Dabei wurden bei etwa 15 Minuten Restflugzeit in der Regel Ankunftszeiten auf ± 3 Sekunden eingehalten. Der Höhenfehler blieb dabei in akzeptablen Bereichen von ± 150 ft. Die Anflüge wurden dabei sowohl automatisch vom AFMS geführt als auch manuell per Sidestick, allerdings nach Vorgaben des AFMS, durchgeführt. Selbst bei schlechten Windvorhersagen konnten die Zielzeiten auf ± 10 Sekunden genau eingehalten werden.

Der genannte Einfluss der Höhenfehler ist noch zu relativieren, da Transitionen als Unstetigkeitsstellen geplant, aber nicht geflogen werden und damit die realen Höhenfehler noch geringer ausfallen.

Des Weiteren wurden Verfahren präsentiert, um eventuell aufgebaute Höhenfehler (etwa durch eine ungenaue Windvorhersage) zu korrigieren. Mit Hilfe des in Programmpaket 1620 entwickelten Berechnungsverfahrens SIMUL wurde gezeigt, dass die Korrekturverfahren, selbst bei unüblich großen Höhenfehlern von 300 ft, den Lärmvorteil des ACDA gegenüber dem Referenzverfahren LDLP nicht wesentlich beeinträchtigen.

Die Dominanz des Vorflügelärms bei den Lärmrechnungen für den A320 legt nahe, dass eine Optimierung des Verfahrens auf die Lärmeigenschaften des verwendeten Flugmusters, z.B. bzgl. der Konfigurationszeitpunkte, weitere Lärmeinsparungen bringen kann.

Da das Flugmodell im AFMS in Form von BADA-Daten definiert wird, lassen sich zurzeit Anflugverfahren für 295 Flugzeugmuster generieren. Eine gute Windvorhersage vorausgesetzt, stellt ein nach dem ACDA-Verfahren anfliegendes Flugzeug alle Mittel zur Verfügung, um frühzeitig in den Planungsprozess eines Arrival-Managers einbezogen zu werden und damit Kapazitätseinbußen zu vermeiden. Für moderne Konzepte der Bord-Boden-Integration wie die zeitbasierte Führung in einer erweiterten „Terminal Manoeuvring Area“ (TMA) und das späte Zusammenführen des Anflugverkehrs (Late Merging Points) ist die hier vorgestellte zeitgenaue 4D-Führung die Grundlage.

Bei manueller Führung des Luftfahrzeugs nach AFMS-Vorgaben ist aufgefallen, dass der Versuchspilot mit dem Einhalten der Vorgaben voll ausgelastet ist und keine weiteren Aufgaben übernehmen kann. Durch weiterführende Arbeiten lässt sich untersuchen, inwieweit andere Darstellungsformen der Führungsanweisungen, geringere Anforderungen an die Führungsgenauigkeit oder Nutzung von einzelnen Autopilotenfunktionen die Arbeitsbelastung verringern und für Piloten und Lotsen akzeptabel sind.

6.3 Einzelaufgabe EA 1633 „Lärmminimale Abflugbahnen unter Beachtung des Einflusses der mittleren Windsituation auf die Schallausbreitung“ (TUBr-IFF, Simulopt, TMS-Bn [21])

6.3.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1633

Nach der Einführung in die zu behandelnde Problematik (Kapitel 1) werden die in Kapitel 2 die Ziele und Grundprinzipien lärmminimaler Abflüge dargestellt, die das Ziel haben, eine möglichst geringe Zahl von Betroffenen dem Fluglärm auszusetzen. Im anschließenden 3. Kapitel wird der Aufbau des Modells der Bevölkerungsverteilung entlang der betrachteten Abflugroute beschrieben. Kapitel 4 beschäftigt sich mit der Statistik der Windverhältnisse am Flughafen Frankfurt/M., um den Einfluss des über viele Jahre gemittelten Windes auf die Schallausbreitung und damit auch auf die Streckenführung von lärmminimalen Abflugrouten zu berechnen. Im 5. Kapitel kommen die Wind- und Lärmausbreitungsmodelle zur Darstellung, die für die vorliegende Aufgabe von besonderer Wichtigkeit sind.

In Kapitel 6 wird das Bewegungsmodell für das 4-strahlige Passagierflugzeug Boeing B747-

400 beschrieben, für das alle Bahnberechnungen gemacht werden. Dieses schwere, besonders flach und damit auch laut abfliegende Flugzeug befindet sich oft im Einsatz und wird auch noch lange in Betrieb bleiben.

Grundsätzlich werden startende Flugzeuge entlang Wegpunkten geführt, die von der Deutschen Flugsicherung (DFS) auch aus Gründen des Lärmschutzes festgelegt werden. Die Funktion des Steuerungssystems zur Führung des Flugzeugs entlang solcher vorgegebenen Wegpunkte wird in Kapitel 7 erläutert. In Kapitel 8 werden die Verfahren zur Optimierung der Wegpunkte im Hinblick eines lärmminimalen Abfluges beschrieben, wobei auch die Bevölkerungsverteilung und die Windverhältnisse zu berücksichtigen sind.

Das 9. Kapitel stellt Simulations- und Optimierungsergebnisse für den Flughafen Frankfurt/M. (mit und ohne Wind) dar. Entsprechende Ergebnisse für die Abflugroute von der südlichen Startbahn des Flughafen Münchens und die südliche Startbahn des Flughafens Düsseldorf sind in den Kapiteln 10 und 11 niedergelegt. Der Bericht schließt mit einer Zusammenfassung (Kapitel 12) und einem Ausblick auf mögliche Folgeuntersuchungen.

6.3.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung

Im Hinblick auf eine möglichst geringe Lärmbelastung der Bevölkerung sind die heute gültigen Abflugrouten derart vorgegeben, dass sie nach Möglichkeit in der Mitte zwischen den betroffenen Ortschaften verlaufen. Diese Vorgehensweise erbringt jedoch lärmminimale Verhältnisse nur für den Fall der Windstille.

Es ist bekannt, dass der Wind einen erheblichen Einfluss auf die Schallausbreitung ausüben kann, deshalb war es das Ziel der Einzelaufgabe, bei der Ermittlung lärmminimaler Flugbahnen nicht nur die Bevölkerungsdichte, sondern darüber hinaus auch die mittleren Windverhältnisse am betreffenden Flughafen zu berücksichtigen. Eine tägliche Berechnung und Durchführung lärmminimaler Flugbahnen unter Beachtung der aktuellen Windrichtung wird erst zukünftig möglich sein. Deshalb wurde vorgeschlagen, den Verlauf einer typischen Abflugroute mit im Mittel seitlicher Windkomponente derart neu zu berechnen, dass sich für die im Jahresmittel vorliegenden Windverhältnisse (d.h. mittlere Windrichtung und mittlere Windstärke) eine fest vorgegebene lärmminimale Bahn ergibt. Diese Berechnung sollte beispielhaft für die Abflugroute der Startbahn West am Flughafen Frankfurt/M. durchgeführt werden, da hier eine Situation mit ausgeprägter mittlerer seitlicher Windkomponente vorliegt.

6.3.3 Ergebnisse

In dieser zusammenfassenden Darstellung wird nur auf die in Bezug auf die ursprüngliche Zielsetzung wichtigen Ergebnisse der Einzelaufgabe 1633 eingegangen.

Bild 57 zeigt die Abflugrouten am Flughafen Frankfurt/M., insbesondere in Richtung Westen. Hier wird bereits heute bei der Festlegung der betreffenden Abflugroute von der Deutschen Flugsicherung die Lage bewohnter Gebiete berücksichtigt, allerdings wie schon erwähnt ohne Berücksichtigung des Windeinflusses auf die Schallausbreitung.

Aus einem Datensatz des Deutschen Wetterdienstes, bestehend aus den stündlichen Wetterdaten der Jahre 1998 bis 2002, die mittleren Wetterwerte für die Zeit von 5 Uhr morgens bis 21 Uhr abends wurden für die 16 Stunden Hauptbetriebszeit des Flughafens Frankfurt/M.) die folgenden über 5 Jahre gemittelte Winddaten bestimmt:

- mittlere Windrichtung: $-138,59^\circ = +221,41^\circ$,
- mittlere vektorielle Windgeschwindigkeit: 1,42 m/s.

Im Laufe der Durchführung des Projektes wurde eine Vielzahl verschiedener Wind- und Schallausbreitungsmodellen getestet und validiert. Das daraus resultierende Modell für den so genannten „Sound Exposure Level“ (SEL) ist in Tabelle 9 dargestellt.



Bild 57: Abflugrouten am Flughafen Frankfurt/M. (Quelle: Fraport).

Tabelle 9:

Validiertes und vereinfachtes Wind- und Lärmmodell nach INM, SAE und SIMULOPT.

Lärmausbreitungsmodell bei Wind (nach Vereinfachung)

(ohne Lärmschatten)

$$\text{SEL}_{\text{ber}} = \text{SEL}(\text{Entf.}, \text{Schub}) \quad (\text{von Integrated Noise Model - INM -})$$

$$- \Delta \text{SEL}(\text{Entf.}, \beta) \quad (\text{wg. seitlicher Abstrahlung -SAE-})$$

$$- p_4 \sin(R_w - R_b) V_w [1 - \sin(\beta)] \text{Entf.} \quad (\text{wg. Gegenwind})$$

$$\text{SEL}_{\text{gem}} = \text{LAS}_{\text{max}} + d_{\text{Lax}}; \quad d_{\text{Lax}} = 10 \lg(t_{10} / 2s) \quad (\text{Theorie nach DIN})$$

$$\text{SEL}_{\text{gem}} = \text{LAS}_{\text{max}} + 10 \text{ dB} \quad (\text{Näherung})$$

Validierung: Minimierung der Unterschiede zw. SEL_{ber} und SEL_{gem},
10 Abflüge, 6 Fluggesellsch., 2 TW, 3 Abflugrouten, Winde von 0 bis 8 m/s
aus allen Richtungen, **insgesamt 36 Lärm-Messwerte**

Mittlerer Fehler: 0.63 dB (nach Optimierung von 1 Parameter und 10 Schub-Werten)

SIMULOPT, 30.08.05

Darin bedeuten:

- SEL_{ber}: mit dem Modell berechneter SEL-Wert
- SEL_{gem}: gemessener SEL-Wert
- Beta: Abstrahlwinkel (beta = 90° bedeutet Abstrahlung senkrecht nach unten)
- Entf: Entfernung zum Flugzeug
- p₄: Optimierungsparameter zur Berücksichtigung des Einflusses der Schallausbreitung entgegen der Windrichtung
- R_w: Windrichtung
- R_b: Bahnrichtung des Flugzeugs
- Schub: Triebwerksschub
- V_w: Windgeschwindigkeit

Lärmausbreitung bei Wind

(nach INM, SAE AIR 1845 und SIMULOPT)

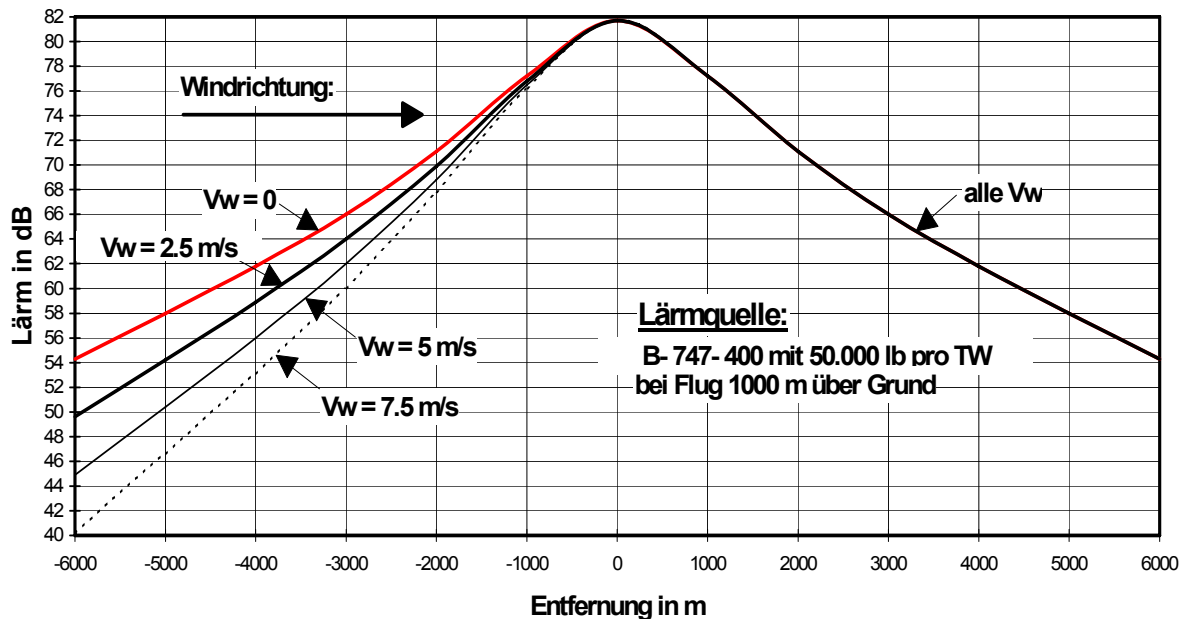


Bild 58: Schallausbreitung bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten und -richtungen nach dem in Tabelle 9 beschriebenen Modell.

Bild 58 zeigt ein Ergebnis des Windmodells aus Tabelle 9 für ein B747-400-Flugzeug mit Schub 50.000 lb pro GE-Triebwerk bei einer Flughöhe von 1000 m. Die Ordinatenbezeichnung „Lärm“ bedeutet dabei den maximalen A-bewerteten Schalldruckpegel beim Überflug (LASmax). Die gezeigten Kurven wurden gemäß Tabelle 9 nur bis zu Entfernungen von ca. 3000 m validiert und bis ± 6000 m extrapoliert.

Nur bei Schallausbreitung entgegen der Windrichtung (negative Werte der Entfernung) ist ein Einfluss zu erkennen, der zudem sehr gering ist. Beispielsweise nimmt LASmax bei -3000 m Entfernung und $2,5$ m/s Windgeschwindigkeit um lediglich 2 dB ab. Die mittlere Windgeschwindigkeit am Flughafen Frankfurt liegt wie oben dargestellt wurde bei $1,4$ m/s.

In den Kapiteln 9 bis 11 werden Simulationsergebnisse für die Flughäfen Frankfurt/M., München und Düsseldorf dargestellt, bei denen unter Berücksichtigung der Bevölkerungsverteilung durch Optimierung der lateralen und teilweise auch vertikalen Flugbahnen eine Reduzierung der Lärmbelastung erzielt werden konnte.

Nur beim Flughafen Frankfurt/M. wurde der Windeinfluss diskutiert: Wegen des geringen in Bild 58 dargestellten Windeinflusses erbringt eine Optimierung von Abflugbahnen am Flughafen Frankfurt/M. unter Berücksichtigung des dort über viele Jahre aufgezeichneten und vektorieLL gemittelten Windes von nur $1,42$ m/s aus der Richtung $221,4^\circ$ keine Verbesserung im Vergleich zur Optimierung unter der Annahme von Windstille. Deshalb wurde untersucht, ob eine höhere seitliche Windgeschwindigkeit von 5 m/s beim Abflug in Richtung RID einen Einfluss auf die Flugbahnoptimierung ausübt. Aber auch in diesem Fall zeigten sich bei Anwendung der im Einzelbericht definierten und beschriebenen Gütekriterien GK_5 und GK_6 (Minimierung der mittleren quadratischen sone- bzw. dB-Werte über alle Einwohner) keine nennenswerten Flugbahnänderungen.

Der Grund für diese Unempfindlichkeit gegenüber Wind liegt einmal in der doch ziemlich homogenen Dichte der Bevölkerung in der Umgebung der betrachteten Abflugroute. Ein weiterer Grund ist, dass – wie bereits erwähnt – lediglich ein stärkerer Gegenwind (in Bezug auf

die Schallausbreitungsrichtung) unter sehr flachem Abstrahlwinkel eine zusätzliche Geräuschkämpfung erbringt. Eine flache Abstrahlung bedeutet jedoch, dass die betreffende Ortschaft ziemlich weit von der Quelle entfernt liegt und somit einen zu anderen Orten relativ geringen Immissionslärmpegel aufweist. Dieser relativ kleine Wert geht wegen der quadratischen Gewichtung auch nur wenig in das Gesamtgütekriterium ein und beeinflusst es somit kaum. Zusätzlich ist zu bedenken, dass der wichtige Gesichtspunkt des Lärmschattens in den Optimierungsberechnungen bislang (wegen der fehlenden Lärmdaten über größere Abstrahlentfernungen) noch nicht berücksichtigt werden konnte.

6.3.4 Zusammenfassung

In der Einzelaufgabe 1633 wurde ein PC-Programm erarbeitet, mit dem lärmminimale Abflugbahnen berechnet werden können, welche durch feste, dauernd gültige Wegpunkte gegeben sind (laterale Bahnführung). Zusätzlich ist es möglich, auch den höhenabhängigen Verlauf der Flugbahn zu beeinflussen (vertikale Bahnführung). Dabei wird nicht nur die Lage und die Einwohnerzahl der Ortschaften in der Umgebung der betreffenden Abflugstrecke, sondern ggf. auch der Einfluss der mittleren bzw. aktuellen Windrichtung und Windstärke auf die Schallausbreitung berücksichtigt. Darüber hinaus lassen sich mit dem Programm die Lärmbelastungen jeder Ortschaft vor und nach den Optimierungsmaßnahmen ermitteln.

Um die Berechnung lärmminimaler Flugbahnen unter Berücksichtigung der Lärmverschiebung bei Wind auf eine solide Basis zu stellen, wurden bei der Durchführung des Projektes zunächst verschiedene Strukturen von Wind- und Lärmausbreitungsmodellen aufgestellt.

In einer weiteren Arbeitsphase mussten diese Modelle mit Hilfe von realen Fluglärm-Messdaten validiert werden, wozu mehrere Messkampagnen unter verschiedenen Windverhältnissen vorzunehmen waren.

Nach Auswahl der am besten geeigneten und genauesten Wind- und Lärmverschiebungsmodelle konnten im Zusammenhang mit den inzwischen aufgebauten weiteren Modulen des Gesamtprogramms die eigentlichen Simulations- und Optimierungsberechnungen durchgeführt werden. Zu den im Laufe des Projektes entwickelten zusätzlichen Komponenten gehören z.B. das Modell der Bevölkerungsverteilung, ein Simulationssystem zur Führung der Flugzeuge entlang vorgegebener Wegpunkte, mehrere Kriterien für die Lärmbelastung, das Optimierungssystem zur Berechnung der optimalen Wegpunkte und ggf. der Parameter zur zusätzlichen vertikalen Flugführung, ein Grafiksystem zur anschaulichen Darstellung der Ergebnisse (Animationen).

Bei der Anwendung des Programmsystems an typischen Abflugrouten der Flughäfen Frankfurt/M., München und Düsseldorf konnten durch die Optimierung der lateralen und auch der vertikalen Führung des Flugzeugs unter Beachtung der Lage und der Einwohnerzahlen der umgebenden Ortschaften erhebliche Lärminderungen in verschiedenen Lärmkennzahlen erzielt werden.

Die Berücksichtigung des Windeinflusses führte zu dem Ergebnis, dass der Einfluss des Windes auf die Lärmabstrahlung in dem relevanten Geschwindigkeitsbereich keine nennenswerte Änderung der lärmminimalen Abflugroute bewirkt, weder bei Berücksichtigung des langjährigen mittleren Windes, noch bei Beachtung eines aktuellen, stärkeren seitlich auf die Flugbahn einwirkenden Windes. Damit lohnt eine Optimierung der Abflugbahnen allein wegen des mittleren Windes nicht.

6.4 Einzelaufgabe EA 1634 „Lärminderungspotenzial durch Bündelung von Flugrouten mit Autobahnen“ (DLR-AS-TS, BEH [22])

6.4.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1634

Nach der Einführung im ersten Kapitel werden in Kapitel 2 grundlegende Überlegungen und Untersuchungen beschrieben. Dazu gehören Modellrechnungen zur zeitlichen und örtlichen Verteilung der von Straßen- und Flugverkehr induzierten äquivalenten Dauerschallpegel, die Validierung dieser Modellrechnungen durch Messungen in der Umgebung des Flughafens Frankfurt/Main, wo die Abflugroute nach Nordwesten längs der Autobahn A3 in Richtung Köln verläuft und bei bestimmten Wetterlagen Flug- und Autobahnlärm gleichzeitig auftritt, Vergleiche zwischen den Fluglärm- und Autobahnlärberechnungen und den zugehörigen Messwerten und die daraus für die vorliegende Untersuchung abzuleitenden Schlussfolgerungen. In Kapitel 3 wird das durch die Führung von Flugrouten über Autobahnen erreichbare Lärminderungspotenzial auf der Basis von Modellrechnungen herausgearbeitet, wobei der A-bewertete äquivalente Dauerschallpegel als Geräuschkriterium verwendet wird. Aspekte der Flächennutzung werden in Kapitel 4 diskutiert. In Kapitel 5 wird gezeigt, dass von einem Geräuschminderungspotenzial der vorgeschlagenen Maßnahme nicht mehr auszugehen ist, wenn die beim Fluglärm auftretenden Maximalpegel, die für die nächtliche Störwirkung des Fluglärms relevant sind, anstelle des äquivalenten Dauerschallpegels zugrunde gelegt werden. Der Bericht schließt mit einer Zusammenfassung (Kapitel 6) und einer kurzen Diskussion aus stadtplanerischer Sicht (Kapitel 7).

6.4.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung

Das Programmpaket 1630 befasst sich mit der Abschätzung des Lärminderungspotenzials und der Fliegbarkeit von An- und Abflugverfahren. Bei der Realisierung von lärmarmen Flugverfahren wird eine geeignete Bahntrajektorie definiert, durch deren Abfliegen die Lärmbelastung am Boden minimiert wird. Dabei bestehen im Prinzip zwei Möglichkeiten, nämlich eine Optimierung der vertikalen sowie der horizontalen Komponente der Flugbahn.

Die Optimierung des Vertikalprofils – und damit verbunden auch der Flugleistungsparameter wie Geschwindigkeit, Triebwerksleistung – ist weitestgehend ein flugmechanisches Problem und wird in anderen Einzelaufgaben des Programmpakets 1630 behandelt. Die im Folgenden beschriebene Untersuchung setzt sich mit einer Möglichkeit auseinander, wie der horizontale Verlauf der Flugbahn lärmoptimiert gewählt werden könnte.

Der von Behrens 1992 [23] formulierte Kerngedanke besteht darin, die Abflugrouten³ von Verkehrsflugzeugen in ihrer horizontalen Führung längs Autobahnen zu verlegen. Dadurch soll erreicht werden, dass die Belastung durch Fluglärm in Bereiche fällt, die ohnehin schon durch Autobahnlärm beaufschlagt sind – der Lärm beider Verkehrsträger soll also im Nahbereich der Autobahnen konzentriert werden. Dieser Vorschlag ist in der Vergangenheit oft und auch kontrovers diskutiert, in der Praxis aber nie näher untersucht worden. Ziel der Einzelaufgabe 1634 soll es daher sein, hinsichtlich des vorgeschlagenen Verfahrens möglichst quantitative Aussagen über Lärminderungspotenziale zu treffen. In dieser Aufgabe wird der physikalisch-technische Aspekt des von Behrens vorgeschlagenen städteplanerischen Konzepts untersucht.

6.4.3 Untersuchungskonzept und -methoden

In welchem Maße sich durch die von Behrens vorgeschlagene Überlagerung der Gesamtlärm an einem Immissionsort ändert – d.h., wie effizient die Überlagerung ist – wird durch das Verhältnis der Einzelbeiträge von Fluglärm und Straßenlärm zueinander bestimmt. Der größte Effekt würde sich ergeben, wenn die Pegeldifferenz zwischen beiden Lärmarten größer als 10 dB ist. In diesem Fall würde der Gesamtpegel in etwa gleich dem der höheren der

³ Die Anwendung dieses Verfahrens auf Anflugstrecken ist nicht praktikabel. Beim derzeitigen Stand der Technik werden durch das Instrumentenlandesystem (ILS) in den maßgeblichen Bereichen keine Abweichungen von einer geradlinigen Führung zugelassen.

beiden Einzelbeiträge sein. Wenn demgegenüber beide Beiträge gleich sind, würde sich bei Überlagerung eine Erhöhung der Immissionswerte um 3 dB ergeben.

Hier ist zu berücksichtigen, dass das Verhältnis der Einzelbeiträge (und damit der Effekt der Überlagerung) senkrecht zum Verlauf der Autobahn bzw. Flugstrecke nicht konstant bleibt. Beim Straßenverkehrslärm bestimmt nur der seitliche Abstand zur Fahrbahn die Ausbreitungsentfernung während beim Fluglärm zum seitlichen Abstand von der Flugstrecke noch die Flughöhe hinzukommt. Fluglärm fällt also mit zunehmendem seitlichem Abstand generell weniger stark ab als Straßenverkehrslärm. Außerdem hängen sowohl das seitliche Abfallverhalten als auch der Absolutwert der vom Fluglärm erzeugten Schallpegel noch vom Abstand vom Flughafen ab, da die Flughöhe nicht konstant bleibt. Im Nahbereich des Flughafens wird daher erwartungsgemäß der Fluglärm dominieren, während in größeren Entfernungen der Straßenverkehrslärm die wesentliche Rolle spielen wird.

Insgesamt wird das Verhältnis der Einzelbeiträge von Flug- und Autobahnlärm also durch folgende Parameter beeinflusst:

- Das jeweilige Verkehrsaufkommen,
- die jeweilige Verkehrszusammensetzung,
- den seitlichen Abstand des Immissionsortes von der Autobahn/Flugstrecke und
- den Abstand des Immissionsortes vom Flughafen.

Prinzipiell bedarf es daher zur Beurteilung des durch horizontale Verlagerung der Flugrouten erschließbaren Lärminderungspotenzials von vornherein schon einer flächigen Untersuchung. Eine solche kann in praktikabler Weise nur auf der Basis von Simulationsrechnungen mit Immissionsprognoseprogrammen durchgeführt werden, da weiträumige Messungen aus Kostengründen nicht in Frage kommen. Allerdings ist es sinnvoll, zur Validierung bzw. Kalibrierung der Rechenverfahren zusätzlich die Ergebnisse von Messungen heranzuziehen.

Weiterhin ist zu berücksichtigen, dass aus den Ergebnissen der Untersuchung einer bestimmten Autobahn im Umfeld eines bestimmten Flughafens noch keine allgemeingültigen Schlüsse bezüglich der Effizienz des Überlagerungsvorschlags gezogen werden können. Letztendlich sind die Parameter Verkehrsaufkommen und –zusammensetzung von den lokalen Gegebenheiten abhängig. Außerdem müssten für eine umfassende Beurteilung noch Informationen über die Besiedlung und Bevölkerungsdichte mit einbezogen werden.

Aus diesem Grund wurde die Einzelaufgabe 1634 in Form einer Parameterstudie durchgeführt. Ziel war es, Aussagen treffen zu können, in welchen Bereichen im Umfeld eines Flughafens bei bestimmten Randbedingungen die Überlagerung von Autobahn- und Fluglärm zu wünschenswerten Effekten führt. Die auf der Basis einer solchen Studie gewonnen Erkenntnisse haben den Vorteil, dass sie nicht von einer speziellen lokalen Situation abhängen, sondern übertragbar sind.

Insgesamt wurden im Rahmen der Untersuchung folgende Arbeitsschritte durchgeführt:

- Grundlegende Modellrechnungen zum Ausbreitungsverhalten von Fluglärm und Straßenverkehrslärm als Basis der Parametervariation,
- Durchführung einer Messkampagne zur Validierung der Modellrechnungen,
- Kalibrierung der Rechenmodelle auf der Basis der Messergebnisse und
- Endgültige Rechnungen mit Parametervariationen und Interpretation der Resultate.

Die variierten Parameter waren die Verkehrszusammensetzung, die Entfernung vom Flughafen und die Abweichung der Flugbewegungen vom Idealflypfad.

Die Untersuchung basiert auf der Analyse des A-bewerteten energieäquivalente Dauerschallpegels L_{Aeq} . Er ist weltweit das übliche Maß zur Beurteilung von Flug- und Straßenverkehrslärm. Beim Fluglärm spielen aufgrund seines intermittierenden Charakters aber auch

noch die Maximalpegel eine Rolle (insbesondere bei der Beurteilung der nächtlichen Störwirkung). Hierauf wird in einem separaten Kapitel auch kurz eingegangen, die eigentliche Untersuchung des Problems beschränkt sich aber aufgrund der Eigenschaften von Straßenverkehrslärm auf den äquivalenten Dauerschallpegel.

6.4.4 Ergebnisse

In Bild 59 ist das seitlich Abfallverhalten der äquivalenten Dauerschallpegel von Flugzeugen und Straßenfahrzeugen aufgetragen, wobei eine Modell-Flugroute „A“ mit 40.000 Tagesbewegungen und einem Flugzeugmix angenommen wurde, wie es etwa der Taunusroute am Frankfurter Flughafen im Jahr 2000 entspricht. Man kann aus dieser Darstellung entnehmen, dass die Bereiche, in denen der Autobahnlärm höher als der Fluglärm ist, sich nahe der Autobahn erstrecken und mit zunehmendem Abstand zum Flughafen breiter werden. Der Einfluss des Fluglärms auf die Gesamtmission nimmt mit zunehmendem Abstand vom Flughafen ab und gleichzeitig mit dem seitlichem Abstand von der Autobahn zu.

In den folgenden Analysen wird der Untersuchungsbereich auf Entfernungen von 5 bis 20 km vom Startrollpunkt beschränkt. In kleineren Entfernungen ist in der Regel ein Einschwenken der Flugzeuge in Richtung des Autobahnverlaufs noch nicht möglich. In größeren Entfernungen nimmt die Genauigkeit der Fluglärmrechnung ab. Außerdem sind hier die Schallpegel oft von der gleichen Größenordnung wie das Hintergrundgeräusch.

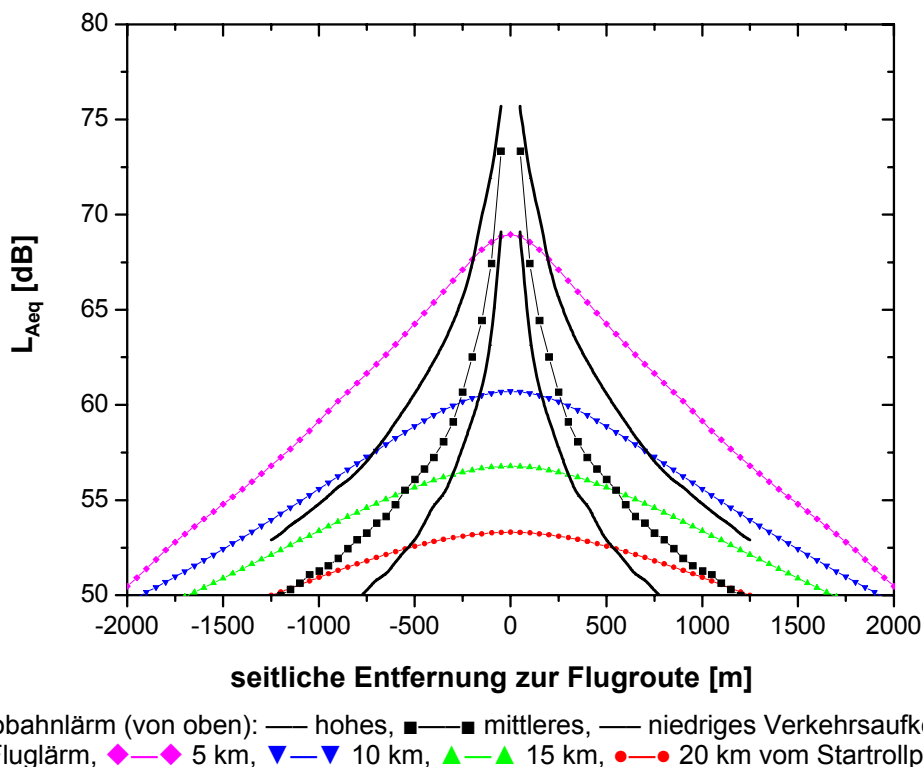


Bild 59: Berechnete Querschnittsprofile des energieäquivalenten Dauerschallpegels seitlich zur Autobahn für eine Beispielflugroute A mit 40.000 Tagesbewegungen.

Überträgt man die Schnittpunkte der Kurven für Straßen- und Fluglärm aus Bild 59 in einen Konturplot, so ergibt sich Bild 60. Das linke Teilbild beschreibt die Situation mit geringem Verkehrsaufkommen, das rechte mit hohem Verkehrsaufkommen. Die mittlere Kurve entspricht dem im Raum Frankfurt ermittelten durchschnittlichen Verkehrsaufkommen. Es zeigen sich deutlich die Bereiche, in denen der Straßenlärm die dominante Lärmquelle darstellt. Bei einer schwach befahrenen Autobahn erreicht dieser Bereich für eine Entfernung von 20 km zum Startrollpunkt eine Breite von bis zu 1000 m. Bei der stark befahrenen Autobahn erreicht er in einer Entfernung von 15 km zum Startrollpunkt eine Breite von 3000 m.

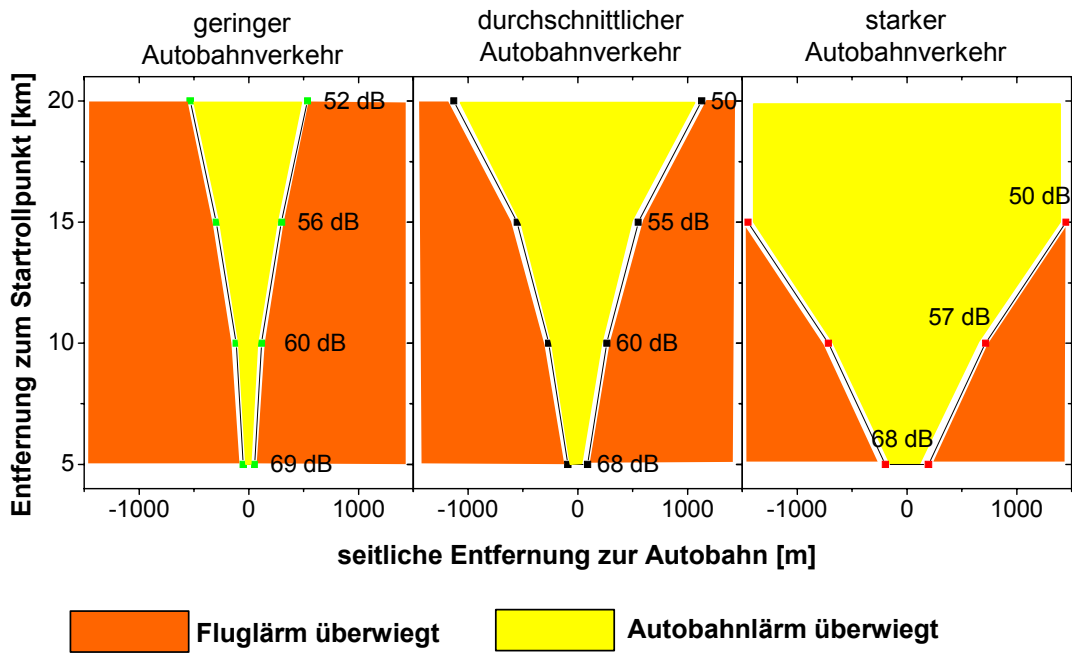


Bild 60: Darstellung derjenigen Bereiche, in denen der L_{Aeq} für Flug- bzw. Autobahnlärm überwiegt. Zu Grunde liegt der Flugbetrieb auf Route A.

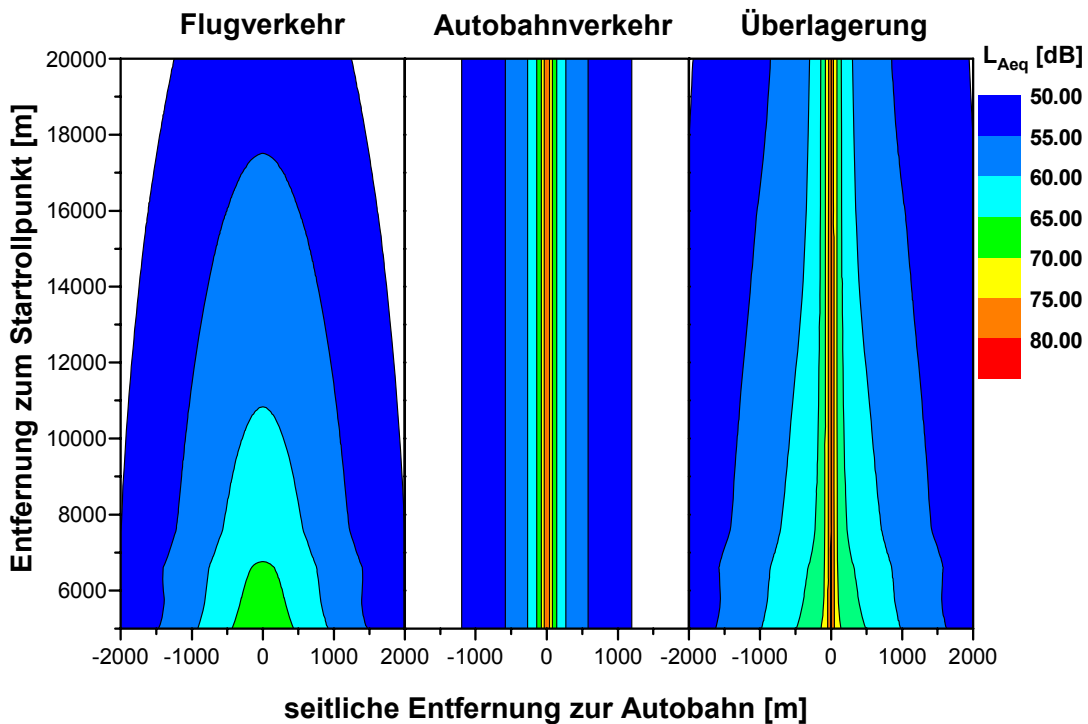


Bild 61: Flächenhafte Darstellung des L_{Aeq} für Flugroute A, eine Autobahn mit durchschnittlichem Verkehrsaufkommen sowie die Überlagerung.

In Bild 60 wurden die Schallpegel separat betrachtet und nicht überlagert. Dadurch lassen sich in einer flächigen Darstellung diejenigen Bereiche erkennen, in denen die eine oder andere Lärmart überwiegt.

Überlagert man den Autobahnlärm mit dem Fluglärm, so kommt eine weitere Lärmquelle mit einem anderen Ausbreitungsverhalten hinzu, so dass Schall in vorher schwach oder unbelastete Gebiete hereingetragen wird. Bild 61 veranschaulicht diesen Effekt. Im linken Bild wird die reine Fluglärmbelastung in 5 dB-Schritten farbig dargestellt, in der Mitte die Belas-

tung durch Autobahnlärm und rechts die Überlagerung. In den weißen Bereichen liegen die äquivalenten Dauerschallpegel unter 50 dB. Die Grafik veranschaulicht, wie durch die Überlagerung diese durch den reinen Autobahnlärm nur niedrig beaufschlagten Bereiche durch den überlagerten Flugverkehr zusätzlich durch Lärm belastet werden.

Die vorangegangenen Überlegungen geben Anhaltspunkte für die Möglichkeit eines Einsatzes der Überlagerung von Flugrouten mit Autobahnen. Um das damit verbundene Lärminderungspotenzial quantifizieren zu können, werden im Folgenden die Größen der mit Lärm beaufschlagten Flächen analysiert.

In Bild 61 sind die belasteten Flächen für Straßenverkehr und Flugverkehr einzeln und in Summe graphisch aufgetragen. Die dazugehörigen Flächen für Isolinien des L_{Aeq} im Bereich von 50-70 dB sind in Bild 62 ausgewiesen. Der untersuchte Bereich ist derselbe wie bei den vorangegangenen Analysen, nämlich von 5 bis 20 km vom Startrollpunkt. Das linke Diagramm zeigt die Ergebnisse für hohe Verkehrsdichte und die beiden anderen für mittlere und geringe Verkehrsdichte. Bild 62 gilt für die bisher allein betrachtete Modellroute „A“. Ergebnisse für eine weitere Modellroute „B“ mit 28.000 Flugbewegungen, das entspricht einem kleineren Flughafen ohne schweres Fluggerät, sind in Bild 63 gezeigt.

Zur Erläuterung der Darstellung: Für die Modellroute A umfasst die 50 dB-Isolinie für Fluglärm eine Fläche von 53 km² (grüner Balken ganz links in Bild 62), für eine stark befahrene Autobahn eine Fläche von 49 km² (roter Balken). In der Summe ergibt sich somit eine belastete Fläche von 102 km². Durch die Überlagerung von Straßen- und Luftverkehr wird diese Fläche auf 67,6 km² (blauer Balken) reduziert.

Für Lärmkonturen mit hohen Pegelwerten, können bei der Überlagerung auch Flächenzunahmen auftreten. Eine laute Autobahn in Kombination mit der schwach belegten Modellroute „B“ zeigt für die 60 dB-Linie bei einer Überlagerung eine Vergrößerung der Fläche um 1,7 km². Insgesamt wird deutlich, dass für niedrigere Pegelwerte die Summe der Flächen der separat ermittelten Lärmkonturen größer als die Fläche für die Überlagerung sein kann. Für höhere Pegelwerte sich dieser Effekt um. In einigen Fällen konnte im Untersuchungsbereich für höhere Pegelwerte keine Fluglärmkontur ermittelt werden. Trotzdem ist die aus der Überlagerung resultierende Kontur größer als diejenige des Autobahnlärms, da immer noch Beiträge vom Fluglärm hinzukommen.

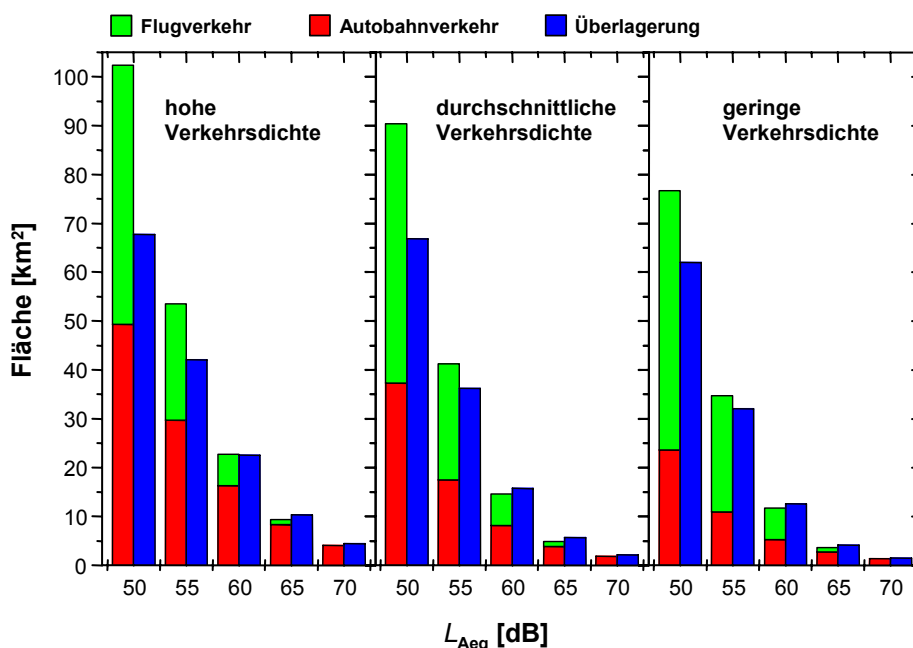


Bild 62: Vergleich der lärmbelasteten Flächen für L_{Aeq} -Isolinien von 50 bis 70 dB bei Einzelbetrachtung und Überlagerung für die Modellroute A.

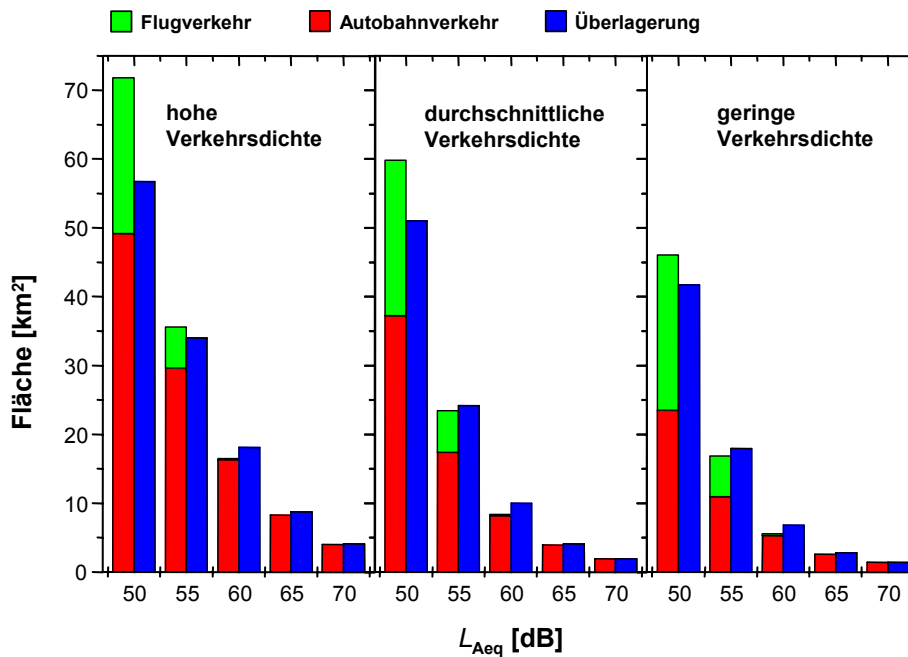


Bild 63: Vergleich der lärmbelasteten Flächen für L_{Aeq} -Isolinien von 50 bis 70 dB bei Einzelbetrachtung und Überlagerung für die Modellroute B.

Hier wird deutlich, dass für die niedrigeren Pegelwerte die Fläche der Lärmkonturen aus der Summe der Einzelgeräusche größer als für die Überlagerung sein kann, für höhere Pegelwerte sich dieser Effekt umkehrt. In einigen Fällen konnte im Untersuchungsbereich überhaupt keine Fluglärmkontur ermittelt werden. Nichtsdestoweniger ist bei der Überlagerung die resultierende Kontur größer als die des Autobahnlärms, da immer noch Beiträge vom Fluglärm hinzukommen.

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass in bei dem vorgeschlagenen Überlagerungsverfahren ein Potenzial zur Minderung der lärmbeaufschlagten Flächen vorhanden ist. Die durchgeführte Flächenanalyse ist aber nur ein erster Anhaltspunkt. Weitere Parameter wie die Besiedlungsstruktur und stadtplanerische Aspekte spielen auch eine wichtige Rolle, auf die aber in diesem zusammenfassenden Ergebnisbericht nicht eingegangen wird.

6.4.5 Anmerkung zu Maximalpegeln

In der vorangegangenen Diskussion wurde als Geräuschkriterium der äquivalente Dauerschallpegel L_{Aeq} herangezogen. Dieser Mittelungspegel hat sich zur Beurteilung von Umgebungslärm – insbesondere für die Tagesperiode – weltweit bewährt und korreliert auch gut mit der Belästigung (also einer psychologischen Wirkung). Bei Straßenlärm bietet sich auch kein anderes Beurteilungsmaß an, weil dieser einen weitgehend gleichmäßigen Zeitverlauf ohne herausragende Einzelgeräusche hat. Fluglärm ist demgegenüber intermittierend, d.h. er setzt sich aus klar identifizierbaren Einzelgeräuschen zusammen, denen man Maximalpegel zuordnen kann. Die Spitzen der Fluglärmereignisse lagen bei den durchgeführten Messungen um 10-20 dB oberhalb des kontinuierlichen, durch die Autobahn hervorgerufenen Geräusches. Proberechnungen für verschiedene Verkehrsflughäfen haben gezeigt, dass bei Fluglärm die mittleren Maximalpegel um 15-20 dB höher als die resultierenden äquivalenten Dauerschallpegel sind [24], was sich mit den Messungen deckt.

Maximalpegel werden in Deutschland – z.B. in Form von sog. Schwellenwertkriterien – zur Beurteilung von nächtlichem Fluglärm herangezogen. Diese Kriterien dienen insbesondere zur Beurteilung von Aufwachreaktionen. Derartige physiologische (und nicht psychologische) Reaktionen hängen von der Häufigkeit und Höhe der auftretenden Maximalpegel ab. Die derzeit diskutierten Schwellenwertkriterien setzen dabei auf Außenpegeln im Bereich von

etwa 70 dB auf. Derartige Maximalpegel werden durch Flugzeuge (vor allem durch schweres Fluggerät) auch in größeren Entfernungen vom Flughafen am Boden noch hervorgerufen. Selbst in 20 km Abstand treten Maximalpegel der Größenordnung von 70 dB noch in seitlichen Abständen von 1500 m zur Flugstrecke auf. Das sind Bereiche, in denen der durch Autobahn erzeugte Lärm keine Rolle mehr spielt.

Unter dem Aspekt der Minimierung der Wirkung von Maximalpegeln ist der vorgeschlagene Ansatz zur Überlagerung also nicht sinnvoll, weil Straßenverkehrslärm und Fluglärm stark voneinander abweichende Charakteristika haben.

6.4.6 Zusammenfassung

In der vorliegenden Untersuchung konnte gezeigt werden, dass die heute gängigen und angewendeten Verfahren zur Berechnung von Straßenverkehrs- und auch Fluglärm mit den im Rahmen der Einzelaufgabe durchgeführten Messungen im Einklang sind. Durch diese Validierung war gewährleistet, dass die Verwendung von Lärmberechnungsverfahren für die Aufgabenstellung (und insofern auch für eventuelle weiterführende Arbeiten) ein sinnvoller und vor allem Kosten minimierender Ansatz ist.

Der Umsetzung des von Behrens [23] formulierten Kerngedankens der Bündelung von Flugrouten mit Autobahnen wird von verschiedenen Parametern beeinflusst:

- dem jeweiligen Verkehrsaufkommen,
- der jeweiligen Verkehrszusammensetzung,
- dem seitlichen Abstand des Immissionsortes von der Autobahn/Flugstrecke und
- dem Abstand des Immissionsortes vom Flughafen.

Diese Parameter wurden einzeln und in ihrem Zusammenwirken untersucht. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen sind im Folgenden zusammengefasst:

Grundsätzlich gibt es bei der Überlagerung von Flugrouten mit Autobahnen drei unterschiedlich breite Streifen parallel zur Autobahn, die hinsichtlich der Gesamtlärmbelastung wie folgt charakterisiert werden können:

- Im ersten Streifen nahe der Autobahn dominiert der Straßenverkehrslärm. Hier kann es teilweise sogar zu einer Überdeckung des Fluglärms kommen, d.h. die Mittelungspegel der Autobahn liegen um mehr als 10 dB über denjenigen des Fluglärms. Je nach Autobahn- bzw. Flugverkehrsaufkommen und Abstand vom Flughafen hat dieser Streifen eine Breite von einigen zehn Metern bis zu mehreren hundert Metern (bei stark befahrenen Autobahnen in großen Entfernungen vom Flughafen).
- Daran schließt sich ein Streifen an, in dem die Schallpegel beider Verkehrsträger in der gleichen Größenordnung liegen. Hier kann es durch die Addition der Mittelungspegel zu einem Anstieg der Lärmbelastung von etwa 3 dB bei einer Überlagerung kommen.
- Im dritten, entferntesten Streifen zur Autobahn dominiert der Fluglärm. Hier wird eine zusätzliche Lärmbelastung durch den Flugverkehr in Bereichen induziert, die vorher nahezu unbelastet waren. Dadurch können bei einer Überlagerung durch Flugverkehrsgeräusche die Mittelungspegel um mehr als 3 dB ansteigen.

Das Verkehrsaufkommen beeinflusst diese Struktur in der Weise, dass die Breite der inneren Streifen mit zunehmendem Straßenverkehrsaufkommen zu und mit zunehmendem Luftverkehrsaufkommen abnimmt. Mit zunehmendem Anteil von schwerem Fluggerät nimmt die Breite der inneren Streifen ebenfalls ab.

Mit zunehmendem Abstand vom Flughafen – also abnehmender Lärmbelastung durch den Luftverkehr – nimmt die Breite der inneren Streifen ebenfalls zu.

Diese Effekte hängen stark davon ab, ob der Flugverkehr dem Verlauf der Autobahn wirklich exakt folgen kann. Bei einer seitlichen Abweichung der Flugrouten von der Ideallinie um etwa 1000 m beginnt der Effekt der Überlagerung zu verschwinden. Dies ist auch vor dem Hintergrund zu sehen, dass es aufgrund flugmechanischer Randbedingungen nicht immer machbar ist, den Autobahnverlauf exakt abzufliegen. Demgegenüber hat eine Streuung der Flugbahnen um den Idealpfad nur sehr geringe Auswirkungen.

Um quantitative Aussagen zum Lärminderungspotenzial treffen zu können, wurde die Größe der lärmbeaufschlagten Flächen in einem Abstand von 5 bis 20 km vom Startrollpunkt analysiert. Dazu wurden die bei einer Überlagerung resultierenden Flächen von Konturen des äquivalenten Dauerschallpegels L_{Aeq} mit den entsprechenden Flächen verglichen, die sich ohne Überlagerung ergeben würden. Hier zeigte sich, dass für Konturen mit niedrigen L_{Aeq} -Werten durchaus Gesamtflächenreduktionen von etwa 30% im betrachteten Untersuchungsraum erreicht werden können. Andererseits können sich für höhere L_{Aeq} -Werte die Flächen durch die Überlagerung insgesamt auch vergrößern. Das impliziert zunächst eine Umsetzung der Idee in größeren Entfernungen vom Flughafen.

Unter den genannten Bedingungen lässt sich in vielen Fällen ein Flächenminderungspotenzial durch die Bündelung von Flugrouten mit Autobahnen erreichen. Prinzipiell ist bei dieser Betrachtungsweise aber der Aspekt der Anzahl belasteter Einwohner nicht berücksichtigt. Hier wird es auf jeden Fall neben Entlastungen auch zu zusätzlichen Belastungen kommen. Einige grundlegende Überlegungen zur Siedlungsstruktur legen es z.B. nahe, das Überlagerungsverfahren nicht im direkten Bereich von Stadtautobahnen anzuwenden. Generell sollte das Konzept aber noch fallspezifisch, d.h. bezogen auf konkrete Flughafen- und Besiedlungskonfigurationen, untersucht werden.

Die zusammengefassten Ergebnisse beziehen sich auf Mittelungspegel, wie sie in der Praxis zur Beschreibung von Straßenverkehrslärm herangezogen werden. Sie sind auch zur Beurteilung der Störwirkung von Fluglärm während der Tagesperiode geeignet. Zu berücksichtigen ist aber, dass die hier vorgestellte Überlagerung rein energetischer Natur ist und Wirkungsaspekte nicht mit einschließen kann. Hier muss angeführt werden, dass die Diskussion um eine Bonus-Malus-Problematik bisher noch zu keinem befriedigenden Ergebnis geführt hat.

Zur Beurteilung der Effekte von nächtlichem Fluglärm sind Maximalpegel besser geeignet. Diese liegen bei Fluglärm etwa 10-20 dB über den an Autobahnen auftretenden Pegeln. Hier verlieren die beschriebenen Effekte der Überlagerung an Bedeutung.

Eine Quantifizierung des Effekts in Bezug auf Be- und Entlastung der Bevölkerung (was letztendlich das Ziel jedes Lärmminderungskonzepts ist) kann diese Untersuchung nicht liefern. Hier müssten weitere Studien erfolgen, die sich an ganz konkreten Verkehrs- und Bebauungssituationen sowie an der Besiedlungsdichte orientieren. Letztendlich sollten dabei aber auch die anderen im Rahmen des Projekts „Lärmarme An- und Abflugverfahren“ gewonnenen Erkenntnisse (z.B. zu Flugverfahren oder windoptimalen Flugbahnen) integriert werden, um das Problem ganzheitlich anzugehen.

6.5 Einzelaufgabe EA 1635 „Lärmarme Abflugverfahren“ (DLR-FT, DLR-AS-TS, DLH, EADS-CRC [25])

6.5.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1635

Nach der Einleitung in Kapitel 1 werden in den beiden darauf folgenden Kapiteln die flugmechanischen Grundlagen des Abflugs und die operationellen Start- Steigflugverfahren beschrieben. Im Hauptteil des Berichts (Kapitel 4) werden Ergebnisse zur Schallimmission, zum Treibstoffverbrauch und zum Zeitbedarf unterschiedlicher Start- und Steigflugverfahren präsentiert und diskutiert, die unter Anwendung verschiedener flugmechanischer Verfahren (DLR-Verfahren NAPSIM, DLH-Verfahren OCTOPER, DLH-Simulatoruntersuchungen, LA-

nAb-Flugversuche) und akustischen Prognoseverfahren (ICAO-Verfahren Integrated Noise Model, INM, und DLR-Verfahren SIMUL) erarbeitet wurden. Den Abschluss bildet die Zusammenfassung in Kapitel 6.

6.5.2 Einleitung

Die Reduktion der Schallemission von Triebwerken hat in der Vergangenheit den Startvorgang und anschließenden Steigflug von Flugzeugen deutlich leiser gemacht. Da aber gleichzeitig die Verkehrsdichte zugenommen hat, ist die Belastung durch Fluglärm nach wie vor ein Problem für die flughafennahen Anwohner. Kurz- bis mittelfristige Abhilfe könnten hier modifizierte Flugverfahren leisten, die zumindest die Schallimmission am Boden dergestalt umverteilen, dass weniger Anwohner betroffen sind.

Ziel des ersten Teils der Einzelaufgabe EA 1635 ist die Erarbeitung von Vorschlägen für „fliegbare“ Abflugverfahren mit verringerter Lärmimmission für eine begrenzte Anzahl von Flugzeugmustern mit unterschiedlicher Lärmcharakteristik. Die Bearbeitung der Aufgabe musste sich allerdings im wesentlichen auf das Airbus Flugzeugmuster A319/A320 konzentrieren, da für die ursprünglich ebenfalls vorgesehenen Boeing Flugzeugmuster die notwendigen Flugleistungsdaten nur unvollständig vorlagen. Einen Vergleich primärer Aussagen zwischen 2- und 4-strahligen Verkehrsflugzeugen ermöglicht jedoch die EADS-CRC Studie für die B747-400 [28], die im zweiten Teil der EA 1635 behandelt wird (siehe Abschnitt 6.6) und ausschließlich unter Verwendung des Integrated Noise Model (INM) der Federal Aviation Administration (FAA) und mit Bezug auf den Flughafen München durchgeführt wurde.

Der erste Schritt zur Berechnung der Schallimmission bei Start und Steigflug ist die Bestimmung des Flugprofils, bestehend aus den Verläufen von Flugbahn, Fluggeschwindigkeit, Triebwerksschub, Konfiguration (Landeklappen/Fahrwerk) und Flugzeuglage im Raum. Dies erfolgte mit unterschiedlichem Aufwand und Qualität durch Anwendung des von DLR-FT entwickelten Simulationsprogramm NAPSIM, durch Anwendung des bei der DLH vorliegenden Rechenprogrammes OCTOPER, durch Verwendung eines Full Flight Simulators und durch Flugversuche. Für den zweiten Schritt, die lärmbezogene Auswertung, standen das INM der FAA, die im Rahmen von *LAnAb* entwickelte neueste Version von SIMUL von DLR-ASG sowie das im Rahmen des DLR-Projektes *Leiser Flugverkehr* entwickelte Aufwachkriterium [27] von DLR-ME zur Verfügung.

Alle Betrachtungen beziehen sich ausschließlich auf die Höhenprofile geradliniger Abflüge, horizontale Variationen der Abflugrouten wurden nicht einbezogen. Weiterhin wurde angenommen, dass weder Horizontalwind noch Vertikalwind vorliegen und somit Einfluss auf die Flugbahn haben.

6.5.3 Operationell eingesetzte Start- und Steigflugverfahren

Die operationell eingesetzten Start- und Steigflugverfahren unterscheiden sich zum einerseits durch den verwendeten Startschub und damit durch die Länge der Startstrecke und andererseits durch die Steigflughöhe, in der auf die endgültige Steigfluggeschwindigkeit beschleunigt wird (Bild 64).

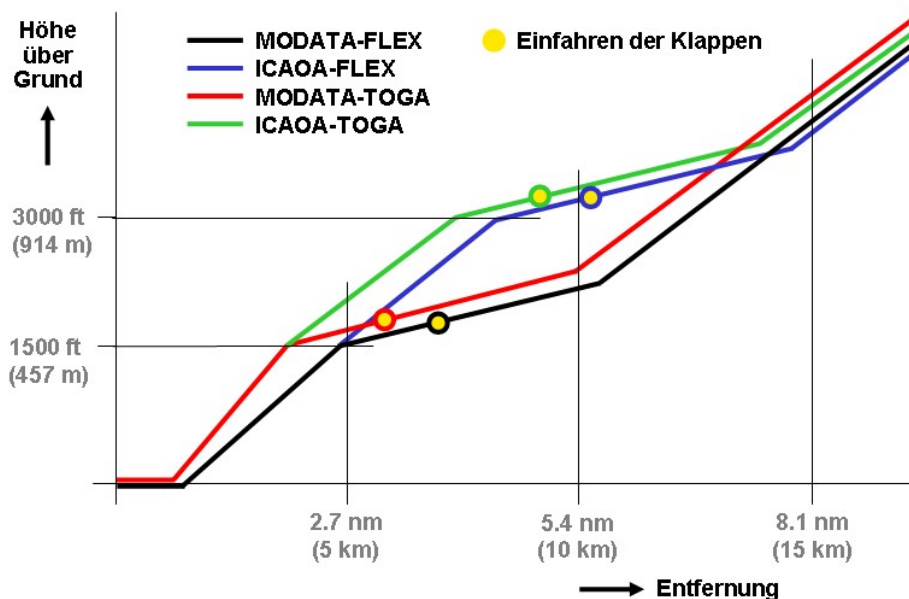


Bild 64: Übersicht der operationell eingesetzten Start- und Steigflugverfahren.

Die an den europäischen Verkehrsflughäfen vorhandenen Startbahn­längen lassen es in der Regel zu, dass bei Kurz- bzw. Mittelstreckenverkehrsflugzeugen der Schub gegenüber dem maximalen Startschub reduziert werden kann, was den Treibstoffverbrauch verringert und die Lebensdauer der Triebwerke erhöht. Damit verbunden ist allerdings neben der Startstreckenverlängerung auch eine Verringerung der Überflughöhe im ersten Steigsegment bedingt durch einen kleineren Bahnwinkel und durch das spätere Abheben (Bild 64). Weniger Schub und eine geringere Überflughöhe sind im Hinblick auf die Lärmimmission jedoch gegenläufig. Die Verfahren mit reduziertem Startschub werden bei Airbus-Flugzeugen als FLEX-Verfahren bezeichnet, bei Boeing nennt man sie Derated-Thrust-Verfahren.

Nach dem Abheben wird der Steigflug zunächst mit konstantem Schub (FLEX oder maximaler Schub (TOGA)) und konstanter Geschwindigkeit von mindestens $V_2 = 1,2 V_S$ geflogen, üblicherweise jedoch mit $V_2 + 10$ kts. Ab einer bestimmten Höhe wird dann der Schub auf den maximalen Steigflugschub reduziert (CUT-BACK) und je nach Verfahren das Flugzeug beschleunigt (MODATA) oder weiter mit konstanter Fluggeschwindigkeit gestiegen (ICAOA), und erst später die notwendige Beschleunigung eingeleitet. Während der Beschleunigungsphase werden beim Erreichen der Minimalgeschwindigkeiten die Vorflügel im Verbund mit den Landeklappen eingefahren. Für das Verhältnis von Steigen und Beschleunigen gibt es keine allgemeingültigen Aussagen. In der Regel wird mit 500-1000 ft/min gestiegen, was einen Bahnwinkel von ca. 2° bis 4° bedeutet. Die Beschleunigungsphase ist üblicherweise beendet, wenn das Flugzeug die Maximalgeschwindigkeit für den Luftraum unter 10.000 ft von 250 kts erreicht hat, danach erfolgt der Übergang auf den „Final Climb“.

Das modifizierte ATA-Verfahren mit reduziertem Startschub (MODATA-FLEX) leitet sich mit einer CUT-BACK Höhe von 1500 ft aus dem ATA-Verfahren ab (1000 ft CUT-BACK Höhe). Nach der Zurücknahme des Schubes wird das Flugzeug verbunden mit dem Einfahren der Klappen auf die Geschwindigkeit von 250 kts für den „Final Climb“ beschleunigt. Im Zusammenhang mit einem von vornherein reduzierten Startschub (FLEX) kann das Verfahren als Standardverfahren angesehen werden und soll im Folgenden auch als Referenzverfahren dienen.

Das ICAO-A Verfahren mit reduziertem Startschub (ICAOA-FLEX) unterscheidet sich vom modifizierten ATA-Verfahren durch die Tatsache, dass am CUT-BACK Punkt nicht beschleunigt, sondern weiter mit konstanter Geschwindigkeit und ausgefahrenen Klappen gestiegen wird. Erst bei 3000 ft beginnt die Beschleunigungsphase mit gleichem Ablauf wie bei

MODATA. Die Schubreduktion am CUT-BACK Punkt fällt beim FLEX Verfahren nur gering aus und ist deshalb in seinen Auswirkungen auf den Steigwinkel kaum zu erkennen. ICAOA wird auch als Steilstartverfahren bezeichnet. Ab dem CUT-BACK Punkt liegt die Flugbahn über eine lange Distanz über der von MODATA. Allerdings schneiden sich die Bahnen in größerer Entfernung vom Startpunkt wieder, da durch ein längeres Fliegen in einer ungünstigeren Widerstandskonfiguration (Vorflügel/Landeklappen werden später eingefahren), die effektiv zugeführte Energie kleiner ist. Die Auswirkungen beider Höheneffekte auf die Schallimmission werden in den folgenden Abschnitten diskutiert.

Mit vollem Startschub (TOGA) gestaltet sich das modified ATA-Verfahren (MODATA-TOGA) in seinem Ablauf in gleicher Weise wie mit reduziertem Startschub (FLEX). Die Startstrecke ist wie erwartet kürzer und die Flugbahn liegt aufgrund höherer Energiezufuhr immer höher. Im „Final Climb“ hat das Verfahren auch insgesamt die größte Flughöhe (Bild 64).

Voller Startschub und ICAOA-Verfahren bedeuten vom CUT-BACK Punkt bis zum Ende der Beschleunigungsphase die höchste Flugbahn (ICAOA-TOGA). Erst bei diesem Verfahren wirkt sich die Schubrücknahme bei 1500 ft in Form eines geringeren Bahnwinkels aus.

Zusätzlich zu den in Bild 64 gezeigten wurde das MoNA Verfahren nach [26] aufgenommen, das eine Mischung aus dem MODATA und dem ICAOA Verfahren darstellt. Beim MoNA Verfahren wird nach der Schubrücknahme steiler gestiegen als beim MODATA, dafür aber weniger beschleunigt. Erst nach Erreichen einer Zwischenbeschleunigungshöhe, hier 2500 ft, wird dann in gleicher Form wie bei MODATA weiter verfahren.

6.5.4 Schallimmission, Treibstoffverbrauch und Zeitbedarf unterschiedlicher Start- und Steigflugverfahren

Zur Bestimmung von Schallimmission, Treibstoffverbrauch und Zeitbedarf unterschiedlicher Start- und Steigflugverfahren wurden Daten aus verschiedenen Quellen herangezogen. Diese Quellen sind Berechnungen unter Verwendung des Simulationsprogrammes NAPSIM (Flugzeugmuster A320), Berechnungen der DLH mit dem Programm OCTOPER (Flugzeugmuster A320), Full-Flight Simulator Untersuchungen (Flugzeugmuster A319) und am Flughafen Parchim-Schwerin durchgeführte Flugversuche (Flugzeugmuster A319) [4]. Ausgehend von diesen Daten wurden Berechnungen des Maximalschallpegels mit den Programmen INM und SIMUL durchgeführt und die Ergebnisse in Form von Pegelflächen (durch Isolinien konstanten Pegels umschlossene Flächen) und Pegelverläufen dargestellt, wobei die Pegelverläufe auf der Spur (direkt unterhalb der Flugbahn am Boden) sowie in Schnitten parallel und quer zur Spur betrachtet wurden. Da es für die Beurteilung eines Flugverfahrens u.a. darauf ankommt, wie man z.B. die Abnahme einer Pegelfläche gegenüber der Zunahme einer anderen Pegelfläche bewertet, wurde zusätzlich die Anzahl von Aufwachreaktionen nach [2], auf Grundlage des mit SIMUL berechneten Maximalschallpegels, bestimmt.

Für eine Beurteilung eines Flugverfahrens ist es zudem notwendig, eine Referenz festzulegen. Das wohl am meisten verwendete Start- und Steigflugverfahren ist das MODATA-FLEX Verfahren, das demzufolge hier auch als Referenz dienen soll.

Von der Vielzahl der im Einzelbericht [25] dargestellten Daten werden in dem vorliegenden zusammenfassenden Gesamtbericht nur die Ergebnisse des DLR-Flugsimulationsprogramms NAPSIM in Kombination mit dem Fluglärmrechnungsprogramm SIMUL präsentiert.

Die Bewertung der Verfahren kann sowohl über den Verlauf der Konturen (Aussagen über den Ort und die lokale Höhe des Schallpegels) als auch über die Größe der jeweils eingeschlossenen Flächen gemacht werden, siehe den Vergleich ausgewählter Pegelflächen in Bild 65. Hier müssen die verschiedenen Flächenmaßstäbe in den drei Diagrammen beachtet werden. Die 75 dB(A)-Kontur der MODATA Verfahren erstreckt sich in Flugrichtung deutlich

weiter (wenn auch sehr schmal) als die der ICAOA Verfahren, dafür weitet sich deren 60 dB(A) Kontur zwischen 3 und 7 km vom Startpunkt aus auf. Die Unterschiede in der 90 dB(A) Kontur haben nur wenig Aussagekraft.

Der Vergleich der MODATA und ICAOA Verfahren zeigt, dass bei ICAOA die Flächen hoher bis mittlerer Pegel kleiner werden, dafür aber die Flächen kleiner Pegel größer. Die Flächen sehr großer Pegelwerte bleiben unverändert, da sich hier die Flugprofile auch nicht unterscheiden. Der Vergleich zwischen FLEX und TOGA zeigt die gleiche Tendenz. Von den höher liegenden Flugbahnen des mit Vollschub startenden Flugzeugs wird der Schall weiter ausgestrahlt. Allerdings nehmen die Flächen der mittleren Pegel ab. Die gleichen Tendenzen sind übrigens bei den Pegelberechnungen mit INM festzustellen. Die Ergebnisse des MoNA Verfahrens liegen zwischen MODATA und ICAOA, was aus dem Bahnverlauf erklärbar ist.

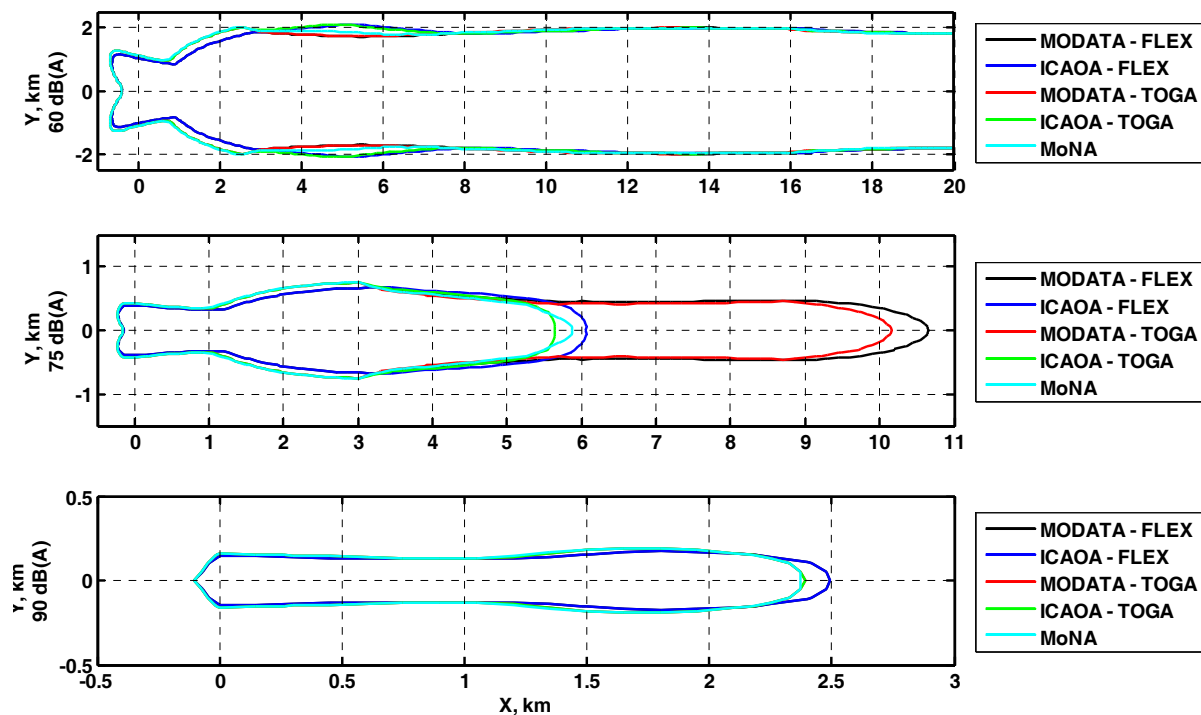


Bild 65: Vergleiche für ausgewählte Pegelflächen (Rechenverfahren: NAPSIM plus SIMUL).

Eine direkte Gegenüberstellung der von Linien konstanten Immissionspegel eingeschlossenen Flächen erfolgt in Bild 66, wo die Größe der berechneten Konturflächen relativ zum Referenzverfahren MODATA-FLEX aufgetragen sind. Deutlich zu erkennen ist, dass sich die von den Konturlinien 50, 55, 60 und 65 dB(A) umschlossenen Flächen gegenüber der Referenz vergrößern, die von 70 und 75 dB(A) verringern und die von 80, 85, 90 und 95 dB(A) in etwa gleich bleiben.

Es sei an dieser Stelle angemerkt, dass Berechnungen der Fluglärmkonturen unter Verwendung des INM-Verfahrens prinzipiell dieselben Aussagen liefern, wenn auch die Zu- und Abnahme der Pegelflächen nicht so deutlich ausfallen.

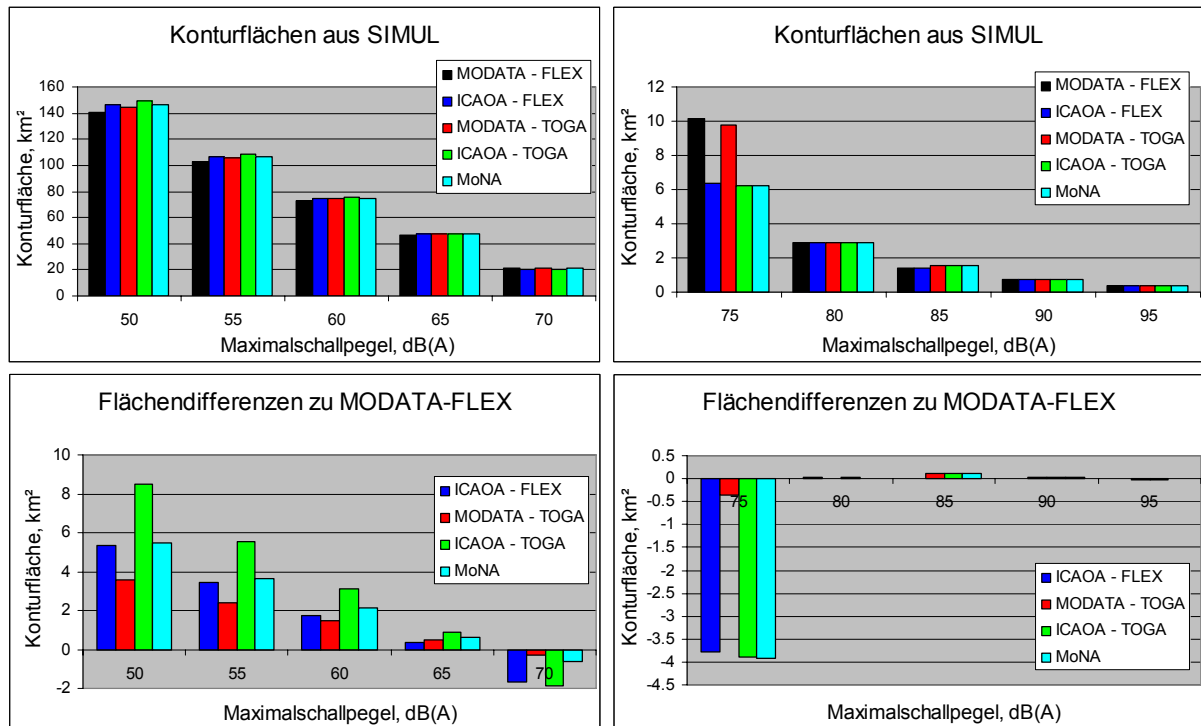


Bild 66: Größe der Konturflächen des A-bewerteten Maximalschallpegels und Differenzen zum MODATA-FLEX Verfahren (Rechenverfahren: NAPSIM plus SIMUL).

Es ist schwierig, eine objektive Bewertung der Pegelflächenzu- und -abnahmen vorzunehmen, die sich bei Anwendung unterschiedlicher Abflugverfahren ergeben. Hier soll als zusätzliche Bewertungsgrundlage das Kriterium zur Aufwachwahrscheinlichkeit herangezogen werden, das im HGF-DLR-Projekt *Leiser Flugverkehr* entwickelt wurde [27]. Dazu wird in jedem Flächen(gitter)element der A-bewertete Maximalschallpegel berechnet und damit die Wahrscheinlichkeit P_{AWR} einer Aufwachreaktion nach Gl. (6.1) bestimmt.

$$P_{AWR} = 1,894 \cdot 10^{-3} L_{A,max}^2 + 4,008 \cdot 10^{-2} L_{A,max} - 3,3243 \quad (6.1)$$

Diese Zahl mit der Bevölkerungsdichte multipliziert und über die Anzahl der Gitterelemente aufsummiert ergibt die induzierten Aufwachreaktionen N_{AWR} (Gl. (6.2)).

$$N_{AWR} = A_{Mic} n_{BRD} \sum P_{AWR} \quad (6.2)$$

mit: A_{Mic} Fläche pro Gitterelement (virtuelles Mikrofon), $A_{Mic} = 0,0145 \text{ km}^2$ und n_{BRD} Bevölkerungsdichte in Personen/km;

Legt man die durchschnittliche Bevölkerungsdichte in der BRD von $n_{BRD} = 231 \text{ Personen/km}^2$ zugrunde, dann ergeben sich die in Bild 67 dargestellten Verhältnisse für die Zahl der Aufwachreaktionen bei den untersuchten Verfahren. Die MODATA Verfahren, gefolgt vom MoNA Verfahren, haben geringe Vorteile. Einschränkend muss gesagt werden, dass dies eine gezwungenermaßen etwas abstrahierte Betrachtungsweise ist, weil in der Praxis die Abflugrouten im Allgemeinen so gelegt werden, dass sie möglichst über dünn besiedeltes Gebiet führen. Insofern könnte die flughafenspezifische Berücksichtigung realer Abflugrouten und Bevölkerungsdichten zu anderen Ergebnisse führen.

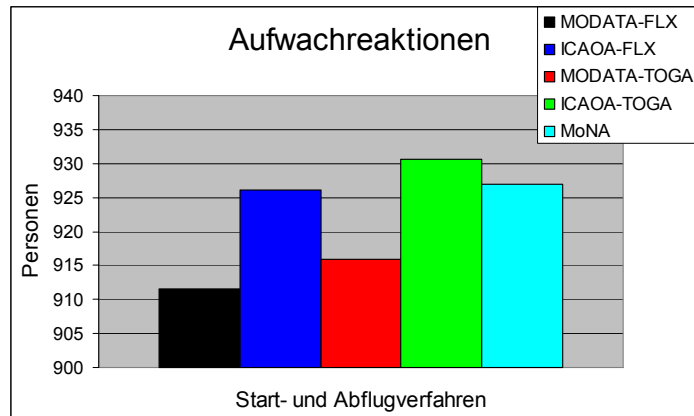


Bild 67: Aufwachreaktionen bei Start- und Steigflugverfahren (Berechnungsverfahren-NAPSIM).

6.5.5 Zusammenfassung

Die heutigen, operationell eingesetzten Start- und Steigflugverfahren wurden hinsichtlich ihrer Schallimmissionen, der von ihnen hervorgerufenen Aufwachreaktionen, ihres Treibstoffverbrauches und ihres Zeitbedarfes untersucht, bewertet und miteinander verglichen. Dies konnte durchgeführt werden unter Verwendung verschiedener Möglichkeiten zur Erzeugung der Flugprofilaten und verschiedener Verfahren der akustischen Auswertung. Eine eindeutige Bewertung in Bezug auf die Geräuschimmissionen ist nur schwer möglich, da dazu eine Gewichtung der von den Lärmkonturen eingeschlossenen Flächen notwendig wird. Betrachtet man die Flächen niedriger Pegel und den Treibstoffverbrauch, dann stellt sich das MODATA-FLEX Verfahren als am besten dar. Bei den Flächen höherer Pegelwerte, die allerdings nur in der Nähe des Abhebepunkts auftreten, sind Steilstartverfahren (ICAOA-FLEX, ICAOA-TOGA) von Vorteil. Bei der Betrachtung der Aufwachwahrscheinlichkeit, die eine gewisse Wichtung der Pegelflächen beinhaltet, werden leichte Vorteile des MODATA-FLEX Verfahrens deutlich.

Variationen maßgeblicher Eckpunkte beim modifizierten ATA-Verfahren und eine weitere Unterteilung des Beschleunigungssegmentes (MoNA-Verfahren) machen deutlich, dass eine Gesamtlärmreduktion durch veränderte Start- und Steigflugverfahren als schwer realisierbar angesehen werden muss. Dies hat im wesentlichen physikalische Gründe, die sich daraus ergeben, dass die zuzuführende Energie, um eine bestimmte Höhe und Geschwindigkeit zu erreichen, nur wenig vom Flugverfahren beeinflusst wird und der erzeugte Lärm in der Regel proportional zu dieser Energie ist. Eine Umverteilung ist jedoch grundsätzlich möglich und bei vorgegebener örtlicher Bevölkerungsverteilung auch sinnvoll. Eine Gewichtung von Pegelflächen ist dazu aber unumgänglich, es sei denn man verwendet Maßzahlen, wie die Aufwachwahrscheinlichkeit.

Der Vergleich von SIMUL mit INM kommt zu dem Ergebnis, dass INM grundsätzlich kleinere Pegelflächen liefert. Das war zu erwarten, da die Überflugmessungen im *LAnAb* Programmpaket 1640 ergaben, dass SIMUL beim Start systematisch höhere Pegelwerte liefert. Außerdem verwendet das INM für die Bodendämpfung das Verfahren nach SAE-AIR-1751, das tendenziell höhere Dämpfungen (und damit kleinere Konturen) liefert als das in SIMUL implementierte AzB-Verfahren. Ein Vergleich beider Modelle war aber auch nicht Zweck der Untersuchung – sie diente dem Vergleich von Start- und Steigflugverfahren untereinander. Die hierzu getroffenen Aussagen sind für beide verwendeten Lärmberechnungsprogramme jedoch größtenteils identisch.

Die in der Untersuchung getroffenen *grundsätzlichen* Aussagen können als „robust“ angesehen werden, da sie nur wenig durch Flugzeugtyp, Fluggewicht und Windsituation beeinflusst werden. Alle *spezifischen* Aussagen, wie flugverfahrensabhängige, ortsbezogene Schallpegeländerungen sind natürlich abhängig vom Fluggewicht und damit auch vom Flugzeugtyp.

Mit dem Fluggewicht verschieben sich die Segmentübergänge und damit auch die Orte, die je nach Flugverfahren mehr oder weniger von Schallimmissionen betroffen sind. Bei ungleicher Bevölkerungsverteilung ist es deshalb möglich, dass für verschiedene Flugzeugtypen auch unterschiedliche Start- und Steigflugverfahren im Hinblick auf die Lärmimmission ein Optimum darstellen.

6.6 Einzelaufgabe EA 1635 „Lärmarme Abflugverfahren Heavy Aircraft Boeing 747-400“ (EADS-CRC [28])

6.6.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1635

Nach der Einleitung in Kapitel 1 werden in den Kapiteln 2 bis 4 die untersuchte Flugroute, die gewählten Abflugpfade und Kenngrößen für die Schallimmission definiert und erläutert, bevor in den letzten beiden Kapitel 5 und 6 die Ergebnisse dargestellt und bewertet werden.

6.6.2 Einleitung

Ziel dieser Einzelaufgabe war, die Schallimmission (Lärmbelastung am Boden) eines nach Standardverfahren startenden, schweren Flugzeuges zu berechnen und durch Modifikation des Abflugpfades die Wirkflächen hoher Immissionspegel zu minimieren. Als Flugzeug wurde die Boeing 747-400, mit 4 Triebwerken PW 4056, Startgewicht 843000 lbs, ausgewählt. Abflughafen war München (MUC). Als Berechnungsprogramm wurde das von der „Federal Aviation Administration“ entwickelte „Integrated Noise Model“ (INM), Version 6.1 verwendet.

Die Ergebnisse werden als Vergleiche der Immissionsflächen gleicher Pegelklassen für vier verschiedene Abflugkonfigurationen, definiert durch die Parameter, Schub, Klappenstellungen und Steigraten, gegeben.

6.6.3 Flugroute und Definition des Abflugpfades

Als Abflugroute wurde die Standard Instrument Departure Route (SID) für den Flughafen München (MUC) gewählt und folgende Abflugpfade definiert und untersucht.

- a) Standard: Prozedur INM-A/C spezifisch.
- b) M-ATA: Prozedur Modified - Air Traffic Association.
- c) User: neu definierte Prozedur und.
- d) User 5: neu definierte Prozedur.

Im Wesentlichen unterscheiden sich die Abflugpfade im Schub während der Start- und Steigphase, wobei für „Standard“ und „M-ATA“ der Startschub maximal und von der Dauer relativ lang war, bei „User“ ebenfalls maximal, aber kürzer war und bei „User 5“ um etwa 20 % geringer gewählt wurde. Die vorgegebene End-Flughöhe war jeweils 10.000 Fuß. Die detaillierten Abflugsegmente Take off (Start), Climb (Steigflug), Acceleration (Beschleunigungsphase) mit den dazu gewählten Klappenstellungen, Endgeschwindigkeiten und Steigraten sind in der Anlage des Einzelberichts für jeden berechneten Abflugpfad angegeben. Bild 68 zeigt das Höhenprofil der untersuchten Abflugpfade, wobei der angegebene Index 7 für die maximale Reichweite > 4500 nm steht. Die Kontrolle der Fliegbarkeit der Abflugpfade erfolgte bereits bei deren Definition durch das INM-Programm selbständig und war für alle gerechneten Fälle gesichert.

6.6.4 Für die Schallimmission verwendete Kenngrößen

Die folgenden Kenngrößen werden zur Beurteilung der Schallimmission bei den verschiedenen Abflugkonfigurationen verwendet:

- L_{ASmax} : maximaler A-bewerteter Schalldruckpegel (in dB, Zeitbewertung „Slow“; im INM-Programm L_{max} genannt) und
- L_{AX} : Einzelereignispegel nach ISO 3891 (in dB, im INM Programm als „Sound Exposure Level“ SEL (1 s) bezeichnet).

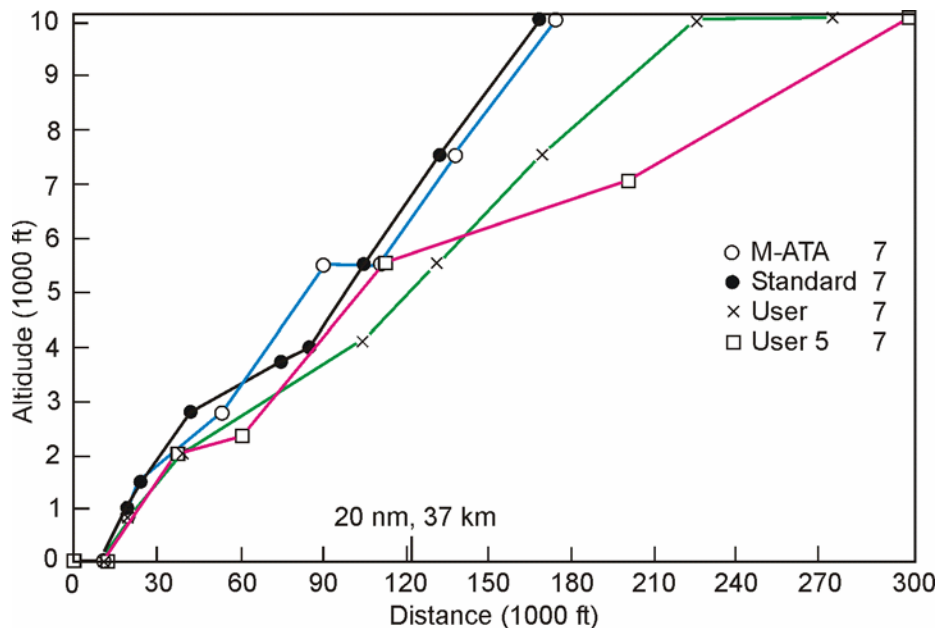


Bild 68: Höhenprofile der untersuchten Abflugpfade

6.6.5 Ergebnisse

Die für die verschiedenen Abflugpfade berechneten Schallimmissionsverteilungen sind im Einzelbericht [28] für die Kenngrößen L_{ASmax} und L_{AX} tabellarisch mit den dazugehörigen Beaufschlagungsflächen in km^2 angegeben und auch grafisch dargestellt.

Bild 69 zeigt als Beispiel einen Vergleich der Pegelverteilungen L_{ASmax} für die Abflugprozeduren Standard und User 5. In Bild 70 ist in den oberen Diagrammen derselbe Vergleich für den Flughafennahbereich und in den unteren Diagrammen der Vergleich der Kenngröße L_{AX} aufgetragen. In Bild 71 sind die Flächenverhältnisse der modifizierten Abflugpfade bezogen auf den „Standard“ für die Kenngrößen L_{ASmax} und L_{AX} dargestellt.

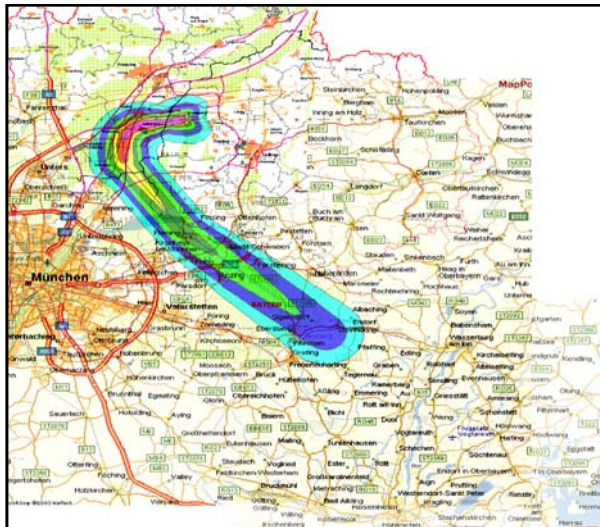
Die Ergebnisse zeigen, dass durch unterschiedliche Abflugkonfigurationen die Flächen mit hohen Immissionspegeln verkleinert werden können, allerdings zu Lasten der Flächen mit niedrigeren Immissionspegeln. Bei den Abflugkonfigurationen „User“ und „User 5“ wurden die Flächen hoher Belastungsklassen um etwa 25% reduziert. Dem gegenüber wurden die Flächen kleinerer Belastungsklassen, wegen des flacheren und somit längeren Flugpfades um bis zu 60% vergrößert. Es findet also eine Verlagerung der Immission eines Abfluges auf kleinere Belastungsklassen mit jedoch größeren Wirkflächen statt.

Vergleicht man die Gesamtschalleistungen eines Abfluges bezogen auf den L_{AX} -Pegel für die gerechneten Konfigurationen, dann ergibt sich eine Minderung von etwa 10% für User und User 5, die hauptsächlich durch die hohen Pegelklassen 75, 80 und 85 dB hervorgerufen wird.

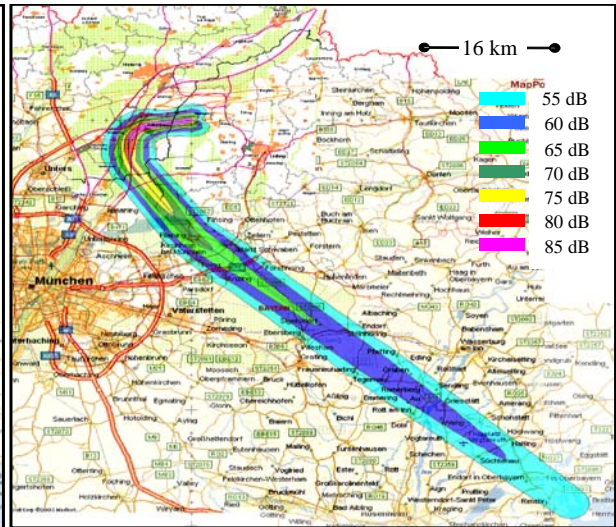
Welches Verbesserungspotenzial dieses Ergebnis unter Voraussetzung gleicher Bevölkerungsdichte unter dem Aspekt

- weniger Einwohner - hohe Immission und
- mehr Einwohner - geringere Immission

aufweist, muss durch Dosis-Wirkung-Beziehungen und Bewertung der Störanfälligkeit für das gesamte Immissionsgebiet bewertet werden. Des Weiteren ist die Durchführbarkeit der Prozeduren hinsichtlich Treibstoffkosten und Sicherheitsvorgaben durch die Fluglinien zu beachten.

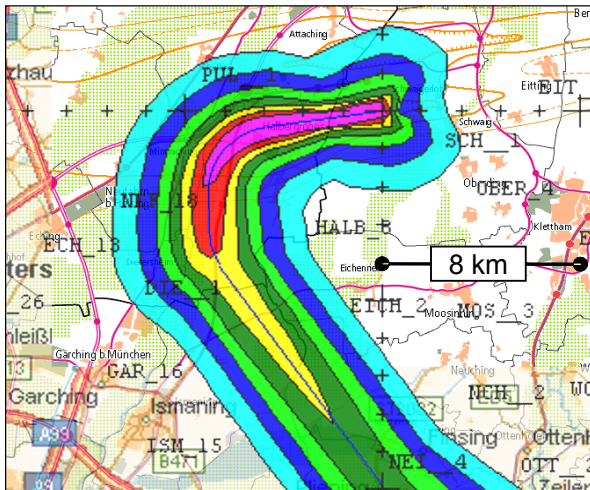


a) Abflugprozedur Standard

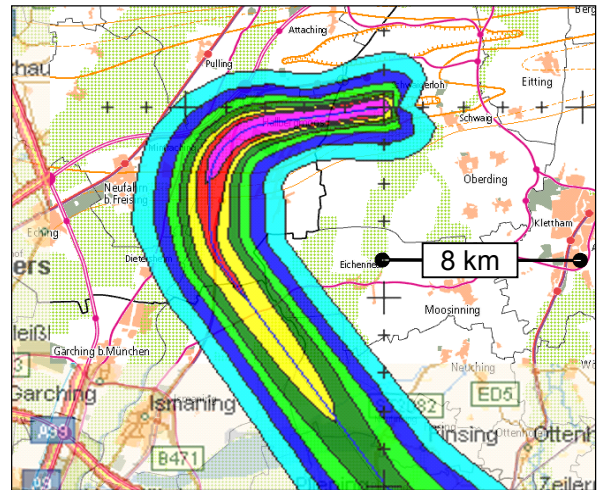


b) Abflugprozedur User 5

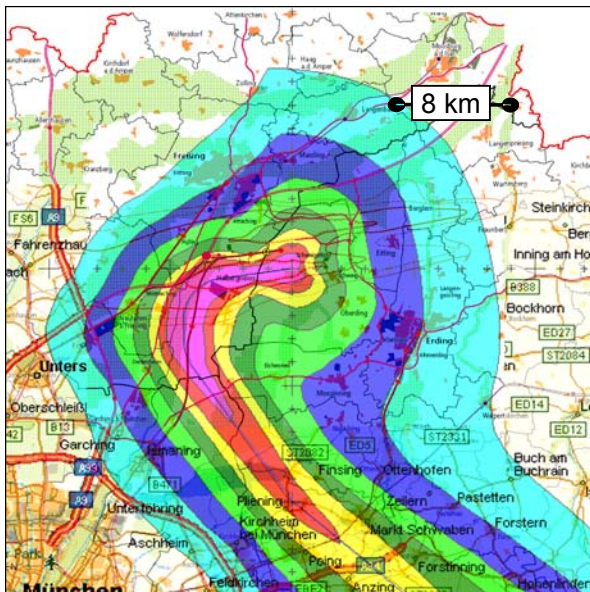
Bild 69: Pegelverteilungen L_{ASmax} für die Abflugprozedur a) Standard und b) User 5.



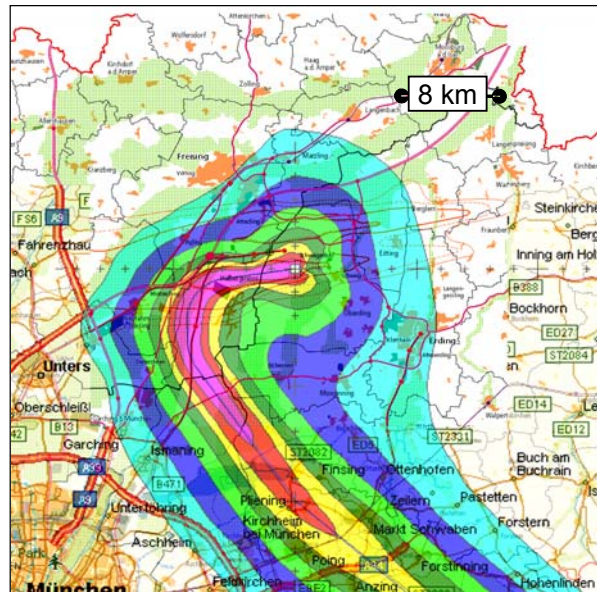
L_{ASmax} Standard



L_{ASmax} User 5



L_{AX} Standard



L_{AX} User 5

Bild 70: Vergleich der Pegelverteilungen L_{ASmax} (oben) und L_{AX} 55 – 85 dB (unten) im Nahbereich des Flughafens für die Abflugprozeduren Standard (links) und User 5 (rechts); Farbcodierung wie in Bild 69.

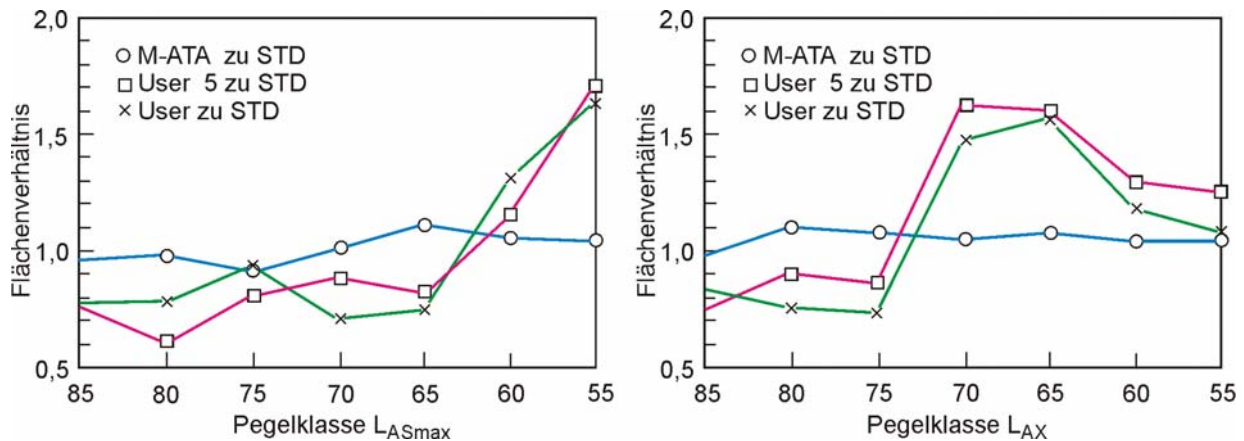


Bild 71: Vergleich der Flächenverhältnisse der Immissionsklassen 55 – 85 dB der Kenngrößen L_{ASmax} (links) und L_{AX} (rechts) für die Abflugprozeduren M-ATA, User 5 und User bezogen auf Standard.

6.7 Einzelaufgabe EA 1636 „Abschätzung des Lärminderungspotenzials wetterabhängiger Flugrouten“ (DLR-PA, FMG, DFS, DWD, MIM [29])

6.7.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1636

Nach der Einleitung und Beschreibung der Zielsetzung in Kapitel 1 werden in Kapitel 2 die Datenbasis, die verwendeten akustischen Methoden, die statistische Auswertung der Daten beschrieben und die erzielten Ergebnisse bewertet bevor der Einzelbericht mit einer ausführlichen Zusammenfassung in Kapitel 3 abschließt.

6.7.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung

Das vom Flugzeug emittierte Geräusch breitet sich durch die Atmosphäre zum Ohr des Empfängers oder zum Schallpegelmesser aus (Transmission), wobei der Schall durch Absorption an Luftmolekülen entlang seines Weges gedämpft wird. Andere Prozesse, die die Schallausbreitung im Freien beeinflussen, sind Refraktion (Brechung), Diffraktion (Beugung), Streuung (Turbulenz) und Reflexion am Boden. Bei günstigen meteorologischen Bedingungen, nämlich einer Temperaturabnahme mit der Höhe und einer Schallausbreitung entgegen dem Wind, entsteht durch Refraktion (Aufwärtsbrechung) eine akustische Schattenzone, in der der Geräuschpegel stark gemindert ist. Je stärker der Wind gegen die Schallausbreitungsrichtung weht und je niedriger das Flugzeug fliegt, desto näher befindet sich der Beginn der Schattenzone am Fußpunkt des Flugzeugs (Bild 72). Diffraktion und Turbulenz sorgen dagegen für eine Schallausbreitung in die Schattenzone hinein. Die einzelnen Prozesse tragen zu einer natürlichen Dämpfung der Fluggeräusche bei.

Ziel der Einzelaufgabe 1636 ist der Nachweis meteorologisch bedingter Ausbreitungseffekte in routinemäßig gemessenen Fluglärmern, wodurch eine Abschätzung des Geräuschminderungspotenzials durch wetterabhängig gewählte Flugrouten möglich wird. Selbstverständlich stehen bei der Beurteilung die Sicherheit der Flugmanöver und die Fliegbarkeit der Routen im Vordergrund. Dennoch soll hier unter diesen Rahmenbedingungen die offene Frage geklärt werden, wie groß das Potenzial ist, eine von den meteorologischen Bedingungen abhängige Flugroutenwahl durchzuführen. Dabei soll die natürlich vorhandene Schalldämpfung in der Atmosphäre bei der Wahl einer geräuscharmen Flugroute ausgenutzt werden. Darüber hinaus akustische Schattenzonen natürlich auftreten können, kann man ihr Vorhandensein nutzen, um bewohnte Gebiete vor Fluglärm zu schützen, indem geeignete Flugrouten gewählt werden.

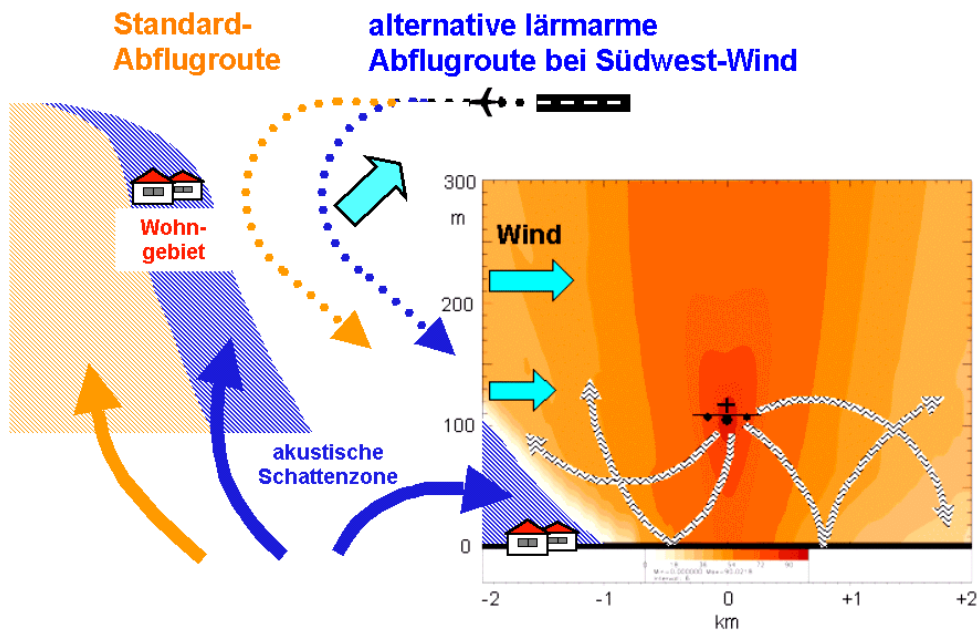


Bild 72: Grundprinzip der Wahl einer geräuscharmen Flugroute (blau) unter Berücksichtigung natürlicher Schalldämpfung in der Atmosphäre.

6.7.3 Untersuchungskonzept und -methoden

6.7.3.1 Datenbasis

Die Untersuchungen beziehen sich auf den Flughafen "Franz-Joseph-Strauß" (ICAO-Kennung: EDDM, IATA-Kennung: MUC), der ca. 35 km nordöstlich von München liegt. Er verfügt über zwei parallele, jeweils 4000 m lange Start- und Landebahnen, die 2,3 km voneinander entfernt und um 1,5 km zueinander versetzt sind. Dies ermöglicht einen Parallelbetrieb, sodass pro Stunde bis zu 80 Flugzeuge starten oder landen können. Die Nordbahn hat die Bezeichnungen 08L und 26R, die Südbahn 08R und 26L.

Die verwendeten Daten werden aus drei verschiedenen Quellen kombiniert, wie in Bild 73 schematisch dargestellt ist. Die rund 356.000 Starts und Landungen im Jahr 2003 am Flughafen München werden am häufigsten von den Flugzeugtypen Airbus A300-600 („A306“), A320-200 und A320-300 („A320“), A340 („A340“) und Boeing B737-300 („B733“) und B767-300 („B763“) ausgeführt. Diese Untersuchung beschränkt sich auf diese häufigsten Flugzeugtypen, dennoch ist das Datenmaterial außerordentlich groß. Es werden insgesamt 180.054 Lärmereignisse berücksichtigt.

Der untersuchte Zeitraum ist das gesamte Jahr 2003. Dadurch wird gewährleistet, dass sowohl Sommer- wie auch Wintermonate in die Untersuchung eingehen und ein breites Spektrum der meteorologischen Bedingungen in unserer variablen Witterung abdecken. Die große Anzahl von Lärmereignissen ist ein großer Vorteil, um bei der statistischen Auswertung signifikante Ergebnisse zu erzielen, sofern ein Effekt aufgrund der Meteorologie nachweisbar ist.

Es war von Beginn des Projektes an klar, dass der Datensatz eine große Unsicherheit bzgl. der Lärm-Emissionsstärke in sich birgt, da wesentliche Einflussgrößen auf die Emission unbekannt sind. Es bestand aber andererseits die begründete Hoffnung, dass durch die große Datenmenge von ca. 180.000 Ereignissen und geeignete statistische Auswerteverfahren, der Einfluss eines Teils der Unsicherheiten eliminiert werden könnte.

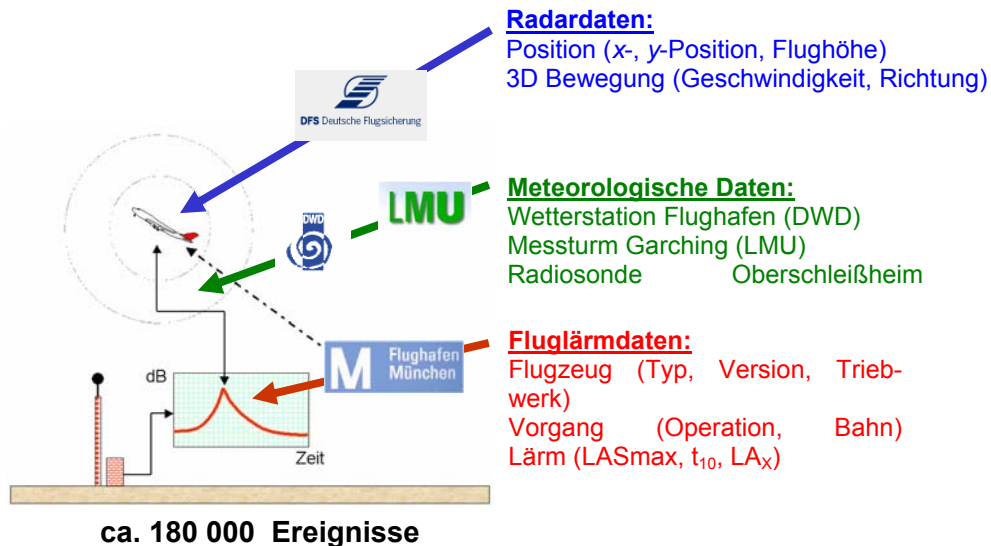


Bild 73: Synchronisation verschiedener Datensätze von FMG, DFS, LMU-MIM und DWD.

6.7.3.2 Methode

Fluglärm entsteht - im Gegensatz zum Straßen- oder Schienenverkehrslärm – nicht in Bodennähe, so dass die Geräuschemission eines fliegenden Flugzeugs nicht ohne großen Aufwand gemessen werden kann. Die Emission setzt sich einerseits aus dem Triebwerks- und Strahlärm zusammen, die im Wesentlichen vom Schub abhängen, andererseits trägt auch die Umströmung des Flugzeugs, besonders bei ausgefahrenem Fahrwerk und Klappen, zur Schallabstrahlung bei, die von der Geschwindigkeit und der Konfiguration des Flugzeugs abhängt. Angaben zur Ermittlung der wirklichen Emission (Schalleistungspegel) aller Lärmereignisse sind nicht vorhanden und können auch nicht rekonstruiert werden.

Die Schallemission ist überdies von der Abstrahlrichtung abhängig (Richtcharakteristik). Die Richtcharakteristik hängt von der Geometrie des Flugzeugkörpers und der Lage der Triebwerke ab. Während die horizontale Richtcharakteristik relativ gut bekannt ist, gilt dies nicht für die vertikale Richtcharakteristik.

Die Ausbreitung der Schallwellen durch die Atmosphäre wird durch geometrische Faktoren, die Luftabsorption, die Brechung (Refraktion) und die Streuung beeinflusst. Bei flacher Schallausbreitung spielen auch Bodeneffekte eine große Rolle.

Auf Grund der geometrischen Ausbreitung einer Kugelwelle vermindert sich der maximale Pegel (und somit L_{ASmax}) je Abstandsverdoppelung um -6 dB bzw. der energie-äquivalente Dauerpegel (und somit L_{AX}) um -3 dB.

Die Luftabsorption kann entsprechend ISO 9613-1 frequenzabhängig als Dämpfungskoeffizient in dB/km berechnet werden. Typische Werte für die Schalldämpfung sind z.B. -5 dB/km für 1000 Hz, hohe Frequenzen werden sehr viel stärker gedämpft als niedrige, weiter ist die Dämpfung von der Temperatur und der Luftfeuchte abhängig.

Die Schallwellenbrechung (Refraktion) hängt weitgehend vom vertikalen Gradienten der so genannten effektiven Schallgeschwindigkeit c_{eff} ab, d.h. der Summe aus der Schallgeschwindigkeit in ruhender Luft c und der Windkomponente in Schallausbreitungsrichtung u . Die Schallgeschwindigkeit in ruhender Luft ist wiederum eine Funktion der Lufttemperatur T

Die Windkomponente in Schallausbreitungsrichtung $u = V \cos(\alpha)$ ergibt sich aus der Windgeschwindigkeit V und dem Winkel α zwischen der Windrichtung und der Richtung der Schallausbreitung. Letztere wird durch die Verbindung zwischen dem Fußpunkt des Flug-

zeugs zum Zeitpunkt der Schallemission und der Position der Messstation bestimmt

Der Vertikalgradient der effektiven Schallgeschwindigkeit $\partial c_{eff} / \partial z$ führt zu einer Krümmung der Schallstrahlen. Bei Mitwindausbreitung und/oder Temperaturzunahme mit der Höhe (Inversion) findet eine Abwärtsbeugung statt, die wiederum Mehrfachreflexionen am Boden und die Bildung von Kaustiken mit entsprechend guter Hörbarkeit zur Folge haben kann. Umgekehrt tritt bei Gegenwindausbreitung und/oder Temperaturabnahme mit der Höhe Aufwärtsbrechung und die Bildung einer akustischen Schattenzone auf. In Letztere dringt Schallenergie nur durch Beugung oder Streuung ein, so dass der Schallpegel stark reduziert ist.

Die Geräuschmission wird durch verschiedene Indikatoren (üblicherweise Schallpegel) ausgedrückt. Im Falle dieser Studie sind dies der Maximalpegel L_{ASmax} , der zeitlich gemittelte Einzelereignispegel L_{AX} , und die Zeitspanne t_{10} an den Messorten.

6.7.3.3 Statistische Auswertung

Bild 74 zeigt ein Beispiel für die statistische Datenauswertung. Mit Hilfe der partiellen Korrelation wurde untersucht, ob die Lärmindikatoren eher von emissionsrelevanten Flugparametern abhängen. Der partielle Korrelationskoeffizient ist ein Maß für den linearen Zusammenhang zwischen einer abhängigen Größe (hier L_{ASmax}) und einer unabhängigen Größe, wobei jeweils der Einfluss der übrigen unabhängigen Größen eliminiert ist. Die partiellen Korrelationskoeffizienten sind stets positiv (0: kein Zusammenhang, 1: exakte lineare Abhängigkeit). Als unabhängige Größen wurden neben jeweils einer der meteorologischen Einflussgrößen G_{MIM} , $G_{DWD, gnd}$, $G_{DWD, air}$ noch der Elevationswinkel, der Azimutwinkel, die Fluggeschwindigkeit gegenüber der Luft (*air speed*), die Steig- bzw. Sinkrate (*climb rate*) und die Kurvenrate (*rate of turn*) herangezogen.

2003 YY ACH DEP 26L B733

		MIM	DWD gnd	DWD air
Höhenwinkel (Elevation) Messstation-Flugzeug	elev	0.84	0.83	0.84
Azimutwinkel	azim	0.07	0.07	0.08
Fluggeschwindigkeit gegenüber Luft	aspd	0.06	0.09	0.13
Steig- oder Sinkrate	clim	0.13	0.14	0.17
Kurvenrate (rate of turn)	turn	0.13	0.11	0.11
Meteorologische Einflussparameter	meteo	0.20	0.05	0.26

partial correlation LAS max

Bild 74: Partiieller Korrelationskoeffizient zwischen dem Maximalpegel L_{ASmax} an der Messstation Acheriing, den meteorologischen Einflussparametern G_{MIM} , $G_{DWD, gnd}$, $G_{DWD, air}$, (Zeile ‚meteo‘, Spalten ‚MIM‘, ‚DWD gnd‘, ‚DWD air‘) und anderen emissionsrelevanten Flugparametern für Abflüge von B737-300 Flugzeugen von Startbahn 26L (nur Abflüge nach Westen).

Das Ergebnis ist in Bild 74 für Abflüge nach Westen (Kursrate $< 0,2$ Grad/s) dargestellt. Der größte statistische Zusammenhang ergibt sich für den Elevationswinkel, d.h. dem Höhenwinkel unter dem man von der Messstelle aus das Flugzeug sieht. Schwarz eingerahmte Felder deuten an, dass die partielle Korrelation signifikant von Null verschieden ist (Irrtumswahrscheinlichkeit 1%). Zwar steht die Abhängigkeit des Maximalpegels von den meteorologischen Einflussgrößen an zweiter Stelle, allerdings ist der Einfluss des Elevationswinkels um ein Vielfaches größer.

Die Analyse des direkten Zusammenhangs zwischen L_{ASmax} und dem Elevationswinkel, unter dem startende B737-300 Flugzeuge bei Abflügen nach Süden bzw. nach Westen gesehen werden zeigte, dass offensichtlich ein starker nichtlinearer Zusammenhang besteht. Getrennt für die beiden Abflugrichtungen ist die lineare Korrelation mit 0,23 bzw. -0,21 jeweils signifikant von Null verschieden. Es kann vermutet werden, dass der statistische Zusammenhang kausal auf die vertikale Richtcharakteristik zurückzuführen ist.

6.7.4 Zusammenfassung der Ergebnisse

Die Studie basiert auf den jeweils ein Jahr (2003) umfassenden Sätzen routinemäßig erhobener Daten der Lärmimmission (FMG), Meteorologie (DWD und MIM) und Flugbahnen (DFS) am Flughafen München. Es wurde versucht durch Verschneidung dieser Daten eine statistische Aussage über die Wetterabhängigkeit der Lärmimmission zu erhalten, mit dem Ziel das Lärminderungspotenzial wetterabhängiger Flugrouten abzuschätzen. Der statistische Ansatz wurde verwendet, da wesentliche Faktoren, die die Lärmemission der einzelnen Flugzeuge bestimmen, unbekannt sind (z.B. Schub, Klappensetzung). Die daraus resultierende Unsicherheit wurde durch die separate Auswertung nach bestimmten Flugzeugtypen (im Wesentlichen B737 und A320) und Flugphasen (Anflug, Abflug) reduziert.

Im Rahmen der Untersuchung konnte nach Herausrechnen der entfernungsabhängigen Ausbreitungseffekte kein statistisch signifikanter Nachweis einer Wetterabhängigkeit der Lärmimmission erbracht werden. Dies hat vor allem zwei Ursachen: (1) Die verbleibende Streuung der unbekanntem Lärmemission auch hinsichtlich ihrer dreidimensionalen Richtcharakteristik überdeckt mögliche Meteorologieeffekte. (2) Die Lage der Lärmimmissionsstationen in der Nähe der An- und Abfluggrundlinien und der relative hohe Schwellwert von 60 dB bedingt, dass die Wirkung refraktiver Schattenzonen in den Daten nicht fassbar ist. Letzteres wäre der Fall gewesen, wenn es Stationen mit einer Entfernung größer als 1,5 km von den An-/Abfluggrundlinien gegeben hätte, die überdies auch Lärmimmissionspegel zwischen 50 und 60 dB erfasst hätten.

Obwohl aus dem vorhandenen Datenmaterial keine direkten Schlüsse hinsichtlich eines Lärminderungspotenzials wetterabhängiger Flugrouten abgeleitet werden können, so lassen sich auf Grund einfacher Modellabschätzungen dennoch folgende Aussagen treffen:

Ein Potenzial für die Lärminderung durch wetterabhängige Flugrouten ist nur dann gegeben, wenn

- a) eine hohe Querwindkomponente in Flughöhe besteht. Im Falle von München spielen hohe Querwindkomponenten nur im Falle von Abflügen in Nord-Süd- bzw. Süd-Nord-Richtung eine Rolle.
- b) die hohe Querwindkomponente in Flughöhe aber nicht mit einer hohen Windgeschwindigkeit am Boden verbunden ist, da hierdurch die Fluggeräusche leicht durch Windgeräusche (z.B. Laub) überdeckt sein können. Es gibt im Münchener Raum durchaus Fälle mit einer hohen Windgeschwindigkeit in 500 m (≥ 12 m/s) und einem relativ schwachen Wind (≤ 3 m/s) in Bodennähe. Diese Situationen traten im Jahr 2003 in München an 3,7% der Beobachtungstermine 00, 06, 12 und 18 UTC auf. Hiervon entfielen 43% auf den 00 UTC - Termin, 31% auf den 06 UTC - Termin, 8% auf den 12 UTC - Termin und 18% auf den 18 UTC - Termin, d.h. die Kombination aus starkem Höhenwind bei gleichzeitig schwachem Bodenwind treten bevorzugt abends, nachts und morgens auf.

- c) die Flugzeuge noch relativ niedrig fliegen, aber hoch genug um Flugbahnmodifikationen noch zu zulassen. Da die Flugbahn bei Anflügen wegen des einzuhaltenden Landekurses und Gleitpfades nicht verlegt werden können, kommen für wetterabhängige Routen nur Abflüge in Frage.
- d) der Empfänger (z.B. lärmsensibles Wohngebiet) relativ weit von der Bodenspurlinie der Flugbahn entfernt liegt, aber nicht so weit, dass die Fluggeräusche ohnehin nicht mehr gehört werden können. Orte, die relativ weit von der Flugbahn entfernt liegen, profitieren natürlich von der geometrischen Dämpfung, d.h. der Pegelabnahme mit dem Abstand von der Schallquelle. Eine Lärminderung kann daher nur erzielt werden, wenn der Hintergrundpegel an diesen Orten so gering ist, dass die Fluggeräusche noch störend sind.

Bezogen auf den Flughafen München lässt sich ein Lärminderungspotenzial nur vermuten, aber auf Grund der vorhandenen Messungen (bedingt durch die gegebene Lage der Messstellen und dem Schwellwert von $L_{ASmax} > 60$ dB) nur an wenigen von 16 Messstationen direkt nachweisen.

Ein mögliches Lärminderungspotenzial besteht für abfliegende Flugzeuge, die bereits kurz nach dem Abheben von der Startrichtung abweichen und senkrecht zur Hauptwindrichtung also entweder nach Norden oder nach Süden weiterfliegen. Dieses Potenzial besteht vor allem nachts und bei hohen Windgeschwindigkeiten in der Höhe, die mit niedrigen Windgeschwindigkeiten am Boden einhergehen. Da diese vor allem abends, nachts und morgens auftreten, könnten solche Situationen eine wetterabhängige Verlegung von Routen zur Lärminderung sinnvoll machen. Da die Hauptwirkung aber erst in größerer Entfernung von der Bodenspurlinie der Flugbahn auftritt (mehr als etwa 1500 m) und somit der Schallpegel auf Grund des großen Abstands von der Quelle ohnehin schon reduziert ist, sind Effekte nur spürbar, wenn ein geringer Hintergrundpegel besteht. Da die Datenlage eine Quantifizierung des Effekts nicht hergibt, können genauere Informationen über die erzielbare Lärminderung und die Definition von Abflugrouten nur mit Hilfe von Schallausbreitungssimulationen durchgeführt werden.

Eine Übertragbarkeit dieser Erkenntnisse auf andere Flughäfen ist natürlich nur bedingt möglich. Ein Lärminderungspotenzial durch wetterabhängige Flugrouten besteht vor allem dann, wenn die häufigsten Abflugrouten in einem relativ großen Winkel zur lokalen Hauptwindrichtung verlaufen. Ein erhöhtes Lärminderungspotenzial besteht in Fällen, in denen die Abflüge über ansteigendem Gelände stattfinden und die Flughöhe über Grund nach dem Start weniger steil ansteigt als über flachem Gelände. Ein solches Lärminderungspotenzial wäre allerdings nur nutzbar, wenn die topografischen Gegebenheiten Modifikationen in den Flugrouten zulassen.

In jedem Fall erfordert die genaue Erschließung eines Lärminderungspotenzials durch wetterabhängige Flugrouten zusätzliche Untersuchungen, bei denen die jeweilige topografische und klimatologische Situation berücksichtigt werden. Fehlen (wie in München) Messungen in den potentiell von einer derartigen Lärmierungsmaßnahme profitierenden Gebieten, so sind die Untersuchungen mit Hilfe von Schallausbreitungsmodellen durchzuführen.

6.8 Einzelaufgabe EA 1637 „Untersuchung der Fliegbarkeit von lärmoptimierten Anflugverfahren durch den Piloten“ (DLR ME, DLR-FT, DLH, TUB-ZFB [30])

6.8.1 Übersicht zum Einzelbericht zu EA 1637

Der Bericht teilt sich in sieben Kapitel, hinzu kommen ein Literaturverzeichnis und zwei Anhänge A und B. Nach der Einleitung werden in Kapitel 2 die für die Untersuchungen verwendeten A330/340- und A320-Simulatoren und die in den Untersuchungen angewendeten technischen Methoden und operationellen Maßnahmen beschrieben, die für das Vorhaben z. T. neu entwickelt bzw. angepasst wurden. Das dritte Kapitel gibt eine kurze Übersicht über die Versuchsdurchführung wieder, einschließlich einiger Angaben über das Kollektiv der untersuchten Piloten. Im vierten Kapitel werden die Ergebnisse aus den unterschiedlichen Disziplinen geschildert. Zum besseren Verständnis werden in diesem Kapitel auch die psychologischen und medizinisch-physiologischen Methoden vorgestellt, die für diese Einzelaufgabe entwickelt, modifiziert oder angepasst wurden. Die Ergebnisse des Vorhabens werden im fünften Kapitel diskutiert und bewertet. Kapitel 6 gibt einen Ausblick auf notwendige weitere Forschungsarbeiten und macht Vorschläge, wie die Ergebnisse, die unter Bedingungen im Simulator erzielt wurden, unter realen Bedingungen validiert werden können. In Kapitel 7 werden die Hauptergebnisse der Untersuchung zusammengefasst.

6.8.2 Aufgabenstellung und Zielsetzung

Veränderte An- und Abflugprozeduren, die der Reduzierung der Lärmimmission dienen, dürfen auf keinen Fall zu einer Beeinträchtigung der Flugsicherheit führen, etwa aus einer möglicherweise erhöhten Arbeitsbelastung der Piloten. In der Einzelaufgabe 1637 wurde daher überprüft, ob die Flugsicherheit bei neuen lärmarmen Ab- und Anflugverfahren unter humanspezifischen Aspekten beeinträchtigt wird. Dazu wurde das Belastungs- bzw. Beanspruchungsprofil für die Piloten herausgearbeitet, welches sich durch die Veränderung der Verfahren ergab. Ferner wurden Anforderungen an bord- und bodenseitige Unterstützungssysteme definiert, die zu einer Minderung der Arbeitsbelastung führen können.

In der Einzelaufgabe übernahmen das DLR-Institut für Luft- und Raumfahrtmedizin die Erarbeitung der Humanfaktoren durch physiologische und psychologische Methoden, das DLR-Institut für Flugsystemtechnik die Berechnung der lärmoptimierten Anflugverfahren, die Deutsche Lufthansa und das Institut für Luft- und Raumfahrt der TU-Berlin die Implementierung der Verfahren in die Flugsimulatoren, die Anwerbung der Flugzeugführer und die Bereitstellung der Flugsimulatoren.

6.8.2.1 Stand der Technik

Heutige Ab- und Anflugverfahren basieren auf den seit langem eingeführten Verfahren, die teilweise überarbeitet wurden. Insbesondere Vertikalprofile orientieren sich grundsätzlich an den aerodynamischen Gegebenheiten der Luftfahrzeuge und den zugehörigen internationalen Vorschriften. Die Konstruktion von Flugverfahren ist weltweit seitens der ICAO (International Civil Aviation Organization) geregelt. Diese "Empfehlungen", welche im PANS OPS (Procedure of Air Navigation Services Operations) niedergelegt sind, sind praktisch von allen Staaten ratifiziert worden und damit international gültiges Rechtsgut.

Die komplexen Abstimmungsprozesse innerhalb der ICAO führen nur zu einer wenig zeitnahen Anpassung des PANS OPS an die rasante technologische Entwicklung. Als Beispiel sei hier die späte Aufnahme von RNAV/GPS-Verfahren für den Flughafennahbereich (TMA – Terminal Area) aufgezeigt. Diese Verfahren eröffnen völlig neue Möglichkeiten der Flugführung.

Grundsätzlich müssen alle verbindlichen Verfahrensveröffentlichungen den Vorschriften des PANS OPS genügen. In der praktischen Umsetzung vor Ort haben jedoch die Luftfahrzeugführer in Zusammenarbeit mit der Flugsicherung relativ große Spielräume, die von Parametern wie z.B. Verkehrsdichte, Luftfahrzeugmix, Tageszeit und Wetter beeinflusst werden.

6.8.2.2 Handlungsbedarf

Bei den technischen Untersuchungen zur Verbesserung der Lärmcharakteristik durch veränderte Ab- und Anflugverfahren (z.B. steilere Anstiege beim Abflug, geänderte Gleitpfade und Gleitwinkel beim Anflug) müssen die sicherheitsrelevanten Aspekte dieser Veränderungen beachtet werden. Unter der Prämisse, dass die Sicherheit des Flugbetriebs Vorrang vor etwaigen Lärmreduktionsmaßnahmen haben muss, ist zum einen die technische Sicherheit von Bedeutung (z.B. Verletzung der im AOM (Aircraft Operational Manual) festgelegten Betriebsgrenzen, Passagierkomfort), zum anderen kommt der Funktion des menschlichen Operators bei neuen Flugverfahren eine wesentliche Rolle zu.

Die Unfallstatistik besagt, dass die meisten Flugunfälle während des Landeanfluges passieren (Boeing 2005). Für den Piloten sind Landeanflug und Landung kritische Flugphasen, in denen seine ganze Aufmerksamkeit gefordert wird. Das gilt insbesondere für Landeanflüge nach einem 12-h Langstreckenflug (Samel et al. 1994a, 1995, 1997b, c) bzw. nach mehreren Einsätzen auf Kurzstrecken. U.U. wird der Pilot bis an die Grenzen seiner Leistungsfähigkeit gefordert. Verlangt man jetzt noch flugzeug- und flughafenspezifische spezielle Anflugverfahren, deren Durchführung vom Piloten zusätzliche Aufmerksamkeit und Aktivitäten (z.B. geänderte Fahrwerks- und Landeklappenroutine, verkürzte Stabilisierungsphase auf dem Gleitpfad) erfordern, kann es zu einer Überlastung des Piloten kommen, die als Konsequenz zu einer reduzierten Sicherheit führen kann. Geänderte Flugverfahren können also eine Erhöhung der Belastung und Beanspruchung des Piloten zur Folge haben. Sie stellen möglicherweise auch ein erhebliches Akzeptanzproblem dar, wenn derartige Verfahren eingeführt werden sollen. Umso wichtiger ist es, die wesentlichen Humanfaktoren unter realistischen Bedingungen zu ermitteln, um eine belastbare Basis für die Fortentwicklung von lärmarmen Flugverfahren zu generieren.

6.8.3 Untersuchungskonzept und -methoden

Zunächst wurde unter kontrollierten Bedingungen in „Full-Flight“-Simulatoren untersucht, inwieweit Änderungen von lärmarmen Ab- und Anflugverfahren Einfluss auf die Belastung und Beanspruchung sowie auf die Leistungsfähigkeit von Piloten haben. Das geschah einerseits durch die Untersuchung von physiologischen und psychologischen Funktionen, andererseits durch die simultane Aufzeichnung von technischen Parametern und ihren Änderungen, die während der Flugsimulationen erfasst wurden. Szenarien, die als lärmindernde Flugverfahren in Frage kommen, wurden jeweils an einem A320- bzw. A330/A340-Simulator getestet. Zum Vergleich wurden heute übliche Flugverfahren herangezogen. Die Untersuchungen wurden mit Flugzeugführern durchgeführt, die Erfahrungen im normalen Flugbetrieb auf den Mustern A320 und/oder A330/A340 mitbringen (Typrating).

Zur Ermittlung von lärmarmen Anflugverfahren wurde auf die im HGF-DLR-Projekt *Leiser Flugverkehr* [1] entwickelten Verfahren zurückgegriffen. Dort wurde ein so genannter „Segmented Continuous Descent Approach (SCDA)“ vorgeschlagen, der die Grundlage für die Durchführung in dieser Einzelaufgabe bildete. Neben diesem SCDA wurde zum Vergleich ein Standardanflug nach ICAO-Regeln betrachtet (Low-Drag Low-Power, LDLP), siehe hierzu auch den folgenden Abschnitt.

Die technische Umsetzung der Prozeduren, um den SCDA durchzuführen, wurde in zwei „Full Flight Simulatoren“ (FFS) implementiert. Dazu standen einmal ein A320-Simulator des Lufthansa Flight Trainings der Deutschen Lufthansa AG sowie ein A330/340 Simulator des Zentrums für Flugsimulation an der Technischen Universität Berlin zur Verfügung.

Die Messmethoden zur Untersuchung der Humanfaktoren bei den Piloten waren (elektro-) physiologischer und psychologischer Art. Dabei wurden die elektrophysiologischen Verfahren kontinuierlich eingesetzt, während weitere physiologische und psychologische Daten diskret erhoben wurden.

Insgesamt nahmen 40 Piloten an den Untersuchungen teil. Die Simulationen wurden nachts durchgeführt. In jeder Nacht wurden acht Simulatorsitzungen mit jeweils einem Piloten, einem Kopiloten und einem Checkkapitän absolviert. Die ersten beiden Sitzungen beinhaltete eine Standardprozedur (LDLP), die anderen sechs den SCDA.

6.8.4 Auswahl der zu untersuchenden Anflugverfahren

Zu Beginn der Auslegung lärmreduzierter Anflugverfahren bestehen zwei primäre Forderungen, die von einer neu erstellten Prozedur erfüllt werden müssen. Das sind zum einen die Durchführbarkeit betreffende Kriterien und zum anderen die Kernforderung der Lärminderung gegenüber einem Referenzverfahren.

Zur fliegerischen Machbarkeit gehören folgende Punkte. Zunächst muss das Flugzeug in der Lage sein, mit seinen Flugeleistungsmerkmalen das neue Profil fliegen zu können. Dabei müssen alle rechtlichen sowie sicherheitsrelevanten Aspekte, wie Beschränkungen der Geschwindigkeit, Sinkrate usw., beachtet werden. Da in jedem Fall mit einem erhöhten Arbeitsaufwand der Piloten zu rechnen ist, sollte ein größtmöglicher Grad an Automatisierung realisiert werden. Einerseits spiegelt das die tatsächliche Anwendung im Alltag besser wider als rein manuell geflogene Verfahren, andererseits wird so ein höheres Maß an Genauigkeit sowie Zuverlässigkeit erzielt. Dazu ist es notwendig, dass die neue Prozedur mit der Flugzeug- und Flughafenausrüstung auskommt, die heutzutage verwendet wird. Hierzu zählt u.a. das Instrumentenlandesystem (ILS), welches bei schlechtem Wetter derzeit als einzige Navigationshilfe die Möglichkeit der vertikalen Bahnführung bietet. Eine andere Ausrüstungskomponente, an deren Eigenschaften das neue Verfahren angepasst werden muss, ist das Flugmanagement- und Flugführungssystem (Flight Management and Guidance System – FMGS). Es kann zum einen die Arbeitsbelastung des Piloten erheblich verringern, diktiert dem Auslegungsprozess andererseits aber auch Beschränkungen. Schließlich müssen all diese Kriterien auf verschiedene zu betrachtende Flugzeugtypen, hier A320 und A330, angewandt werden. Dabei unterscheiden sich vor allem die Flugeleistungsmerkmale. Prozedurunterschiede aufgrund von abweichenden Ausrüstungskomponenten fallen durch Kommunalität in den Airbusfamilien – wenn überhaupt – nur minimal ins Gewicht.

Um der Forderung der Lärminderung gerecht zu werden, muss geklärt werden, welche Faktoren Einfluss auf den Lärm während des Landeanflugs haben. Hier sei zunächst die Entfernung von der Lärmquelle genannt. Mit größer werdendem Abstand von ihr nimmt der Lärmpegel nichtlinear ab. Übertragen auf Landeanflüge bedeutet dies, dass, je höher sich das Flugzeug über Grund befindet, desto geringer die Lärmbelastung am Boden ist, bei sonst gleichen Bedingungen. So ergibt sich die Forderung nach möglichst hohen bzw. steilen Anflugtrajektorien. Seitlich vom Flugpfad kann es jedoch auf Grund veränderter Abstrahl- und Dämpfungseigenschaften zu einer Erhöhung der Lärmbelastung kommen. Sofern der Anflug gekurvt ist, ist dieser Faktor ebenfalls zu berücksichtigen. Ein weiterer Einflussfaktor auf den Lärmpegel am Boden ist der Lärm an der Quelle selbst. Dieser setzt sich aus dem Triebwerksgeräusch als Hauptanteil sowie dem Lärm, den die Zelle aufgrund von Luftverwirbelungen erzeugt, zusammen. Letzterer entsteht vor allem an den Hochauftriebshilfen sowie am Fahrwerk. Daraus ergeben sich zwei Forderungen:

- Minimierung der Triebwerksleistung über einen möglichst langen Zeitraum
- Möglichst spätes Ausfahren der Hochauftriebshilfen und des Fahrwerkes

Ein weiterer, allerdings nicht flugzeugabhängiger Faktor, ist die Besiedlungsdichte unter der Anflugbahn. Da diese für verschiedene Flughäfen sehr unterschiedlich ist, und sich diese Untersuchung mit dem Vergleich von zwei Verfahren unabhängig von lokalen Gegebenheiten befassen, wird auf eine laterale Optimierung der Trajektorie verzichtet. Stattdessen konzentriert man sich auf das vertikale Profil von Anflugverfahren.

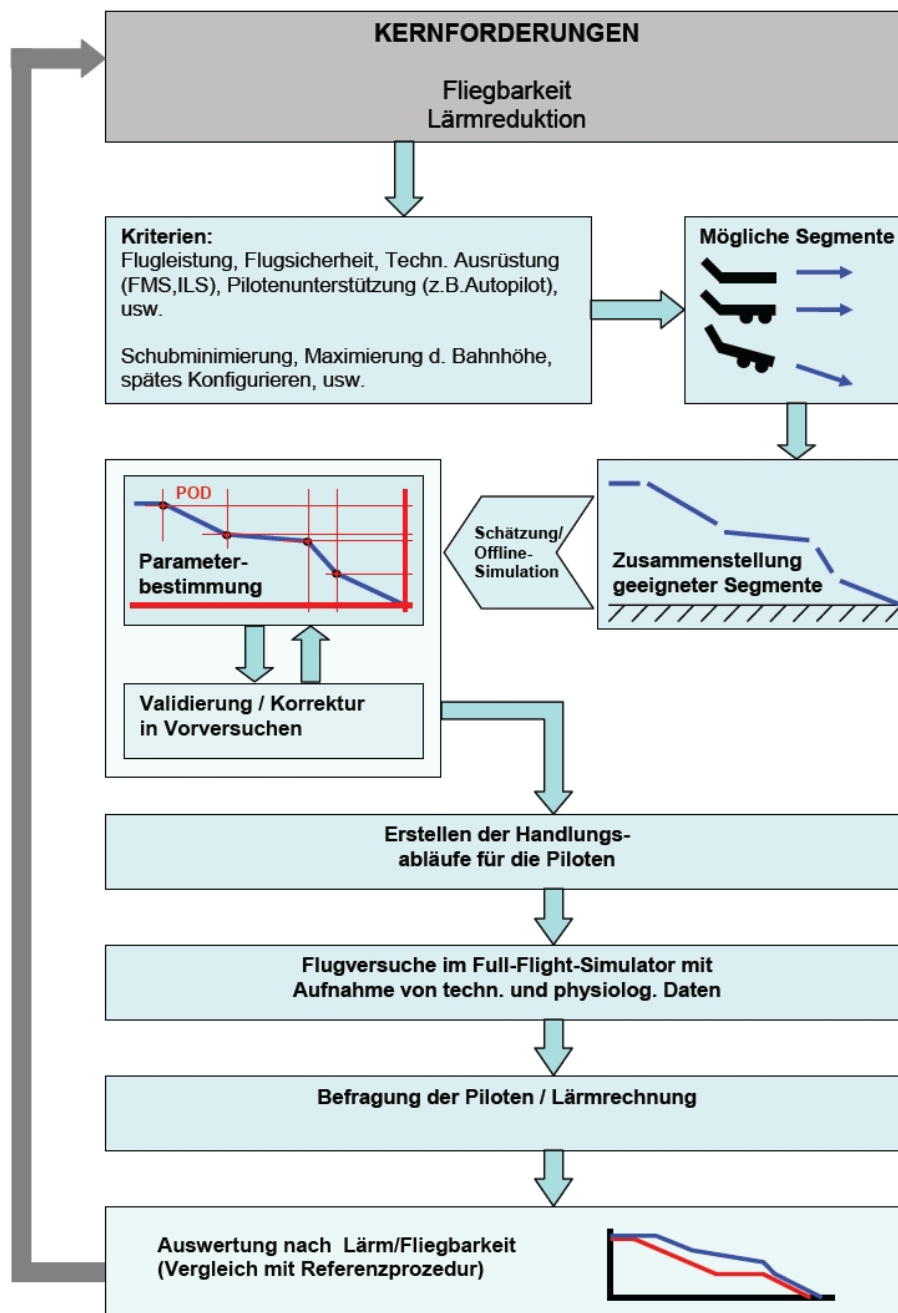


Bild 75: Schema der Prozedur zur 2D-Auslegung des lärmreduzierten Anflugverfahrens.

Aus den genannten Forderungen ergeben sich wesentliche Eigenschaften für die Trajektorie, die nicht alle gleichzeitig verwirklicht werden können. Beispielsweise kann kein steiler Anflug durchgeführt werden, um den Abstand zum Boden zu maximieren, ohne die Landeklappen und das Fahrwerk schon früh auszufahren. Das Flugzeug würde ohne den hierdurch entstehenden zusätzlichen Widerstand stetig beschleunigen. Deshalb wird eine Segmentierung der Bahn vorgenommen. So ist es möglich, dass alle Forderungen Eingang in das neue Verfahren finden und sie an den Stellen, an denen es sinnvoll und möglich ist, angewendet werden können. Am Beispiel des in dieser Untersuchung verwendeten Segmented Continuous Descent Approach (SCDA) wird dies deutlich. In Bild 76 sind die vertikalen Verläufe dieses und eines Referenzverfahrens als Höhe (Altitude) in Abhängigkeit zur Landebahnschwellenentfernung (Distance to Threshold) dargestellt. Dieses SCDA-Verfahren ist sicherlich nur eines von mehreren. Es stellt aber prinzipiell ein Verfahren dar, welches hinsichtlich der Untersuchungen zur Fliegbarkeit und zur Lärminderung als Beispiel gut geeignet ist.

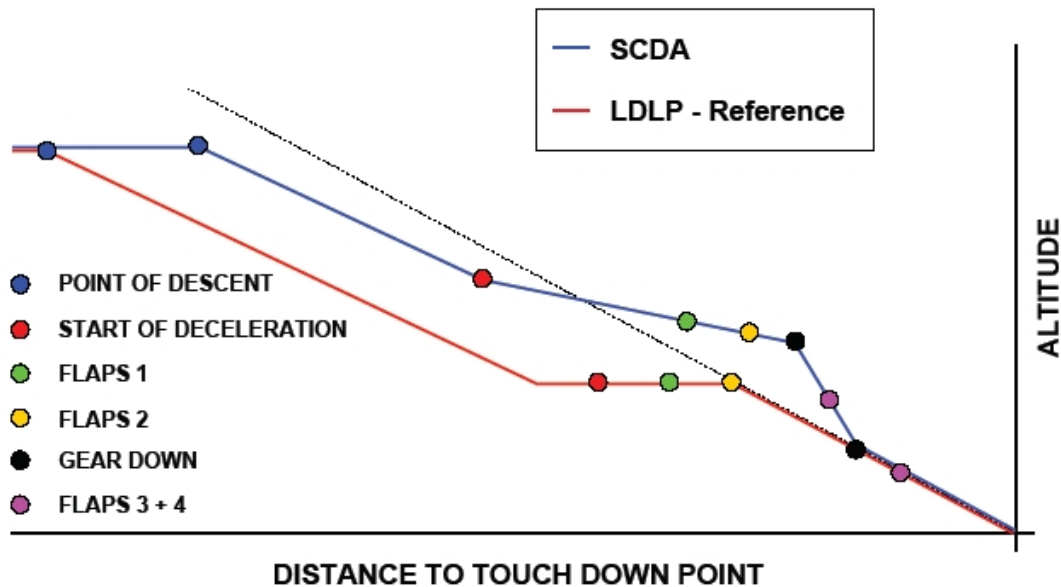


Bild 76: Bahnprofile des lärmreduzierten Segmented Continuous Descent Approach's (SCDA) und des Referenzanfluges Low Drag Low Power (LDLP).

Dieses neue Verfahren zeichnet sich durch eine Schubminimierung während des gesamten Anfluges sowie durch eine im Vergleich zum Referenzverfahren höher liegende Bahn aus. Der SCDA beginnt am „Point of Descent“ (POD) mit einem Sinkflugsegment mit eingefahrenen Klappen und Fahrwerk, mit Triebwerken im Leerlauf und maximal erlaubter Geschwindigkeit von 250kt. Ab einer Zwischenanflughöhe, hier 7000ft MSL, wird der Bahnwinkel vergrößert und es kommt bei Leerlaufschub zur Verzögerung. Während dessen werden die Landeklappen gefahren. Am Ende dieses Verzögerungssegmentes fährt das Fahrwerk aus und es folgt der Übergang in einen Steilflug. Er macht einen späteren POD zu Beginn des Verfahrens notwendig und ermöglicht so eine höhere Bahn. Der Steilflug ist, wie bereits erwähnt, nur mit erhöhtem Widerstand und natürlich Leerlaufschub möglich. Dabei werden die Hochauftriebshilfen in Landekonfiguration gefahren. Da nahezu alle ILS-Systeme mit einem 3°-Gleitpfad arbeiten, muss der Steilanflug in einer sicheren Höhe, hier 2000ft GND, beendet und der besagte ILS-Gleitpfad angeschnitten und eingenommen werden, um den verbleibenden Teil des Anfluges konventionell bis zum Aufsetzen abzufliegen.

Nachdem das prinzipielle Aussehen des neuen Verfahrens feststeht, müssen die einzelnen Parameter für die praktische Umsetzung ermittelt werden. Dazu ist es notwendig zu wissen, wie dieses Verfahren im Flugzeug zu realisieren ist und welche Faktoren Einfluss auf den „Erfolg“ des neuen Anfluges haben. In diesem Zusammenhang sind das Flugzeuggewicht und die Umweltbedingungen, wie Temperatur und Wind, zu nennen. Abhängig von diesen Größen müssen die Flugleistungsparameter, wie z.B. die Bahnwinkel, sowie Parameter der Anfluggeometrie, wie die Lage des POD und aller Segmentwechsel, individuell berechnet werden. In dieser Simulatorstudie wurden die äußeren Einflüsse Gewichtsänderung und Wind ausgeschaltet. Die genauen Werte der Trajektorie wurden mittels Schätzung und anschließender Offline-Simulation für die ISA-Atmosphäre bestimmt, da heutige FMS/FMGS nicht in der Lage sind, derart komplexe Bahnen vorherzuberechnen. Weil sie ebenso wenig im Stande sind, diese dem Autopiloten zu kommandieren, ist es notwendig, alle notwendigen und später unabdingbaren FMS/FMGS-Funktionen im Vorfeld über die Offline-Simulation ablaufen und während der Flüge von den Piloten umsetzen zu lassen. Das bedeutet im Einzelnen, dass die vorab berechneten Bahndaten dem Autopiloten manuell eingegeben werden müssen. Entsprechend muss eine „Flight Test Card“ oder „Read & Do List“ erstellt werden, die den Piloten genauestens beschreibt, wie das Verfahren zu fliegen ist, welche Eingaben zu machen sind und ihnen alle Aktionen zum entsprechenden Zeitpunkt, wie ein Backrezept, vorgibt. Im Rahmen von Simulatorversuchen werden die berechneten Parame-

ter validiert und ggf. berichtigt. Mit Hilfe eines Lärmberechnungsprogramms wird die Lärmbelastung im Vergleich zu einem Referenzverfahren beurteilt, um somit Aussagen über das Lärminderungspotenzial des neuen Anfluges treffen zu können.

6.8.5 Zusammenfassung der Ergebnisse

In der Einzelaufgabe 1637 wurde untersucht, ob ein neues Anflugverfahren hinsichtlich der Flugsicherheit und der Akzeptanz durch die Piloten durchführbar ist. Zu diesem Zweck wurden zwei Verfahren - ein Standardanflugverfahren und ein neues unter Lärmaspekten weiter verbessertes Verfahren - in zwei Simulatoren (A320- und A330- Full-Flight Simulator) verglichen. Als Standardverfahren wurde das schon lärmarme „Low Drag-Low Power“ (LDLP)-Verfahren und als verbessertes lärmarmes Verfahren wurde das vom DLR entwickelte „Segmented Continuous Descent Approach“ (SCDA)-Verfahren ausgewählt. Die Untersuchung weiterer lärmarmen Verfahren wurde prinzipiell als sinnvoll erachtet, wäre aufgrund des vorgegebenen Budgets jedoch nicht möglich gewesen, ohne die Qualität der vorliegenden Ergebnisse zu gefährden.

Die Fliegbarkeit wurde bzgl. technischer, psychologischer und physiologischer Parameter in den beiden Simulatoren bei einem nächtlichen Anflug auf den Flughafen München untersucht.

Vor dem Einsatz in den Simulatoren wurde getestet, ob das SCDA-Verfahren auf Grund seines Lärminderungspotenzials (rechnerisch) zu niedrigeren Lärmpegeln in der Umgebung von Flughäfen führen kann. Diese Testrechnungen waren erfolgreich; die Anflugprozedur wurde daher in den beiden Simulatoren implementiert.

Für die Tests stellten sich 40 Piloten mit langer Berufserfahrung je zur Hälfte auf den Flugzeugmustern A320 und A330 zur Verfügung. Die Generalprobe der Simulationen erfolgte mit weiteren vier Piloten. Die Tests wurden von jeweils zwei Piloten (Kapitän und Kopilot) in einer Nacht (ca. 23 Uhr bis 4 Uhr) während acht Landeanflügen von jeweils ca. 13 min Dauer vorgenommen. Die Flugsimulationen umfassten einen LDLP-Anflug und drei SCDAs, wobei der erste davon als Training für das neue Verfahren diente. Dabei wurde die Simulation auf eine Höhe von 9000 Fuß zu Beginn jedes Szenarios eingestellt (Point of Descent) und endete mit der Landung (Touch down). Jedes Szenario wurde zweimal geflogen, jeweils vom Kapitän und vom Kopiloten abwechselnd als „pilot flying“ bzw. als „pilot non-flying“. Zur Ermittlung der Belastung und Beanspruchung wurden die Piloten sowohl physiologisch untersucht als auch mit Hilfe von Fragebögen befragt. Als kontinuierlich aufgezeichnete (elektro-) physiologische Parameter dienten das Elektrokardiogramm, das Elektroenzephalogramm, das Elektrookulogramm und das Elektromyogramm. Vor und nach jedem Flugszenario wurden der Blutdruck gemessen und eine Speichelprobe genommen, um die Cortisolkonzentration bestimmen zu können. Ebenfalls vor und nach jeder Simulation wurden die Piloten mit Hilfe von standardisierten Fragebögen hinsichtlich ihrer Ermüdung, Wachheit, Spannung und Arbeitsbelastung befragt. Ein Checkkapitän beurteilte die Erfüllung der fliegerischen Aufgabe an Hand eines vorgegebenen Protokolls. Nach der Abarbeitung der Flugsimulationen wurden in einem Debriefing die Piloten mit Hilfe von weiteren Fragebögen u.a. bezüglich ihrer Einschätzung der Durchführbarkeit, Akzeptanz und Arbeitsbelastung befragt. Kritikpunkte und Verbesserungsvorschläge wurden ebenfalls erfragt.

Die geflogenen Bahnverläufe zeigten immer dann eine Dispersion von den vorgegebenen Bahnen, wenn ein Sinkflug vor Erreichen des finalen Gleitpfads vorgesehen war. Im LDLP-Anflug war das beim Sinken von 9000 Fuß auf 5000 Fuß der Fall, beim SCDA bei allen drei Sinkflugsegmenten. Post-hoc-Analysen der Lärmbelastung (mittels der Lärmberechnungsprogramme SIMUL und INM) führten beim SCDA (im Vergleich zum LDLP) zu einer Minderung von 4 – 8 dB beim A320 (A330: 2 – 5 dB) im Maximalpegelbereich zwischen 50 und 60 dB beim A320 (A330: 55 – 70 dB), in den Maximalpegelbereichen darüber und darunter ist mit gewissen Erhöhungen (bis zu 5 dB) zu rechnen. Entsprechend waren die Lärmkontu-

ren für bestimmte Maximalpegel an einigen Stellen vergrößert (eher im Nahbereich des Flughafens) oder verkleinert. Die Lärminderung beim SCDA (aber auch beim LDLP) könnte durch eine Optimierung der LandeprozEDUREN erhöht werden.

Die regelmäßigen Befragungen und die physiologischen Untersuchungen während der Durchführung der Flugsimulationen ergaben keine wesentlichen Unterschiede zwischen den beiden Verfahren. Zwar wurde eine stetige Erhöhung der Ermüdung im Ablauf des Versuchs festgestellt, welche zu einer signifikanten Änderung der Ermüdung während der SCDA-Verfahren im Vergleich zu den LDLP-Anflügen führte. Diese Änderung kann eher durch die zunehmende Dauer der Aufgabe („Time-on-Task“), den durch die Nacharbeit verursachten Schlafentzug („Time-since-Sleep“) und die ungünstige Zeit bzgl. des zirkadianen Systems begründet werden als durch das Verfahren selbst. Für diese Beurteilung sprechen die Ergebnisse aus den anderen Befragungen (Spannung, Arbeitsbelastung) und aus den physiologischen Untersuchungen (Herzfrequenz, Blinkrate, Blutdruck, Cortisol), bei denen keine Unterschiede zwischen den Anflugverfahren gefunden wurden. Unabhängig vom Verfahren wurden Unterschiede zwischen den Simulatoren (Spannung und Arbeitsbelastung, die bei den A330-Simulationen durchweg höher eingeschätzt wurden) und bei den Segmenten gefunden (Herzfrequenz, die bei der finalen Phase – der Landung – erhöht war). Erklärt werden können die höheren Werte bei den A330-Simulationen mit der für A330-Langstreckenpiloten eher ungewohnten Situation, in kurzer Zeit mehrere Anflüge vorzunehmen. Die Erhöhung der Herzfrequenz wird durch die erhöhte Belastung und Beanspruchung durch die Landung selbst verständlich.

Die Beurteilung der fliegerischen Leistung durch den Checkpiloten ergab keine signifikanten Unterschiede zwischen den beiden Anflugverfahren. Alle Piloten zeichneten sich durch eine hohe Professionalität bei der Durchführung der Anflüge aus.

Die Befragungen der Piloten im Anschluss an die Simulationen ergaben durchaus Differenzierungen zwischen den beiden Anflugverfahren. Während die technische Durchführbarkeit des LDLP-Verfahrens weit überwiegend als sehr gut bis gut und die des SCDA-Verfahrens als überwiegend problemlos oder eher problemlos bezeichnet wurde, wurde die sichere Durchführung des SCDA-Verfahrens im Vergleich zum LDLP-Verfahren nur von einer Minderheit der Piloten als gleichwertig beurteilt. Eine deutliche Lärmreduktion durch SCDA wird eher bezweifelt. Die Arbeitsbelastung durch den SCDA wird in der Gesamtbetrachtung eher etwas höher als die des LDLP-Anflugs eingeschätzt. Insgesamt war die Akzeptanz für das SCDA-Verfahren geringer als für den LDLP-Anflug. Die Piloten halten eine Verbesserung der Anflugprozedur und des Flight Management Systems beim SCDA-Verfahren für sinnvoll und notwendig, um das Verfahren genauso sicher und praktikabel wie das LDLP-Verfahren zu machen.

Die Untersuchungen in den Simulatoren sind mit einer großen Anzahl von Piloten durchgeführt worden und ergeben daher wichtige Hinweise auf die Fliegbarkeit, aber auch das Verbesserungspotenzial der untersuchten lärmarmen Flugverfahren. Insofern können die Ergebnisse dieser Studie dahingehend bewertet werden, dass das SCDA-Verfahren an sich grundsätzlich durchführbar und fliegbar ist. Einschränkungen ergeben sich aus den Randbedingungen (Simulatorstudie, stets gleichbleibende, günstige Wetterbedingungen, kein ATC-Sprechfunkverkehr usw.) und den technischen Unzulänglichkeiten des SCDA-Verfahrens (z.B. nicht ins FMS programmierbar). Wenn auf Grund des Lärmreduktionspotenzials eine Weiterentwicklung des Verfahrens vorgesehen ist, ist aus diesen Einschränkungen zu folgern, dass (a) Untersuchungen zur Belastung und Akzeptanz unter realen Bedingungen notwendig sind, und (b) technische Entwicklungen und Erprobungen zur Pilotenunterstützung vorgenommen werden müssen.

7 Ergebnisse des Programmpakets 1640 „Messkampagne zur Verifizierung lärmoptimierter Flugverfahren“ (DLR-AS-TA, DLR-AS-TS, DLR-FT, DLR-PA, DLH, UH-IMK, FPM [31])

7.1 Übersicht zum Einzelbericht zu PP 1640

Nach der Einleitung in Kapitel 1 werden Messort und Messstellen (Kapitel 2), das Versuchsprogramm (Kapitel 3) und die Datenerfassung (Kapitel 4) beschrieben. Zu den in Kapitel 5 dargestellten Ergebnissen gehören die Auswertung der Messungen mit dem Vergleich der untersuchten An- und Abflugverfahren, die Beurteilung der Ergebnisse und die Untersuchung meteorologischer Einflüsse auf die Schallausbreitung. Der Bericht schließt mit einer Zusammenfassung.

7.2 Einleitung

Aufgabe dieses Programmpakets war es, die mit Hilfe der Simulationsrechnungen in den Einzelaufgaben EA 1631 und EA 1635 identifizierten leiseren Flugverfahren durch Messungen experimentell zu bestätigen, d.h.

- das Geräuschkinderungspotenzial lärmoptimierter An- und Abflugverfahren zu quantifizieren und
- die angewandte Methodik – Quellmodellierung, Erstellung eines empirischen Simulationsprogramms, rechnerische Simulation unterschiedlicher Flugverfahren und Auswahl leiserer Verfahren – zu validieren.

Zu diesem Zweck wurde eine Überflug-Messkampagne durchgeführt, bei der die Schallmission für ausgewählte akustisch optimierte Flugverfahren im Vergleich zu Standardverfahren im weiteren Umfeld der An- und Abflugbereiche vermessen wurde. Die dabei gewonnenen Messwerte zeigen damit zum Einen das jeweils erreichbare Lärminderungspotenzial und zum Anderen im Vergleich mit den Ergebnissen der vorangegangenen Simulation die Genauigkeit der entwickelten Quellmodelle unter Berücksichtigung der zur Messzeit vorherrschenden meteorologischen Bedingungen und deren Einfluss auf die Schallausbreitung in der Atmosphäre.

7.3 Versuchsprogramm

7.3.1 Versuchsflugzeug

Für die Messkampagne stellte die Deutsche Lufthansa (DLH) ein Flugzeug vom Typ Airbus A319 mit Besatzung für zwei Tage zu Verfügung. Es handelte sich dabei um dasselbe Flugzeug, das auch für die Überflugmessungen im Programmpaket 1610 Im Jahr 2004 verwendet wurde. Um hinsichtlich des Zellenlärms denselben Ausgangszustand wie in 2004 zu erreichen, wurden wiederum die Wirbelgeneratoren vor den Tankdruckausgleichsöffnungen durch Lufthansa Technik installiert. Für die zeitsynchrone Erfassung der Flugbetriebsdaten und Bahnkoordinaten wurde die Software des Datenrekorders im Testflugzeug angepasst.

Das Abfluggewicht des Versuchsflugzeugs wurde vor dem Start durch entsprechende Betankung auf $61 \text{ t} \pm 0,1 \text{ t}$ eingestellt. Damit wurde sichergestellt, dass bei der Landung das maximale Landegewicht nicht überschritten werden konnte. In jeweils einem Zyklus wurde ein Startverfahren mit anschließendem Landeverfahren durchgeführt. Vor jedem folgenden Zyklus wurde das Flugzeug betankt um das Flugzeuggewicht für die Vergleichbarkeit der akustischen Daten konstant zu halten.

7.3.2 Beschreibung der Messanordnung

Die Überflugmessungen wurden am Baltic-Airport Schwerin-Parchim durchgeführt, wobei Geräuskmessungen an insgesamt 25 Messpositionen unter den An- und Abflugwegen gemacht wurden, die sich über Entfernungen von mehr als 20 km zwischen Neustadt-Glewe und Penzlin erstreckten, siehe die Übersicht in Bild 77.

Die Wahl der Messorte relativ zur Schwelle der Start- und Landebahn basierte zunächst auf den Simulationsergebnissen, d.h. es wurden Positionen gewählt, wo Änderungen der Lärmimmission für die verschiedenen Verfahren erwartet werden konnten. In einem zweiten Schritt wurde dann die Realisierbarkeit der gewählten Positionen vor Ort geprüft und die Messpositionen den örtlichen Gegebenheiten entsprechend angepasst. Auswahlkriterien waren hierbei insbesondere Zugänglichkeit und minimales Umgebungsgeräusch von nahegelegenen Verkehrswegen oder Industrieanlagen.

Da am Flughafen Schwerin-Parchim ein ILS nur für Anflüge von Osten zur Verfügung stand, waren Messungen nur in dieser Flugrichtung möglich, so dass die Zuordnung der Messstellen unabhängig von der aktuellen Wetterlage am Messtag im Anflugbereich (blaue Markierungen in Bild 77) und im Abflugbereich (rote Markierungen in Bild 77) vorab festgelegt werden konnte.

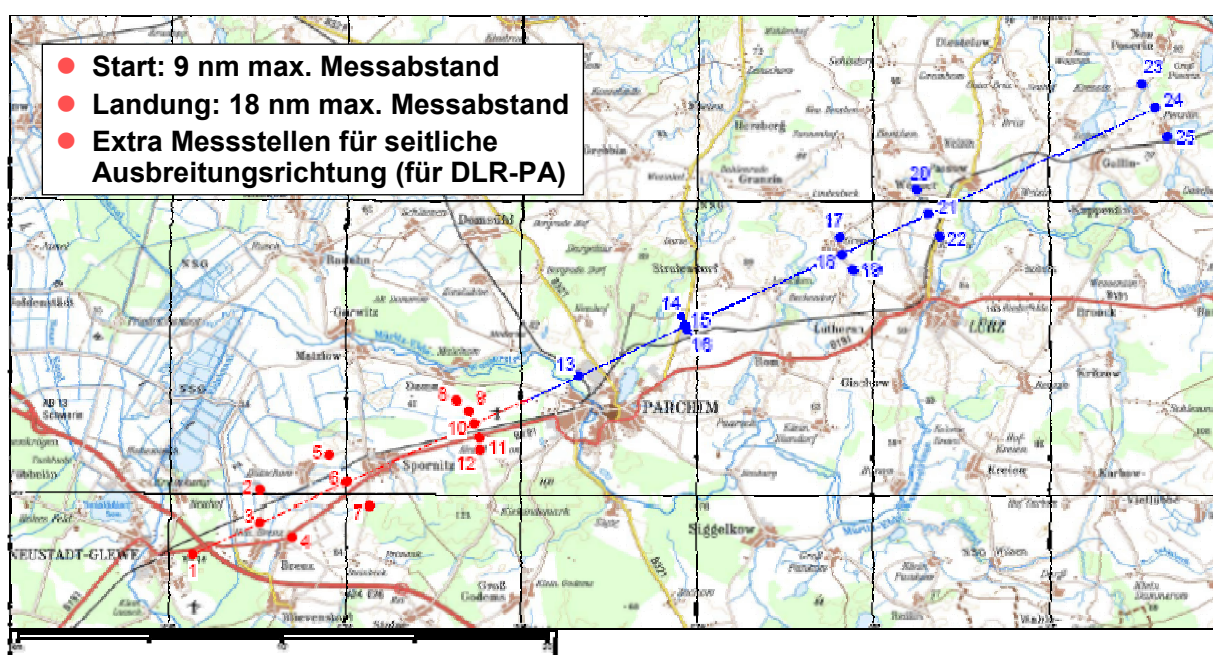


Bild 77: Lage der Messstellen am Flughafen Schwerin-Parchim.

7.3.3 Geflogene Verfahren

Als Ergebnis der Arbeiten im Programmpaket 1630 wurden die in Bild 78 schematisch dargestellten An- und Abflugverfahren (jeweils 4, eingeschlossen jeweils ein Referenzverfahren) für den Flugversuch ausgewählt. Die detaillierte Beschreibung dieser Verfahren findet sich in den Einzelberichten [18] und [25] sowie in den Abschnitten 6.1 und 6.5. Alle Anflugverfahren wurden vor der Messkampagne im A319-Simulator bei Lufthansa Flight Training in Frankfurt erprobt.

Entsprechend der verfügbaren Messzeit von 2 Tagen sollten alle Verfahren insgesamt dreimal nacheinander geflogen werden. Aufgrund der aktuellen Wetterlage an den Messtagen musste das Versuchsprogramm allerdings kurzfristig umgestellt werden. Entgegen der Planung wurden zunächst alle Verfahren mit einer Wiederholung nacheinander geflogen. Jeweils eine weitere Wiederholung war für den 2. Messtag geplant. Diese mussten dann jedoch wegen starker Regenfälle nach dem ersten Versuchsflug abgebrochen werden.

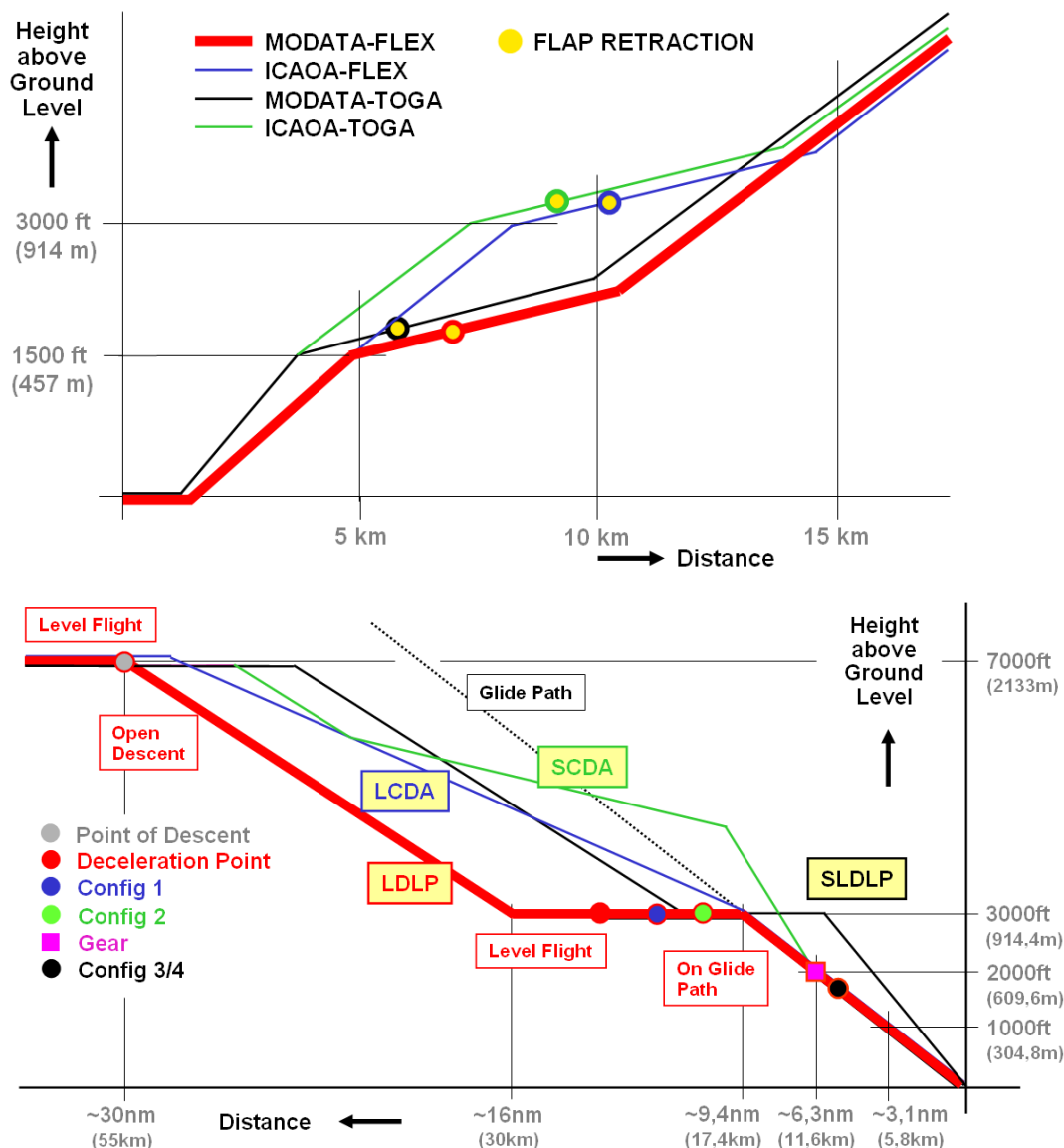


Bild 78: Schematische Darstellung der untersuchten Flugverfahren (oben: Start; unten: Landung).

7.3.4 Akustische Messtechnik

An jeder der in Bild 77 gezeigten Messstellen wurden zwei Mikrofone eingesetzt, von denen das eine auf dem Boden und das zweite in der für Lärmzulassungsmessungen vorgeschriebenen Höhe von 1,2 m über Grund installiert wurde.

Für die zeitsynchrone Aufzeichnung der akustischen Messdaten an den beschriebenen Messpositionen kam das autarke Großflächenmesssystem des DLR zum Einsatz. Dieses Mikrofonsystem umfasst 30 zweikanalige autarke Messsysteme, die zur Fernsteuerung und Überwachung über Funk mit einem Zentralrechner in Verbindung stehen. Während bei Abständen der einzelnen Messstationen vom Zentralrechner von weniger als zwei Kilometern hierzu eine WLAN (Wireless Local Area Network) Verbindung zum Einsatz kommt, steht für größere, unbegrenzte Entfernungen eine GSM (Global System for Mobile Communications) Verbindung zur Verfügung.

Jede Messstation kann zwei Kondensatormikrofone versorgen. Die Stationen werden durch Batterien gespeist, die einen ununterbrochenen Betrieb von minimal 9 Stunden gewährleisten. In jeder Station werden die Schalldrucksignale mit 48 kHz und einer Auflösung von

16 bit digitalisiert und zur Zeitsynchronisation aller Messdaten zusammen mit dem GPS Zeitsignal gespeichert.

Auf dem in jeder Station befindlichen Rechner ist eine speziell entwickelte Software installiert, die sowohl für eine benutzerfreundliche Kalibrierung der Mikrofone sorgt, als auch schnelle Übersichtsanalysen durchführt und ausgewählte Daten zur Überwachung in Echtzeit zum Zentralrechner überträgt. Zur Kontrolle der Signale ist auch eine Tonübertragung von jeweils einzelnen Messstellen möglich. Vom Zentralrechner aus kann der Status der einzelnen Messstationen zu jeder Zeit kontrolliert werden. Die Schemaskizze in Bild 79 zeigt das Funktionsprinzip der Messanlage.

Über den in den einzelnen Messstationen integrierten GPS-Empfänger werden zudem die genauen geografischen Koordinaten der jeweiligen Messposition automatisch dokumentiert.

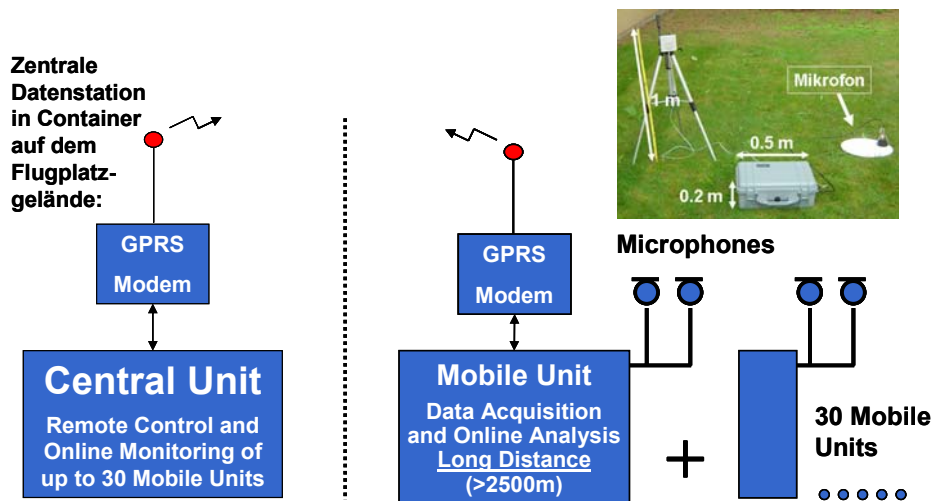


Bild 79: Prinzipskizze der akustischen Messanlage.

7.3.5 Flugmechanische Datenerfassung

Für die genaue Datenauswertung wurden neben den akustischen Daten auch die aktuellen Flugbetriebsdaten (zeitsynchron mit den akustischen Daten) durch die Deutsche Lufthansa im Flugzeug aufgezeichnet, siehe die Auflistung in Bild 80.

LAnAb 1640 (Flight Measurement Campaign)			
Required parameters			
1. Sample #			
2. AC Tail #	D-ALW		
3. AC Type	A320-CFMI		
4. Flight #			
5. Date	[dd.mm]		
6. UTC Time	[hh:mm:ss]		
7. Latitude	[Dezimalgrad]		
8. Longitude	[Dezimalgrad]		
9. Altitude	[ft]		
10. Radio-Alt1	[ft]		
11. CAS (Calibrated Airspeed)	[kts]		
12. Airspeed	[kts]		
13. Ground Speed	[kts]		
14. IVV (Initial Vertical Vel.)	[ft/min]		
15. FPA (Flight Path Angle)	[deg]		
16. AOA-L	[deg]		
17. Pitch	[deg]		
18. Roll (Rollwinkel)	[deg]		
19. Heading True	[deg]		
20. MH (Magnetic Heading)	[deg]		
21. Fuel Flow 1	[kg/h]		
22. Fuel Flow 2	[kg/h]		
23. N1-1/GE	[%RPM]		
24. N1-2/GE	[%RPM]		
25. N2-1	[%RPM]		
26. N2-2	[%RPM]		
27. SAT (Static Air Temp.)	[°C]		
28. TAT	[°C]		
29. Wind Direct	[deg]		
30. Wind Speed	[kts]		
31. GLatitude	[Dezimalgrad]		
32. GLongitude	[Dezimalgrad]		
33. GPSALT	[ft]		
34. CONFIGURATION	[0,1,2,3,Full]		
35. LANDING GEAR	[UP,DOWN]		
36. FLIGHT SPOILER	[% or deg]		

Bild 80: Liste der im Flugzeug aufgezeichneten Flugbetriebsparameter.

7.3.6 Erfassung meteorologischer Daten

In Vorbereitung des Messvorhabens lieferte das Institut für Meteorologie und Klimatologie der Universität Hannover Wettervorhersagen, da akustische Messungen nur bei trockener Witterung und unterhalb festgelegter Windgeschwindigkeiten durchgeführt werden können. Weiterhin waren aus fliegerischer Sicht bestimmte meteorologische Randbedingungen zu beachten. Hierzu wurden die am Institut verfügbaren Wetterdaten und -prognosen analysiert und bewertet. Aufgrund dieser Ergebnisse entstand täglich eine auf das Messgebiet Parchim bezogene Wettervorhersage.

Während der Flugmesskampagne wurden auf dem Gelände des Flughafens Schwerin-Parchim meteorologische Messungen an einem 12 m-Mast sowie Ballonaufstiege zur Erfassung der Profile der atmosphärischen Daten durchgeführt, siehe hierzu den Einzelbericht [32]. Die Mastmessungen dienten dazu, die Parameter Wind, Temperatur und Feuchte in Bodennähe zu erfassen. Die Messungen erfolgten kontinuierlich im Zeitraum 30.9.-5.10.2006. Der Standort des Mastes lag etwa 500 m nordwestlich der Landebahnmitte. Der Mast war in 4 Niveaus (1 m, 2 m, 6 m, 12 m) mit Sensoren bestückt. Die Daten wurden als 1 Minuten-Mittelwerte gespeichert.

An den Flugtagen (3.10.2006 und am Vormittag des 4.10.2006) wurden in Abstimmung mit dem Tower im Abstand von etwa 2 Stunden Messungen mit Wetterballons durchgeführt. Die Ballons trugen eine Radiosonde, die im Intervall von 10 Sekunden die Werte von Temperatur, Feuchte, Druck und Wind zur Bodenstation sendete. Entsprechend der gewählten Aufstiegsgeschwindigkeit wurden somit die vertikalen Profile der Messgrößen mit einer vertikalen Auflösung von etwa 10 m bestimmt.

7.4 Ergebnisse

7.4.1 Auswertung der Messungen

Nach Abschluss der Messkampagne wurden für die nachfolgende Datenauswertung die folgenden Datensätze bereitgestellt:

- Flugbetriebsdaten und Bahntrajektorien (DLH)
- Meteorologische Daten zur Messzeit (Uni-Hannover)
- Akustische Messdaten für alle Messpunkte und Überflüge in Form von Terzpegelspektren (40 Hz bis 10000 Hz) in Zeitschritten von 0,0625 s, sowie die zugehörigen Zeitverläufe der linearen und A-bewerteten Gesamtschalldruckpegel (DLR-AS/BS).
- Mitschnitte der Überflugeräusche in Form von WAV-Dateien für jede Kombination von Messpunkt und Überflug.

Die akustischen Messdaten lagen für 224 Kombinationen von Messort und Überflug vor. Da an jeder Messstelle jeweils mit einem Boden- und einem 1,2 m-Mikrofon gemessen wurde, lagen insgesamt 448 zeitliche Pegelaufzeichnungen bzw. WAV-Dateien vor. Für jede Messung gab es außerdem ein Messprotokoll, in dem Besonderheiten (Auftreten von Störgeräuschen, Ausfall von Mikrofonen) niedergelegt waren.

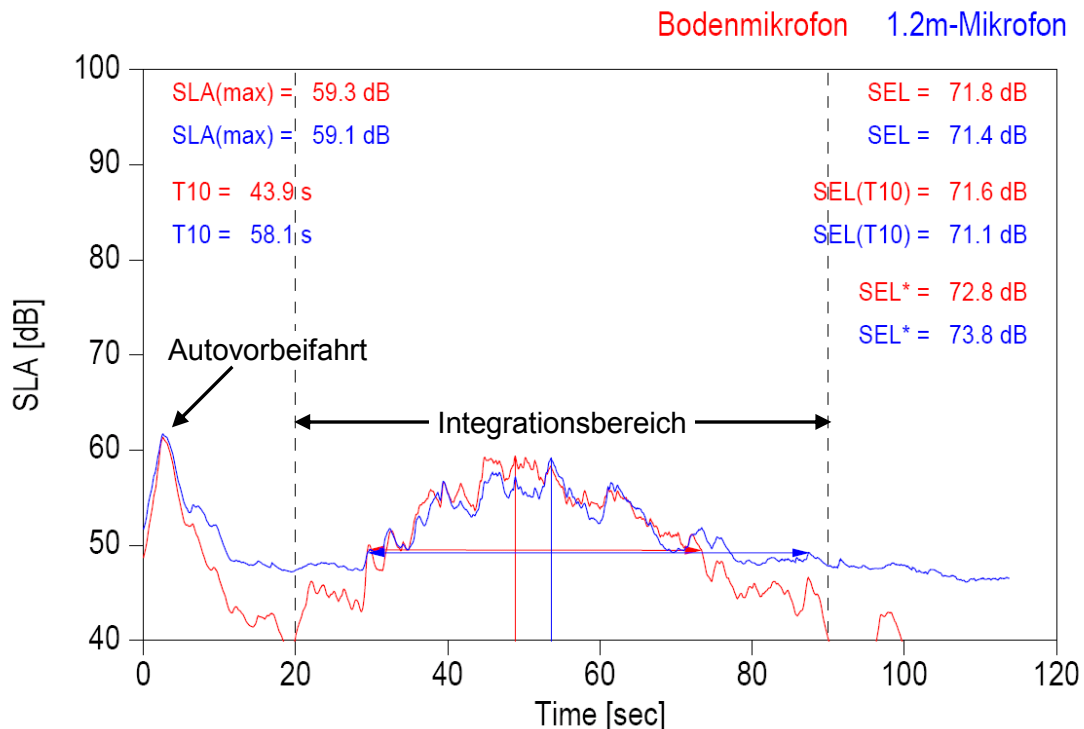


Bild 81: Beispiel für einen gemessenen Schallpegelverlauf für einen SCDA-Anflug; Messpunkt 23 (26 km vor Landeschwelle, 1 km seitlich der Anfluggrundlinie).

Der erste Schritt der Auswertung bestand in einer grafischen Darstellung aller A-bewerteten Gesamtschallpegelverläufe $L_{AS}(t)$ im Frequenzbereich 50 bis 10000 Hz, siehe das in Bild 81 gezeigte Beispiel. Aus jedem Pegelverlauf wurden die folgenden charakteristischen Immissionskenngrößen ermittelt:

- SLA(max) A-bewerteter Maximalschallpegel $L_{AS,max}$ des Geräusches (mit Zeitbewertung SLOW gemessen).
- T(10) 10dB-down-time t_{10} ; Zeitabschnitt, in dem der Pegel um höchstens 10 dB unter dem Maximalpegel liegt.
- SEL Sound Exposure Level SEL des Geräusches, ermittelt durch Integration über den markierten zeitlichen Integrationsbereich.
- SEL(T10) Sound Exposure Level $SEL(t_{10})$, ermittelt durch Integration über die 10 dB-

down-time.

SEL* Sound Exposure Level SEL^* ermittelt aus Maximalpegel und t_{10} nach der Näherungsbeziehung $SEL^* = L_{AS,max} + 10 \cdot \lg(t_{10}/2)$.

Man erkennt im Bild 81 deutlich eine Autovorbeifahrt zu Beginn der Messung. Um derartige Störgeräusche zu eliminieren, wurde für jede Messung ein Zeitfenster definiert, über das der SEL durch Integration ermittelt wurde. Um eine Verfälschung der Messergebnisse durch ein Zusammenfallen von Flug- und Störgeräuschen (in der Regel Vorbeifahrten von Autos oder Traktoren) auszuschließen, wurde für jede Messung zusätzlich die WAV-Datei abgehört.

Mindestanforderung für die Eignung zur Weiterverarbeitung war eine störungsfreie Erfassung der 10 dB-down-time t_{10} . In Fällen, in denen innerhalb der 10 dB-down-time Störgeräusche auftraten, das Fluggeräusch aber einen deutlich identifizierbaren Maximalpegel erzeugte, wurde dieser in die Auswertung mit einbezogen und nur der SEL nicht weiterverarbeitet. Dies war in der Regel der Fall, wenn das Störgeräusch zu Beginn oder am Ende der 10 dB-down-time auftrat.

7.4.2 Anflugverfahren

Wie in Abschnitt 7.3.3 beschrieben wurde jedes Verfahren zweimal geflogen und vermessen. Die Auswertung der Bahntrajektorien zeigte, dass Flughöhe, Triebwerksleistung, Geschwindigkeit und Klappenstellung der jeweiligen beiden Einzelflüge gut miteinander übereinstimmten, d.h. also gut reproduzierbar waren. Für die Auswertung jedes Anflugverfahrens wurde über die Pegelwerte der beiden Einzelflüge gemittelt. In Bild 82 sind als Beispiel die unter Verwendung des Bodenmikrofons erhaltenen Werte des A-bewerteten Maximalschallpegels (als $LA(max)$ bezeichnet) für die einzelnen Messstellen dargestellt. Der als Referenzverfahren definierte Low-Drag-Low-Power-Approach (LDLP) ist durch die durchgezogene schwarze Linie repräsentiert. Die grau hinterlegten Bereiche fassen diejenigen Messstellen zusammen, die in einer Messebene lagen. Der Abstand der Messebene von der Landeschwelle ist jeweils angegeben.

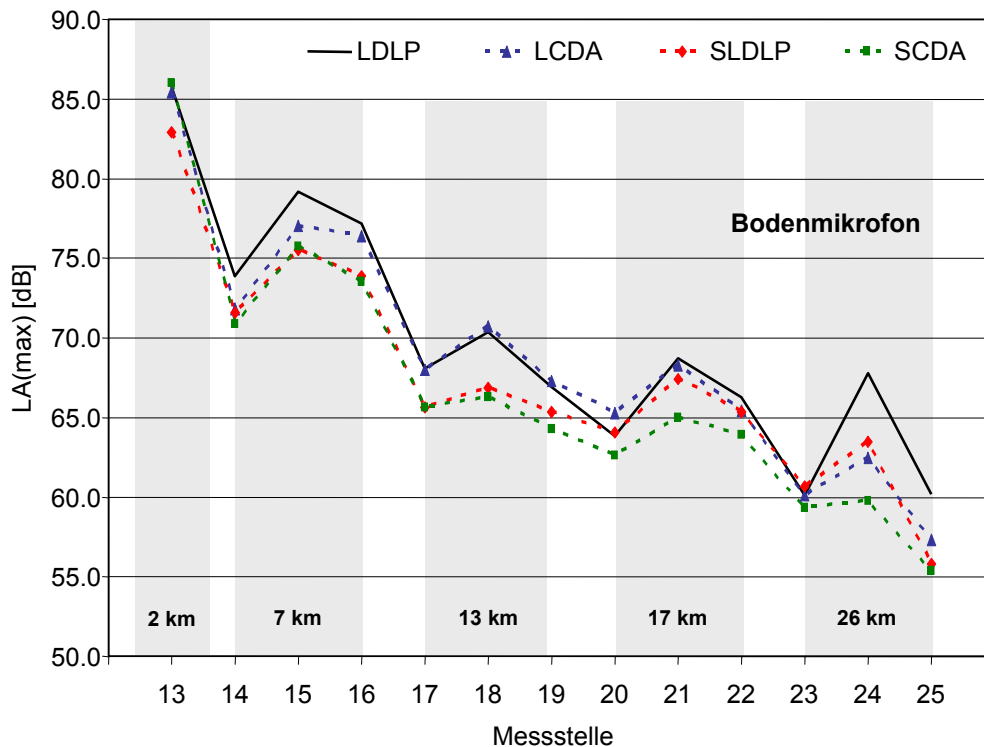


Bild 82: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{AS,max}$ an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für die vier unterschiedlichen Anflugverfahren. Messung mit den Bodenmikrofonen.

Die sich aus den alternativen Anflugverfahren ergebenden Differenzen im A-bewerteten Maximalschallpegel und im Sound Exposure Level sind in Tabelle 10 zusammengefasst. Dabei gingen in jeden Wert die Differenzen der Einzelflüge für das 1,2 m- und das Bodenmikrofon beide Mikrofone ein.

Es zeigt sich, dass alle drei alternativen Verfahren deutliche Lärminderungspotenziale besitzen, die gemittelt über den gesamten untersuchten Anflugweg zwischen 1 und 3 dB im Maximalpegel und zwischen 1 und 3 dB im zeitintegrierten Pegel SEL liegen. Das lokale Lärminderungspotenzial liegt zum Teil deutlich höher. Tendenziell sind die höchsten Pegelminderungen direkt unter der Flugbahn (Messstellen 13, 15, 18, 21 und 24) und wie schon bei der Antragsstellung vorausgesagt in größerer Entfernung zum Flughafen zu beobachten.

Tabelle 10:

Mittlere Pegeldifferenzen $\Delta L_{AS,max}$ und ΔSEL für die untersuchten Anflugverfahren gegenüber dem Low-Drag-Low-Power-Verfahren (LDLP) an den einzelnen Messstellen.

Mess- stelle	$\Delta L_{AS,max}$ [dB] re LDLP			ΔSEL [dB] re LDLP		
	LCDA	SLDLP	SCDA	LCDA	SLDLP	SCDA
13	-0,4	-3,0	0,2	-0,4	-2,1	0,3
14	-1,8	-2,3	-3,2	-1,6	-2,6	-2,1
15	-1,9	-3,6	-3,5	-2,0	-3,6	-3,0
16	-0,7	-3,0	-3,4	-1,4	-3,5	-3,1
17	-0,9	-3,6	-3,9	-1,0	-3,1	-3,1
18	0,4	-3,5	-4,1	0,5	-2,6	-1,7
19	0,1	-1,7	-2,8	0,5	-1,0	-0,3
20	1,3	0,1	-1,3	0,5	-0,5	0,0
21	-0,3	-1,4	-3,6	-0,7	-1,9	-2,4
22	-0,9	-1,0	-2,0	-0,8	-2,0	-1,2
23	-1,9	-1,4	-2,6	-3,0	-4,0	-3,9
24	-5,3	-4,3	-7,5	-3,6	-4,3	-5,9
25	-3,0	-3,9	-4,9	-3,6	-3,6	-3,9
Mittel	-1,2	-2,5	-3,3	-1,3	-2,7	-2,3

7.4.3 Abflugverfahren

Bei der Auswertung der Abflugmessungen war zunächst festzustellen, dass der Anteil der verwertbaren Messungen deutlich höher lag als bei den Anflügen. Dies liegt vor allem daran, dass die Messstellen für den Abflug nur bis zu einer Entfernung von etwa 14 km vom Startpunkt positioniert waren, während Anflugmessstellen bis zu einer Entfernung von 26 km von der Landeschwelle aufgestellt waren. Außerdem waren die Abflugpegel erwartungsgemäß tendenziell höher.

Bild 83 zeigt wiederum beispielhaft die mit dem Bodenmikrofon an den einzelnen Messstellen gemessenen A-bewerteten Maximalschallpegel $L_{AS,max}$ für die vier untersuchten Abflugverfahren. Tabelle 11 zeigt analog zu Tabelle 10 zusammenfassend die mittleren Pegeldifferenzen sowohl im Sound Exposure Level als auch im A-bewerteten Maximalschallpegel. Dabei sind einmal die Differenzen bei unterschiedlichen Startprozeduren (also ICAO-A bzw. mod. ATA) und einmal bei unterschiedlichen Leistungssetzungen (Voll- bzw. Flex-Schub) ausgewiesen. Die Mittelung erfolgte über alle Werte für 1,2 m- und Bodenmikrofon. Die Messstellen 8-12 lagen im Nahbereich der Startbahn.

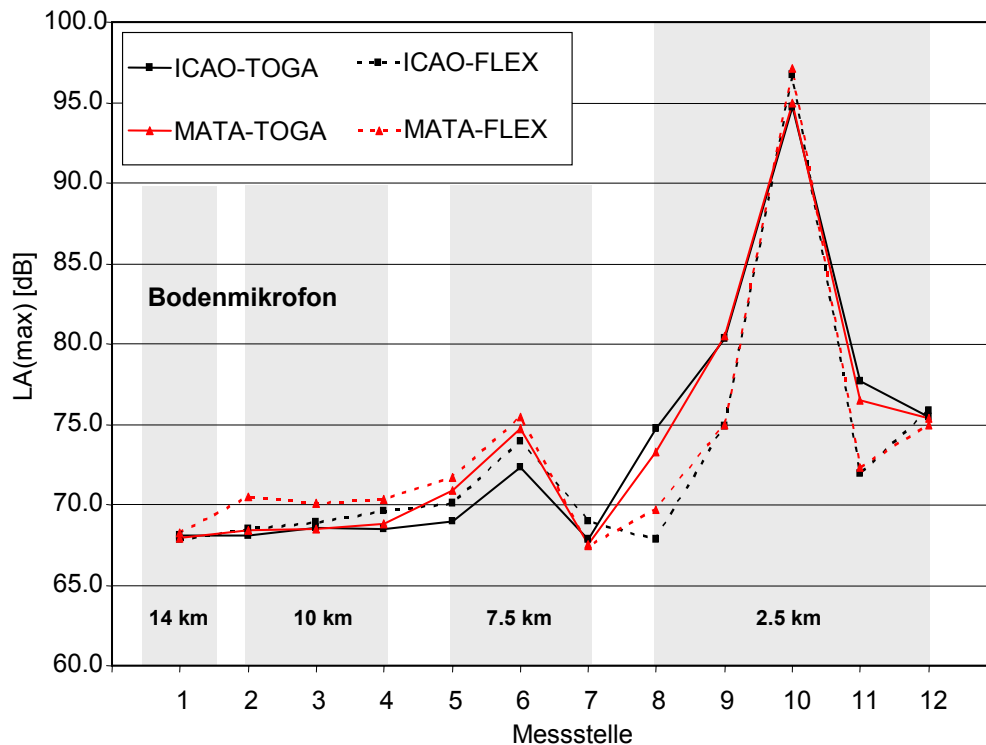


Bild 83: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{AS,max}$ an den Abflugmessstellen 1 bis 12 für die vier unterschiedlichen Abflugverfahren. Messung mit den Bodenmikrofonen.

Tabelle 11:

Mittlere Pegeldifferenzen $\Delta L_{AS,max}$ und ΔSEL für die untersuchten Abflugverfahren.

Mess- stelle	Differenz mATA – ICAO-A				Differenz FLEX – TOGA			
	$\Delta L_{AS,max}$ [dB]		ΔSEL [dB]		$\Delta L_{AS,max}$ [dB]		ΔSEL [dB]	
	FLEX	TOGA	FLEX	TOGA	mATA	ICAO-A	mATA	ICAO-A
1	0,5	0,5	0,0	-0,3	0,0	0,1	0,3	0,0
2	2,1	0,7	1,1	0,0	1,7	0,4	1,6	0,5
3	1,2	0,5	0,6	-1,1	0,9	0,3	1,7	0,0
4	0,9	0,4	0,6	-0,5	1,3	0,8	1,1	0,0
5	1,9	1,9	0,6	0,2	1,0	1,0	1,1	0,7
6	1,2	2,4	0,0	0,8	0,4	1,5	0,7	1,5
7	-1,4	0,1	-2,3	-1,0	0,4	1,9	0,0	1,2
8	1,1	-1,5	0,3	-0,7	-3,3	-5,8	-4,0	-4,9
9	-0,2	-0,1	-0,2	-0,1	-4,6	-4,5	-4,5	-4,4
10	0,3	0,2	0,3	0,1	2,3	2,2	1,7	1,5
11	1,0	-1,4	0,3	-1,3	-3,6	-5,9	-4,0	-5,6
12	-0,4	0,6	-0,6	-0,6	-1,6	-0,6	-1,4	-1,4
Mittel	0,7	0,4	0,0	-0,4				

Für die unterschiedlichen Verfahren sind jeweils auch mittlere Differenzen über die gesamte Flugbahn aufgetragen. Dies macht hier Sinn, da die Leistungssetzungen jeweils vergleichbar sind. Für die Vergleiche bei unterschiedlichen Leistungssetzungen wurde auf diese Mittelwertbildung verzichtet, da sich hier unterschiedliche Effekte im direkten Startbahnbereich und in den Gebieten weiter entfernt von der Bahn zeigen. Eine Mittelung wäre hier nur in den Teilbereichen sinnvoll.

Bild 83 und Tabelle 11 weisen nicht auf ein klar identifizierbares Abflugverfahren hin, das aus Lärmaspekten vorzuziehen wäre. Im weiter vom Startpunkt entfernten Bereich unterscheiden sich die für die einzelnen Verfahren ermittelten Pegelwerte um 1-3 dB, wobei die Unterschiede im *SEL* geringer ausfallen als im Maximalpegel.

7.5 Einflüsse meteorologischer Parameter auf die Schallausbreitung

Die Messstellen 8, 9, 11 und 12 (siehe Bild 77) wurden verwendet, um die Schallausbreitung bis zu einer Entfernung von etwa 1 km seitlich der Abfluggrundlinie zu bestimmen sowie mit Hilfe eines Schallausbreitungsmodells, das die Einflüsse der Meteorologie (Luftabsorption und Refraktion) und des Bodens (Reflexion) berücksichtigt, zu berechnen. Zur Untersuchung des meteorologischen Einflusses auf die Schallausbreitung am 3.10.2006 in Parchim wurden die Daten aus den vier an diesem Tag von der Universität Hannover durchgeführten Radiosondenaufstiegen herangezogen.

Die Schallausbreitung durch die Atmosphäre wird vorrangig durch zwei Faktoren bestimmt:

- 1) Die Luftabsorption, die von der Temperatur, der Luftfeuchtigkeit und dem Luftdruck abhängt, bewirkt eine Schalldämpfung auf dem Ausbreitungsweg insbesondere für die hohen Frequenzen. Ein anerkanntes Berechnungsverfahren für die Luftabsorption ist die Norm ISO 9613-1 [12]. Sie liefert die Schalldämpfung in dB je 100 m für jede Frequenz entsprechend den meteorologischen Bedingungen.
- 2) Die Schallrefraktion ist durch die vertikalen Gradienten der Schallgeschwindigkeit und der Windkomponente in Ausbreitungsrichtung bedingt und führt zu einer Krümmung der Schallstrahlen. Steigt die Schallgeschwindigkeit bzw. Temperatur mit der Höhe an bzw. breitet sich der Schall bei Windzunahme mit der Höhe in Windrichtung aus, so werden die Schallstrahlen zum Boden hin gebrochen, wo sie reflektiert werden und ggf. erneut zum Boden hin gebrochen werden. Dies führt zu einer weiten Hörbarkeit. Im umgekehrten Fall (Abnahme der Schallgeschwindigkeit bzw. Temperatur mit der Höhe oder Ausbreitung gegen den Wind) werden die Schallstrahlen vom Boden weg gebrochen, sodass sich in einer gewissen Entfernung von der Schallquelle eine Schattzone bildet, innerhalb der die Hörbarkeit stark reduziert ist.
- 3) Einen weiteren Einflussfaktor stellt die Turbulenz dar, die zur Streuung von Schallwellen führt und es daher ermöglicht, dass Schallenergie auch in Schattzonen eindringen kann. Ein weiterer Effekt, der dies bewirken kann, ist die Schallwellenbeugung (Diffraktion).

Aus den meteorologischen Daten lassen sich die für die Luftabsorption und die Schallwellenrefraktion verantwortlichen Parameter bestimmen, Turbulenzparameter allerdings nicht.

Beispielhafte Ergebnisse der Schallausbreitungsrechnungen sind in [31] für den A-bewerteten energieäquivalenten Mittelungspegel als Funktion des Abstrahlwinkels für die Abflugverfahren FLEX (2 Überflüge MODATA-FLEX, 2 Überflüge ICOA-FLEX) dargestellt. Die Schwankungsbreite des Schallpegels bei den vier Flügen ist durch Balken gekennzeichnet.

Die Ergebnisse zeigen den Einfluss der refraktiven Schattzone und der Bodendämpfung für die niedrigen horizontalen Abstrahlwinkel (Schallabstrahlung nach schräg vorwärts), bei denen sich das Flugzeug noch in geringer Höhe befindet. Hier ist die Schallpegelreduzierung gegenüber der Referenzberechnung ohne Meteorologie- und Bodeneinfluss besonders hoch (bis 30 dB). Solange sich die Messstelle wegen der Temperaturschichtung und der Gegenwindausbreitung im refraktiven Schatten befindet, ist die Pegelschwankung von Flug zu Flug sehr groß, sowohl in der Messung, wie auch in der Simulation. Die Beobachtungen und Modellberechnung überlappen sich teilweise im Bereich dieser Schwankungen. In den Fällen, wo dies nicht der Fall ist, könnte die Ursache der Abweichung in der Nicht-Berücksichtigung der Turbulenz liegen.

Zusammenfassend ist festzustellen, dass die Schallimmission an den in einer Entfernung von bis zu 1 km beidseitig von der Abfluggrundlinie befindlichen Mikrofonmessstellen von

Boden- und Meteorologieeffekten beeinflusst wird. Die am 3.10.2006 herrschenden meteorologischen Bedingungen führten zu Reduktionen der Schallpegel um 5 bis 30 dB gegenüber der rein geometrischen Ausbreitungsdämpfung. Die Schallausbreitungssimulationen mit dem Schallpartikelmodell zeigen eine überwiegend befriedigende Übereinstimmung mit den Messungen sowohl in Hinblick auf den A-bewerteten Pegel (Abweichungen meist unter 3 dB), als auch bezüglich der spektralen Verteilung.

7.6 Zusammenfassung

Die Auswertung der Überflugmessungen zeigt, dass die untersuchten Anflugverfahren gegenüber dem Referenzverfahren Low-Drag-Low-Power Lärminderungspotenziale in der Größenordnung von im Mittel 1-3 Dezibel sowohl im Maximalpegel als auch im Sound Exposure Level versprechen. Lokal können die Pegelminderungen deutlich höher liegen.

Für eine Beurteilung, welches der Verfahren nun als optimal einzustufen ist, sind noch weitergehenden Untersuchungen – z.B. im realen Flugbetrieb auf der Basis von Messungen von Fluglärmüberwachungsanlagen – notwendig. Tendenziell scheinen aber das SCDA- und das SLDLP-Verfahren gegenüber dem LCDA sowohl bezogen auf den Maximalpegel als auch auf den *SEL* effizienter zu sein.

Bei den untersuchten Abflugverfahren können zwar Tendenzen festgestellt werden, die Pegeldifferenzen bewegen sich allerdings nur in der Größenordnung von etwa 1 dB. Das ist erklärbar, da sich die Flugleistungsparameter für die einzelnen Verfahren z.T. nur geringfügig unterscheiden. Zur Untersuchung von Geräuschmindernden Abflugverfahren sind noch zusätzliche Messungen oder aber Simulationsrechnungen notwendig, wobei bei anderen – insbesondere größeren – Flugzeugmustern hier möglicherweise deutlichere Lärminderungspotenziale zu erwarten sind.

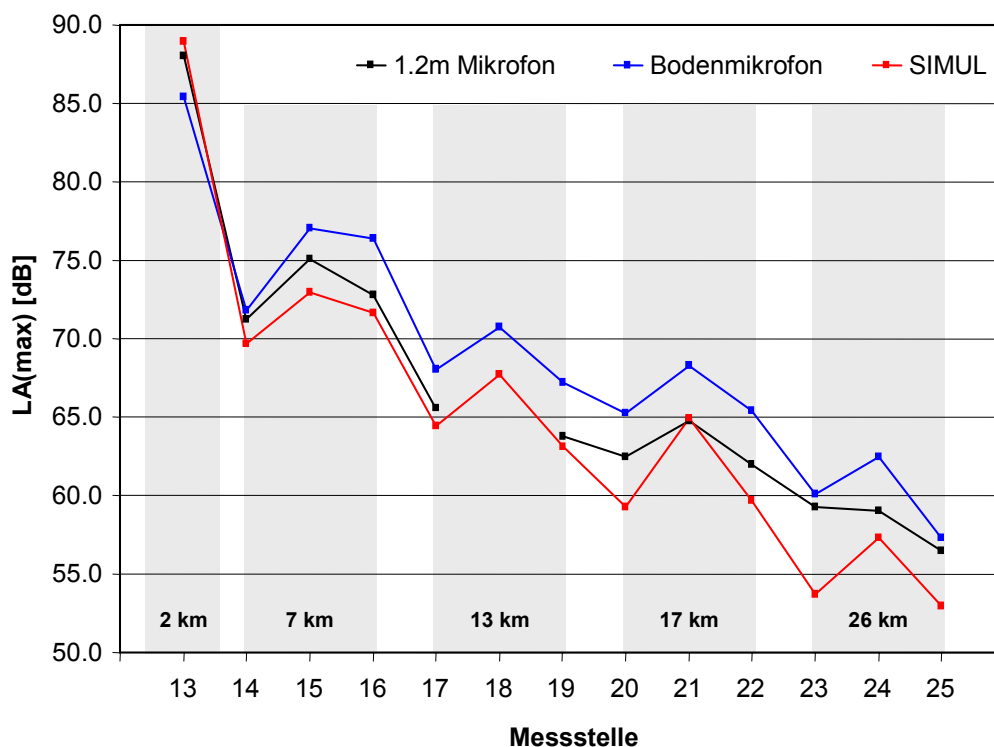


Bild 84: A-bewertete Maximalschallpegel $L_{AS,max}$ an den Anflugmessstellen 13 bis 25 für das LCDA-verfahren. Vergleich der Messungen mit den SIMUL-Rechnungen.

Zur Definition der lärmoptimierten Verfahren wurde das Rechenprogramm SIMUL herangezogen (siehe den Einzelbericht [17] und Kapitel 5), mit dem die Fluglärmimmission am Boden durch einen Simulationsansatz berechnet werden kann. Bild 84 zeigt einen Vergleich der

bei den Überflügen gemessenen A-bewerteten Maximalschallpegel mit den mit dem SIMUL-Verfahren unter Verwendung der tatsächlich geflogenen Trajektorien nachgerechneten Pegelwerten. Qualitativ gibt die Rechnung die Messung gut wieder, die quantitativen Unterschiede sind aus verschiedenen Randbedingungen erklärbar, die im Einzelbericht [17] detailliert erläutert sind. Für die Optimierung von Flugverfahren ist die gute qualitative Übereinstimmung ausreichend, da es bei derartigen Anwendungen darum geht, Differenzen gut wiederzugeben und nicht absolute Pegelwerte.

8 Ergebnisse des Programmpakets 1650 „Übertragung von Teilergebnissen der Programmpakete 1620 und 1640 in das Programm NIROS der Deutschen Flugsicherung“ (DFS, DLR-AS-TS, DLR-PA [33])

8.1 Übersicht zum Einzelbericht zu Projektpaket 1650

Nach der Beschreibung der Ausgangssituation und der Aufgabenstellung in den ersten beiden Kapiteln werden in Kapitel 3 die in sieben Arbeitspaketen (siehe den folgenden Abschnitt) erzielten Ergebnisse beschrieben und zusammengefasst. Der Bericht endet mit der Diskussion von Zukunftsperspektiven und Empfehlungen.

8.2 Einleitung und Aufgabenstellung

Das Programm NIROS (Noise Impact Reduction and Optimisation System) wird von der DFS Deutsche Flugsicherung GmbH seit 1996 zur Prognose von Fluglärmbelastungen betrieben. Das Programm entstand im Rahmen einer Promotion an der Universität Darmstadt und wurde auf einer SGI Workstation betrieben. Die Bedienung war aufgrund einer speziellen Eingabestruktur sehr komplex und nur durch eingewiesene Experten möglich.

Im Rahmen des *LAnAb*-Projekts wurden im PP 1650 die nachstehend genannten Arbeitspakete definiert mit dem Ziel, aus NIROS ein modernes, einfach bedienbares, auf wissenschaftlich fundierten, nachvollziehbaren Parametern beruhendes Tool zu machen, das von der DFS im Rahmen der Abwägung eingesetzt werden kann, um die Lärmauswirkungen, die von verschiedenen zum gleichen Ausflugpunkt führenden Varianten ausgehen, prognostizieren zu können.

- AP 1: Überarbeitung und Neustrukturierung der Algorithmenimplementation:
- Konzeptionierung der Neustrukturierung des vorhandenen Programmcodes zur Trennung und Kapselung von Algorithmen und Benutzeroberfläche.
 - Vereinheitlichung der Programmcodebasis und Überführung des FORTRAN Codes in den C Code.
 - Konzeptionierung und Implementierung einer neuen Basis-Bedienoberfläche.
- AP 2: Konzeption und Implementation Schallemission am Flugzeug:
- Erstellung und Implementierung eines Konzeptes zur Ergänzung der NIROS Software durch neu entwickelte Methoden und Algorithmen.
- AP 3: Konzeption und Implementation Schallausbreitung in der Atmosphäre:
- Berücksichtigung aktueller Berechnungsverfahren zur Schallausbreitung in der Atmosphäre.
- AP 4: Konzeption und Implementation Schallimmission am Boden:
- Anpassung vorhandener Algorithmen an die Berechnung der Schallimmission am Boden und der Gewichtung unter Berücksichtigung der Bevölkerungsverteilung.
- AP 5: Überarbeitung Flugsimulation:
- Überarbeitung der vorhandenen Routinen der Flugsimulation und des FMS. Anpassung zur besseren Übereinstimmung der geflogenen Trajektorie mit den Planungsvorgaben. Beseitigung vorhandener Probleme (z.B. stationärer Kreisflug).
- AP 6: Überarbeitung weiterer betroffener Programmfunktionen:
- Überarbeitung der Benutzeroberfläche, der Ein-/Ausgaberroutinen und der

Protokollfunktionen sowie Abschluss der Portierung.

AP 7: Validierung:

- Berechnung von Testszenarien in Zusammenarbeit mit den Partnern.
Analyse und Dokumentation der Ergebnisse.

8.3 Ergebnisse

8.3.1 AP 1: Überarbeitung und Neustrukturierung der Algorithmenimplementation

Als Ergebnis des Arbeitspaketes wurde eine neu strukturierte Programmversion von NIROS erstellt, welche auf einem PC unter Windows lauffähig ist. Dabei wurde die bisher vorliegende enge Verbindung zwischen Algorithmen und Oberfläche weitgehend gelöst und die vorliegenden Programmodule in folgende funktionalen Gruppen getrennt und weitgehend in der Programmiersprache C++ neu implementiert:

- Allgemeine Hilfsfunktionen
- Grafische Bedienoberfläche
- Trajektorienrechnung (Flugsimulation)
- Berechnung der Geräuschemission

8.3.2 AP 2: Konzeption und Implementation Schallemission am Flugzeug

AP 3: Konzeption und Implementation Schallausbreitung in der Atmosphäre

Das Ziel dieser Arbeitspakete war die Implementation verbesserter Schallquellen- und Schallausbreitungsmodelle als Ergebnis der Programmpakete 1620 und 1640. Im Verlauf der Arbeiten kamen die Partner des Programmpakets 1650 zu der Erkenntnis, dass die dort betriebene sehr detaillierte Quellmodellierung für den Airbus A319/320 und die qualitativ hochwertigen Ausbreitungsmodelle den an der Praxis orientierten Bedürfnissen des DFS-Programms NIROS nicht gerecht würden.

Wichtig für NIROS ist die Möglichkeit, flexiblere Verfahren zur Generierung von Flugbahnen zu implementieren. Die ursprüngliche Version von NIROS setzte auf standardisierten Abflugprofilen auf und bot somit keine Flexibilität. Eine Einführung von sog. „prozeduralen Profilen“ bei der Flugbahnberechnung war also angeraten. Insbesondere bieten solche Profile eine Kopplung zwischen Horizontal- und Vertikalverlauf der Flugbahn. So schlagen sich z.B. Kurvenflüge in einer Änderung des Vertikalprofils nieder.

In Abweichung vom geplanten Vorgehen wurde deshalb beschlossen, in NIROS ein Programmmodul auf Basis des aktuellen ECAC Dokumentes 29 (3. Ausgabe) zu implementieren. Dieses Dokument beschreibt ein Fluglärmrechnungsverfahren, das den Anforderungen von NIROS voll gerecht wird und insbesondere auch die Möglichkeiten zur flexiblen Flugbahngenerierung auf der Grundlage eines einfachen flugmechanischen Massenpunktmodells bietet. Außerdem sind dem Verfahren mit der internationalen „Aircraft Noise and Performance Database ANP“ Daten für eine große Anzahl von Flugzeugmustern hinterlegt. Diese Datenbank ist im Internet als Website unter www.aircraftnoisemodel.org verfügbar. Sie wird zurzeit von Eurocontrol und der amerikanischen Bundesluftfahrtbehörde FAA verwaltet.

ECAC Doc.29 repräsentiert den aktuellen praxisnahen Kenntnisstand für die Berechnung von Fluglärm in der Umgebung von zivilen Verkehrsflughäfen dar. Das Verfahren wurde Anfang des Jahres 2007 auch von der internationalen Zivilluftfahrtorganisation adaptiert und wird in naher Zukunft als ICAO-Dokument herausgegeben. Auch die ANP soll in Zukunft als ICAO-Datenbank realisiert werden. Insgesamt handelt sich beim Doc.29 also um ein international anerkanntes und validiertes Berechnungsverfahren.

Für Einzelheiten zur Umsetzung dieses Rechenmodells in entsprechende Programmroutinen wird auf den Einzelbericht verwiesen.

8.3.3 AP 4: Konzeption und Implementation Schallimmission am Boden AP 6: Überarbeitung weiterer betroffener Programmfunktionen

Wie im vorangegangenen Abschnitt zu AP 2 und AP 3 ausgeführt, wurde für die Implementation einer verbesserten Schallberechnung in NIROS ein auf dem aktuellen ECAC Dokument 29 (3. Ausgabe) basierendes Verfahren zugrunde gelegt. Dazu wurden in den Arbeitspaketen 4 und 6 weitere Berechnungsverfahren und -parameter ergänzt. Es wurden mehrere Erweiterungen des ECAC 29 Rechenmodells in NIROS eingearbeitet, entsprechend einer nunmehr vollständigen Implementation der in den ECAC 29 Dokumenten vorgeschlagenen Algorithmen für die Berechnung von Abflügen, wobei der Schwerpunkt auf der Erweiterung des akustischen Modells lag.

8.3.4 AP 5: Überarbeitung der Flugsimulation

Mit diesem Arbeitspaket wurde die Neustrukturierung von NIROS entsprechend der alten (SGI) Funktionalität abgeschlossen. Damit sollte die PC-Version alle Funktionalitäten der alten Version beinhalten. Die noch fehlenden Eigenschaften waren

- AzB-Rechnung
- Anzeige der Höhenprofile

Weiterhin kamen neue Eigenschaften wie die Vorgabe von Höhen- bzw. Geschwindigkeitsprofilen hinzu. Fehler der alten Version wurden beseitigt.

8.3.5 AP 7: Validierung

Um Aussagen über die Praxisrelevanz von NIROS treffen zu können, wurde als abschließendes Arbeitspaket zur Neustrukturierung von NIROS eine Validierung durchgeführt. Dazu wurde zum einen ein Vergleich mit Messwerten vorgenommen, die von der Fluglärmüberwachungsanlage des Flughafens München stammten, und zum anderen Vergleichsrechnungen mit dem Programm INM 7.0 durchgeführt.

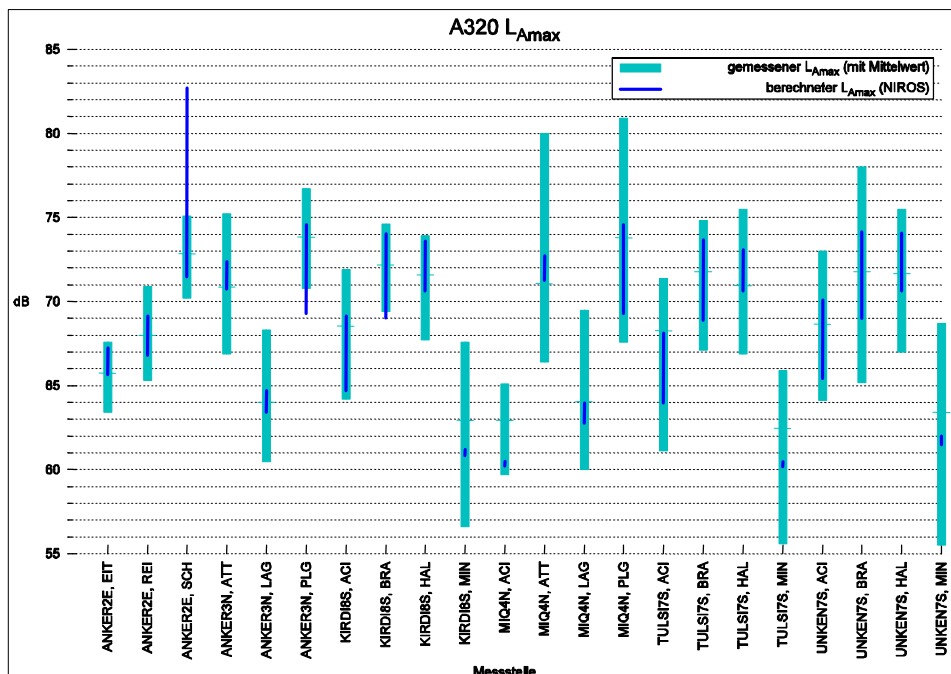
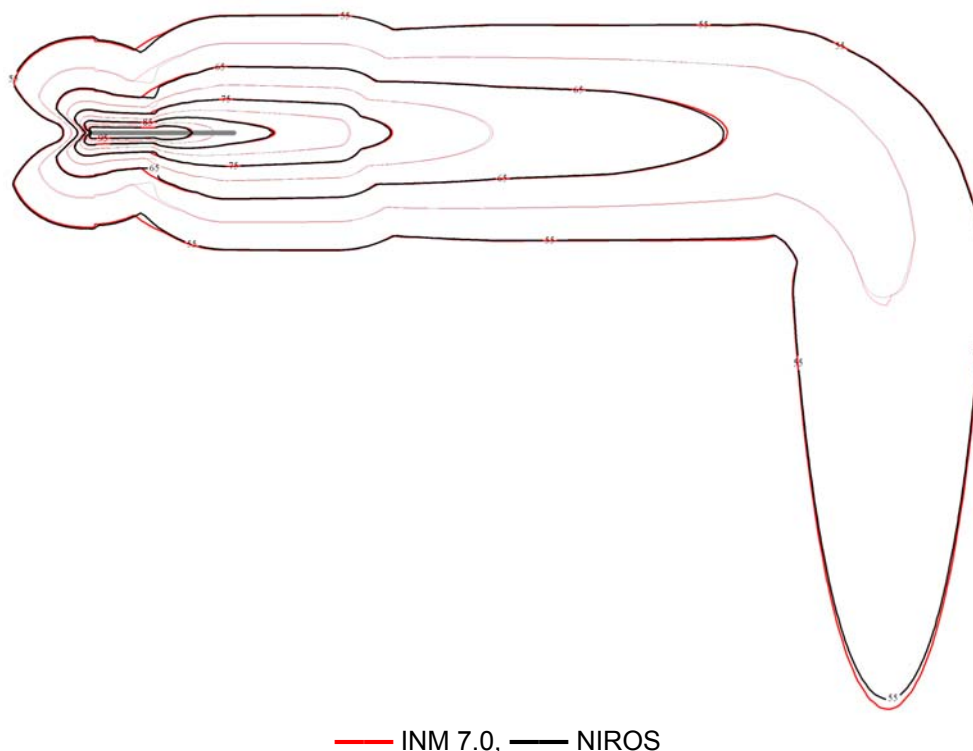


Bild 85: A320 Berechnete und gemessene L_{Amax} Werte.

In dem Vergleich mit Messdaten wurden Schallpegelverteilungen für Abflüge von drei unterschiedlichen Flugzeugtypen (A320, A340, B737-300) in NIROS berechnet und mit Messwerten der Fluglärmüberwachungsanlage des Flughafens München verglichen. Bild 85 zeigt ein Beispielergebnis für den A-bewerteten Maximalpegel beim Start eines Airbus A320. Die berechneten Pegel stimmen relativ gut mit den mittleren gemessenen Werten überein. Ledig-

lich bei der Messstelle SCH (Routen ANKER2E, dritte von links in Bild 85) berechnet NIROS leicht höhere Pegel, was auf die sensitive Lage bezüglich der simulierten Flugbahnstreuung von NIROS (relativ nah am Ende der Bahn) zurückgeführt werden kann. Weitere Ergebnisse für die anderen genannten Flugzeuge und den Pegelwert L_{AX} werden im Einzelbericht [33] mitgeteilt.

Eine weitere Möglichkeit zur Überprüfung der NIROS-Implementation bietet der Vergleich mit einer unabhängigen Implementation des ECAC Doc.29, wie sie in Form einer Betaversion des INM 7.0 (Rev. 21) bei DLR-AS-TS in Göttingen vorlag. Zwei Trajektorien – eine gerade Abflugroute und eine Abflugroute mit 90° Richtungsänderung – wurden für den Airbus A320 sowohl mit der NIROS-Implementation als auch mit der Betaversion des INM 7.0 gerechnet. Bild 86 zeigt die ermittelten Konturen und Konturflächen für den A-bewerteten Maximalschallpegel beim 90°-Abflug. Die mit NIROS und INM 7.0 berechneten Ergebnisse stimmen sehr gut überein. Die Fehler in den Flächen liegen für die Konturebenen über 55 dB deutlich unter 1%, für die 55 dB Kontur bei max. 2 %. Das entspricht einer durchschnittlichen Pegeldifferenz von 0,05 bis 0,1 dB. Damit kann von einer korrekten Umsetzung der NIROS Implementation ausgegangen werden.



Pegel (dB)	Fläche NIROS (km ²)	Fläche INM 7.0 (km ²)
55	116,07	117,16
60	57,032	57,566
65	28,587	28,888
70	13,345	13,459
75	7,3479	7,3972
80	4,3249	4,3626
85	1,9306	1,9557
90	0,92831	0,92813
95	0,50141	0,50243

Bild 86: Konturen (oben) und Konturflächen (unten) für L_{Amax} bei einem 90°-Abflug (A320).

8.4 Zusammenfassung und Ausblick

Ziel des Programmpakets PP 1650 war, die Ergebnisse der Quellmodellierung in PP 1620 und Schallausbreitungsmodellierung in PP 1640 in das DFS-Programm NIROS zu integrieren, um zukünftig belastbare Schallimmissionsrechnungen zu ermöglichen. In Abweichung von dieser Planung wurde die Implementation des Rechenverfahrens nach ECAC Doc.29 (3. Auflage) in NIROS beschlossen, weil dies den praktischen Erfordernissen der DFS mehr entsprach. Zur Validierung dieser modifizierten Software wurden Vergleiche der Berechnungsergebnisse mit gemessenen Daten und mit Rechenwerten des INM 7.0-Verfahrens angestellt. Messwerte des Flughafens München wurden den entsprechenden NIROS Ergebnissen gegenüber gestellt. Trotz der notwendigen Vereinfachungen in der Parametrisierung der NIROS Rechnung zeigen die berechneten Werte eine hohe Korrelation zu den gemessenen Werten, was eine deutliche Praxisnähe nachweist.

Damit kann davon ausgegangen werden, dass die Implementation des ECAC Doc.29 in NIROS weitestgehend korrekt ist und praxisrelevante Ergebnisse liefert. Nach Abschluss der Arbeiten im Verbundprojekt *LAnAb* steht NIROS als PC-Version mit aktuellen Algorithmen aus dem ECAC Dokument 29 (3. Auflage) zur Verfügung.

Die Validierung der Implementation hat die Richtigkeit der Entscheidung für diese Algorithmen durch eine gute Übereinstimmung der Rechenergebnisse mit gemessenen Lärmwerten bestätigt. Das Tool kann nun von der DFS im Rahmen der Abwägung zur Prognose von Fluglärmbelastungen eingesetzt werden. Das für das Projektpaket gesetzte Ziel wurde damit erreicht.

Gleichwohl gibt es noch weitere Optionen für eine Weiterentwicklung von NIROS, so z.B. die Erweiterung auf Anflüge und die Implementierung eines zielführenden Optimierungsalgorithmus. Darüber hinaus sollte untersucht werden, ob die mit NIROS berechenbaren Streubreiten mit den Flugerwartungsgebieten des Systems FANOMOS in Übereinstimmung gebracht werden können.

9 Zusammenfassung

Ziel des Verbundprojekts Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (*LAnAb*) war die Entwicklung und Überprüfung von An- und Abflugverfahren von Verkehrsflugzeugen, die im Vergleich mit den derzeit an deutschen Flughäfen geflogenen Standardverfahren eine geringere Geräuschbelastung in der Umgebung von Verkehrsflughäfen bewirken sollen. Mit Hilfe solcher Verfahren lässt sich auch mit dem heutigen Fluggerät mittel- bis kurzfristig eine Lärmreduzierung erreichen.

Da sich eine rein experimentelle Erprobung neuer Flugverfahren aus Kosten- und Zeitgründen verbietet, wurden die Entwicklung und Auswahl leiserer Verfahren auf der Basis von Simulationsprogrammen vorgenommen. Die Erarbeitung eines solchen Simulationstools, seine Anwendung zur Untersuchung geeigneter Lärm reduzierender Flugverfahren und die daran anschließende Verifizierung durch Flugversuche sind die wesentlichen Elemente des vorliegenden Verbundprojekts, das in die folgenden fünf Programmpakete (PP) gegliedert ist:

Im **PP 1610 Modellierung der Schallquellen an Verkehrsflugzeugen** wurden die verschiedenen Geräuschquellen von Verkehrsflugzeugen auf der Basis von früher durchgeführten Windkanalmessungen an Fahrwerken und Hochauftriebssystemen, von früher durchgeführter Überflugmessungen an einem Airbus A430 sowie einer neuen Überflugmesskampagne mit einem Lufthansa Airbus A319 mit Hilfe empirischer, aber physikalisch fundierter Beziehungen beschrieben. Diese Quellmodellierung bildete zusammen mit dem im DLR-internen Projekt *Leiser Flugverkehr* entwickelten Schallausbreitungsmodell die akustisch-physikalische Grundlage für das Simulationsprogramm SIMUL.

Im **PP 1620 Entwicklung eines Berechnungsverfahrens für die Lärmkonturen beim An- und Abflug von Verkehrsflugzeugen** wurde das beim DLR vorhandene Rechenverfahren SIMUL, das für die Bestimmung der Fluglärmimmission bei komplexen Flugbetriebsszenarien (viele Flugzeugmuster, komplexe Flugstreckengeometrien, An- und Abflüge, charakteristische Wetterbedingungen etc.) konzipiert war, durch die in PP 1610 verbesserte Modellierungen der Triebwerks- und Umströmungsgeräusche ausgebaut für die spezifischen Anforderungen, wie sie bei der Entwicklung und Auswahl akustisch optimierter An- und Abflugverfahren gestellt werden.

Dieses Berechnungsverfahren erlaubt auf der Grundlage einer sehr detaillierten Quellbeschreibung eine genauere Bestimmung der Lärmimmission als in der Vergangenheit, und es lassen sich über das vorliegende Projekt hinaus zukünftig auch genauere Aussagen für betroffene Regionen machen hinsichtlich des zu erwartenden Lärms bei steigendem Verkehrsaufkommen oder der Auswirkung technischer Geräuschminderungsmaßnahmen an der Quelle.

Im **PP 1630 Abschätzung des Lärminderungspotenzials und der Fliegbarkeit von An- und Abflugverfahren** wurden 7 Einzelaufgaben (EA) mit unterschiedlichen Fragestellungen behandelt:

- In der EA 1631 wurden mit Hilfe von SIMUL unterschiedliche Anflugverfahren daraufhin untersucht, ob sie einerseits unter Praxisbedingungen und Einhaltung der Flugsicherheit fliegbar sind und andererseits zu einer Verringerung der Geräuschbelastung am Flughafen führen. Je nach Verfahren sind verglichen mit Standardverfahren lokale Lärminderungen unterschiedlicher Größe möglich. Die akustisch verbesserten Verfahren, speziell Variationen von „Continuous Descent Approach“-Verfahren wurden für die experimentelle Verifizierung im PP 1640 vorgeschlagen.
- In EA 1632 konnte nachgewiesen werden, dass sich die bislang als Folge der CDA-Verfahren beobachteten Einbußen in der Flughafenkapazität (Vergrößerung der Landeintervalle) durch Einsatz des im Rahmen von *LAnAb* erweiterten DLR-Advanced Flight Management System (AFMS) vermeiden lassen.
- In EA 1633 wurde versucht, durch Berücksichtigung des zeitlich gemittelten Windeinflusses horizontale Flugbahnen zu finden, die eine geringere Schallbelastung dicht besiedelter Gebiete bewirken. Es zeigte sich aber, dass der Windeinfluss keine nennenswerte Änderung der Abflugroute bewirkt, und damit lohnt eine Optimierung der Abflugbahnen allein wegen des mittleren Windes nicht.
- In EA 1634 wurde der Frage nachgegangen, ob sich durch Bündelung von Flugrouten mit Autobahnen eine Entlastung durch Fluglärm betroffener Gebiete erreichen lässt. Legt man den äquivalenten Dauerschallpegel zugrunde, dann lässt sich bei Flächen mit niedrigen L_{Aeq} -Werten eine Reduktionen erreichen, andererseits können sich für höhere L_{Aeq} -Werte die Flächen durch die Überlagerung auch vergrößern. Das impliziert zunächst einen Einsatz in größeren Entfernungen vom Flughafen, wobei allerdings auch noch Aspekte der Siedlungsstruktur zu beachten sind. Betrachtet man aber die Maximalpegel, die für die Beurteilung von nächtlichem Fluglärm besser geeignet sind und um etwa 10-20 dB über den an Autobahnen auftretenden Pegeln liegen, dann bietet das Bündelungskonzept keinen Vorteil.
- Die heutigen, operationell eingesetzten Abflugverfahren wurden in EA 1635 hinsichtlich ihrer Schallimmissionen, der von ihnen hervorgerufenen Aufwachreaktionen, ihres Treibstoffverbrauches und ihres Zeitbedarfes miteinander verglichen. Eine eindeutige Bewertung in Bezug auf die Geräuschimmissionen ist nur schwer möglich, da dazu eine Gewichtung der von den Lärmkonturen eingeschlossenen Flächen notwendig wird. Betrachtet man die Flächen niedriger Pegel und den Treibstoffverbrauch, dann stellt sich das MODATA-FLEX Verfahren als am besten dar. Bei den Flächen höherer Pegelwerte, die allerdings nur in der Nähe des Abhebepunkts auftreten, sind Steilstartverfahren (ICAOA-FLEX, ICAOA-TOGA) von Vorteil.

- In EA 1636 wurde untersucht, ob sich durch wetterabhängige Flugrouten ein Geräuschminderungspotenzial eröffnen kann, weil sich prinzipiell meteorologisch bedingte Ausbreitungseffekte auf die Schallimmission am Boden auswirken können. Im Rahmen der Untersuchung konnte aber kein statistisch signifikanter Nachweis einer Wetterabhängigkeit der Lärmimmission erbracht werden.
- Akustisch optimierte An- und Abflugprozeduren dürfen auf keinen Fall zu einer Beeinträchtigung der Flugsicherheit führen, etwa aus einer möglicherweise erhöhten Arbeitsbelastung der Piloten. Deshalb wurde in EA 1637 die Fliegbarkeit von lärmoptimierten Ab- und Anflugverfahren durch den Piloten untersucht. Zu diesem Zweck wurden das Standardanflugverfahren „Low Drag-Low Power“ (LDLP) und das vom DLR entwickelte „Segmented Continuous Descent Approach“ (SCDA)-Verfahren miteinander verglichen. Das Ergebnis der Studie ist, dass das SCDA-Verfahren grundsätzlich durchführbar und fliegbar ist aber (a) Untersuchungen zur Belastung und Akzeptanz unter realen Bedingungen notwendig sind und (b) technische Entwicklungen und Erprobungen zur Pilotenunterstützung vorgenommen werden müssen.

Im **PP 1640 Verifizierung lärmoptimierter Flugverfahren** wurde mit Hilfe von erneuten Überflugmessungen mit einem Airbus A319 der Nachweis erbracht, dass

- die für die Entwicklung leiserer Flugverfahren angewandte Methodik – Quellmodellierung, Erstellung eines empirischen Simulationsprogramms, rechnerische Simulation unterschiedlicher Flugverfahren und Auswahl leiserer Verfahren – tatsächlich zu belastbaren Ergebnissen führt,
- die untersuchten Anflugverfahren LCDA (CDA with Late Gear Extension), SCDA (Segmented Continuous Approach) und SLDLP (Steep LDLP) gegenüber dem Referenzverfahren Low-Drag-Low-Power Lärminderungspotenziale in der Größenordnung von im Mittel 1-3 Dezibel sowohl im Maximalpegel als auch im Sound Exposure Level versprechen (lokal können die Pegelminderungen deutlich höher liegen) und
- bei den untersuchten Abflugverfahren zwar Tendenzen festgestellt werden können, die Pegeldifferenzen allerdings nur in der Größenordnung von etwa 1 dB liegen. Bei größeren Flugzeugmustern sind möglicherweise deutlichere Lärminderungspotenziale zu erwarten, dafür sind aber noch zusätzliche Messungen oder Simulationsrechnungen notwendig.

Im **PP 1650 Ergebnisübertragung in das DFS-Programm NIROS** wurde das 1996 entwickelte und nur von ausgewiesenen Spezialisten benutzbare Programm NIROS (Noise Impact Reduction and Optimisation System) in ein nutzerfreundliches PC-Programm überführt. Weiter wurde ein Fluglärm-Rechenverfahren nach ECAC (European Civil Aviation Conference) Doc.29 (3. Auflage) implementiert. Zur Validierung dieser modifizierten Software wurden Rechenergebnisse mit Messwerten des Flughafens München verglichen, wobei gute Übereinstimmung konstatiert werden konnte. Damit kann davon ausgegangen werden, dass die Implementation des ECAC Doc.29 in NIROS weitestgehend korrekt ist und praxisrelevante Ergebnisse liefert. Nach Abschluss der Arbeiten im Verbundprojekt *LAnAb* steht NIROS als PC-Version mit aktuellen Algorithmen aus dem ECAC Dokument 29 zur Verfügung.

10 Ausblick und Anschlussfähigkeit

Die im Projekt *LAnAb* durchgeführten Überfluglärmmessungen an einem Airbus A319 und die anschließende Datenanalyse lieferte eine umfassende Datenbank für die Schallemission des Airbus A319 und ermöglichte die Formulierung von ersten akustischen Modellen zur getrennten Berechnung von Einzelschallquellen des Triebwerks und der Zelle, die die akustische Grundlage des Fluglärmrechnungsverfahrens SIMUL bilden. Diese Modellbildung beruht nur auf Messungen an einem Flugzeug und einem Triebwerkstyp (CFM-56 Triebwerk des A319). Zur Überprüfung, Verallgemeinerung und Erweiterung der Modelle sind Messungen mit anderen Flugzeugen und Triebwerkstypen unbedingt notwendig.

In *LAnAb* wurden unterschiedliche Anflugprofile von Flugzeugen hinsichtlich ihrer Schall-emission und Schallimmission intensiv untersucht und Vorschläge für lärmarme Anflugverfahren entwickelt, die teilweise in Cockpit Simulationen oder auch Flugversuchen bezüglich ihrer Realisierbarkeit in der Praxis geprüft wurden. Die Untersuchungen beschränkten sich jedoch auf Einzelflüge. Völlig offen ist noch, inwieweit solche Verfahren überhaupt in den operationellen Betrieb eines Flughafens wie München oder Frankfurt passen, wie sie eventuell modifiziert werden müssen und wie das auch vom Boden aus kontrolliert werden kann.

In *LAnAb* konnten im Bereich der Startverfahren lediglich exemplarische Untersuchungen für bestimmte Verfahren (ATA, MOD-ATA und ICAO-A) durchgeführt werden. Eine systematische Untersuchung von Parametern, die sowohl die Geräuschemission als auch die Geräuschimmission beeinflussen, war im Rahmen von *LAnAb* nicht möglich. Eine umfassendere Lösung der Lärmproblematik beim Start erfordert eine systematische Vorgehensweise, die Einbeziehung weiterer Flugzeugmuster und neuer Technologien, geeignete Bewertungen von erreichten Lärminderungen und auch Betrachtungen des Gesamtverkehrs an ausgewählten Flughäfen.

In *LAnAb* wurde in A320- und A330-Simulatoren die Fliegbarkeit von zwei lärmarmen Anflugverfahren durch den Piloten untersucht. Eine Erweiterung der Untersuchungen (1) auf einen weiteren Flugzeugtyp einer anderen Gewichtskategorie und eines anderen Herstellers, der einen wesentlichen Beitrag zum Flugverkehr in Deutschland leistet, und (2) zur Überprüfung von neuen FMS-Systemen, die mit lärmarmen Flugverfahren verbunden sein werden, ist notwendig, um die Grundlagen für eine potentielle Einführung derartiger Verfahren zu verbreitern, denn oberstes Gebot bei allen Veränderungen von Verfahren ist die Gewährleistung der Sicherheit im Flugbetrieb.

Um die oben genannten offenen Fragen bearbeiten und beantworten zu können, wurde im 1. Aufruf des 4. Luftfahrtforschungsprogramms zusammen mit weiteren Partnern ein Forschungsantrag für das Verbundprojekt MASSIF mit den Arbeitsgruppen „Flugverfahren“, „Zelle“, „Triebwerk“ und „Integration und Bewertung“ eingereicht. In der AG „Flugverfahren“ ist die Bearbeitung der oben angesprochenen Punkte in den folgenden Arbeitspunkten vorgesehen:

- AP F1 Schallquellenidentifizierung und -modellierung
Überflugmessungen zur Weiterentwicklung der Simulations- u. Flugverfahren, die im *LAnAb* für die A319/A320 erarbeitet wurden, auf 4-motorige Flugzeuge am Beispiel eines viel geflogenen Flugzeuges (B747).
- AP F2 Verkehrsszenario
Anwendung von *LAnAb*-Anflugverfahren auf reale Flughafen- u. Luftraumszenarien.
- AP F3 Startverfahren
Parametrische Untersuchungen zu geräuschoptimierten Startverfahren und Anwendung auf reale Flughafenszenarien
- AP F4 Pilotenbelastung
Untersuchung der Pilotenbelastung und –beanspruchung für ein viel geflogenes Flugzeug eines zweiten Herstellers (B747) unter Berücksichtigung neuer FMS-Systeme, die für geräuschoptimierte Anflugverfahren notwendig werden

Der im 1. Aufruf von LuFo IV eingereicht Verbundantrag MASSIF wurde in der Vorantragsphase zwar gut bewertet, jedoch nicht zur Förderung empfohlen. Seine Inhalte und seine Struktur werden derzeit für einen erneuten Anlauf im 2. Aufruf des LuFo IV gemäß der Empfehlungen einer Gutachtergruppe überarbeitet und aktualisiert.

Um den offenen Zeitraum zwischen dem Abschluss von *LAnAb* und der aktuell laufenden LuFo III-Verbundprojekte (FREQUENZ, LEXMOS und NASGeT) und einem möglichen Start des neuen Verbundprojekts MASSIF ab 2009 sinnvoll zu füllen und der Gefahr eines Ausei-

inanderfallens des bestehenden Forschungsnetzwerks unter dem Dach des Forschungsverbundes *Leiser Verkehr* vorzubeugen, wurden Teile der MASSIF-Aktivitäten in Verlängerungsanträge zu den oben genannten LuFo III-Projekten eingebracht.

Aus der Arbeitsgruppe Flugverfahren sind das die in AP F1 genannten akustischen Überflugmessungen mit der B747. In der Verlängerungsphase von FREQUENZ sollen mit diesen Überflugmessungen die dominierenden Geräuschquellen der Zelle und des Triebwerks identifiziert und lokalisiert werden, um Geräuschminderungspotenziale für die B747 auszuloten und auf ihre technische Umsetzbarkeit zu prüfen. Die B747 ist ein sehr häufig in Deutschland geflogenes Flugzeug, das insbesondere am Flughafen Frankfurt die dort herrschenden Fluglärmpegel wesentlich mitverursacht. Die Identifizierung und Realisierung von akustischen Nachrüstmaßnahmen würde zu einer spürbaren Minderung der Lärmbelastung an diesem Flughafen führen.

Bei erfolgreicher Antragsstellung im 2. Aufruf des LuFo IV sollen sich in der Hauptphase von MASSIF detaillierte Auswertungen zur Quellmodellierung und deren Implementierung in das in *LAnAb* überarbeitete Simulationsprogramm SIMUL zur Erweiterung auf 4-motorige Flugzeuge anschließen.

11 Danksagung

Das Verbundprojekt *LAnAb* wurde im Forschungsverbund *Leiser Verkehr* konzipiert und vom Bundesministerium für Bildung und Forschung BMBF bzw. dem Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie gefördert. Die beteiligten Partner danken den Ministerien für die finanzielle und inhaltliche Unterstützung der Arbeiten, ohne die die erfolgreiche interdisziplinäre Zusammenarbeit von Industrie, Fluglinie, Flugsicherung, Flughafen sowie universitären und außeruniversitären Forschungseinrichtungen nicht möglich gewesen wäre.

12 Literatur

- [1] N.N.: Leiser Flugverkehr, Zusammenfassender Projekt-Abschlussbericht. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Juli 2004.
- [2] Isermann, U.: Rechenprogramm SIMUL – Benutzerhandbuch und Befehlsreferenz. DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik. Februar 2007.
- [3] Saueressig, G., Köhler, I., Ebert, J., Jans, W., Nowack, S., Scheid, U., Zellner, A. & Haag, K.: Verbundprojekt 1600 Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren. Schlussbericht Deutsche Lufthansa AG, 2007.
- [4] Dobrzynski, W. & Michel, U.: Neue Maßnahmen zur Lärminderung. Eine erfolgreiche Zusammenarbeit von DLR und Lufthansa. *DLR-Nachrichten* **102** (2002), 50-53.
- [5] Werner Dobrzynski, W., Pott-Pollenske, M., Buchholz, H., Almoneit, D. & Boden, F.: Auswertung vorhandener Windkanal-Messdaten (EA 1611) und Durchführung einer Messkampagne mit Überflügen zur Gewinnung von Validierungsdaten mit Einzelmikrofonen (EA 1613). Abschlussberichte zu *LAnAb* EA 1611 und EA 1613, DLR-AS-TA, DLR-TA-TA, DLH, EADS-CRC, UH-IMK, FPM, 2006.
- [6] Fink, M. R.: Airframe noise prediction method. FAA RD-77-29, 1977.
- [7] Molin, N. & Roger, M.: The use of Amiet's methods in predicting the noise from 2D high lift devices. AIAA-CEAS 2000-2064, 2000.
- [8] Müller, G.: Auswertung vorhandener Überflugmessungen – A340 in Tarbes. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1612, EADS-CRC, DLR-AT-TA, DLR-AS-TA, 2007.
- [9] Müller, G.: Auswertung der Überflugmessungen Airbus A319 – Parchim. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1614, EADS-CRC, DLR-AT-TA, DLR-AS-TA, DLH, 2007.
- [10] Müller, G.: Parametrisierung der Schallquellen. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1621, EADS-CRC, DLR-AS-TA, 2007.
- [11] Müller, G. & Hoffmann, F.: Physikalische Parameter der Schallquellen (EA 1622) und Anpassung auf praxisnahe Modelle (EA 1623). Abschlussberichte zu *LAnAb* EA 1622 und EA 1623, EADS-CRC, DLR-AS-TA, 2007.
- [12] ISO 9613-1, Acoustics – Attenuation of sound during propagation outdoors – Part1: Calculation of the absorption of sound by the atmosphere. ISO 1993.
- [13] Engineering Science Data Unit, „Airframe Noise Prediction“, ESDU 90023, 2003.
- [14] Guérin, S. & Michel, U.: Auswertung vorhandener Überflugmessungen (EA 1612) und Überflugmessungen mit einem Mikrofonarray (EA 1614). Abschlussberichte zu *LAnAb* EA 1612 und EA 1614, DLR-AT-TA, DLR-AS-TA, DLH, UH-IMK, FPM, 2007.
- [15] Guérin, S., Weckmüller, C. & Michel, U.: Beamforming and deconvolution for aerodynamic sources in motion. First Berlin Beamforming Conference (BeBeC), Berlin, Germany, 21.-22.11.2006.
- [16] Heidmann, M.F.: Interim prediction method for fan and compressor source noise. Technical report, NASA TM-X-71763 (1979).
- [17] Isermann, U.: Erweiterung des Rechenprogramms SIMUL. EA 1624, EA 1625, EA 1626 und EA 1627, DLR-AS-TS, 2007.
- [18] Macke, O. & König, R.: Lärminderungspotenzial und Fliegbarkeit von steilen Anflügen. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1631, DLR-FT, 2007.
- [19] Kuenz, A., Mollwitz, V., Edinger, C. & Becker, H.: Lärminderungspotenzial und Kapazitätsauswirkungen von „Continuous Descent Approach“-Verfahren. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1632, DLR-FL, TUB-ZFB, 2007.
- [20] http://www.eurocontrol.int/eec/public/standard_page/ACE_bada.html.
- [21] Jacob, H.G., Effertz, H. & Kopp, N.: Lärmminimale Abflugbahnen unter Beachtung des Einflusses der mittleren Windsituation auf die Schallausbreitung. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1633, TUBr-IFF, Simulopt, TMS-Bn, 2007.
- [22] Boguhn, O. & Isermann, U.: Lärminderungspotenzial durch Bündelung von Flugrouten

- mit Autobahnen. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1634, DLR-AS-TS, ak-data, BEH, 2006.
- [23] Behrens, T.: Lärm über Frankfurt – oder anderswo: Lärmbänder bündeln. Das Bauzentrum, Heft 1, Darmstadt 1992, S. 25 ff.
- [24] Isermann, U. & Schmid, R.: Bewertung und Berechnung von Fluglärm. Im Auftrag des Bundesministeriums für Verkehr, FE-Bericht Nr. L-2/96-50144/96. Göttingen, 20.7.2000.
- [25] König, R. & Kreth, S.: Lärmarme Abflugverfahren. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1635, DLR-FT, 2007.
- [26] Huemer, R.-G.: Entwicklung von lärmindernden operationell einsetzbaren Abflugverfahren. Institutsbericht IB 111-2004/73, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig.
- [27] Basner, M., Samel, A. & Isermann, U.: Aircraft noise effects on sleep: Application of the results of a large polysomnographic field study. *Journal of the Acoustical Society of America* **119** (5) (2006), 2772-2784.
- [28] Müller, G.: Lärmarme Abflugverfahren - Heavy Aircraft Boeing 747- 400. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1635, EADS-CRC, DLR-AT-TA, 2006.
- [29] Heimann, D., Kästner, M. & Blumrich, R.: Abschätzung des Lärminderungspotenzials wetterabhängiger Flugrouten Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1636, DLR-PA, FMG, DFS, DWD, MIM, 2006.
- [30] Elmenhorst, E.M., Heider J., Huemer, R.G., Jans, W., König, R., Lehmann, O., Maaß, H., Nowack, S., Neb, H., Plath, G., Samel, A., Saueressig, G., Schubert, E., Soll, H., & Vejvoda, M.: Untersuchung der Fliegbarkeit von lärmoptimierten Anflugverfahren durch den Piloten. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1637, DLR-ME, DLR-FT, DLH, TUB-ZFB, 2005 (auch als DLR-FB 2005-19 erschienen).
- [31] 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.
- [32] Drüe, C. & Finke, U.: Wetterberatung und Meteorologische Messungen während der Flugmesskampagne Parchim 2006. Abschlussbericht zu *LAnAb* EA 1642, UH-IMK, 2007.
- [33] Zaki, G.: Übertragung von Teilergebnissen der Programmpakete 1620 und 1640 in das Programm NIROS der Deutschen Flugsicherung. Abschlussbericht zu *LAnAb* PP 1650, DFS, DLR-AS-TS, DLR-PA, 2007.